周波数成形 H_∞ 制御を用いた柔構造衛星の軌道上姿勢制御実験*柏瀬 俊夫^{*1}, 山田 克彦^{*1}, 阿波 祐二^{*2}
関口 毅^{*3}, 木田 隆^{*4}On-Orbit Experiments of Frequency-Shaped H_∞ Control
for Flexible Space StructureToshio KASHIWASE, Katsuhiko YAMADA, Yuji AWA,
Takeshi SEKIGUCHI and Takashi KIDA

Flexible control experiments have been performed as one type of on-orbit experiment for the Engineering Test Satellite VI (ETS-VI) which was launched in August, 1994. The aim of the flexible control experiments is the feasibility study of new attitude control schemes for future flexible space structures. We have designed two types of controllers. One is a controller designed according to the Low Authority Control (LAC)/High Authority Control (HAC) scheme. The purpose of LAC is damping augmentation of structural vibration modes, while that of HAC is achievement of high control performance. The other controller is a HAC-only controller: this HAC controller is designed for high-performance attitude control of a rigid body, as well as for damping augmentation of the vibration modes. The HAC controllers in both cases are designed using H_∞ control theory with the frequency-shaping technique. These control schemes have been tested on orbit by ETS-VI. The experimental results have been analyzed in both time and frequency domains. It is shown from the analysis that both control schemes can be accurately realized on orbit and perform well with respect to damping augmentation and attitude control.

Key Words: Space Engineering, Vibration Control, Attitude Control, Robust Control, H_∞ Optimal Control, Identification, Flexible Structure

1. 緒 言

技術試験衛星 6 型 (ETS-VI) の柔構造制御軌道上実験は、構造振動と姿勢制御系の干渉が問題となるような将来の大形衛星の姿勢制御技術の確立を目標とした実機実験である⁽¹⁾。ETS-VI は 2 トン級の大形静止衛星であり、図 1 に示すように大形の衛星構体に 2 枚の大形太陽電池パドル(以下ではパドルと呼ぶ)と各種のアンテナ等の付属物が取付けられている。また、同定実験と制御実験のためにこれらのパドルには計 6 個の加速度計(PACC)が装備されている。

本報では、この軌道上実験が実施された数種類の制御系のうち、制御系のロバスト性、実装性、設計の容易さなどの長所を持つ Low Authority Control/High Authority Control (LAC/HAC) 手法による階層制御と最新の制御理論である H_∞ 最適制御理論を組合せた制御系の実験 2 例について述べる。第一の制御系は、

ロバスト性に優れた直接速度フィードバックの LAC と H_∞ 最適制御の HAC からなる階層制御系である。第二の制御系は、階層制御手法によらず、 H_∞ 最適制御コントローラのみである。なお、 H_∞ 最適制御系はいずれも、設計の容易な正規左既約分解表現による設計手法⁽²⁾⁽³⁾を採用したものである。

ETS-VI の軌道上実験のうち、本報で扱う実験は、1995 年 1 月 29 日、5 月 10 日、7 月 24 日に実施された。まず、これら制御系の設計手法について述べる。次に、軌道上実験の結果を数値シミュレーションの結果と比較する。また、軌道上実験結果から入出力の周波数応答を求めて設計値との比較を行う。一般に衛星の姿勢制御系の設計は周波数応答(開ループ伝達関数)に基づいて行われるので、制御系が軌道上の実機で地

Fig.1 ETS-VI configuration

* 原稿受付 1996 年 2 月 5 日。

^{*1} 正員, 三菱電機(株)先端技術総合研究所 (〒661 尼崎市塚口本町 8-1-1)。^{*2} 三菱電機(株)鎌倉製作所 (〒247 鎌倉市上町屋 325)。^{*3} 宇宙開発事業団筑波宇宙センター (〒305 つくば市千現 2-1-1)。^{*4} 正員, 航空宇宙技術研究所 (〒182 調布市深大寺東町 7-44-1)。

上での設計どおりに構成できているかを周波数応答で確認することは有用である。

2. 制御系の設計

2.1 設計方針 大規模宇宙構造物は多数の構造振動モードを有しているため、その制御系の設計は低次元化されたモデルに対して設計される。このとき打ち切られた剰余モードが制御系と干渉して励起されることがある(スピルオーバー不安定現象)。このような現象を回避するには、制御系のロバスト性を高めることのできる先進制御理論の適用が有用である。さらに、将来の大規模宇宙構造物には複数アクチュエータ/センサを用いることが考えられるが、そのような場合にも先進制御理論によって対応することができる。したがって、このような理論の有効性を実衛星によって検証することは重要なステップと位置付けられる。この目的で、本報で述べる ETS-VI の軌道上制御実験は行われた。すなわち、先進制御理論を用いて大形太陽電池パドルの低次構造振動を考慮した姿勢制御系の設計を行い、軌道上で試験するものである。ETS-VI の質量特性と柔構造特性を表 1 と表 2 にそれぞれ示す。

構造振動の安定化手法には振幅安定化と位相安定化がある。前者は開ループ伝達関数の共振点におけるゲインを 0 [dB] 以下とする場合であり、位相条件は任意でよい。一方、後者は共振点において位相余裕をもたせる場合であり、ゲインは 0 [dB] を超える場合が普通である。位相安定化では振動モードの減衰を増加させることができるが、時間遅れなどの影響により位相の遅れることがあるので注意が必要になる。

搭載計算機で構成されるデジタル制御系では、有限の演算速度と間欠的な制御動作により次式で近似で

きる位相遅れが存在する⁽⁴⁾。

$$\delta = 360 \times f_i \times \left(T_1 + \frac{T_2}{2} \right) [\text{deg}] \quad \cdots \cdots \cdots (1)$$

ここで、 T_1 [s] はセンサ信号取得からアクチュエータ駆動までの時間遅れ、 T_2 [s] は制御周期である。ETS-VI 軌道上制御実験では、およそ、 $T_1=0.09$ [s]、 $T_2=0.25$ [s] であり、パドル構造振動数での位相遅れの概算値は表 2 のようになる。このため、位相遅れが 13 deg と比較的小さい面外一次モードのみを位相安定化の制御対象とする。

さらに、本報で述べる軌道上制御実験では、パドル回転角は 90 deg、または、270 deg に固定されており、いずれの場合もパドルの面外振動と衛星本体のロール軸が力学的に結合している。そこで以下では、三軸姿勢制御のうちのロール軸回りの剛体運動の姿勢制御とパドルの面外一次モードの能動制御についてのみ言及することとし、2 種類の制御手法の提案と軌道上実験結果の報告を行う。

第一の手法は、ロバスト性の優れた直接速度フィードバックの LAC と H_∞ 最適制御の HAC を組合せた手法である。LAC でパドル振動の能動制御を行い、HAC でロール軸姿勢制御を行わせる。第二の手法は、 H_∞ 最適制御単独でロール軸姿勢制御とパドル振動の能動制御の両方を行わせる手法である。

センサ信号には地球センサやジャイロを用いた衛星姿勢決定系の出力を用いる。アクチュエータは 4 個のリアクションホイール(RW)を用いる。衛星本体の各三軸回りのトルク指令信号を分配則により四つの RW に分配してトルクを発生させる⁽⁵⁾。この場合、衛星の各軸回りにトルクを与え、各軸の姿勢角や姿勢角速度を検出するという意味でコロケーションが成立しているとみなすことができる。ただし、RW の使用方法には両手法で若干の違いがある。LAC/HAC による手法の場合には、RW に局所的な速度ループが付加されており、トルクコマンドを一度積分し角運動量コマンドとして与える構成となっている。一方、HAC のみの場合には、トルクコマンドを直接 RW に与えている。この違いは実験上の制約によるが、RW の速度ループは時定数が短いので制御性能に影響はない。

2.2 LAC/HAC 手法による設計 前述のスピルオーバー不安定現象が生ずる一因は、構造振動の減衰が極めて小さいことにある。LAC/HAC 手法は、まず LAC で系全体の減衰を増加させることでスピルオーバー不安定現象の発生を抑制した上で、HAC で高精度の制御を行う手法である。

2.2.1 LAC の設計 LAC は衛星姿勢角速度信

Table 1 Mass properties of ETS-VI

Mass	1800 [kg]
Moment of inertia I_{XX}	16000 [kgm ²]
Moment of inertia I_{YY}	5000 [kgm ²]
Moment of inertia I_{ZZ}	15000 [kgm ²]

Table 2 Flexible properties and equivalent phase lags of ETS-VI

Vibration mode	Frequency	Phase lag by Eq.(1)
Out-of-plane 1st	0.17 [Hz]	13 [deg]
Torsion 1st	0.40 [Hz]	31 [deg]
In-plane 1st	0.42 [Hz]	33 [deg]
Out-of-plane 2nd	0.67 [Hz]	52 [deg]

号を用いて出力フィードバックする直接速度フィードバック制御(DVFB)とする。上述したように、姿勢決定系の角速度信号はアクチュエータ発生トルクと力学的に共役であり、理想的にはDVFBは高次の構造振動モードまで安定性を改善することができる。しかし、実際には制御系の制御周期、アクチュエータとセンサの帯域などによる位相遅れがあるので、高周波数側になるにつれて安定性が損なわれる。このような理由から、図2のようにDVFBに遮断周波数1.0 Hzの低周波通過フィルタ(LPF)と遮断周波数0.05 Hzの高周波通過フィルタ(HPF)を付加して、面外振動一次モードのみをLACの対象とする。ここで、HPFは剛体モードへの影響を遮断するために用いている。

LACによる減衰の増加量の見積もりは以下のよう
にできる。まず、各節点の変位を並べたベクトルを q
として、系の運動方程式を次式のようにおく。

$$M\ddot{q} + Kq = Bu \quad \dots\dots\dots (2)$$

姿勢角速度出力 y を

$$y = C_v \dot{q} \quad \dots\dots\dots (3)$$

とすると、 M 、 K を同時対角化することによって、両式は次のようにモード座標 x で表現できる。ただし、 x から剛体モード成分は取り除いて考える。

$$\ddot{x} + \tilde{D}\dot{x} + \tilde{K}x = \tilde{B}u \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$y = \tilde{C}\dot{x} \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここで、剛体以外のモードベクトルを並べて Φ とし、

$$\Phi^T M \Phi = I \quad (\text{単位行列})$$

$$\Phi^T K \Phi = \tilde{K} = \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2, \dots)$$

$$\tilde{B} = \Phi^T B, \quad \tilde{C} = C_v \Phi$$

である。また、モード減衰項は新たに

$$\tilde{D} = \text{diag}(2\zeta_1\omega_1, 2\zeta_2\omega_2, \dots)$$

として加えた。コローションが成立しているので

$$\tilde{C} = \tilde{B}^T = [\phi_1, \phi_2, \dots] \quad \dots\dots\dots (6)$$

となる。これに、次式のDVFBを行う。

$$u = -G_v y \quad \dots\dots\dots (7)$$

結局、LAC後の運動方程式は

$$\ddot{x} + (\tilde{D} + \tilde{B}G_v\tilde{C})\dot{x} + \tilde{K}x = 0 \quad \dots\dots\dots (8)$$

と表される。したがって、LACによる面外振動一次モードの減衰 $\tilde{\zeta}_1$ は

Fig. 2 Block diagram of LAC loop

$$\tilde{\zeta}_1 = \zeta_1 + \frac{\phi_1^T G_v \phi_1}{2\omega_1} \quad \dots\dots\dots (9)$$

となる。軌道上実験においては $\tilde{\zeta}_1 = 0.13$ となる。ただし、制御系には前掲の表2の位相遅れが存在する。この位相遅れをむだ時間の(1, 1)形パデー近似($e^{-Ls} = (1 - 0.5Ls)/(1 + 0.5Ls)$)で取り入れて、LAC後の固有値を計算すると $\tilde{\zeta}_1 = 0.072$ となる。図3に制御対象のアクチュエータからロール軸姿勢角までの伝達関数の周波数応答を示す。図3中、点線はLACなしの場合、実線はLACありの場合をそれぞれ示している。

2・2・2 HAC の設計 HACの設計は周波数領域での成形が可能な正規左既約分解表現(NLCF)を用いた手法⁽²⁾⁽³⁾で行う。面外振動一次はLACで能動制御され減衰が増加されているので、ここで設計するHACは衛星のロール軸剛体モードのみを制御対象とする。このため、HAC用の周波数成形では剛体モードのみを重み付けし、面外振動一次モードを含めた構造振動を振幅安定化するように成形する。

[手順1] 制御対象 $G(s)$ に適当な定数ゲインを掛けて、交差周波数が所望の値になるようにする。さらに、二次のLPF特性を持つフィルタを掛けて、構造振動モードの共振周波数でのゲイン余裕が所望の値になるようにする。以上の周波数成形を行う伝達関数を $W(s)$ とすると、成形後の制御対象 $G_A(s)$ は次式となる。

$$G_A(s) = G(s)W(s) \quad \dots\dots\dots (10)$$

[手順2] この成形後制御対象 $G_A(s)$ を安定化する準最適コントローラ K_∞ を設計する。

[手順3] K_∞ に成形フィルタ $W(s)$ を結合して、次式の最終的なコントローラ K を得る。

$$K(s) = W(s)K_\infty \quad \dots\dots\dots (11)$$

Fig. 3 Frequency responses from actuator output to roll angle (dotted line: without LAC, solid line: with LAC)

このようにして周波数成形した制御系の周波数応答を図4に示す。図4中、点線は制御対象のアクチュエータからロール軸姿勢角までの伝達関数 $G(s)$ 、破線は成形された制御対象の伝達関数 $G_A(s)$ 、実線はHAC制御系の開ループ伝達関数 $K(s)G(s)$ をそれぞれ示している。なお、図4のHAC設計ではLACなしの制御対象を $G(s)$ としたが、LACによって減衰が増加された制御対象を $G(s)$ としてもよい。

2.3 HAC単独による設計 2.2節のLAC/HAC手法では、面外振動一次モードの能動制御はLACのDVFBで行った。ここでは、NLCF手法による H_∞ 制御で衛星のロール軸剛体モードと面外一次モードを制御するHACを設計する。図5のように面外振動一次モードの位相安定化、面外振動二次モード以降の振幅安定化がなされるように制御対象を成形した。図5中、点線は制御対象のアクチュエータからロール軸姿勢角までの伝達関数 $G(s)$ 、破線は成形された制御対象の伝達関数 $G_A(s)$ 、実線はHAC単独制御系の開ループ伝達関数 $K(s)G(s)$ をそれぞれ示している。このHAC設計用の成形フィルタ $W(s)$ は

$$W(s) = g_3 \times \frac{s + \omega_{31}}{\omega_{31}} \times \frac{\omega_{32}^2}{s^2 + 2\zeta_{32}\omega_{32}s + \omega_{32}^2} \quad \dots\dots\dots (12)$$

とした。ここで、 g_3 は剛体モードの交差周波数の指定のために、 $(s + \omega_{31})/\omega_{31}$ は面外振動一次モードの減衰増加のために、また $\omega_{32}^2/(s^2 + 2\zeta_{32}\omega_{32}s + \omega_{32}^2)$ は面外振動二次モード以降の振幅安定化のために用いられる。NLCF手法による設計手順は2.2節と同様である。

表3に、LAC/HACおよびHAC単独の設計結果を

Fig. 4 Frequency responses of HAC in LAC/HAC system (dotted line: transfer function of plant, broken line: transfer function of shaped plant, solid line: Open-loop transfer function of HAC system)

まとめて示す。この二つの制御系を以下では『LAC/HAC』、『位相安定形 HAC』と呼ぶ。これに加え、3章では表3の制御系 No. 1 のHACのみの制御系(パドル振動の能動制御なし)も比較のために実験している。これを『振幅安定形 HAC』と呼ぶ。これら3種類の補償器の伝達関数を図6に示す。前述したように、『LAC/HAC』補償器は衛星姿勢角速度と衛星姿勢角の二つの信号から制御トルクを与える2入力1出力系である。図6ではこれを衛星姿勢角信号から制御トルクへの1入力1出力系に等価的に変換して破線で示している。点線と実線はそれぞれ『振幅安定形 HAC』と『位相安定形 HAC』補償器の伝達関数である。表3に示したように『位相安定形 HAC』制御系と『LAC/HAC』制御系の交差周波数はそれぞれ0.03 Hzと0.0085 Hzである。図6において、『位相安定形 HAC』補償器のほうが低周波数領域のゲインが高いのはこのためである。

3. 実験結果

3.1 時間応答 2章で設計した制御系の数値シミュレーション結果と実機軌道上実験結果について述べる。『振幅安定形 HAC』、『LAC/HAC』、『位相安定形 HAC』の3種類の制御系をパドル角を90 deg, または、270 degに固定して、ステップ応答試験とインパルス外乱試験を行った。このうち、パドル面外振動と連成している衛星本体ロール軸回りにスラスト噴射(1 660 ms)してインパルス外乱を加えた試験結果を図7に示す。図7中、破線は数値シミュレーション結果、実線は軌道上実験結果[実験テレメトリ(2

Fig. 5 Frequency responses of HAC-only system (dotted line: transfer function of plant, broken line: transfer function of shaped plant, solid line: Open-loop transfer function of HAC-only system)

Table 3 Design specification

No.	Type	Design method	Shaping filter $W(s)$	Crossover frequency [Hz]	Stabilization method		Order of controller
					1st mode	2nd mode	
1	LAC	DVFB	$g_1 \times \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta_{11}\omega_{11}s + \omega_{11}^2} \times \frac{\omega_{12}^2}{s^2 + 2\zeta_{12}\omega_{12}s + \omega_{12}^2}$	—	Phase stabilization	Amplitude stabilization	4
			$g_1 = 1550[\text{Nms/rad}], \zeta_{11} = 0.7, \omega_{11} = 0.314[\text{rad/s}], \zeta_{12} = 0.7, \omega_{12} = 6.28[\text{rad/s}]$				
	HAC	H_∞ by NLCF	$g_2 \times \frac{\omega_2^2}{s^2 + 2\zeta_2\omega_2s + \omega_2^2}$	0.0085	Amplitude stabilization	Amplitude stabilization	4
			$g_2 = 56[\text{Nm/rad}], \zeta_2 = 0.5, \omega_2 = 0.628[\text{rad/s}]$				
2	HAC	H_∞ by NLCF	$g_3 \times \frac{s + \omega_{31}}{\omega_{31}} \times \frac{\omega_{32}^2}{s^2 + 2\zeta_{32}\omega_{32}s + \omega_{32}^2}$	0.03	Phase stabilization	Amplitude stabilization	5
			$g_3 = 465[\text{Nm/rad}], \omega_{31} = 0.25[\text{rad/s}], \zeta_{32} = 0.5, \omega_{32} = 1.89[\text{rad/s}]$

Fig. 6 Frequency responses of controllers (dotted line: transfer function of amplitude stabilizing HAC, broken line: transfer function of LAC/HAC, solid line: transfer function of phase stabilizing HAC)

Hz)] をそれぞれ示している。このインパルス外乱応答試験では最大発生角度誤差と最大発生角速度に数値シミュレーションとの大きさの違いが見られるがこれは実機でのスラストレベルの低下、またはスラスト出力のなまり等の影響によるものと推定される。これらの時間応答の比較から、面外振動一次モードを振幅安定化している『振幅安定形 HAC』では振動の減衰は改善されていないが、『LAC/HAC』と『位相安定形 HAC』では減衰を $\zeta=0.07\sim0.08$ に増加できていることがわかる。さらに、数値シミュレーションが良好

に軌道上実験を模擬できていることが確かめられた。

3.2 振動数と減衰の推定 3.1 節で示した軌道上データからパドル面外一次モードの振動数と減衰を推定する。対象とするデータはインパルス応答の実験テレメトリ (2 Hz) の姿勢角である。振動数の推定に Maximum Entropy Method (MEM)⁽⁶⁾ を用い、減衰の推定に最小二乗法を用いる。

減衰の推定では、時間応答データをバンドパスフィルタに通して振動成分だけを取り出した後、減衰する正弦波への曲線適合により減衰を求める方法をとる。バンドパスフィルタには、通過周波数が 0.1~0.2 Hz の 12 次のバターワースフィルタを用いる。減衰する正弦波への適合は次のように行う。まず位相を調節してフィルタの出力データ $y_i (i=1, 2, \dots)$ を次の正弦波に適合させる。

$$ae^{-\zeta\omega t_i} \sin \omega t_i \quad (i=1, 2, \dots) \quad (13)$$

この正弦波の振幅 a と減衰 ζ を求めるために、次式を最小化する問題を考える。

$$V = \sum_i \{ \log y_i^2 - \log (ae^{-\zeta\omega t_i} \sin \omega t_i)^2 \}^2 \quad (14)$$

ここで y_i^2 を用いるのは $y_i=0$ の近傍を除いて $\log$ をとれるようにするためである。上式において ω には MEM の同定値を用いることにすれば時刻 t_i は既知なので $\log a$ と ζ に対する線形最小二乗法となる。上式による適合を行った結果を表 4 に示す。なお表 4 には MEM による振動数の同定値と、振動数と減衰の設

計値もあわせて示す。設計値を求めるにあたってはパドルの片持状態での減衰を0.5%に設定している。『位相安定形 HAC』による減衰の増加は設計値に比べて若干低めではあるが、これは『位相安定形 HAC』の振動制御性能は『LAC/HAC』に比べ、構

造振動の変化の影響を受けやすいためと考えられる。

3.3 周波数応答の推定 ここでは軌道上におけるインパルス応答およびステップ応答からシステムの周波数応答を求めることを考える。人工衛星の姿勢制御系は通常周波数応答をもとに設計されるので、軌道上での周波数応答を求めることは今回の実験に用いた制御系の特性を調べるために重要である。

3.3.1 周波数応答の推定方法 インパルス応答またはステップ応答から周波数応答を求めるために、Markov パラメータを求めて、それから最小実現系を経て周波数応答を推定するという手法をとる⁽⁷⁾。これは入力インパルスあるいはステップ関数であるために Markov パラメータを求めやすいことによる。この手順を図8に示す。

3.3.2 Markov パラメータの推定 以下では、インパルス応答から周波数応答を求める例のみを示す。次の離散時間システムを考える。

$$\begin{aligned} x(i+1) &= Ax(i) + bu(i) \\ y(i) &= cx(i) \quad (i=0, 1, 2, \dots) \end{aligned} \quad (15)$$

このシステムにおいて

$$x(0)=0, u(0)=1, u(i)=0 \quad (i \geq 1) \quad (16)$$

Table 4 Measured values of frequency and damping of first mode of closed-loop system

Controller	Measured (Designed)	
	Frequency [Hz]	Damping ratio ζ
Amp. stabi. HAC	0.161 (0.159)	0.014 (0.0093)
LAC/HAC	0.175 (0.168)	0.076 (0.072)
Phase stabi. HAC	0.127 (0.145)	0.075 (0.091)

Fig. 7 Impulse Response (upper: roll angle, lower: roll rate, broken line: numerical simulation, solid line: on-orbit experiment)

Fig. 8 Flowchart of estimation of frequency responses

とおいたときの $y(i)$ の応答を求めると次のようになる。

$$y(1)=cb, y(2)=cAb, y(3)=cA^2b, \dots \quad (17)$$

こうして得られる数列

$$\{cb \ cAb \ cA^2b \ \dots\} \quad (18)$$

は離散時間システムのインパルス応答であり、システムの Markov パラメータと呼ばれる。

次に実験のインパルス応答からこの Markov パラメータを求める方法について考える。実験で得られるデータは 2 Hz 周期であり、入力 $u(i)$ としては 1660 ms のスラスタ噴射による外乱が加わっている。いまデータの一周期 500 ms にわたってスラスタを連続的に噴射する場合の入力を 1 とみなすことにすると、インパルス応答実験における入力は次のように考えることができる。

$$\begin{aligned} u(0)=u(1)=u(2)=1 \\ u(3)=\frac{160}{500}=0.32 \quad \dots \quad (19) \end{aligned}$$

(a) HAC-only system of amplitude stabilizing type

(b) LAC/HAC

(c) HAC-only system of phase stabilizing type

Fig. 9 Closed-loop frequency response estimated from impulse test data (broken line: designed, solid line: estimated from on-orbit impulse test data)

$$u(i)=0 \quad (i \geq 4)$$

したがって、式(16)と異なり、この場合には $u(0)$ 以外にも入力加わることになるので、この場合のインパルス応答を Markov パラメータとみなすことはできないが、簡単な計算により Markov パラメータは次のように求めることができる。ここで、 $y(i)$ は式(19)の入力時の応答出力である。

$$\begin{aligned} cb &= y(1) \\ cAb &= y(2) - cb \\ cA^2b &= y(3) - cAb - cb \\ cA^3b &= y(4) - cA^2b - cAb - 0.32cb \\ cA^ib &= y(i+1) - cA^{i-1}b \\ &\quad - cA^{i-2}b - 0.32cA^{i-3}b \quad (i \geq 4) \end{aligned} \quad (20)$$

3.3.3 最小実現系の導出 Markov パラメータからシステムの最小実現系を構成する。最小実現問題とは与えられた Markov パラメータを実現するような最小次数のシステム行列の組 (A, b, c) を得る問題であり、ここでは Eigensystem Realization Algorithm (ERA) と呼ばれる特異値分解を利用する方法⁽⁸⁾を用いる。得られたシステムは離散時間系なので、周波数応答を求めるためにこれを連続系に変換する。この際の変換には、入力端に零次ホールドがありサンプル間隔で入力が一定に保たれるという前提を用いている。

3.4 周波数応答の推定結果 最小実現系から得られた周波数応答を設計値と比較する。インパルス応答では、軌道上におけるスラスタ推力は推定値 (0.7 N 程度) があるだけで、その値は必ずしも正確なものではない。そこで軌道上での周波数応答と設計値から求めた周波数応答の直流成分が等しくなるようにスラスタ推力を補正した。

ロール軸インパルス加振時のスラスタ ON/OFF 信号から姿勢角までの閉ループ伝達関数の周波数応答を図9に示す。図9に示すようにいずれの制御系においても、周波数応答は広い周波数領域においてほぼ設計値と一致しており、軌道上で設計値どおりの制御系が実現できていることがわかる。なお、パドルの面外二次モードの振動数は設計値からずれているが、このモードは振幅安定化をはかっているため系の安定性には影響しない。ところで、図9は閉ループ伝達関数であるので、系の外乱に関する感度を表している。前掲の表3のように『位相安定形 HAC』では他に比べて交差周波数が高いので低周波数領域での外乱に対する感度がより小さくなる。図9において、『位相安定形 HAC』の低周波数領域でのゲインが他に比べて小さいのは、この理由によるものである。

3.5 実験結果の評価 『振幅安定形 HAC』では、パドル振動の減衰増加がなされないために、パドルに振られる衛星本体の姿勢角も振動的挙動となる。これは、前掲の図 7(a) の時間応答では減衰比 $\zeta \sim 0.01$ 程度の振動が見られること、および、図 9(a) の周波数応答でピークの鋭い共振特性があることで確認できる。『LAC/HAC』は、パドル振動の減衰増加を行う LAC を『振幅安定形 HAC』に付加したものである。したがって『LAC/HAC』の周波数応答 [図 9(b)] は、『振幅安定形 HAC』の周波数応答 [図 9(a)] におけるパドル面外一次の共振特性が低く潰された点以外はほぼ同じになっている。『位相安定形 HAC』は HAC のみで姿勢を制御した上に、パドルの面外一次モードの減衰を『LAC/HAC』と同程度に増加できている。『LAC/HAC』と『位相安定形 HAC』を比較すると『LAC/HAC』の閉ループ周波数応答は面外一次モードの減衰が自然な形で増加しており、よりロバスト性の高いことが予想される。しかし『LAC/HAC』ではコロケーションした角速度信号が必要なので、姿勢角信号のみを用いる『位相安定形 HAC』に比べると制御対象に対する要求は強くなる。この三つの制御系の特徴を表 5 にまとめる。

4. ま と め

H_∞ 最適制御理論に代表される先進制御理論の柔構造衛星へのフィジビリティスタディを目的とした ETS-VI 軌道上制御実験の結果の報告を行った。まず、LAC/HAC および HAC のみの 2 種類の制御系設計手法を適用して、ETS-VI の姿勢とパドルの面外一次モードを制御する制御系を設計した。次にこれらの制御系を ETS-VI に搭載して、その性能の検証を行った。また、軌道上のテレメトリデータを時間領域および周波数領域で解析することによってパドルの面外一次モードの減衰や入出力の周波数応答の同定を行っ

Table 5 Characteristics of controllers

Controller	1st mode damping	Signal	Robustness
Amp. stabi. HAC	Small	Angle	Good
LAC/HAC	Enough	Angle Rate	Good
Phase stabi. HAC	Enough	Angle	Poor

た。その結果、軌道上でいずれも所期の性能が得られていることが確認できた。同時に軌道上の制御性能を解析する手法も確立できたものと考えられる。これらの結果は今後の大形化する宇宙構造物の制御にとって重要なステップと位置付けられよう。最後に、軌道上実験の実施にご支援をいただいた ETS-VI バス系担当の(株)東芝の関係諸氏に感謝の意を表す。

文 献

- (1) 木田隆・ほか 3 名, 技術試験衛星 VI 型による柔構造制御実験, 日本航空宇宙学会誌, **43**-503(1995), 671-678.
- (2) McFarlane, D. C. and Glover, K., Robust Controller Design Using Normalized Coprime Factor Plant Descriptions, *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, (1989), 52, Springer-Verlag.
- (3) 柏瀬俊夫・ほか 3 名, 柔構造特性を考慮した高精度アンテナ指向制御方式, 機論, **61**-589, C(1995), 3573-3580.
- (4) 真鍋舜治, デジタル制御: 実際面における問題点と展望, システムと制御, **22**-7(1983), 594-598.
- (5) 新田晃道・ほか 11 名, ETS-VI ロール/ヨーストラップダウン制御系基礎試験, 第 31 回宇宙科学技術連合講演会講演集, (1987-10), 502-503.
- (6) 日野幹雄, スペクトル解析, (1977), 86, 朝倉書店.
- (7) 足立修一, ユーザのためのシステム同定理論, (1993), 164, 計測自動制御学会.
- (8) Juang, J. N. and Pappa, R. S., An Eigensystem Realization Algorithm for Modal Parameter Identification and Model Reduction, *J. Guidance, Control, and Dynamics*, (1985), 620-627.