加速度計出力を用いた柔軟構造衛星のシステム同定

—インパルス加振によるモードモデルの回帰的同定—

山口 功*・葛西 時雄*・井川 寛隆*

System Identification for Large Flexible Spacecraft Using Accelerometers
—Iterative Algorithm for Mode Model Identification—

Isao YAMAGUCHI*, Tokio KASAI* and Hirotaka IGAWA*

This paper presents an application of single-input multi-output (SIMO) system identification in the time domain using accelerometer outputs that are typical of satellite on-board sensors. The algorithm is suitable for the on-orbit system identification of six degrees-of-freedom spacecraft motions using the responses to thruster impulse inputs. Our new method identifies the input and output matrices of a SIMO collocated system by applying a recursive least-squares iteration scheme to refine the matrices obtained from conventional ERA. In a numerical simulation of an actual spacecraft to verify the algorithm, a mathematical model of the Engineering Test Satellite-VI (ETS-VI) is excited by a body-mounted thruster, and the translational and rotational accelerometers are measured simultaneously. Our method successfully identifies all of the natural frequencies, damping ratios, and mode shape vectors except for pitch rotational motion that has low sensitivity, confirming its validity.

Key Words: SIMO, system identification, large flexible spacecraft, accelerometers, iterative algorithm

1. はじめに

複雑で高度なミッションが要求される人工衛星や柔軟宇宙構造物が軌道上で運用されるようになると、姿勢精度や姿勢安定度の要求がさらに厳しくなる。そのためには、衛星を軌道上で多入力多出力系として正確な数学モデルで同定して、高精度でロバストな姿勢制御系を設計することが必要である。また、宇宙ミッションのなかには、姿勢のみならず、並進の運動や位置制御も要求する場合があります。従来のように、衛星に搭載されたジャイロや地球・太陽センサといった姿勢観測機器だけでは、このような並進運動は測定できない。

衛星の並進運動を測定するセンサとしては、加速度計が一般的であるが、回転運動を測定するジャイロなどの異種のセンサとの組合せで計測する場合、データ取得のタイミング（同期）が問題となる。

このようなことから、わが国でこれまで実施されてきた人工衛星の軌道上システム同定例としては、1994年に打上げられた技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) において、姿勢センサによる衛星本体の回転運動に関して、ERA 法¹⁾、ARX モデルによる最小二乗法²⁾、予測誤差法³⁾、部分空間法⁴⁾、拡張カルマ

ンフィルタ⁵⁾による同定結果が報告されている。また、2003年に打上げられた環境観測技術衛星 II 型 (ADEOS-II) においても、姿勢センサによる衛星本体の回転運動に関して部分空間法によるシステム同定結果が報告されている^{6), 7)}。さらには 2007 年に打上げられた技術試験衛星 VIII 型 (ETS-VIII) においては、衛星に搭載された姿勢センサと加速度計データから並進運動も含めた低周波数領域での衛星全系の固有振動数とモード減衰比の同定結果が報告されているが⁸⁾、この報告の中では、同期の取られていない姿勢センサと加速度計データを用いて処理を行なっている。

そこで、衛星本体や柔軟付属物に通常搭載される加速度計のみを用いて、並進と回転の運動を観測して、衛星を 1 入力多出力系として同定する手法を検討した。加速度計を衛星系の重心位置に配置すると、純粋に並進方向の加速度を、また重心位置からオフセットした位置に配置すると、並進と回転の運動を同時に観測できる。そのため、最低 6 個の加速度計を適当な位置に配置することで、並進と回転の運動を同時に観測できることになる。また、加速度を積分して速度や位置に変換することなく、加速度のまま処理するアルゴリズムについて考察する。加速度データをそのまま利用することで、高域での振動数・減衰比・モードシェーブも高精度での同定が期待できる。

本稿では、まず、加速度データのみをそのまま観測量として利用する解析手法として、ERA 法による時間領域でのシステム同定法を適用してシステム行列を同定し、その後、繰り

* 宇宙航空研究開発機構研究開発本部構造・機構グループ
三鷹市大沢 6-13-1

* JAXA ARD, 6-13-1 Ohsawa, Mitaka
(Received October 17, 2007)
(Revised April 28, 2008)

返し型最小二乗法により、システムの入出力行列を高精度に同定するアルゴリズムの有用性について示す。そして、数値シミュレーション例では、ETS-VIの数学モデルを用い、この衛星に搭載されたガスジェットスラスタ1基を用いて、理想的なインパルス加振を仮定している。スラスタの感度行列も考慮してコロケーションモデルでの同定を行ない、その妥当性を評価する。

2. ERAによるシステム行列の同定

軌道上の人工衛星や柔軟構造衛星では、変位もしくは速度を観測する場合、観測方程式に直達項を含まない時不変線形のシステム方程式でその運動を記述することが可能であるが、

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

加速度を観測する場合は一般的に、

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = C\dot{x} = CAx + CBu \end{cases} \quad (2)$$

となる。ここで内部状態量 x は n 次元、入力 u は m 次元、出力 y は p 次元のベクトルとする。また、行列 A, B, C はそれぞれ適切な大きさとする。

本稿では、インパルス入力を想定しているため、入力ベクトル u の第 j 構成要素は $u_j = u_{j0}\delta(0)$ のように、時刻0のときのみ値を有するものとする。そこで、観測値 y を時刻0以降の Δt 間隔でサンプリングすると、観測方程式の直達項 (CBu) は無視することができ、システム状態変数の初期値を $x(0) = 0$ として、観測量のサンプル値は

$$y_k = CAe^{A\Delta t} B, \quad k = 1, 2, \dots \quad (3)$$

となる。システム行列 A の同定はERA法⁹⁾と同様の手順で行なうことができる。すなわち、以下のような2つのハンケル行列 H_0, H_1 を構成する。

$$H_0 = \begin{bmatrix} y_1 & y_2 & \cdots & y_q \\ y_2 & y_3 & \cdots & y_{q+1} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ y_q & y_{q+1} & \cdots & y_{2q-1} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} CA \\ CAe^{A\Delta t} \\ \vdots \\ CAe^{A(q-1)\Delta t} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} B & e^{A\Delta t}B & \cdots & e^{A(q-1)\Delta t}B \end{bmatrix} = FG \quad (4)$$

$$H_1 = \begin{bmatrix} y_2 & y_3 & \cdots & y_{q+1} \\ y_3 & y_4 & \cdots & y_{q+2} \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ y_{q+1} & y_{q+2} & \cdots & y_{2q} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} CA \\ CAe^{A\Delta t} \\ \vdots \\ CAe^{A(q-1)\Delta t} \end{bmatrix} e^{A\Delta t} \times \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} B & e^{A\Delta t}B & \cdots & e^{A(q-1)\Delta t}B \end{bmatrix} = Fe^{A\Delta t}G$$

ここで F, G はそれぞれ可観測行列、可制御行列に相当するものでありハンケル行列 H_0 を F と G に分割する方法の1つとして特異値分解 (SVD: Singular Value Decomposition) がある。ハンケル行列 H_0 が SVD により

$$H_0 = USV^T \quad (6)$$

と分解されるとすると F, G は U, S, V を用いてたとえば $F = US^{1/2}$, $G = S^{1/2}V^T$ のように表現することが可能である。これより H_1 は

$$H_1 = US^{1/2}e^{A\Delta t}S^{1/2}V^T \quad (7)$$

と表わせるのでこれより同定されたシステム行列 $\hat{A}$ は

$$\hat{A} = \frac{1}{\Delta t} \log(S^{-1/2}U^TH_1VS^{-1/2}) \quad (8)$$

となる。

3. 回帰法を用いたモードモデルの同定

前章のようにインパルス印加後の加速度計出力を観測する場合、剛体モードは一定レート成分しかもたないため、加速度としては零となり、剛体モードを同定することは本質的に不可能となる。

また、(8)式によって得られたシステム行列 $\hat{A}$ は一般的な形をしている可能性があり、その固有値には実数根や不安定共役根が数値誤差として含まれる場合もある。よって、このままの状態で文献9)と同様の手法で F や G から入出力 B, C 行列を求め、それらを相似変換しても、同定誤差の影響によりモードモデルの形式に変換できるとは限らない。

そこで、本稿では文献10)で述べられているように、システム行列を、剛体モードと次節以降の比例減衰を仮定した2次の振動系からなるモードモデルに対応させた型にはめ込むために、(8)式から得られる $\hat{A}$ を固有値解析して、この固有値から、小さい特異値を無視することによって、誤同定モードを削っていき、最終的に安定な共役根のみを選別してモードモデルに対応した、以下のような形式のシステム行列を再構成する。

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} O_{n \times n} & I_{n \times n} \\ -\Omega^2 & -2Z\Omega \end{bmatrix} \quad (9)$$

ここで $O_{n \times n}$ と $I_{n \times n}$ はそれぞれ、同定されたシステム次数の半分を n としたときのサイズ n の零行列、単位行列であり、また $Z = \text{diag}\{\zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_n\}$ と $\Omega = \text{diag}\{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n\}$ は $\hat{A}$ の選別された固有値から求められたモード減衰比と固有角振動数をそれぞれ対角成分にもつ対角行列である。

(9)式のようなモードモデルの型をもったシステム行列が同定された後、回帰的最小二乗法により時間応答波形を直接、フィッティングすることで弾性振動モードのモードシェープを同定する手法を以下に提案する。

インパルス入力は衛星構体に搭載された1台のガスジェットスラスタの噴射により実現されるものとし、スラスタの取り付け位置や噴射方向で決定される分配行列 H も考慮する。

$$H = \begin{bmatrix} h_x & h_y & h_z & h_p & h_q & h_r \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

ここで $h_x \sim h_r$ はそれぞれ、並進 x, y, z 軸および回転のロール (p)、ピッチ (q)、ヨー (r) 軸への感度を表わすスカラー量とする。

観測点での並進運動の各軸に対応するモードシェープ行列を ϕ_x, ϕ_y, ϕ_z 、回転運動の各軸に対応するモードシェープ行列を ϕ_p, ϕ_q, ϕ_r とすると、モードモデルでのシステム行列 (9) 式に対応する入出力行列は、観測量が加速度である場合は、

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ [\phi_x^T \ \phi_y^T \ \phi_z^T \ \phi_p^T \ \phi_q^T \ \phi_r^T] H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T H \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 \\ \begin{bmatrix} c_{Acc1} \\ c_{Acc2} \\ \vdots \\ c_{Acc6} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (12)$$

ここで、加速度計 Acc_i ($i=1, \dots, 6$) の搭載位置ベクトル成分を $[r_{ix}, r_{iy}, r_{iz}]^T$ 、その感度方向単位ベクトル成分を $[s_{ix}, s_{iy}, s_{iz}]^T$ とすると

$$\begin{aligned} c_{Acci} &= \begin{bmatrix} s_{ix} & s_{iy} & s_{iz} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \phi_x \\ \phi_y \\ \phi_z \end{bmatrix} \right. \\ &\quad \left. + \begin{bmatrix} 0 & r_{iz} & -r_{iy} \\ r_{iz} & 0 & r_{ix} \\ r_{iy} & -r_{ix} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_p \\ \phi_q \\ \phi_r \end{bmatrix} \right) \\ &= s_{ix}\phi_x + s_{iy}\phi_y + s_{iz}\phi_z \\ &\quad + (s_{iz}r_{iy} - s_{iy}r_{iz})\phi_p + (s_{ix}r_{iz} - s_{iz}r_{ix})\phi_q \\ &\quad + (s_{iy}r_{ix} - s_{ix}r_{iy})\phi_r \end{aligned} \quad (13)$$

となる。

以下では簡単のため、加速度計は衛星構体の重心位置に x, y, z 軸方向に感度を有するように3台 ($Acc1 \sim Acc3$ とする)、また同重心位置から3軸方向の単位距離に、 z 軸上の r_{4z} の位置に x 軸方向とピッチ軸回り ($Acc4$)、 x 軸上の r_{5x} の位置に y 軸方向とヨー軸回り ($Acc5$)、 y 軸上の r_{6y} の位置に z 軸方向とロール軸回り ($Acc6$) に感度を有するように3台を配置したと仮定すると、(12) 式の観測行列 C は

$$C = \begin{bmatrix} 0 & \begin{bmatrix} \phi_x \\ \phi_y \\ \phi_z \\ \phi_x + r_{4z}\phi_q \\ \phi_y + r_{5x}\phi_r \\ \phi_z + r_{6y}\phi_p \end{bmatrix} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \Psi \end{bmatrix} \quad (14)$$

ここで、 $r_{4z} = r_{5x} = r_{6y} = 1$ である。

インパルスによる加振で得られるサンプル値出力 (3) 式は、 $S(k) = Ae^{Ak\Delta t}$ とすると

$$\begin{aligned} y_k &= \begin{bmatrix} 0 & \Psi \end{bmatrix} S(k) \begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T H \end{bmatrix} \\ &= \Psi S_{22}(k) \Phi^T H \end{aligned} \quad (15)$$

ここで、 $S_{22}(k)$ は $S(k)$ の 2-2 ブロック小行列を意味する。

(15) 式から $\phi_x \sim \phi_r$ に関する y_k の微分を求めると

$$\begin{aligned} dy_k &= \begin{bmatrix} \frac{\partial y_k}{\partial(\phi_x^T, \phi_y^T, \dots, \phi_r^T)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\phi_x^T \\ d\phi_y^T \\ \vdots \\ d\phi_r^T \end{bmatrix} \\ &= d\Psi S_{22}(k) \Phi^T H + \Psi S_{22}(k) d\Phi^T H \\ &= \begin{bmatrix} d\phi_x \\ d\phi_y \\ d\phi_z \\ d\phi_x + r_{4z}d\phi_q \\ d\phi_y + r_{5x}d\phi_r \\ d\phi_z + r_{6y}d\phi_p \end{bmatrix} S_{22}(k) \Phi^T H \\ &\quad + \Psi S_{22}(k) (d\phi_x^T h_x + \dots + d\phi_r^T h_r) \\ &= \begin{bmatrix} H^T \Phi S_{22}^T(k) d\phi_x^T \\ H^T \Phi S_{22}^T(k) d\phi_y^T \\ H^T \Phi S_{22}^T(k) d\phi_z^T \\ H^T \Phi S_{22}^T(k) (d\phi_x^T + r_{4z}d\phi_q^T) \\ H^T \Phi S_{22}^T(k) (d\phi_y^T + r_{5x}d\phi_r^T) \\ H^T \Phi S_{22}^T(k) (d\phi_z^T + r_{6y}d\phi_p^T) \end{bmatrix} \\ &\quad + \Psi S_{22}(k) (h_x d\phi_x^T + \dots + h_r d\phi_r^T) \\ &= \begin{bmatrix} \Theta_k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Theta_k & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Theta_k & 0 & 0 & 0 \\ \Theta_k & 0 & 0 & 0 & \Theta_k r_{4z} & 0 \\ 0 & \Theta_k & 0 & 0 & 0 & \Theta_k r_{5x} \\ 0 & 0 & \Theta_k & \Theta_k r_{6y} & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ &\quad + \begin{bmatrix} \Psi S_{22}(k) h_x & \dots & \Psi S_{22}(k) h_r \end{bmatrix} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} d\phi_x^T \\ \vdots \\ d\phi_r^T \end{bmatrix} \quad (16)$$

ここで、 $\Theta_k = H^T \Phi S_{22}^T(k)$ とした。(16) 式は、 $\phi_x \sim \phi_r$ に

Fig. 1 The Engineering Test Satellite-VI

Fig. 2 Thrusters configuration of ETS-VI

関する y_k のヤコビ行列であり、これを略して表記すると、

$$dy_k = \Gamma_k \begin{bmatrix} d\phi_x^T \\ \vdots \\ d\phi_r^T \end{bmatrix} \quad (17)$$

となる。

十分な個数のサンプルデータを取得して、 dy_k として実際の y_k と現在のモードシェープ行列を代入した (15) 式の y_k との差を用いることにする。それを以下では δy_k と区別して表記し、これらを縦に並べることで

$$\begin{bmatrix} \delta y_1 \\ \delta y_2 \\ \vdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\phi_x^T \\ \vdots \\ \delta\phi_r^T \end{bmatrix} \quad (18)$$

となる。(18) 式では右辺の $d\phi_x^T$ 等も $\delta\phi_x^T$ 等に表記を置き換えている。そこで、(18) 式の右辺の $\Gamma_1, \Gamma_2, \dots$ で構成される行列に疑似逆行列が存在すれば、モードシェープの修正値を

$$\begin{bmatrix} \delta\phi_x^T \\ \vdots \\ \delta\phi_r^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \delta y_1 \\ \delta y_2 \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (19)$$

として求める。これを用いてモードシェープを

$$\phi_j^T \leftarrow \phi_j^T + \delta\phi_j^T, \quad j = x, y, z, p, q, r \quad (20)$$

と更新して、(15)~(20) 式を繰り返すことで、モードシェープの同定精度を向上させることが可能となる。以上の手順は、

二乗誤差を最小化する Newton 法であるが、本稿のような手法では解の収束性が保証されていないため、実際の計算では注意が必要である。

4. 数値シミュレーション

ETS-VI は 1994 年 8 月 28 日に H-II ロケット 2 号機により打ち上げられたわが国初の 2 トン級静止軌道衛星である (Fig. 1)。本稿では、この衛星を数値例として取り上げる。太陽電池パドルはパドル面内・面外振動と衛星本体のロール・ヨー両方の軸ともっとも干渉する 45 度で静止させた状態を想定し、軸間干渉を含んだシステムを同定する。

文献 11) では、複数本のガスジェットスラスタをそれぞれ、単発で噴射して得られる別々のインパルス応答列を組み合わせ、同定を行なった。並進速度センサとしては加速度計出力を積分して並進速度を求め、さらには姿勢センサとしてジャイロ出力を用いた。そこで本稿では、1 本のガスジェットスラスタによるインパルス加振により、衛星本体に搭載された 6 つの加速度計出力を用いて、積分することなく、そのまま加速度データとして取り扱うことで、コロケートなシステムとして同定を行なう。

スラスタは Fig. 2 に示すように 6 本あるが、この衛星に搭載されたスラスタの強さや感度に関する条件は、6 個のスラスタすべてほぼ同一の条件であるため、一例として、1 番スラスタ (図中の Thr#1) を単発で噴射する場合を考える。このスラスタでの (10) 式における分配行列 H は、

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0.465 & 0.885 & 1.513 & 0.043 & -0.022 \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

となる。なお、数値シミュレーションでは、ノミナルモデルとして 14 個の弾性振動モードを有する数値解析ダイナミクスモデルを用いる。低次から順に太陽電池パドルの 1: 面外対称 1 次 (OPS1), 2: 面外反対称 1 次 (OPA1), 3: 面内対称 1 次 (IPS1), 4: ねじり対称 1 次 (TOS1), 5: ねじり反対称 1 次 (TOA1), 6: 面内反対称 1 次 (IPA1), 7: 面外対称 2 次 (OPS2), 8: 面外反対称 2 次 (OPS2), 9: ねじり対称 2 次 (TOS2), 10: ねじり反対称 2 次 (TOA2), 11: 面外対称 3 次 (OPS3), 12: 面外反対称 3 次 (OPA3), 13: 面内対称 2 次 (IPS2), 14: 面内反対称 2 次 (IPA2) である。Table 1 左側にノミナルモデルの固有振動数とモード減衰比を示す。このモデルに対して、衛星に搭載されたガスジェットスラスタから理想的インパルス入力が増加されたものと想定して、インパルス加振を模擬する。

数値シミュレーションによるインパルス応答波形を Fig. 3 中の破線で示す。図は上から加速度計 Acc1~Acc6 の出力を示している。また、本手法で同定された固有振動数とモード減衰比の数値を Table 1 右側に示す。

Table 1 での比較では、固有振動数は 4 桁、減衰比は 2 桁の精度で一致していることがわかる。すでに述べたように、本

Table 1 Comparison of nominal and identified unconstrained modal parameters: natural frequencies f and modal damping ratios ζ

No.	Name	Nominal		Identified	
		f [Hz]	ζ [%]	f [Hz]	ζ [%]
1	OPS1	0.1063	0.51	0.1063	0.51
2	OPA1	0.1918	0.92	0.1918	0.92
3	IPS1	0.2634	0.51	0.2634	0.51
4	TOS1	0.3949	0.50	0.3949	0.50
5	TOA1	0.3984	0.50	0.3984	0.50
6	IPA1	0.4850	0.95	0.4850	0.95
7	OPS2	0.7482	0.50	0.7482	0.50
8	OPA2	0.7698	0.53	0.7698	0.53
9	TOS2	1.2592	0.50	1.2592	0.50
10	TOA2	1.2604	0.50	1.2604	0.50
11	OPS3	2.0019	0.50	2.0019	0.50
12	OPA3	2.0084	0.50	2.0084	0.50
13	IPS2	2.8841	0.50	2.8841	0.50
14	IPA2	2.8875	0.50	2.8875	0.50

Table 2 Comparison of nominal and identified translational (X, Y, Z) and rotational (roll, pitch, yaw) mode shapes

No.	Nominal [$10^{-3}/\sqrt{kg}$]			Identified [$10^{-3}/\sqrt{kg}$]		
	X	Y	Z	X	Y	Z
1	-3.826	-0.000	3.828	-3.826	-0.000	3.829
2	0.050	-0.002	0.012	0.050	-0.002	0.012
3	3.997	-0.001	3.983	3.996	-0.001	3.983
4	-0.021	0.000	0.021	-0.001	0.000	0.008
5	-0.056	-0.000	-0.017	-0.008	-0.000	-0.003
6	-0.010	0.000	-0.018	-0.009	0.000	-0.018
7	2.240	0.000	-2.232	2.245	0.000	-2.237
8	-0.039	0.001	0.023	-0.039	0.000	0.023
9	0.004	0.000	-0.004	0.001	0.000	-0.001
10	-0.017	0.000	0.004	-0.019	0.000	0.004
11	-1.326	-0.000	1.323	-1.332	-0.000	1.329
12	-0.040	0.000	0.033	-0.040	0.000	0.033
13	-1.825	0.000	-1.816	-1.848	0.000	-1.839
14	0.105	-0.000	0.107	0.105	-0.000	0.107

No.	Nominal [$10^{-3}/\sqrt{kgm^2}$]			Identified [$10^{-3}/\sqrt{kgm^2}$]		
	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw
1	0.004	0.562	-0.005	0.003	0.562	-0.005
2	-8.813	0.064	-9.063	-8.813	0.064	-9.063
3	-0.006	-0.510	-0.004	-0.005	-0.510	-0.005
4	0.000	-0.000	0.000	0.040	-0.185	-0.022
5	-0.051	1.824	0.145	-0.055	0.285	0.086
6	-8.242	-0.718	10.086	-8.242	-0.718	10.087
7	-0.016	-0.339	0.033	-0.010	-0.340	0.047
8	2.615	-0.044	3.468	2.615	-0.043	3.468
9	-0.000	-0.000	-0.000	0.019	-0.043	0.105
10	0.026	0.613	-0.038	0.019	0.679	-0.055
11	-0.005	0.200	-0.026	-0.012	0.201	-0.037
12	1.134	-0.011	1.382	1.136	-0.011	1.386
13	0.056	0.246	-0.067	-0.082	-0.251	0.100
14	1.154	0.084	-1.422	1.164	0.085	-1.436

稿での手法では剛体モードは同定できないため、剛体モードは記載していない。

また **Table 2** には同定された衛星重心での並進、回転運動の振動モードシェープのノミナル値と同定値を比較した。今回の数値実験では、ねじり振動とピッチ回りの回転運動との干渉が小さく、さらには並進 x 方向とピッチ回転運動をひとつの加速度計で計測しているため、ねじり振動に関するモードシェープの同定精度が低いことがわかる (Table 2 におけるモード No.4, 5, 9, 10 の欄)。この衛星を用いた同定実験^{1), 2)}も行なわれているが、実際の軌道上同定でも、ピッチ軸に関してはモードシェープが同定できていない。なお、この衛星には柔軟太陽電池パドル先端と根元に方翼 3 個ずつ、加速度計が搭載されていたが、衛星本体には加速度計が搭載されていない。

そして、これら同定されたモデルを用いて再シミュレーションを行なった結果も Fig. 3 中の実線で示した。図では破線と実線は重なっており、その差異は図からは読み取れない程度によく一致している。

Table 1, Table 2 の数値の妥当性を検証するため、周波数伝達関数上でノミナルモデルと同定モデルを比較する。今回の数値例では、同定対象のシステムは 6 入力 6 出力系であるため、代表的な周波数伝達関数として、入出力点が同一である、各軸の並進力から並進加速度まで (Fig. 4) と各軸トルクから姿勢角加速度まで (Fig. 5) の入出力点が同一位置の

Fig. 3 Impulse responses of nominal model (dash line) and identified model (solid line) excited by thruster No.1: from top, x, y, z translational and roll, pitch, yaw angular accelerations

Fig. 4 Frequency response functions of translational accelerations for the nominal without rigid modes (dash line) and identified (solid line) models

Fig. 5 Frequency response functions of rotational accelerations for the nominal without rigid modes (dash line) and identified (solid line) models

ケースについて図示する。それぞれの図とも上側がゲイン曲線、下側が位相曲線であり、実線が同定モデル、破線がノミナルモデルを表わす。Fig. 4 上ではノミナルモデルと同定モデルはほぼ一致しているが、Fig. 5 の中段のピッチ回りの周波数伝達関数は同定されたモードシェーブ値の誤差から、低域での反共振点においてノミナル値と同定値に差異が確認できる。これは、この衛星のコンフィギュレーションにおいては、衛星のピッチ軸回りの慣性モーメントと太陽電池パネルのピッチ軸回りのねじり剛性の大きさの関係から、またスラストの噴射方向とピッチ軸回りの加振力レベルの関係から衛星本体から太陽電池パネルのねじり振動を十分に励起できないという、この衛星モデルの特徴から生じるものである。しかしながら、他軸では正確に同定されていることを考えると、本稿で提案する手法は有用性が十分であると認められる。

5. おわりに

軌道上でのシステム同定に有効な、単発のインパルス加振により衛星本体に搭載された加速度計出力から、衛星システムを同定する手法を提案した。このアルゴリズムでは、インパルス加振を行ない、得られた加速度データに対して、通常のERA法を適用することで、システム行列を同定する。さらには、最小二乗法を用いた回帰法により、モードモデルの型を有する入出力行列を高精度に同定する。なお、計測された加速度はインパルス入力後から、計測されたものを利用するため、システムが有する並進・回転に関する6つの剛体モードは同定できないため、別のセンサや解析によって、別途、この部分を補う必要がある。技術試験衛星VI型の数値解析モデルを用いた数値シミュレーションによる数値計算例では、14個の弾性振動モードをもつノミナルモデルに対して、すべての弾性振動モードの固有振動数、モード減衰比が高精度に同定され、衛星本体との干渉が低く観測性の低いピッチ軸以外の振動モードシェーブも本稿の提案する手法により、十分な精度で同定され、本手法の妥当性を数値的に確認した。本稿では、ジャイロと加速度計といったような異種間のセンサの同期を取る必要がなく、軌道上同定には好都合の手法と考えられる。

参考文献

- 1) 山口, 石川, 千田, 山田, 足立: ETS-VI による軌道上同定実験 (第1報, インパルス加振), 日本機械学会論文集 (C編), 62-603, 4182/4189 (1996)
- 2) 関口, 山田, 千田, 山口, 足立: ETS-VI による軌道上同定実験 (第2報, ランダム加振), 日本機械学会論文集 (C編), 62-603, 4190/4197 (1996)
- 3) 足立, 永田, 山口, 木田, 関口: ETS-VI 軌道上同定実験データによる予測誤差法と部分空間法の比較, 計測自動制御学会論文集, 33-8, 805/811 (1997)
- 4) 足立, 山口, 木田, 関口: ETS-VI 軌道上同定実験 (その4) —部分空間法—, 第39回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A14, 495/496 (1995)
- 5) 葛西, 小松, 佐野, 関口, 山口: ETS-VI 軌道上同定実験 (その3) —制御中の同定—, 第39回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A13, 493/494 (1995)

- 6) 葛西, 山口, 小島, 河内, 谷脇, 棚町: ADEOS-II 軌道上ダイナミクス同定, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A12, 1221/1222 (2003)
- 7) 葛西, 山口, 小島, 河内, 谷脇, 棚町: ADEOS-II 軌道上ダイナミクス同定のための予備検討 (第 2 報, ホイールアンローディングおよび軌道変更時の応答を用いたシステム同定), 日本機械学会論文集 (C 編), **69**-683, 1829/1836 (2003)
- 8) 葛西, 山口, 井川, 巳谷, 大谷, 池田, 砂川: 技術試験衛星 VIII 型の軌道上柔構造特性評価, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3G07 (2007)
- 9) J.-N. Juang and R.S. Pappa: An Eigensystem Realization Algorithm for Modal Parameter Identification and Model Reduction, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **8**-5, 620/627 (1985)
- 10) 山口, 木田: 大型宇宙構造物の同定実験—矩形波入力による時間領域での同定—, 計測自動制御学会論文集, **28**-8, 982/990 (1992)
- 11) 山口, 葛西, 井川: インパルス応答列による多入力多出力系のシステム同定, 日本機械学会論文集 (C 編), **73**-726, 392/398 (2007)

[著 者 紹 介]

山 口 功 (正会員)

1983 年東京大学大学院工学系研究科航空学専攻修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ研究員。現在, 宇宙航空研究開発機構 構造・機構グループ研究領域リーダー, 博士 (工学)。大型宇宙構造物のモデリングと制御の研究に従事。日本航空宇宙学会, 日本機械学会などの会員。

葛 西 時 雄 (正会員)

1988 年早稲田大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所機体第二部研究員。現在, 宇宙航空研究開発機構 構造・機構グループ主任研究員, 博士 (工学)。柔軟構造物のシステム同定の研究に従事。日本機械学会の会員。

井 川 寛 隆

1997 年東京工業大学大学院理工学研究科機械物理工学専攻博士課程修了。同年航空宇宙技術研究所構造力学部研究員。1999~2001 年宇宙開発事業団へ出向。現在, 宇宙航空研究開発機構 構造・機構グループ研究員, 航空宇宙機器等の軽量構造物の動解析に関する研究に従事。博士 (工学)。日本航空宇宙学会, 日本機械学会の会員。