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)

葛西時雄^{*1}, 山口 功^{*1}, 小島 寧^{*2}
河内宏道^{*2}, 谷脇滋宗^{*3}, 棚町健彦^{*4}

A Preliminary Study of On-Orbit System Identification for ADEOS-II (2nd Report, System Identification Using Response Data during Wheel-Unloading and Orbit Change)

Tokio KASAI, Isao YAMAGUCHI^{*5}, Yasushi KOJIMA,
Hiromichi KAWAUCHI, Shigemune TANIWAKI and Takehiko TANAMACHI

^{*5} Structures and Materials Research Center, National Aerospace Laboratory of Japan,
7-44-1 Jindaiji-higashi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522 Japan

This paper presents a preliminary study of on-orbit system identification for the Advanced Earth Observing Satellite-II (ADEOS-II), which will be launched by an H-IIA launch vehicle in 2002. The proposed algorithm identifies a multi-input multi-output system as a superposition of normal modes. Numerical simulations demonstrate the validity of the proposed method and the feasibility of the on-orbit system identification using data obtained during the events in the initial check-out phase such as the reaction-wheel unloading with 1 N thrusters and the orbit change with 20 N thrusters.

Key Words: ADEOS-II, On-Orbit System Identification, Modal Parameters, MIMO System

1. は じ め に

環境観測技術衛星 (ADEOS-II) は地球温暖化等のグローバルな環境変動のメカニズムの把握や、観測技術の開発・高度化などを目的とする地球観測衛星であり、高性能マイクロ波放射計やグローバルイメジャーなどの環境センサーを搭載して環境変動研究に貢献することが期待されている。質量は約3,500Kg(衛星/ロケット分離時)で、図1に示すような片翼24mの折り畳み伸展式フレキシブル太陽電池パドルを有する大型柔軟構造であるため、最低次固有振動数は0.1Hz以下と非常に低く、構造振動と姿勢制御系が干渉する。ADEOS-IIは必要に応じて姿勢制御系のチューニングが行えるようになっているが、そのためには衛星の柔構造特性が必要となる。しかし本衛星のような大型柔構造衛星の

Fig. 1 The Advanced Earth Observing Satellite-II

全系柔構造特性は、地上試験では完全には評価出来ないため、軌道上でダイナミクスの評価を行い柔構造特性を同定しなければならない。一般にシステム同定のためには同定に適した加振・データ取得を行うのが望ましいが、ADEOS-IIではダイナミクス同定のために特別な加振を行わず、衛星分離から初期チェックアウトフェーズまでに行われる運用イベントから得られるテレメトリデータを有効に活用することで、軌道上でのダイナミクス同定を目指している⁽⁵⁾。

* 原稿受付 2002年9月20日。

^{*1} 正員, 航空宇宙技術研究所構造材料研究センター(☎182-8522 調布市深大寺東町7-44-1)。

^{*2} 宇宙開発事業団衛星総合システム本部(☎105-8060 東京都港区浜松町2-4-1)。

^{*3} 正員, 宇宙開発事業団技術研究本部(☎305-8505 つくば市千現2-1-1)。

^{*4} NEC東芝スペースシステム(株)(☎224-8555 横浜市都筑区池辺町4035)。

E-mail: kasai@nal.go.jp

第1報では、初期チェックアウトフェーズまでの運用のなかのシステム同定に利用可能なイベントとして、一定値入力を受けるヨー軸回転をとりあげたが、本稿では1Nスラストによるホイールアンローディングおよび20Nスラストによる軌道変更をとりあげ、軌道上ダイナミクス同定の可能性について検討を行った。これらの運用ではスラストをインパルスまたは連続的に噴射し衛星を大きく励振するので、この時得られる時系列データは衛星ダイナミクスの同定に利用できる可能性が高い。なお制御中のシステムにスラストを用いて外乱を与えた場合、スラストによる並進力・トルクに加えて、リアクションホイールまたはスラストによる姿勢制御力が同時に発生し、並進運動および回転運動が励起されるため、システムは多入出力系としてモデル化する必要がある。さらに制御中であるので、閉ループ系の応答から衛星ダイナミクスの同定を行わなければならない。そこで、このような任意入力を受ける多入出力系のモーダルパラメータを推定するためのモデル構造を考慮した同定方法を提案し、上述の2つの運用イベントの数値シミュレーションデータへ適用したケーススタディについて報告する。

2. ダイナミクスモデル

衛星の振動方程式が式(1)のように表されるとする。

$$M\ddot{x}_s + D\dot{x}_s + Kx_s = F \quad (1)$$

ここで M , D , K は質量行列、減衰行列、剛性行列でそれぞれ $n \times n$ の対称行列、 x_s は変位ベクトル、 F は外力ベクトルである。観測量を y 、入力を u とし、比例減衰を仮定すると、式(1)は質量正規化モード行列 ϕ_s を用いた基底変換 $x_s = \phi_s \eta$ により、次のような連続時間モードモデル $\bar{S}_m$ に変換することが出来る。

$$\dot{x} = \bar{A}_m x + \bar{B}_m u \quad (2)$$

$$y = \bar{C}_m x + \bar{D}_m u \quad (3)$$

$$\bar{A}_m = \begin{bmatrix} 0 & I_n \\ -K_g & -D_g \end{bmatrix}, \quad \bar{B}_m = \begin{bmatrix} 0 \\ \phi_c^T \end{bmatrix}$$

$$\text{Dis: } \bar{C}_m = \begin{bmatrix} \phi_y & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{D}_m = 0$$

$$\text{Vel: } \bar{C}_m = \begin{bmatrix} 0 & \phi_y \end{bmatrix}, \quad \bar{D}_m = 0$$

$$\text{Acc: } \bar{C}_m = \begin{bmatrix} -\phi_y K_g & -\phi_y D_g \end{bmatrix}, \quad \bar{D}_m = \phi_y \phi_c^T$$

$$M_g = \phi_s^T M \phi_s = I_n$$

$$D_g = \phi_s^T D \phi_s = \text{diag}(2\zeta_i \Omega_i)_{1 \leq i \leq n}$$

$$K_g = \phi_s^T K \phi_s = \text{diag}(\Omega_i^2)_{1 \leq i \leq n}$$

ここで $x^T = [\eta^T \dot{\eta}^T]$ (η はモード座標ベクトル), M_g はモード質量行列, D_g はモード減衰行列, K_g はモード剛性行列, Ω_i は固有角振動数, ζ_i はモード減衰比, I_n は $n \times n$ の単位行列である。加振点は観測点集合に含まれるものとし、モード行列 ϕ_s から観測点に対応する行を抜き出して構成した行列を ϕ_y 、コロケーションである点(加振点)に対応する行を抜き出して構成した行列を ϕ_c とした。なお Dis は変位観測, Vel は速度観測, Acc は加速度観測を表す。

3. 多入出力系同定

前述のように既存の運用イベントから得られたデータを用いた軌道上同定では衛星ダイナミクスを多入出力系として同定を行わなければならない。部分空間法などの状態空間モデルに基づいたシステム同定法によって得られた離散時間多入出力系 S_l

$$x_{t+1} = A_l x_t + B_l u_t \quad (4)$$

$$y_t = C_l x_t + D_l u_t \quad (5)$$

からモーダルパラメータ(固有振動数, モード減衰比, 質量正規化モード行列)を決定する問題を考える。これらのモーダルパラメータは同定モデル S_l を連続時間モードモデル $\bar{S}_m$ へ変換することにより決定出来るが、モードモデルの $(\bar{A}_m, \bar{B}_m, \bar{C}_m, \bar{D}_m)$ はモーダルパラメータの関数となっており各行列は独立ではない。しかし一般的な手法で同定されたシステムの各行列はそれぞれ独立であり、これを CBSI アルゴリズム⁽¹⁾などで変換を行うと、同定誤差によりモードモデルとして不整合を生じる可能性がある。具体的には変換された入力行列, 出力行列がモードモデルの形にならない。そこで S_l を変換したときにモードモデルとして不整合を生じないようなモデル拘束条件のもとで同定を行う方法を提案する。

4. モデル構造を考慮した同定方法

連続時間モードモデル $\bar{S}_m$ の離散時間モデルを離散時間モードモデル $S_m(A_m, B_m, C_m, D_m)$ とする。本章では部分空間法などで同定された (A_l, C_l) を (A_m, C_m) の形に変換し、最小2乗問題

$$\min_{B_m, D_m, x_0} \frac{1}{N} \sum_{t=0}^{N-1} \| y_t - (C_m(qI - A_m)^{-1} B_m + D_m) u_t - C_m(qI - A_m)^{-1} x_0 \delta_t \| \quad (6)$$

を解いて B_m , D_m を求める方法を考える⁽³⁾。ここで x_0 は状態量初期値, q はシフトオペレータ, δ_t は単位パルス関数である。モードモデルとして不整合を生じな

いモデル拘束条件の下で B_m , D_m を推定するために, B_m , D_m を (A_I, C_I) から得られる量と未知パラメータで表す手順を示していく.

4.1 剛体モードと弾性モードの分離⁽²⁾⁽⁴⁾ まず (A_I, C_I) を n_r 個の剛体モードのみを含む (A_r, C_r) と n_f 個の弾性モードのみを含む (A_f, C_f) に分割することを考える. A_I は Schur 分解を用いて以下のように表すことができる.

$$T_s' A_I T_s = \begin{bmatrix} A_r & A_{rf} \\ 0 & A_f \end{bmatrix} \quad (7)$$

ここで A_r は剛体モードの固有値 (=1) を含む上三角行列, A_f は弾性モードの固有値を含む上三角行列, T_s は Schur 分解の変換行列, ' は複素共役転置を表す. さらにリアプノフ方程式

$$A_r X - X A_r + A_{rf} = 0 \quad (8)$$

を満たす解を X とすると基底変換行列 T_d

$$T_d = T_s \begin{bmatrix} I_{n_r} & X \\ 0 & I_{n_f} \end{bmatrix} \quad (9)$$

を用いて

$$T_d' A_I T_d = \begin{bmatrix} A_r & 0 \\ 0 & A_f \end{bmatrix}, \quad C_I T_d = \begin{bmatrix} C_r & C_f \end{bmatrix} \quad (10)$$

のように, (A_I, C_I) を剛体モードに対応する (A_r, C_r) と弾性モードに対応する (A_f, C_f) に分割できる.

一般に (A_I, C_I) は同定すべきモード以外にノイズや計算誤差などに由来する剰余モードを含んでいる. そのため上記の変換を行う前に (A_I, C_I) を有効モードからなるシステムと剰余モードからなるシステムとに分割する必要がある. これは上記の分割手順でシステム行列を有効モードと剰余モードに分割するようにすれば同様の手順で行うことができる.

4.2 弾性モードモデルへの変換 弾性モードのみを含む (A_f, C_f) からなる離散時間システム S_f は, 以下のような構造をもつ連続時間の正準型 $(\bar{A}_f, \bar{B}_f, \bar{C}_f, \bar{D}_f)$ に変換できる.

$$\bar{A}_f = \text{diag}(\bar{A}_{f,i})_{1 \leq i \leq n_f}, \quad \bar{A}_{f,i} = \begin{bmatrix} \lambda_i & 0 \\ 0 & \lambda_i^* \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\bar{B}_f = [\bar{B}_{f,1}^T \cdots \bar{B}_{f,i}^T \cdots \bar{B}_{f,n_f}^T]^T \quad (12)$$

$$\bar{C}_f = [\bar{C}_{f,1} \cdots \bar{C}_{f,i} \cdots \bar{C}_{f,n_f}], \quad \bar{C}_{f,i} = \begin{bmatrix} c_i & c_i^* \end{bmatrix} \quad (13)$$

ここで, $\lambda_i = \sigma_i + j\omega_i = -\Omega_i \zeta_i + j\Omega_i \sqrt{1 - \zeta_i^2}$ は S_f を連続時間へ変換したときのシステム行列の固有値, j

は虚数単位, * は共役複素数を表す. この正準型をモードシステム型に変換することを考える. 基底変換行列

$$V_{li} = \frac{j}{2\omega_i} \begin{bmatrix} \lambda_i^* & -1 \\ -\lambda_i & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

によって $\bar{A}_{f,i}$ は

$$V_{li}^{-1} \bar{A}_{f,i} V_{li} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\Omega_i^2 & -2\zeta_i \Omega_i \end{bmatrix} \quad (15)$$

に変換される. 次に $\bar{C}_{f,i}$ をモードシステムと同型にするために, 新たな基底変換行列

$$V_{2i} = \begin{bmatrix} v_1 & v_2 \\ v_3 & v_4 \end{bmatrix} \quad (16)$$

を考える. 式(15)がこの変換で恒等変換される条件を考える

$$V_{2i} = \begin{bmatrix} v_1 & v_2 \\ -v_2(\sigma_i^2 + \omega_i^2) & v_1 + 2\sigma_i v_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

の形となる. $v_2 = d_i$, $v_1 = d_i e_i$ と置き換えると

$$V_{2i} = d_i \begin{bmatrix} e_i & 1 \\ -(\sigma_i^2 + \omega_i^2) & e_i + 2\sigma_i \end{bmatrix} \quad (18)$$

これらの変換⁽¹⁾を $\bar{C}_{f,i}$ に施すと

$$\bar{C}_{f,i} V_{li} V_{2i} = \frac{d_i}{\omega_i} \begin{bmatrix} e_i(-\sigma_i \Im(c_i) + \omega_i \Re(c_i)) - (\sigma_i^2 + \omega_i^2) \Im(c_i) \\ (e_i + \sigma_i) \Im(c_i) + \omega_i \Re(c_i) \end{bmatrix} \quad (19)$$

ここで $\Re(c_i)$, $\Im(c_i)$ はそれぞれ c_i の実部, 虚部を表す. 変位観測の場合, 式(19)の第2項が零ベクトルとなるように

$$(e_i^{(d)} + \sigma_i) \Im(c_i) + \omega_i \Re(c_i) = 0 \quad (20)$$

を満たす $e_i^{(d)}$ を求める必要がある. 理論的には $\Re(c_i)$ と $\Im(c_i)$ は線形従属で $e_i^{(d)}$ は一意に定まるが, 同定誤差などで線形従属とならない場合はピボット行を設定しその行から求めればよい. この $e_i^{(d)}$ を用いて出力行列 $\bar{C}_{f,i}$ の変換は

$$\bar{C}_{f,i} V_{li} V_{2i} = d_i \begin{bmatrix} \hat{\phi}_i^{(d)} & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\hat{\phi}_i^{(d)} = \frac{1}{\omega_i} \left(e_i^{(d)} (-\sigma_i \Im(c_i) + \omega_i \Re(c_i)) - (\sigma_i^2 + \omega_i^2) \Im(c_i) \right) \quad (22)$$

のようになる. モード行列を $\phi_y = [\phi_r \quad \phi_f]$ のように剛体モードに対応する剛体モード行列 ϕ_r と弾性モー

ドに対応する弾性モード行列 ϕ_f に分割して考えると, ϕ_f の第 i 列は $d_i \hat{\phi}_i^{(d)}$ と表される. 入力行列 $\bar{B}_{f,i}$ の変換はモードモデルのコロケーションの条件より

$$V_{2i}^{-1} V_{1i}^{-1} \bar{B}_{f,i} = d_i \begin{bmatrix} 0 \\ (\hat{\phi}_{i,c}^{(d)})^T \end{bmatrix} \quad (23)$$

と表される. ここで $\hat{\phi}_{i,c}^{(d)}$ は $\hat{\phi}_i^{(d)}$ からコロケーションである行を抜き出した列ベクトルである.

速度観測の場合, 式(19)の第1項が零ベクトルとなるように

$$e_i^{(v)} (-\sigma_i \mathfrak{I}(c_i) + \omega_i \mathfrak{R}(c_i)) - (\sigma_i^2 + \omega_i^2) \mathfrak{I}(c_i) = 0 \quad (24)$$

を満たす $e_i^{(v)}$ を用いて, $\bar{C}_{f,i}$ および $\bar{B}_{f,i}$ の変換は

$$\bar{C}_{f,i} V_{1i} V_{2i} = d_i \begin{bmatrix} 0 & \hat{\phi}_i^{(v)} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$V_{2i}^{-1} V_{1i}^{-1} \bar{B}_{f,i} = d_i \begin{bmatrix} 0 \\ (\hat{\phi}_{i,c}^{(v)})^T \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\hat{\phi}_i^{(v)} = \frac{1}{\omega_i} \left((e_i^{(v)} + \sigma_i) \mathfrak{I}(c_i) + \omega_i \mathfrak{R}(c_i) \right) \quad (27)$$

のように表され, 弾性モード行列 ϕ_f の第 i 列は $d_i \hat{\phi}_i^{(v)}$ となる.

加速度観測の場合, $\bar{C}_{f,i} V_{1i} V_{2i}$ の $(-1/\Omega_i^2)$ (第1成分) $= (-1/2\zeta_i \Omega_i)$ (第2成分) の関係より

$$\begin{aligned} & \left(-\frac{1}{\Omega_i^2} \right) \left(e_i^{(a)} (-\sigma_i \mathfrak{I}(c_i) + \omega_i \mathfrak{R}(c_i)) - (\sigma_i^2 + \omega_i^2) \mathfrak{I}(c_i) \right) \\ &= \left(-\frac{1}{2\zeta_i \Omega_i} \right) \left((e_i^{(a)} + \sigma_i) \mathfrak{I}(c_i) + \omega_i \mathfrak{R}(c_i) \right) \end{aligned} \quad (28)$$

を満たす $e_i^{(a)}$ を用いて, $\bar{C}_{f,i}$ および $\bar{B}_{f,i}$ の変換は

$$\bar{C}_{f,i} V_{1i} V_{2i} = d_i \begin{bmatrix} -\Omega_i^2 \hat{\phi}_i^{(a)} & -2\zeta_i \Omega_i \hat{\phi}_i^{(a)} \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$V_{2i}^{-1} V_{1i}^{-1} \bar{B}_{f,i} = d_i \begin{bmatrix} 0 \\ (\hat{\phi}_{i,c}^{(a)})^T \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\hat{\phi}_i^{(a)} = -\frac{1}{\Omega_i^2 \omega_i} \left(e_i^{(a)} (-\sigma_i \mathfrak{I}(c_i) + \omega_i \mathfrak{R}(c_i)) - (\sigma_i^2 + \omega_i^2) \mathfrak{I}(c_i) \right) \quad (31)$$

のように表され, 弾性モード行列 ϕ_f の第 i 列は $d_i \hat{\phi}_i^{(a)}$ となる. 直達行列 $\bar{D}_f$ は加速度観測の場合のみ存在し, 以下のように表される.

$$\bar{D}_f = \sum_{i=1}^{n_f} d_i^2 \hat{\phi}_i^{(a)} (\hat{\phi}_{i,c}^{(a)})^T \quad (32)$$

以上のように求められた連続時間弾性モードシステムを時間離散化すれば, (A_f, C_f) から得られる既知量と未知パラメータ d_i で表された離散時間弾性モードシステム $S_{m,f}$ を得る.

4.3 剛体モードモデルへの変換

剛体モードのみを含む (A_r, C_r) からなる離散時間システム S_r は, 以下のような構造を持つ連続時間システム $\bar{S}_r(\bar{A}_r, \bar{B}_r, \bar{C}_r, \bar{D}_r)$ に変換することが出来る.

$$\bar{A}_r = \begin{bmatrix} 0 & I_{n_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{C}_r = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 \end{bmatrix} \quad (33)$$

なおコロケーション観測点の数は剛体モード数以上と仮定する. このシステムを, $\bar{A}_r$ を恒等変換する基底変換行列

$$V_r = \begin{bmatrix} V_1 & V_2 \\ 0 & V_1 \end{bmatrix}, \quad V_1, V_2 \in R^{(n_r, n_r)} \quad (34)$$

を用いて連続時間剛体モードモデルへ変換することを考える. 出力行列 $\bar{C}_r$ の V_r による変換は

$$\bar{C}_r V_r = \begin{bmatrix} C_1 V_1 & C_1 V_2 + C_2 V_1 \end{bmatrix} \quad (35)$$

と表されるが, 変位観測の場合, 第2項は零行列なので

$$V_2 = -C_1^+ C_2 V_1 \quad (36)$$

である (+は一般逆行列). よって

$$\bar{C}_r V_r = \begin{bmatrix} \phi_r^{(d)} & 0 \end{bmatrix}, \quad \phi_r^{(d)} = C_1 V_1 \quad (37)$$

と表される. 入力行列 $\bar{B}_r$ の変換はコロケーションの条件より

$$V_r^{-1} \bar{B}_r = \begin{bmatrix} 0 \\ (\phi_{r,c}^{(d)})^T \end{bmatrix} \quad (38)$$

と表される. ここで $\phi_{r,c}^{(d)}$ は $\phi_r^{(d)}$ からコロケーションである行を抜き出した行列である. 式(37), 式(38)のように $\bar{C}_r$, $\bar{B}_r$ の変換は V_1 で表すことができる.

速度観測の場合, $C_1 = 0$ および式(35)の第1項が0より, $\bar{C}_r$, $\bar{B}_r$ の変換は

$$\bar{C}_r V_r = \begin{bmatrix} 0 & \phi_r^{(v)} \end{bmatrix}, \quad V_r^{-1} \bar{B}_r = \begin{bmatrix} 0 \\ (\phi_{r,c}^{(v)})^T \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$\phi_r^{(v)} = C_2 V_1, \quad V_2 = 0 \quad (40)$$

と表される.

加速度観測の場合, 剛体モードモデルは直達行列 $\bar{D}_r$ のみとなり

$$\bar{D}_r = \phi_r^{(a)} (\phi_{r,c}^{(a)})^T \quad (41)$$

と表される.

未知パラメータを ψ と表すことにすると, 以上のように (i) 変位観測および速度観測の場合 $\psi = V_1$, (ii) 加速度観測の場合 $\psi = \phi_r^{(a)}$ とすることにより, 連続時間剛体モードシステムは未知パラメータ ψ で表される. さらにこのシステムを時間離散化すれば, (A_r, C_r) から得られる既知量と未知パラメータ ψ で表された離散時間剛体モードシステム $S_{m,r}$ が得られる.

4.4 未知パラメータの推定 以上のように, S_f の (A_f, C_f) が同定された条件下で, 離散時間モードモデル $S_m = S_{m,f} + S_{m,r}$ が未知パラメータ $(\{d_i\}, \psi)$ で表された. よって最小2乗問題-式(6)は (B_m, D_m, x_0) の代わりに $(\{d_i\}, \psi, x_0)$ について解けばよい. そこで次のような入出力方程式

$$Y = \Gamma U + \Theta x_0 \quad (42)$$

を考える. ここで Γ はブロックテプリッツ行列

$$\Gamma = \begin{bmatrix} D_m & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ C_m B_m & D_m & \cdots & 0 & 0 \\ C_m A_m B_m & C_m B_m & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ C_m A_m^{N-2} B_m & C_m A_m^{N-3} B_m & \cdots & C_m B_m & D_m \end{bmatrix} \quad (43)$$

Θ は拡大可観測行列で

$$\Theta = \begin{bmatrix} C_m^T & (C_m A_m)^T & \cdots & (C_m A_m^{N-1})^T \end{bmatrix}^T \quad (44)$$

また

$$Y = [y_0^T \cdots y_{N-1}^T]^T, \quad U = [u_0^T \cdots u_{N-1}^T]^T \quad (45)$$

である. 式(42)を未知パラメータについて整理すると

$$Y = Z\theta, \quad \theta^T = \begin{bmatrix} \theta_f^T & \theta_r^T & \hat{x}_0^T \end{bmatrix} \quad (46)$$

のような θ の線形方程式の形となる. ここで $\theta_f^T = [d_1^2 \cdots d_{n_f}^2]$, θ_r は対称行列 $\psi\psi^T$ の要素のうち重複しない要素を並べた列ベクトル, $\hat{x}_0$ は x_0 を線形変換した列ベクトル, Z は U および S_m から計算される行列である. 最小2乗問題の解 $(\{d_i\}, \psi, x_0)$ は線形方程式(46)の最小2乗解 θ から求められ, 最終的に連続時間モードモデル $\tilde{S}_m$ が決定される.

5. ホイールアンローディング時のデータを用いた同定

衛星を大きく励振するスラスタ噴射を伴う運用イベントの一例として, スラスタによるホイールアンローディングをとりあげる. この運用では, スラスタ冗長系のチェックのために, 各姿勢軸ごとに姿勢制御用1Nスラスタのインパルス噴射を行い, ホイールに蓄積された角運動量を減少させる. ADEOS-IIでは初期機能確認時に可動観測機器を止めた状態でこの運用を行う予定であり, 可動観測機器擾乱の影響を受けずに同定を行える. なおアンローディング時はスラスタのインパルス噴射に加え, 姿勢誤差を少なくするためのフィードフォワードトルクおよび定常制御のための姿勢制御トルクがリアクションホイールにより衛星に作用する.

Fig. 2 Simulated time responses in the roll wheel-unloading case

ロール軸, ピッチ軸, ヨー軸の正方向に蓄積された角運動量を除去するアンローディングのシミュレーション結果を図2, 図3, 図4に示す. 同定に使用する入力信号としては衛星に作用するトルク (ホイール制御トルク, スラスタトルク等の和), 観測信号としては姿勢決定系出力の推定姿勢角速度を用いた. 実機のテレメトリを考慮して, 時系列信号のサンプリング周波数は1Hz, 観測値の量子化LSBは推定姿勢角速度: 1×10^{-4} deg/s, ホイール制御トルク: 1×10^{-5} Nmとした. サンプリング周波数が1Hzのため同定できるモードは0.5Hz以下となり, 全系の剛体モードと振動モードの低次の数モードが同定できればよいと考えられる. ホイールアンローディング時に太陽電池パドルは太陽追尾のため0.06deg/sで回転しているが, パドル角度 (太陽電池セル面法線とヨー軸がなす角度) が200degとなる時刻を中心とした120秒間のシミュレーションデータに提案同定方法を適用した. ロール軸とヨー軸は干渉するため2入2出力系として同定を行い, ピッチ軸は1入力1出力系として同定を行った.

同定された固有振動数, モード減衰比を表1に示し, モード行列を表2に示す. 図5に, 同定されたパ

Fig. 3 Simulated time responses in the pitch wheel-unloading case

Table 1 Identified natural frequencies and modal damping ratios in the wheel-unloading cases

No.	Nominal		Identified	
	f [Hz]	ζ [%]	f [Hz]	ζ [%]
1	0.000		0.000	
2	0.000		0.000	
3	0.000		0.000	
4	0.079	0.93	0.079	1.22
5	0.117	0.81	0.117	0.85
6	0.145	0.80	0.145	1.00
7	0.146	0.50	—	—
8	0.228	0.51	—	—
9	0.320	0.50	—	—
10	0.409	0.50	—	—
11	0.482	0.50	—	—

ラメータを用いて再構築したモデルの周波数伝達関数(実線)とノミナルモデルの周波数伝達関数(点線)を示す。この同定例では弾性振動モードは3つ同定されているが、ピッチ軸では弾性振動モードは同定されていないので、同定されたモード行列の2行目3列以降は

Fig. 4 Simulated time responses in the yaw wheel-unloading case

Table 2 Identified modal matrix in the wheel-unloading cases

Model	Modal matrix						
Nominal	4.63	0.00	0.00	-1.21	6.27	-6.55	$\times 10^{-3}$
	0.00	8.55	0.00	0.46	0.58	-0.32	
	0.00	0.00	4.40	-6.69	-0.52	0.68	
Identified	4.51	0.00	0.00	-1.33	5.11	-7.19	$\times 10^{-3}$
	0.00	8.49	0.00	0.00	0.00	0.00	
	0.00	0.00	4.40	-6.35	-0.53	0.91	

Unit: $\text{mkg}^{0.5}$

0となっている。このように低次の数モードしか同定できない理由は、各応答の姿勢角速度が示すように観測信号がLSBの数倍程度の大きさしかなく、小さなレベルのモードは測定信号に十分に反映されないためと考えられる。しかしナイキスト周波数以下の主要なモードは良い精度で同定されており、両者の周波数伝達関数はほぼ一致している。

Fig. 5 FRFs of the nominal model(dotted line) and FRFs recalculated using identified modal parameters(solid line) in the wheel-unloading cases: (from the top) roll, pitch and yaw mobilities

6. 軌道変更時のデータを用いた同定

同定に利用できる可能性のある運用イベントの別例として 20N スラスタ連続噴射による軌道変更 (20N- ΔV) をとりあげ検討を行った。この運用では推力の大きい軌道制御用の 20N スラスタ 4 本を連続噴射するため大きな振動が発生する。この間、姿勢制御はスラスタの連続噴射を必要に応じて停止させるオフパルス制御で行うため、連続噴射と称しても一定値入力ではなくパルス列入力となる。太陽電池パドルは 0deg に固定されるため、軌道制御により衛星進行方向 (X 軸) に推力が発生すると、パドルの面内振動モードが励起され、ヨー軸と干渉する。この軌道変更時のシミュレーション時系列を図 6 に示す。なお X 軸加速度は衛星本体に搭載された加速度計から得ることができる ($LSB12.2\mu G$)。この時系列データに提案同定方法を適用し、システムを 2 入力 2 出力系 (X 軸, ヨー軸) とし

Fig. 6 Simulated time responses in the 20N- ΔV case

Fig. 7 FRFs of the nominal model(dotted line) and FRFs recalculated using identified modal parameters(solid line) in the 20N- ΔV case: (upper) x acceleration, (lower) yaw mobility

て同定を行った。

表 3 に同定された固有振動数・モード減衰比、表 4 にモード行列を示す。また図 7 に同定されたパラメータを用いて再構築したモデルの周波数伝達関数 (実線) とノミナルモデルの周波数伝達関数 (点線) を示す。図 7 が示すように、ナイキスト周波数以下では弾性振動モードは 1 つしか現れていないが、剛体モードとともに精度良く同定されている。

Table 3 Identified natural frequencies and modal damping ratios in the 20N-ΔV case

No.	Nominal		Identified	
	f [Hz]	ζ [%]	f [Hz]	ζ [%]
1	0.000		0.000	
2	0.000		0.000	
3	0.078	0.93	0.078	1.24

Table 4 Identified modal matrix in the 20N-ΔV case

Model	Modal matrix
Nominal	$\begin{bmatrix} 16.7 & 0.00 & 4.90 \\ 0.00 & 4.40 & 6.72 \end{bmatrix} \times 10^{-3}$
Identified	$\begin{bmatrix} 16.7 & 0.00 & 4.80 \\ 0.00 & 4.40 & 6.58 \end{bmatrix} \times 10^{-3}$

Unit: $\text{kg}^{0.5}$ (1st row), $\text{mkg}^{0.5}$ (2nd row)

7. 結 論

ADEOS-IIの軌道上ダイナミクス同定に利用可能な初期チェックアウトフェーズの運用イベントとして、1Nスラスタによるホイールアンローディングおよび20Nスラスタによる軌道変更をとりあげ、数値シミュ

レーションにより軌道上でのダイナミクス同定について検討を行った。元来システム同定用に考えられていない運用イベント・テレメトリデータを利用したシステム同定は容易ではないが、モデル構造を考慮した多入出力システムの同定方法を用いたケーススタディにより、低次モードのモーダルパラメータの同定については、その可能性を示すことができた。

文 献

- (1) Alvin, K.F. and Park, K.C., *AIAA Journal*, **32**-2, (1994), 397-406.
- (2) Simmermacher, T., et al., *Proceedings of the 15th International Modal Analysis Conference*, (1997), 50-56.
- (3) Ljung, L., *System Identification : Theory for the User*, 2nd ed., (1999), 350, Prentice Hall.
- (4) 葛西時雄・ほか5名, 第44回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2000), 444-449.
- (5) 葛西時雄・ほか5名, 第46回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2002), 551-556.