データ中継技術衛星 DRTS の適応形姿勢制御系の機能確認試験*

山田 克彦^{*1}, 米地 寛夫^{*2}, 若尾 正規^{*2}
藤原 勇一^{*3}, 小杉 史郎^{*3}Function Test of Adaptive Attitude Control System
of the Data Relay Test SatelliteKatsuhiko YAMADA^{*4}, Hiroo YONECHI, Masaki WAKAO,
Yuuichi FUJIWARA and Shiro KOSUGI^{**} Advanced Research R & D Center, Mitsubishi Electric Corporation,
8-1-1 Tsukaguchi-Honmachi, Amagasaki-shi, Hyogo, 661-8661 Japan

Function test results of an adaptive attitude control system of the Data Relay Test Satellite (DRTS) that was launched on September 10, 2002 are summarized in this paper. The purpose of the adaptive attitude control system is to compensate for attitude disturbances caused by motion of an inter-satellite communication antenna. The control system estimates mass property parameters and improves attitude accuracy when the antenna motion effects are mainly cancelled by feedforward control. The estimation accuracy of the mass property parameters is improved with the antenna motion even when the initial estimation accuracy is not enough. The function tests confirmed that the attitude control system realizes almost the same performance as predicted on the ground. Since the accuracy of the feedforward control is easily improved by adopting the adaptive attitude control system, this system is effective for attitude control of spacecraft with mobile bodies like antennas.

Key Words: Adaptive Attitude Control, Mobile Bodies, Feedforward Control, Parameter Estimation, DRTS

1. ま え が き

宇宙開発事業団のデータ中継技術衛星 DRTS (Data Relay Test Satellite, 愛称こだま) は将来の大容量データ中継に対応するための技術試験衛星である。2002年9月10日に H2A ロケット 3号機によって打上げられ、静止化した後、搭載機器の初期機能確認試験を終了して、2003年1月10日より定常運用フェーズに移行している。DRTS の軌道上外観図を図1に示す。

DRTS のおもなミッションは、静止軌道上において中低高度観測衛星などからのデータを受信して地上へ伝送し、地上との通信時間が限られる中低高度衛星のデータの伝送効率を高めることである。そのため DRTS は衛星間通信用に口径 3.6 m の大形アンテナを有しており、このアンテナを中低高度衛星のほうへ向けるように運動させる。アンテナの運動は衛星の姿勢運動にとって大きな擾乱となるので、通常の姿勢制御系では大きな姿勢偏差が生じる。そのためアンテナ

などの可動物の運動時にはその運動をあらかじめ補償するフィードフォワード制御が用いられる⁽¹⁾⁽²⁾。フィードフォワード制御には衛星の質量特性パラメータの値を必要とし、この値の精度が悪いと十分な効果が得られないが、この値を地上で精度よく推定することは容易ではない。人工衛星 COMETS では、このパラメータ値を軌道上での運動から推定することが行われたが⁽³⁾、その場合には、軌道上でアンテナ運動時のデータを取得し、地上でパラメータ推定を行い、得られた推定値を軌道上へアップロードして再試験するという手続きを必要とし、煩雑さはさけられない。また、衛星テレメトリデータの質と量に十分なものがないと

Fig. 1 Outside drawing of the DRTS

* 原稿受付 2003年3月20日。

^{*1} 正員、三菱電機(株)先端技術総合研究所(☎661-8661 尼崎
市塚口本町 8-1-1)。^{*2} 三菱電機(株)鎌倉製作所(☎247-8520 鎌倉市上町屋 325)。^{*3} 宇宙航空研究開発機構(JAXA)宇宙利用推進本部(☎305-
8505 つくば市千現 2-1-1)。

E-mail: Yamada.Katsuhiko@wrc.melco.co.jp

精度のよいパラメータ推定は困難である。そのため DRTS では軌道上で自動的にパラメータ値を推定する適応制御則⁽⁴⁾が採用された。

本報では、この適応制御則の概要と、軌道上での機能確認試験によって得られた制御則のふるまいについて報告する。DRTS の適応制御則は極めて簡単な構成であるが、想定したとおりの効果が得られていると考えられる。

2. DRTS のモデル

DRTS のアンテナ運動に伴う影響を考察するにあたり、DRTS を図 2 のようにモデル化する。図 2 においてアンテナの駆動軸は EW 軸と NS 軸の二軸であり、衛星をアンテナ部、EW 軸と NS 軸の間の可動部、これら以外の衛星本体部に分割する。また慣性系、軌道系、衛星系の三つの座標系を設定する。軌道系は衛星全体の質量中心に原点をもち、進行方向を第 1 軸(x 軸)、地心方向を第 3 軸(z 軸)とする座標系である。衛星系は衛星に固定した座標系で、姿勢制御誤差が零の状態、各軸の向きが軌道系の各軸の向きと一致するものとする。DRTS は姿勢制御用に 4 個のホイールを有している。このうちの 2 個は定常的に角運動量を有するモーメンタムホイール(MW1, MW2)であり、2 個は定常的には角運動量をもたないリアクションホイール(RW1, RW2)である。DRTS のホイールの配置を図 3 に示す。以下の記号を定義する。

e_{s1}, e_{s2}, e_{s3} : 衛星系の各軸方向の単位ベクトル

m_s : 衛星本体部の質量

I_s : 衛星本体部のその質量中心回りの慣性テンソル

m_b : EW 軸と NS 軸の間の可動部の質量

Fig. 2 Dynamics model of the DRTS

m_a : アンテナ部の質量

I_a : アンテナ部のその質量中心回りの慣性テンソル

m_c : 衛星全体の質量 $= m_s + m_b + m_a$

I_c : 衛星全体のその質量中心回りの慣性テンソル

l : 衛星本体部質量中心から EW 軸回転中心をさすベクトル

r_1 : EW 軸回転中心から NS 軸回転中心をさすベクトル

r_2 : NS 軸回転中心からアンテナ部質量中心をさすベクトル

θ : 衛星系の軌道系に対する姿勢, $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ を各軸回りの微小 Euler 角として $\theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \theta_3]^T$ とする。

ϕ_1 : EW 軸における相対回転角

ϕ_2 : NS 軸における相対回転角

ϕ : アンテナ回転角をまとめて表記したもの
 $= [\phi_1 \ \phi_2]^T$

h_c : 衛星全体のその質量中心回りの角運動量ベクトル

h_w : ホイールのもつ角運動量ベクトル

h_{mw1} : モーメンタムホイール 1(MW1)のもつ角運動量

h_{mw2} : モーメンタムホイール 2(MW2)のもつ角運動量

h_{rw1} : リアクションホイール 1(RW1)のもつ角運動量

h_{rw2} : リアクションホイール 2(RW2)のもつ角運動量

ω_s : 衛星系の慣性系に対する角速度ベクトル

ω_o : 軌道系の慣性系に対する角速度ベクトル

ω_o : 軌道系の慣性系に対する角速度の大きさ

なお本報ではとくにことわらない限り、ベクトル量やテンソル量は衛星系で表現するものとする。

$\phi_1 = \phi_2 = 0$ の状態で、 I_a, l, r_1, r_2 を次のように衛星系で成分表示する。

$$I_a = \begin{bmatrix} i_{a1} & i_{a12} & i_{a13} \\ i_{a12} & i_{a2} & i_{a23} \\ i_{a13} & i_{a23} & i_{a3} \end{bmatrix}$$

$$l = \begin{bmatrix} l_1 \\ 0 \\ l_3 \end{bmatrix}, \quad r_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ r_1 \end{bmatrix}, \quad r_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ r_2 \end{bmatrix}$$

DRTS の姿勢角誤差 θ が微小であるとき、衛星系の軌道系に対する角速度を衛星系で表現したものは、 θ の各成分を時間微分した $\dot{\theta}$ で近似できる。これより衛星系の慣性系に対する角速度 ω_s を次式で近似す

ることができる。

$$\omega_s = \dot{\theta} + \omega_o \quad \dots\dots\dots (1)$$

したがって DRTS 全体のその質量中心回りの角運動量 h_c は、衛星系で次のように表すことができる。

$$h_c = I_c(\dot{\theta} + \omega_o) + I_p\dot{\phi} + h_w \quad \dots\dots\dots (2)$$

ただし I_p はアンテナの運動による h_c への影響を表す 3×2 マトリックスであり、アンテナ回転角 ϕ の関数となる。DRTS のアンテナ駆動範囲は

$$-10^\circ \leq \phi_1, \phi_2 \leq +10^\circ$$

となるので、

$$\sin \phi_i \approx \phi_i, \cos \phi_i \approx 1 \quad (i=1, 2)$$

と近似して、 ϕ_1, ϕ_2 の 1 次項までを求めると、衛星系で表現した I_p の各項 [その (i, j) 成分を i_{pij} とする] は次のようになる。ただし EW 軸と NS 軸の間の可動部の質量中心はその中央にあるものとし、この可動部自体の慣性テンソルは無視する。

$$i_{p11} = i_{a12} + i_{a23}\phi_1 - i_{a13}\phi_2 \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$i_{p12} = i_{a1} + \mu_{sa}(l_3 + r_1 + r_2)r_2 + \frac{\mu_{ab}}{2}(r_1 + 2r_2)r_2 + i_{a13}\phi_1 \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$i_{p21} = i_{a2} + \mu_{sa}(l_3 + r_1 + r_2)(r_1 + r_2) + \frac{\mu_{sb}}{4}(2l_3 + r_1)r_1 + \frac{\mu_{ab}}{4}(r_1 + 2r_2)^2 + \left\{ \mu_{sa}l_1(r_1 + r_2) + \frac{\mu_{sb}}{2}l_1r_1 \right\} \phi_1 - i_{a23}\phi_2 \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$i_{p22} = i_{a12} - (i_{a13} - \mu_{sa}l_1r_2)\phi_2 \quad \dots\dots\dots (6)$$

$$i_{p31} = i_{a23} - i_{a12}\phi_1 + \left\{ i_{a2} - i_{a3} + \mu_{sa}(r_1 + r_2)r_2 + \frac{\mu_{ab}}{2}(r_1 + 2r_2)r_2 \right\} \phi_2 \quad \dots\dots\dots (7)$$

$$i_{p32} = i_{a13} - \mu_{sa}l_1r_2 - \left\{ i_{a1} + \mu_{sa}(r_1 + r_2)r_2 + \frac{\mu_{ab}}{2}(r_1 + 2r_2)r_2 \right\} \phi_1 + i_{a12}\phi_2 \quad \dots\dots\dots (8)$$

Fig. 3 Wheel configuration

ただしこれらの式において次の記号を用いている。

$$\mu_{sa} = \frac{m_s m_a}{m_c}, \mu_{sb} = \frac{m_s m_b}{m_c}, \mu_{ab} = \frac{m_a m_b}{m_c}$$

ホイールの角運動量 h_w は、図 3 に示す DRTS のホイール配置(モーメントホイール MW1 と MW2 の回転軸で構成される平面が e_{s2} を含み、この平面と e_{s1} 軸とのなす角度が γ_1 となる)をもとに各ホイールの角運動量から求められる。その結果は次のようになる。ここで $\gamma_1 = 45^\circ, \gamma_2 = 20^\circ$ である。

$$h_w = \begin{bmatrix} \cos \gamma_1 \sin \gamma_2 & -\cos \gamma_1 \sin \gamma_2 & 1 & 0 \\ -\cos \gamma_2 & -\cos \gamma_2 & 0 & 0 \\ \sin \gamma_1 \sin \gamma_2 & -\sin \gamma_1 \sin \gamma_2 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} h_{mw1} \\ h_{mw2} \\ h_{rw1} \\ h_{rw2} \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (9)$$

3. 適応形姿勢制御則

3・1 姿勢制御則の構成 式(2)をもとに DRTS の姿勢制御則を考察する。制御の目的はアンテナの駆動時においても衛星姿勢角 θ の変動を抑えることである。式(2)において、 I_p の各成分は、アンテナ角 ϕ があまり大きくない範囲で、式(3)～(8)に示した展開によって、 ϕ に依存しない一定値の部分と、 ϕ_1, ϕ_2 の定数倍の部分とに分割される。これを次のように表す。

$$I_p = I_{p0} + I_{p\phi_1}\phi_1 + I_{p\phi_2}\phi_2 \quad \dots\dots\dots (10)$$

上式において、 $I_{p0}, I_{p\phi_1}, I_{p\phi_2}$ はいずれも 3×2 次のマトリックスである。これらを用いて式(2)は次のように表すことができる。

$$h_c = I_c(\dot{\theta} + \omega_o) + I_{p0}\dot{\phi} + \sum_{i=1}^2 I_{p\phi_i}\dot{\phi}_i + h_w \quad \dots\dots\dots (11)$$

上式において I_c も実際には ϕ の関数となるが、 $\dot{\theta} + \omega_o$ が微小であるため、これと ϕ との積は無視することができる。そのため I_c の ϕ による変動分については考慮していない。アンテナの駆動時に衛星にはスラスタなどの外力は作用しないものとする、衛星全体の角運動量 h_c は慣性系において一定値をとる。式(11)は衛星系での表現を前提としているが、1 回のアンテナ駆動に要する時間は数分程度なので、その間での軌道系の慣性系に対する姿勢変化はわずかであり、アンテナ駆動中は式(11)の h_c はほぼ一定とみなすことができる。

また DRTS では、各ホイールについて角運動量をフィードバックする局所的なフィードバックループが

あり、角運動量の値をコマンドとして与えることができる。そこでホイールの角運動量 h_w を次のように与えることを考える。

$$h_w = h_{wfb} + h_{wff} \quad \dots\dots\dots (12)$$

$$h_{wfb} = -K_P \theta - K_I \int_0^t \theta dt \quad \dots\dots\dots (13)$$

$$h_{wff} = -\hat{I}_{p0} \dot{\phi} - \sum_{i=1}^2 \hat{I}_{p\phi_i} \dot{\phi}_i - \hat{I}_c \omega_o + \hat{h}_c \quad \dots\dots\dots (14)$$

ただし $\hat{\ast}$ はもとの量 $\ast$ の推定値を表す。上式において h_{wfb} はフィードバック制御項であり、 K_P, K_I は $K_P = K_P^T > 0, K_I = K_I^T > 0$ を満たすゲインマトリックスである。 h_{wff} はアンテナ駆動や衛星の軌道運動に伴うフィードフォワード制御項であり、 θ が 0 となるように姿勢に対する擾乱項をあらかじめ補償する。

式(12)～(14)を式(11)に代入すると制御系のふるまいがわかる。いま $\hat{\ast}$ で示される推定値ともとの量 $\ast$ との誤差がさほど大きくはない場合を考えて、推定値誤差と微小量 ω_o, ϕ との積を無視し、さらに $\hat{h}_c$ の値はアンテナ駆動前の状態から測定可能なので $\hat{h}_c - h_c$ も無視することになると、制御系のふるまいを次式で表すことができる。

$$I_c \dot{\theta} + K_P \theta + K_I \int_0^t \theta dt + (I_{p0} - \hat{I}_{p0}) \dot{\phi} = 0 \quad \dots\dots\dots (15)$$

したがって $\hat{I}_{p0}$ が I_{p0} に等しければ、アンテナ駆動中であってもその影響はキャンセルされて、姿勢角 θ が $\theta \rightarrow 0$ となることがわかる。しかし $\hat{I}_{p0}$ と I_{p0} は必ずしも等しくはないので、その分と $\dot{\phi}$ との積がアンテナ駆動中の外乱となる。ここでは I_{p0} のうち、とくに値の大きな成分について姿勢制御中に推定する方策を考える。 I_{p0} で値が大きく影響が大きいとみなされる成分を $\alpha_i (i=1, 2, \dots)$ とし、逆に値が小さく影響の小さな成分を $\beta_i (i=1, 2, \dots)$ とする。これより

$$\alpha = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \dots]^T, \beta = [\beta_1 \ \beta_2 \ \dots]^T$$

において、 $I_{p0} \dot{\phi}$ を次のように表す。

$$I_{p0} \dot{\phi} = A\alpha + B\beta \quad \dots\dots\dots (16)$$

Fig. 4 Attitude control block diagram

I_{p0} の各成分の大きさは式(3)～(8)から推定することができるが、DRTS の場合に各成分を構成する要素のうち値の大きなものは i_{a1}, i_{a2}, l_1, l_3 となるので、 α_i としては、次の各成分をとる。ただし I_{p0} の (i, j) 成分を i_{p0ij} とする。

$$\alpha_1 = i_{p012}, \alpha_2 = i_{p021}, \alpha_3 = i_{p032} \quad \dots\dots\dots (17)$$

したがって β_i は次の成分となる。

$$\beta_1 = i_{p011}, \beta_2 = i_{p022}, \beta_3 = i_{p031} \quad \dots\dots\dots (18)$$

これより式(16)の A, B は次のようになる。

$$A = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_2 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{\phi}_1 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{\phi}_2 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{\phi}_2 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{\phi}_1 \end{bmatrix}$$

α, β の推定値を $\hat{\alpha}, \hat{\beta}$ とおき、 $\beta - \hat{\beta}$ は微小であるとして式(15)からその影響分を省略すると、式(15)を次のように表すことができる。

$$I_c \dot{\theta} + K_P \theta + K_I \int_0^t \theta dt + A(\alpha - \hat{\alpha}) = 0 \quad \dots\dots\dots (19)$$

上式を対象に α の推定則として次式を用いる⁽⁴⁾。

$$\dot{\hat{\alpha}} = -K_\alpha A^T \theta \quad \dots\dots\dots (20)$$

K_α は $K_\alpha = K_\alpha^T > 0$ を満たすゲインマトリックスである。式(19)、(20)からなる系の安定性は、次の Lyapunov 関数からわかる。

$$V = \frac{1}{2} \{ \theta^T I_c \theta + \xi^T K_I \xi + (\alpha - \hat{\alpha})^T K_\alpha^{-1} (\alpha - \hat{\alpha}) \}, \xi = \int_0^t \theta dt \quad \dots\dots (21)$$

I_c は衛星全体の質量中心回りの慣性テンソルなので $I_c = I_c^T > 0$ を満たす。式(19)、(20)のもとに上式の時間微分をとると次式となる。

$$\dot{V} = \theta^T \{ I_c \dot{\theta} + K_I \xi + A(\alpha - \hat{\alpha}) \} = -\theta^T K_P \theta \leq 0 \quad \dots\dots\dots (22)$$

したがって $K_P > 0$ より $\theta \rightarrow 0$ がわかる。このときの姿勢制御系のブロック線図を図4に示す。

3・2 推定値のふるまいの解析 式(19)、(20)の系において $\theta \rightarrow 0$ になることはわかるが、 $\hat{\alpha} \rightarrow \alpha$ となるかどうかは明らかではない。ここではアンテナの運動が周期的であり、推定値 $\hat{\alpha}$ の動きはアンテナや衛星姿勢の動きに比べて十分にゆっくりしているという仮定のもとに、推定値 $\hat{\alpha}$ のふるまいを解析する。アンテナの運動周期を T とするとき、時間 $0 \leq t \leq T$ で定めらな関数 $f(t)$ は次のように Fourier 級数で表現できる。

$$f(t) = \sum_n f_n \psi_n, \sum_n = \lim_{N \rightarrow \infty} \sum_{n=-N}^N$$

$$f_n = \int_0^T f(t) \psi_n^* dt, \psi_n = \frac{1}{\sqrt{T}} e^{j\omega_n t}, \omega_n = \frac{2\pi n}{T}$$

上式において ψ_n^* は ψ_n の複素共役を意味する。 ψ_n と ψ_m の間には次の直交関係が成り立つ。

$$\int_0^T \psi_n^* \psi_m dt = \begin{cases} 1 & n=m \\ 0 & n \neq m \end{cases} \quad (23)$$

上式に従って式(19)の姿勢角 θ と A を次のように級数展開する。

$$\theta = \sum_n \theta_n \psi_n, \quad A = \sum_n A_n \psi_n \quad (24)$$

上式を式(19)に代入し、 ψ_n^* を乗じて 0 から T まで積分して、式(23)の直交関係を用いれば θ_n を次のように表すことができる。

$$\begin{aligned} \theta_n &= -Y_n A_n (\alpha - \bar{\alpha}) \\ Y_n &= \left(I_{c_j} \omega_n + K_p + \frac{1}{j\omega_n} K_I \right)^{-1} \end{aligned} \quad (25)$$

この表現を用いて $\bar{\alpha}$ のふるまいを調べよう。 $\bar{\alpha}$ の動きが遅い場合には、その漸近的なふるまいを平均化法によって調べることができる。この場合 $\bar{\alpha}$ は式(20)から次式で近似される⁽⁵⁾。

$$\bar{\alpha} \approx -\frac{1}{T} \int_0^T K_a A^T \theta dt \quad (26)$$

式(24)、(25)を式(26)に代入して再び式(23)の直交関係を用いると次式が得られる。

$$\bar{\alpha} = P(\alpha - \bar{\alpha}), \quad P = \frac{1}{T} K_a \sum_n A_n^* Y_n A_n \quad (27)$$

ただし A_n^* は A_n の複素共役転置を表す。上式よりマ

Table 1 Attitude control rate and adaptation rate

Axis No.	Attitude Control [rad/s]	Adaptation [rad/s]
1	0.089	0.0025
2	0.119	0.0052
3	0.085	0.0025

Fig. 5 Antenna angle and velocity pattern

トリックス P の固有値がすべて正であれば式(20)の適応制御則は安定であり、 $\bar{\alpha} \rightarrow \alpha$ となることがわかる。

4. 軌道上データの解析

4.1 適応形姿勢制御則の特性 DRTS に式(12)～(14)と式(20)の姿勢制御則を組み込んで軌道上での機能確認を行った。適応形姿勢制御系の主要なパラメータは K_p , K_I , K_a であるが、これらはいずれも対角マトリックスに設定しており、姿勢制御系とパラメータ推定の速さは、それぞれ K_p , K_I の各成分が支配する姿勢制御系の交差周波数と、 K_a の各成分が支配する式(27)のマトリックス P の固有値で規定される。マトリックス P はアンテナの駆動パターンによっても変動するが、ここでは図5に示す運動パターンとその符号を逆にした運動パターンでアンテナの駆動を繰返すものとする。これは単純な台形速度パターンであり、 -10° から $+10^\circ$ まで最大速度 $0.2^\circ/\text{s}$ で 150 秒間で運動する。

このときの i 番めの軸の姿勢制御系の交差周波数と、それに対応する推定パラメータ $\bar{a}_i$ の収束速度 (P の非対角成分は無視できるので、 P の対角成分 P_i の値)を比較して表1に示す。この表に示すように、姿勢制御系は適応制御系に比べて十分に速く、パラメータ推定値の変動はゆっくりとしており、制御系の設計は妥当であることがわかる。また P の対角成分は同オーダの正の値であり、 $\bar{\alpha} \rightarrow \alpha$ となることがわかる。なお1回のアンテナ駆動時間 150 s においてパラメータ推定誤差がどれだけ減少するかは、式(27)から $\exp(-P_i T)$ として推定することができる。この場合には a_1 , a_2 , a_3 に対して、それぞれもとの誤差の 0.69, 0.46, 0.69 倍となる。すなわち1回のアンテナ駆動において a_1 と a_3 の推定誤差は約 70% に減少し、 a_2 の推定誤差は 50% 以下となることが予想される。これより図5に示すアンテナ駆動を 10 回程度行えば、推定誤差が十分に小さくなると考えられる。

4.2 軌道上テレメトリによるパラメータ値の推定 DRTS の適応形姿勢制御系の機能確認試験は 2002 年 10 月 18 日(金)にアンテナのスルー駆動を何度も繰返す形で行われた。このときのテレメトリの種類と分解能、サンプリング時間は表2に示すとおりである。アンテナ駆動パターンとそのときの姿勢角とパラメータ推定値の動きは 4.3 節に示す。

はじめに軌道上テレメトリを用いてオフラインによりパラメータの値を推定する。式(17)のパラメータ α は適応制御則によってその値がオンボードで推定され

ているが、その推定値と真値との一致度を確認するために、テレメトリからパラメータ α の真値の推定を試みる。真値の推定には、式(11)の h_c を慣性系で表現すると、外乱トルクによる角運動量の蓄積分を除いてほぼ一定に保たれることを用いる。アンテナ駆動時における 3 300 秒間のテレメトリを対象として、各時刻において次式が成り立つものと仮定する。

$$U_{is}h_c = \delta_0 + \delta_1 t \dots\dots\dots (28)$$

上式において t はテレメトリの開始時刻からの時間、 δ_0 は時刻 $t=0$ における衛星全体の角運動量ベクトル(慣性系表現)、 δ_1 は慣性系で一定値をとる外乱トルク(慣性系表現)、 U_{is} は衛星系から慣性系への座標変換マトリックスである。式(11)の h_c において、 $\phi, \dot{\phi}, \ddot{\phi}, h_w$ にはテレメトリの値を用い、 $I_c, I_{p\phi_i}$ には地上での予測値を用いるものとして、 $\alpha, \delta_0, \delta_1$ の各成分を、各時刻における式(28)から最小二乗法によって推定す

る。ただし式(28)において姿勢角 θ は微小なので、 U_{is} を次のように仮定する。

$$U_{is} = \begin{bmatrix} \cos \omega_0 t & 0 & -\sin \omega_0 t \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \omega_0 t & 0 & \cos \omega_0 t \end{bmatrix} \dots\dots\dots (29)$$

こうして得られた α_i の値を表 3 に示す。この表では打上げ前に地上で推定された値もあわせて示している。この表に示すように、打上げ前の地上推定値は 10% 程度の誤差を含む場合もあり、このままでは姿勢制御精度の劣化につながるので推定精度を向上させる必要がある。なお、表 3 のように α_i が推定されたときに、これをシミュレーションに反映させるにはアンテナの慣性モーメントなど物理的意味が明確な量にわりふる必要がある。 α_i は 3 成分なので、ここでは式(4)、(5)、(8)から、 i_{a1}, i_{a2}, i_{a13} の値を調整するようにしている。また式(28)の δ_0 と δ_1 の慣性系における各成分(これをそれぞれ δ_{0i}, δ_{1i} とする)の推定値を表 4 に示す。DRTS は軌道面垂直方向にバイアス角運動量を有するバイアスマーメンタム衛星なので、 δ_{02} の推定値が大きな値となっている。

4.3 シミュレーションと軌道上テレメトリとの比較 次にシミュレーションと軌道上テレメトリを比較することによって DRTS のダイナミクスモデルとそれに基づく適応制御系設計の妥当性を検証する。テレメトリデータの解析からは表 3 に示すようにアンテナ運動に関係する質量特性パラメータの値が推定されているので、このパラメータに基づいてアンテナ駆動時の運動シミュレーションを行い、得られた結果を軌道上テレメトリと比較検討する。

軌道上でのアンテナ駆動パターンを図 6 に示す。EW 角、NS 角とも同一の動きをさせるようにしている。推定パラメータ $\hat{\alpha}_i$ の初期値には、表 3 における

Table 2 Resolution and sampling time of each telemetry

Telemetry	Resolution	Sampling Time [s]
Attitude	0.0009 [deg]	16
Rate	0.00012 [deg/s]	2
Antenna Angle	0.005 [deg]	4
Antenna Rate	0.00004 [deg/s]	4
Momentum (MW)	0.0761 [Nms]	32
Momentum (RW)	0.0087 [Nms]	32
Estimated Parameter	0.00001 [kgm ²]	32

Table 3 Offline estimation of I_{p0} components [kgm²]

Parameter	Estimation from Telemetry	Estimation before Launch
$\alpha_1 (i_{p012})$	242.13	261.28
$\alpha_2 (i_{p021})$	315.03	315.96
$\alpha_3 (i_{p032})$	44.99	45.78

Table 4 Offline estimation of total momentum and inertially fixed disturbance

	Parameter	Value
Momentum [Nms]	δ_{01}	0.18
	δ_{02}	-40.22
	δ_{03}	-1.28
Disturbance [Nm]	δ_{11}	2.92×10^{-5}
	δ_{12}	4.97×10^{-5}
	δ_{13}	-6.66×10^{-6}

Fig. 6 Antenna actuation pattern

Telemetry

Simulation

Fig. 7 Comparison between attitude telemetry and simulation

打上げ前推定値の 1/2 の値を用いて推定パラメータの収束状態を調べるようにした。シミュレーションでも軌道上と同じ条件を設定し、その結果をテレメトリと比較して図 7, 8 に示す。比較の対象とするのは、衛星姿勢角 θ とパラメータ推定値 $\hat{\alpha}$ である。 $\hat{\alpha}$ のグラフには、表 3 に示す、テレメトリからオフラインで推定された α の値を破線で示す。

この結果から次のことがわかる。

- ・姿勢角の動きはロール、ピッチ、ヨーともテレメトリとシミュレーションはよく似通っており、いずれも時間とともに姿勢角誤差が減少しているため、適応形姿勢制御系がうまく動作していることがわかる。姿勢誤差は完全には零とはならないが、実用上問題とならないレベルにまで減少している。
- ・パラメータ推定値の動きもシミュレーションとテレメトリでよく似通っており、またほぼオフラインで推定された値に収束している。したがって適応制御

Telemetry

Simulation

Fig. 8 Comparison between estimated parameters telemetry and simulation (broken lines indicate the estimated values from telemetry)

則は軌道上でも想定したとおりのふるまいを示していると考えられる。

- ・テレメトリでもシミュレーションでも各回のアンテナ駆動による推定パラメータの収束値がやや振動的になっている。これはアンテナの正方向駆動でのパラメータの収束値と負方向駆動でのパラメータの収束値にずれが生じているためである。この原因としては、式(14)の $\hat{I}_{p\phi_1}$ や $\hat{I}_{p\phi_2}$ の地上推定値に誤差のあることが考えられる。

5. ま と め

本報では 2002 年 9 月 10 日に打上げられたデータ中継技術衛星 DRTS の、衛星間通信アンテナ運動の姿勢に対する影響を補償する適応形協調制御について、初期機能確認の結果をまとめた。適応形協調制御とは、アンテナ運動の姿勢に対する影響をフィードフォ

ワード補償する際に、質量特性パラメータを軌道上で推定しながら姿勢精度を向上させる姿勢制御方式のことで、簡単なパラメータ推定則を併用することにより、初期パラメータ推定精度が不十分な場合にもアンテナ運動に伴い推定精度が向上する。初期機能確認の結果、適応形協調制御の動作は地上で予測したものとほぼ同等の性能を軌道上でも実現していることを確認できた。この適応形協調制御の採用によって、オフラインでパラメータ推定を行うような手続きを必要とせず、比較的簡単にフィードフォワード補償の精度を向上できるので、アンテナのような可動部を有する人工衛星の姿勢制御において有効な手法になるものと思われる。

文 献

- (1) 田中俊輔・市川信一郎・川田恭裕・池田正文・峰正弥・曾我広志・山口慶剛・棚町健彦・川口佳久, 技術試験衛星 VI 型(ETS-VI)姿勢制御系フライトデータの評価解析, 計測自動制御学会第 12 回誘導制御シンポジウム資料, (1995-10), 123-130.
- (2) 小田光茂, ETS-VII ロボット実験の成果, 宇宙開発事業団会議報告: ETS-VII「おりひめ」「ひこぼし」実験成果報告会前刷集, (2000-3), 73-82.
- (3) 島田政明・中島明彦・山田克彦・宮崎洋彰・宮崎景太・松英稔久, 通信放送技術衛星 COMETS による協調制御実験, 機論, 66-641, C(2000), 232-239.
- (4) 山田克彦・吉河章二, 可動部を有する人工衛星の適応的な姿勢制御, 計測自動制御学会論文集, 31-10(1995), 1678-1685.
- (5) Meirovitch, L., *Methods of Analytical Dynamics*, (1970), 322-325, McGraw-Hill.