

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型衛星 μ -LabSatによる月トラッキング姿勢制御実験

照井 冬人, 木村 真一, 永井 康史, 山本 宏
吉原 圭介, 山元 透, 中須賀 真一

2006年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

関係者一覧

中須賀 真一 (東京大学)

程 毓梁 (東京大学)

船瀬 龍 (東京大学)

木村 真一 (情報通信研究機構)

永井 康史 (情報通信研究機構)

山本 宏 (情報通信研究機構)

橋本 英一 (JAXA 宇宙実証研究共同センター)

野田 篤司 (JAXA システムズエンジニアリング推進室)

高橋 伸宏 (JAXA 経営企画部企画課)

吉原 圭介 (JAXA 宇宙実証研究共同センター)

山元 透 (JAXA 誘導・制御技術グループ)

高山 慎一郎 (JAXA 宇宙実証研究共同センター)

北村 正治 (JAXA 宇宙先進技術研究グループ)

西田 信一郎 (JAXA 宇宙先進技術研究グループ)

上村 平八郎 (JAXA 宇宙先進技術研究グループ)

照井 冬人 (JAXA 宇宙先進技術研究グループ)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

小型衛星 μ -LabSatによる月トラッキング姿勢制御実験

Moon Tracking Attitude Control Experiment of a Micro Satellite μ -LabSat

照井 冬人^{*1}、木村 真一^{*2}、永井 康史^{*2}、山本 宏^{*2}、
吉原 圭介^{*3}、山元 透^{*4}、中須賀 真一^{*5}

Fuyuto TERUI, Shinichi KIMURA, Yasufumi NAGAI, Hiroshi YAMAMOTO,
Keisuke YOSHIHARA, Toru YAMAMOTO, Shinichi NAKASUKA

- *1: 総合技術研究本部 宇宙先進技術研究グループ
Advanced Space Technology Research Group
Institute of Aerospace Technology
- *2: 先進衛星技術実証G 情報通信研究機構
Smart Satellite Technology Group
National Institute of Information and Communications Technology
- *3: 総合技術研究本部 宇宙実証研究共同センター
Space Technology Demonstration Research Center
Institute of Aerospace Technology
- *4: 総合技術研究本部 誘導・制御技術グループ
Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Aerospace Technology
- *5: 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻
Department of Aeronautics and Astronautics
School of Engineering, University of Tokyo

2006年3月
March 2006

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. はじめに	3
2. 月トラッキング姿勢制御ミッション	5
3. 姿勢制御系設計	7
3.1 姿勢ダイナミクス	7
3.2 衛星の角運動量	7
3.3 姿勢キネマティクス	8
3.4 スライディング・モード制御系	9
3.4.1 超平面の設計	9
3.4.2 制御入力	11
3.4.3 制御系の物理的解釈	12
4. 数値シミュレーション	13
5. 地上での HIL-DCLT	15
6. 軌道上実験	17
7. おわりに	22
参考文献	22

小型衛星 μ -LabSat による月トラッキング姿勢制御実験 *

照井冬人 *¹、木村 真一 *²、永井 康史 *²、山本 宏 *²、
吉原 圭介 *³、山元 透 *⁴、中須賀 真一 *⁵

Moon tracking attitude control experiment of a micro satellite μ -LabSat*

Fuyuto Terui *¹, Shinichi Kimura *², Yasufumi Nagai *², Hiroshi Yamamoto *²,
Keisuke Yoshihara *³, Toru Yamamoto *⁴, Shinichi Nakasuka *⁵

Abstract

“ μ -LabSat”, a micro-piggyback satellite, was launched by an H-IIA rocket on December 14, 2002. One of its missions was to release truncated cone-shaped targets with representative dimensions of approximately 10 cm and evaluate the use of machine vision to estimate their position and attitude relative to the satellite. As a follow-on mission using the same camera, an attitude control moon-tracking maneuver was planned comprising the following steps: (1) recognize the moon in captured images and track it continuously, (2) calculate the median point of the moon, (3) control the satellite’s attitude to move the moon’s position in the image to be near the image center, (4) maintain the moon’s position near the center of the image. μ -LabSat is a bias-momentum micro satellite with two wheels, a configuration that is not normally capable of agile attitude maneuvers. This paper describes an algorithm “Sliding Mode Controller using the Rodriguez parameter” that has been developed to enable such maneuvers, and presents the results of its evaluation by numerical simulation and an on-orbit moon tracking experiment.

Key Words : Micro Satellite, Controlled Bias Momentum Satellite, Attitude Control, uncontrollable, Sliding Mode Control

記号表

ω	衛星の回転角速度 $[\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ (制御系設計座標系で記述)
J	衛星の質量中心回りの慣性行列 (制御系設計座標系を慣性主軸とすると, $J = \text{diag}[J_1, J_2, J_3]$)
n_{w_i}	ホイール i の駆動トルク ($i=1, 3$)
l_i	ホイール i の角運動量 ($i=1, 3$)
J_{w_i}	ホイール i ($i=1, 3$) の慣性行列 (制御系設計座標系で記述)
θ_{w_i}	ホイール i ($i=1, 3$) の回転角
z_i	制御系設計座標系の各軸方向を表す単位ベクトル ($i=1, 2, 3$)

*平成 18 年 1 月 10 日受付 (received 10th January, 2006)

*¹総合技術研究本部 宇宙先進技術研究グループ

(Advanced Space Technology Research Group, Institute of Aerospace Technology)

*²先進衛星技術実証 G 情報通信研究機構

(Smart Satellite Technology Group, National Institute of Information and Communications Technology)

*³総合技術研究本部 宇宙実証研究共同センター

(Space Technology Demonstration Research Center, Institute of Aerospace Technology)

*⁴総合技術研究本部 誘導・制御技術グループ

(Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group, Institute of Aerospace Technology)

*⁵東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

(Department of Aeronautics and Astronautics, School of Engineering, University of Tokyo)

Φ_i^w	慣性座標系から制御系設計座標系への変換を表す方向余弦行列
H^i	衛星の全角運動量 (慣性座標系で記述)
v_1	(10) 式で定義されるスカラ
v_3	(11) 式で定義されるスカラ
H_0	(12) 式で定義されるベクトル
p	衛星の姿勢を表すロドリゲスパラメータ $[p_1, p_2, p_3]^T$
a	(13) 式の Rodriguez パラメータの定義で用いられるオイラー軸を表す単位ベクトル
ϕ	(13) 式の Rodriguez パラメータの定義で用いられる、ベクトル a 回りの回転角を表すスカラ
h	(17) 式で定義されるベクトル $[h_1, h_2, h_3]^T$
U	(23), (24) 式で定義されるスカラ U_1, U_2 からなるベクトル $[U_1, U_2]^T$
B	(26) 式で定義される 2×3 行列
σ	(27) 式で定義される超平面を表すベクトル変数 $[\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$
S	超平面を定義する 3×3 行列
b	(28) 式で定義されるベクトル a に平行なベクトル
c	図 7 に示す CMR-2 のカメラ主点から、その画像中心へ向かう単位ベクトル
m	図 7 に示す CMR-2 のカメラ主点から、月中心へ向かう単位ベクトル $[m_1, m_2, m_3]^T$
K	スライディング・モード制御系の設計に用いられる 3×3 行列 $diag[K_1, K_2, K_3]$
$\dot{\theta}_{w_i}$	制御系からのホイール i ($i=1, 3$) の回転角速度指令値
$\dot{\theta}_{w_{3i}}$	姿勢制御開始時における WHL-M の回転角速度
k_w	(46), (47) 式で用いられる各ホイールの駆動トルクを近似計算するためのパラメータ
x_c	カメラ画像座標系 1 における月の位置の X_c 座標 (ピクセル) 値
y_c	カメラ画像座標系 1 における月の位置の Y_c 座標 (ピクセル) 値
k_{n_w}	ホイールの発生トルク n_{w_i} ($i=1, 3$) をスケールリングするパラメータ
k_0	k_{n_w} の計算の際に用いられるパラメータ
x_p	カメラ画像座標系 2 における月の位置の X_p 座標 (ピクセル) 値
y_p	カメラ画像座標系 2 における月の位置の Y_p 座標 (ピクセル) 値
V	(54) 式で定義されるリアプノフ関数
$I_{3 \times 3}$	3×3 単位行列

座標系

$X_B - Y_B - Z_B$ 系	衛星機体座標系 : 図 6 にその定義を示す。 衛星システムの基本座標系、原点は衛星の質量中心
$X_w - Y_w - Z_w$ 系	制御系設計座標系 : 図 6 にその定義を示す。 衛星の姿勢ダイナミクス・キネマティクスの記述や 制御系設計に用いられる座標系、原点は衛星の質量中心
$X_c - Y_c$ 系	カメラ画像座標系 1 : 図 7 にその定義を示す。 CMR-2 画像内で定義される 2 次元座標系 原点は CMR-2 の画像の中心に位置し、 $X_w - Y_w$ 系と同じ向き
$X_p - Y_p$ 系	カメラ画像座標系 2 : 図 7 にその定義を示す。 CMR-2 画像内で定義される 2 次元座標系 原点は CMR-2 画像の左上端、 X_p は X_B と同じ向き、 Y_p の向きは Y_B の逆

1 はじめに

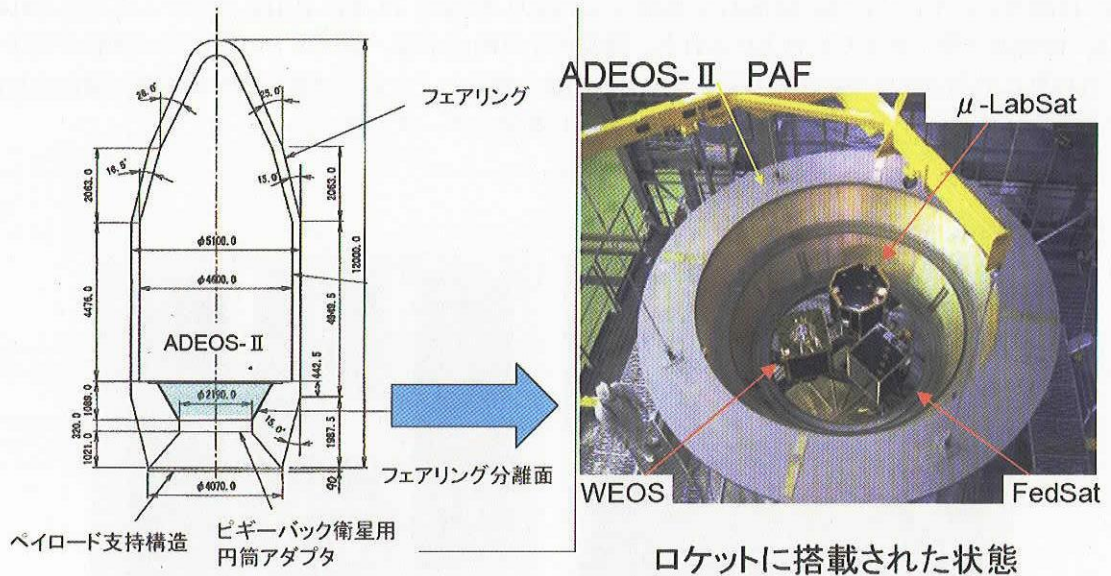
JAXA（宇宙航空研究開発機構）、NICT（情報通信研究機構）、東京大学で共同開発された小型衛星“ μ -LabSat”は図2に示すように ADEOS-II と相乗りで、2002年12月14日に H-IIA ロケットで高度 800 m，傾斜角 98° の軌道に種子島より打ち上げられた。開発の主目的は小型、低コストの衛星バス開発の実証であるが、それ以外に計画された様々なミッションをも成功裏に終了し、打ち上げ後、約3年を経た現在においても正常に機能している。[1] 図1に衛星の外観を、表1に衛星のデータを示す。



図1: μ -Lab Sat 外観

表1: μ -LabSat 諸元

Maximum diameter	688 [mm]
Height	515 [mm]
Mass	70 [kg]
Moment of Inertia of the satellite	$J_1 = 2.86 [kgm^2]$ $J_2 = 2.86 [kgm^2]$ $J_3 = 3.15 [kgm^2]$
Moment of Inertia of each WHL along the rotaional axis	0.00239 [kgm ²]
Initial angular momentum of WHL-M	0.934 [Nms]
Initial angular momentum of WHL-R	0.0 [Nms]
Maximum control torque	0.023 [Nm]
Maximum angular momentum of each WHL	1.502 [Nms]
Size of the image taken by CMR-2	640 × 480 [pixel]
Angle of view of CMR-2	70 × 90 [deg]
Processor for images and attitude control	64-bit RISC MPU 100MIPS, 10MFLOPS

図 2: μ -Lab Sat の搭載状況

この衛星のミッションの一つは、図 3 に示すような形状で円盤部分の直径が約 10 cm のターゲットをスプリングによって個々に放出、衛星に搭載されているカメラによって撮像、その画像を用いて、それらの認識、相対位置・姿勢の推定の計算を行うものである。2つのターゲット (TRG-1, TRG-2) は各々図 4 に示す衛星下面に搭載されたターゲットキャニスタ (TRGC-1, TRGC-2) から放出され、対応するカメラ (CMR-1, CMR-2) によって撮像された。TRG-1 は CMR-1 での地球背景の画像から色情報を用いてその存在を認識する実験のために地球に向かって放出され、TRG-2 は CMR-2 での深宇宙を背景とする画像を用いた相対位置・姿勢の推定アルゴリズムの検証を行う実験のため、深宇宙に向かって意図的に姿勢運動を励起するようにスプリングによって放出された。両ターゲットの放出ミッションは成功裏に終了し、軌道上でのマシン・ビジョン・システムにつながる基礎的な機能を実証した。

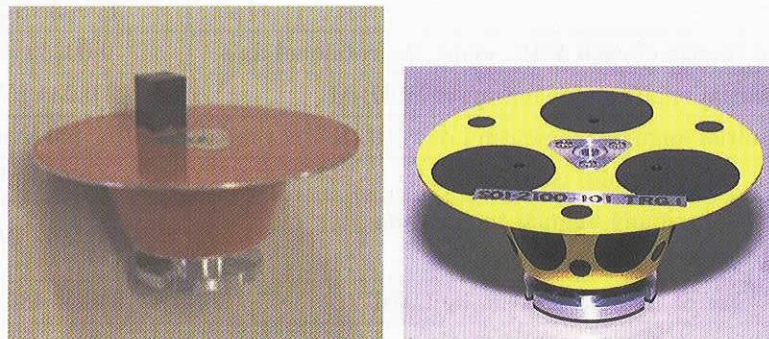


図 3: ターゲット (左: TRG-1, 右: TRG-2)

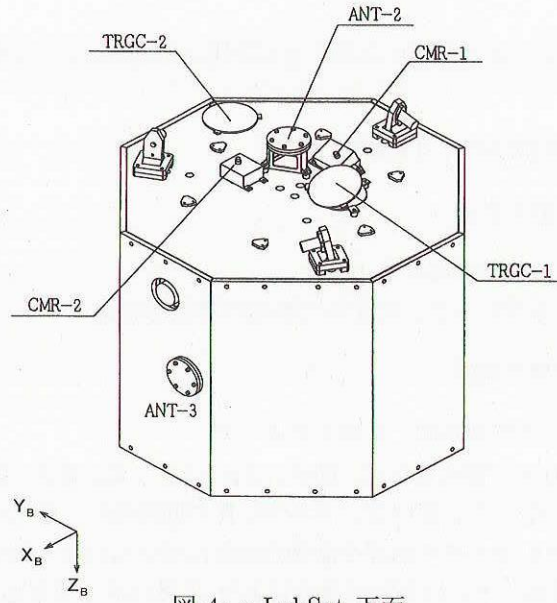


図 4: μ -LabSat 下面

2 月トラッキング姿勢制御ミッション

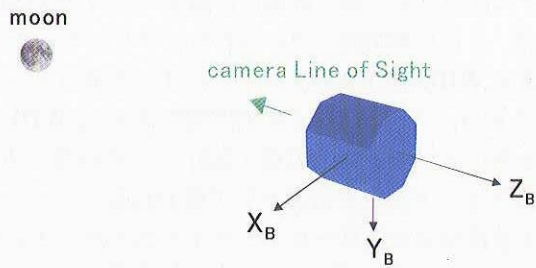


図 5: 月トラッキング姿勢制御ミッション

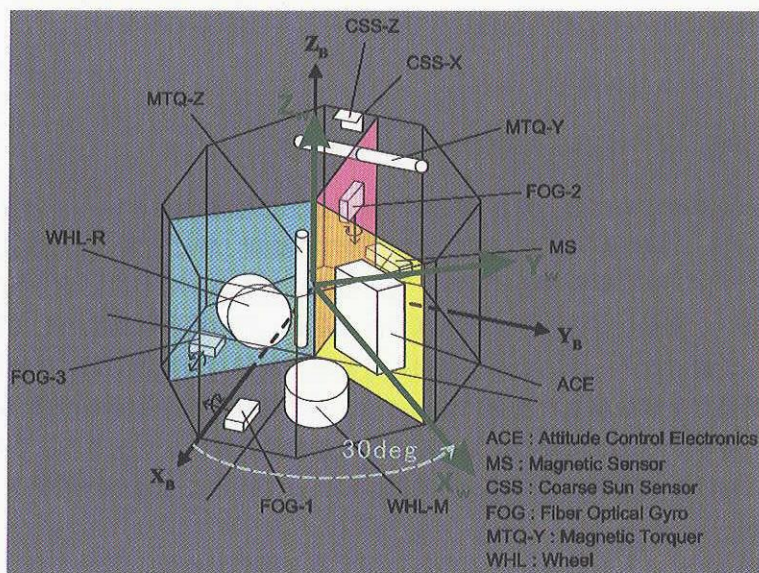


図 6: μ -Lab Sat の姿勢制御デバイスと座標系の定義

ターゲット (TRG-2) 放出ミッションで用いたカメラ (CMR-2) を利用した「後期利用実験」として、図 5 に示すように、

- CMR-2 で撮像した時系列画像内で月を認識、捕捉
- 月の中心の画像内座標位置を計算
- 月の画像内での位置を中心に移動させるように、
限られた 2 個のホイールを用いることによって衛星の姿勢を制御
- 月の画像内位置を中心に近傍に維持

といった内容の「月トラッキング姿勢制御」実験を計画した。

図 6 に姿勢制御系のハードウェア構成を示す。図中、 $X_B - Y_B - Z_B$ 系は「衛星機体座標系」で衛星システムの基本座標系である。 $X_w - Y_w - Z_w$ 系は X_w が WHL-R の回転軸に一致した「制御系設計座標系」で、衛星の姿勢ダイナミクス、キネマティクスの記述や制御系設計に用いられる。図に示すように、 $X_B - Y_B - Z_B$ 系と $X_w - Y_w - Z_w$ 系の両者共、中心は衛星の重心にあり Z 軸は同じであるが、後者は前者を Z 軸回りに 30 度回転したものになっている。

衛星は X_w 軸回りに回転する WHL-R と Z_w 軸回りに回転する WHL-M の 2 つのホイールを有している。軌道上ではスロースピンモードとバイアス・モーメンタム 3 軸安定モードという 2 つの異なる姿勢制御モードが存在し、スロースピンモードにおいては、衛星は約 3 RPM の角速度で Z_B 軸回りに回転しており、太陽センサ (CSS-Z, CSS-X)、磁気センサ (MS(X, Y, Z)) がスピン軸の評価に、磁気トルカ (MTQ-Y, MTQ-Z) がスピン角速度制御、ニューテーションダンピング、スピン軸制御に用いられる。スピンモードからバイアス・モーメンタム 3 軸安定モードへは衛星の角運動量を WHL-M で吸収することによって移行し、月トラッキング姿勢制御ミッションのために姿勢を 3 軸安定化させる。ミッションの初期状態において WHL-M は約 0.9 Nms の角運動量を持つ。3 つのファイバ・オプティカル・ジャイロ (FOG-1, 2, 3) からの信号、カメラ (CMR-2) 画像内での月の位置情報がトラッキングにおけるフィードバック信号として使われる。

このように μ -LabSat は 2 つのホイールを持つコントロールド・バイアス・モーメンタム衛星であり、このハードウェア構成では以下の理由により、月トラッキングのための自在な姿勢マヌーバは容易ではない。

- WHL-M はミッション開始時に角運動量を持ち、これによるジャイロ力によって WHL-M の回転軸に直行する軸回りの姿勢を安定化させるが、ニューテーションという強い特徴を持つ姿勢ダイナミクスを生じさせるため、衛星にとって姿勢を急激に変化させることは容易ではない
- 衛星の姿勢ダイナミクスは非線形である
- この系は連続な状態フィードバック制御では不可制御である

月トラッキング姿勢制御のためには、月が衛星から遥か遠方に位置するという事実と、CMR-2 が Z_w 軸の近くに配置されているという理由から、 Z_w 軸回りの姿勢角の制御は特に必要なく、 X_w, Y_w の 2 軸回りの姿勢角の制御が必要になる。月トラッキングの目的はそれで達成されるが、その後に Z_w 軸回りの姿勢角の制御を WHL-M のトルクを用いて独立して行うことは容易であるため、その場合は結果として衛星は 3 軸姿勢制御されたことになる。もし 2 個のホイールによって衛星の 3 軸姿勢制御が可能ならば、3 個搭載されている通常のゼロ・モーメンタム衛星で 1 個故障した場合においても、その機能の損失は致命的なものにはならないため、衛星の信頼性と寿命に寄与することになる。しかし上記 2, 3 番目の理由より、このような衛星の姿勢制御は線形システム制御理論における状態フィードバック制御則によって行うことは不可能であって、特殊なテクニックが必要になる。[4],[6]

2 つのホイールを用いたゼロ・モーメンタム衛星に関する 3 軸姿勢制御に関しては、「劣駆動系のノンホロノミック制御」という範疇において、いくつかの報告がなされている。[7],[8],[9],[10] 一方、同様にホイールを 2 個しか持たないバイアスモーメンタム衛星の通常運用における姿勢制御アルゴリズムは既に提案され、実

用に給されている。[2],[3] この制御系においては、ピッチ角 (μ -LabSat の Z_w 軸回りの姿勢角に対応) はモーメンタムホイール (μ -LabSat の WHL-M に対応) によって独立に制御される。残りのロール角 (μ -LabSat の Y_w 軸回りの姿勢角に対応)、ヨー角 (μ -LabSat の WHL-R のある X_w 軸回りの姿勢角に対応) の制御に関しては、姿勢誤差がフィードバックされて陽に制御されているのはロール角だけである。ヨー角は地球センサで計測されないため通常はフィードバックが不可能で、ジャイロ効果によってヨー角に対応する不可制御サブシステムが不安定で無いことと、軌道 1/4 周期でヨー姿勢誤差がロール姿勢誤差に入れ替わるロール・ヨー変換から、ヨー角も安定化されることになるが、この制御系設計アルゴリズムを、 X_w 軸、 Y_w 軸回りの姿勢角の両者を制御変数として同時に扱う必要のある月トラッキング姿勢制御系設計にそのまま用いることは困難で、この問題に特化した制御系の開発が必要になる。さらに、2 組のスラスタによる姿勢安定に関する検討もあるが、[11],[12] それらは衛星全体の角運動量が一定でないという点で、ここで扱っている問題とは異なる設定の問題となる。

本稿ではバイアスモーメンタム衛星 μ -LabSat の月トラッキング姿勢制御を可能にする制御系設計アルゴリズムを示す。アルゴリズムはモーメンタムホイールの角運動量の存在を必要としたものではないため、このアルゴリズムは 2 個のホイールを用いたゼロ・モーメンタム衛星の 3 軸姿勢制御にも拡張可能である。

μ -LabSat のための制御アルゴリズムとしては、今までに 3 種類のもものが提案されてきているが、そのうちの 2 種類、SWSC (Switching Time Search Controller) アルゴリズムと「ロドリゲス・パラメータを利用したスライディング・モード制御アルゴリズム」が μ -LabSat を用いた軌道上実験によって検証されている。[13],[14] 以下では「ロドリゲス・パラメータを利用したスライディング・モード制御アルゴリズム」について記述する。最初に姿勢ダイナミクスと、ロドリゲス・パラメータで記述された姿勢キネマティクスを定式し、次に、これらの定式を用いることでスライディング・モード制御を適用した姿勢制御系が可能となることを説明する。最後に、数値シミュレーションによる制御系の評価と、この制御系を衛星搭載の計算機にアップロードし 2004 年 4 月 7 日に軌道上実験を行った結果を示す。

3 姿勢制御系設計

3.1 姿勢ダイナミクス

図 6 に示すように X_w 、 Z_w 軸に 2 つのホイールを持つ μ -LabSat の運動方程式は「制御系設計座標系」において、

$$\dot{\omega}_1 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} \omega_2 \omega_3 - \frac{1}{J_1} (n_{\omega_1} + \omega_2 l_3) \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_2 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} \omega_1 \omega_3 - \frac{1}{J_2} (\omega_3 l_1 - \omega_1 l_3) \quad (2)$$

$$\dot{\omega}_3 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} \omega_1 \omega_2 - \frac{1}{J_3} (n_{\omega_3} - \omega_2 l_1) \quad (3)$$

ここで添え字 1、2、3 は各々 X_w 、 Y_w 、 Z_w の各軸の要素に対応する。

各ホイールの回転に関する運動方程式は

$$\dot{l}_1 = J_{w_1} (1, 1) \dot{\theta}_{w_1} = n_{w_1} \quad (4)$$

$$\dot{l}_3 = J_{w_3} (3, 3) \dot{\theta}_{w_3} = n_{w_3} \quad (5)$$

となる。

3.2 衛星の角運動量

ミッションにおいて外力トルクはゼロであると仮定できるため、衛星全体の角運動量は保存され、以下となる。

$$J\omega + J_{w_1}(\omega + z_1\dot{\theta}_{w_1}) + J_{w_3}(\omega + z_3\dot{\theta}_{w_3}) = \Phi_i^w H^i \quad (6)$$

これより姿勢角速度ベクトル ω は

$$\begin{aligned}\omega &= -(J + J_{w_1} + J_{w_3})^{-1} J_{w_1} z_1 \dot{\theta}_{w_1} \\ &\quad - (J + J_{w_1} + J_{w_3})^{-1} J_{w_3} z_3 \dot{\theta}_{w_3} \\ &\quad + (J + J_{w_1} + J_{w_3})^{-1} \Phi_i^w H^i\end{aligned}\quad (7)$$

と表される。

表 1 に示す衛星の慣性モーメントのデータを用いると、 $J + J_{w_1} + J_{w_3}$ は以下のように近似でき、

$$J + J_{w_1} + J_{w_3} \simeq J \quad (8)$$

(7) 式は次式のように近似される。

$$\omega = -z_1 v_1 - z_3 v_3 + H_0 \quad (9)$$

ここで、 v_1, v_3, H_0 を

$$v_1 = J_1^{-1} J_{w_1} (1, 1) \dot{\theta}_{w_1} \quad (10)$$

$$v_3 = J_3^{-1} J_{w_3} (3, 3) \dot{\theta}_{w_3} \quad (11)$$

$$H_0 = J^{-1} \Phi_i^w H^i \quad (12)$$

と定義する。

3.3 姿勢キネマティクス

衛星の姿勢を表す Rodriguez パラメータ

$$\mathbf{p} = [p_1, p_2, p_3]^T$$

は次式で定義される

$$\mathbf{p} = \mathbf{a} \tan \frac{\phi}{2} \quad (13)$$

ここで \mathbf{a} はオイラー軸、 ϕ は \mathbf{a} の回りの回転角である。Rodriguez パラメータの時間微分は、

$$\dot{\mathbf{p}} = \frac{1}{2} (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \tilde{\mathbf{p}} + \mathbf{p}\mathbf{p}^T) \omega \quad (14)$$

で表される。ここで、 $\tilde{*}$ は $*$ から生成される対角要素に 0 を持つ歪対称行列で、たとえば \mathbf{p} に対して

$$\tilde{\mathbf{p}} = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

となる。

この (14) 式に (9) 式を代入すると、[8]

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{p}} &= \frac{1}{2} (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \tilde{\mathbf{p}} + \mathbf{p}\mathbf{p}^T) (-z_1 v_1 - z_3 v_3 + H_0) \\ &= -\frac{1}{2} (p_1 v_1 + p_3 v_3) \mathbf{p} - \frac{1}{2} (z_1 v_1 + z_3 v_3) - \frac{1}{2} \mathbf{p} \times (z_1 v_1 + z_3 v_3) + \mathbf{h}\end{aligned}\quad (16)$$

ここで

$$\mathbf{h} = \frac{1}{2} (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \tilde{\mathbf{p}} + \mathbf{p}\mathbf{p}^T) H_0 \quad (17)$$

である。

これらを用いると、

$$\begin{aligned}\dot{p}_1 - h_1 &= (\dot{\mathbf{p}} - \mathbf{h}) \cdot \mathbf{z}_1 \\ &= -\frac{1}{2} (1 + p_1^2) v_1 - \frac{1}{2} (p_2 + p_1 p_3) v_3\end{aligned}\quad (18)$$

$$\begin{aligned}\dot{p}_2 - h_2 &= (\dot{\mathbf{p}} - \mathbf{h}) \cdot \mathbf{z}_2 \\ &= -\frac{1}{2}(p_3 + p_1 p_2)v_1 + \frac{1}{2}(p_1 - p_2 p_3)v_3\end{aligned}\quad (19)$$

$$\begin{aligned}\dot{p}_3 - h_3 &= (\dot{\mathbf{p}} - \mathbf{h}) \cdot \mathbf{z}_3 \\ &= \frac{1}{2}(p_2 - p_1 p_3)v_1 - \frac{1}{2}(1 + p_3^2)v_3\end{aligned}\quad (20)$$

となる。(18), (20) 式より, v_1, v_3 は $\dot{p}_1 - h_1, \dot{p}_3 - h_3$ より次式に従って求められる。

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_3 \end{bmatrix} = \frac{2}{1 + p_1^2 + p_2^2 + p_3^2} \begin{bmatrix} -(1 + p_3^2) & p_1 p_3 + p_2 \\ p_1 p_3 - p_2 & -(1 + p_1^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_1 - h_1 \\ \dot{p}_3 - h_3 \end{bmatrix}\quad (21)$$

これに (19) 式を代入して整理すると,

$$\dot{p}_2 - h_2 = p_3(\dot{p}_1 - h_1) - p_1(\dot{p}_3 - h_3)\quad (22)$$

したがって,

$$U_1 = \dot{p}_1 - h_1\quad (23)$$

$$U_2 = \dot{p}_3 - h_3\quad (24)$$

を定義すると (22) 式は次式のようになる。

$$\dot{p}_2 - h_2 = p_3 U_1 - p_1 U_2\quad (25)$$

これらをまとめると,

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{p}_1 - h_1 \\ \dot{p}_2 - h_2 \\ \dot{p}_3 - h_3 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ p_3 & -p_1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_1 - h_1 \\ \dot{p}_3 - h_3 \end{bmatrix} \\ &= \mathbf{B}(\mathbf{p})\mathbf{U}\end{aligned}\quad (26)$$

となり, ロドリゲスパラメータの時間微分の間関係を与える関係式が得られる。これより, Y_w 軸回りの姿勢角速度とみなすことができる \dot{p}_2 は, p_3 と p_1 がゼロでない場合には, 1, 3 軸回りの姿勢角速度 \dot{p}_1, \dot{p}_3 によって変化させることができるということがわかる。この \mathbf{U} が以下のスライディング・モード制御系の設計においては制御入力として扱われる。

3.4 スライディング・モード制御系

スライディング・モード制御は制御対象の状態変数によって超平面を構成し, その超平面で区切られた空間で制御系を切り替え, 状態を超平面に拘束することによって結果的に状態を原点に収束させる制御アルゴリズムで, 制御対象が線形, 非線型にかかわらず適用でき, 優れたロバスト性を有することが知られている。[5] スライディング・モード制御系の設計は, 超平面の設計と状態を超平面に移動させ拘束するための制御入力の設計の2段階の手順を踏む。以下では, その各々についてのアルゴリズムを説明する。

3.4.1 超平面の設計

ここでは超平面を次式のように (13) 式で定義される Rodriguez パラメータ \mathbf{p} と, その時間微分 $\dot{\mathbf{p}}$ の線形結合によって定義する。

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{S}\mathbf{p} + \dot{\mathbf{p}} = 0\quad (27)$$

ここで \mathbf{S} は 3×3 の設計パラメータで, 超平面上的ダイナミクスが安定, すなわち $\mathbf{S} > 0$ となるように設計する。それによって状態 $[\mathbf{p} \ \dot{\mathbf{p}}]^T$ が適当な制御入力によって超平面に拘束されているとき ($\boldsymbol{\sigma} = 0$) には, 状態は原点に収束することになり, 制御の目的は達成される。

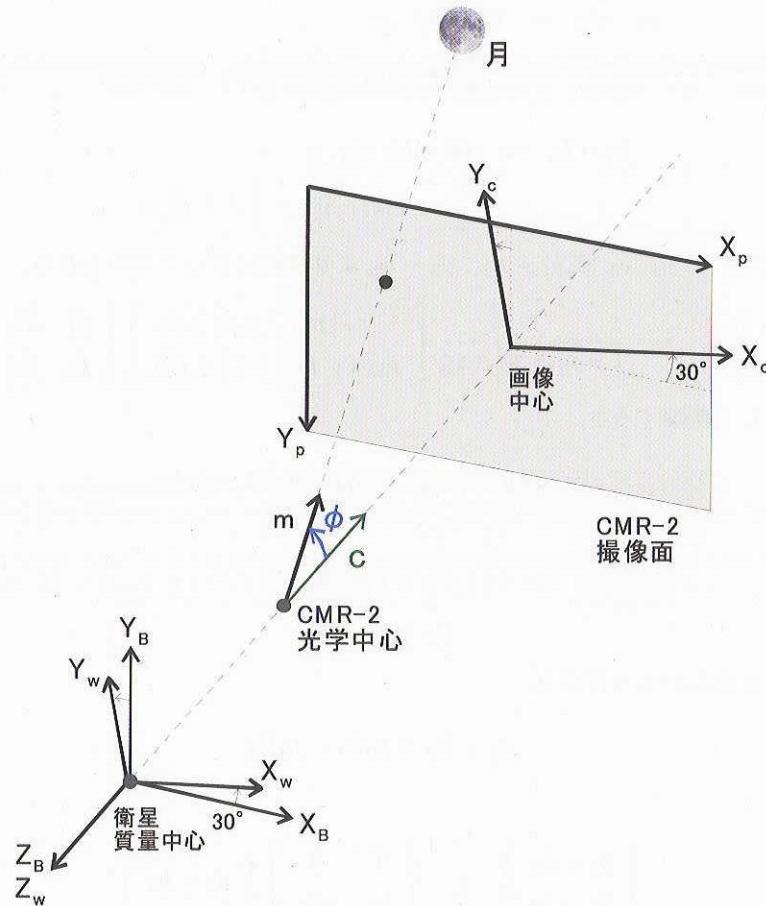


図 7: CMR-2 撮像面上での座標系の定義と月への LOS

p は月トラッキングにおいて姿勢誤差を表し、図 7 に示す CMR-2 の第 1 主点、等価なピンホールカメラモデルにおけるカメラの光学中心から月への視線 (LOS: Line Of Sight) を表す単位ベクトル m 、光学中心から画像中心への視線ベクトルを表す単位ベクトル c を用いて以下のように求められる。

(13) 式でのオイラー軸 a に平行なベクトル b は c と m の外積より

$$b = c \times m \quad (\times: \text{外積}) \quad (28)$$

となる。(13) 式における ϕ に関して、

$$\tan \frac{\phi}{2} = \sqrt{\frac{1 - \cos \phi}{1 + \cos \phi}} \quad (29)$$

$$\cos \phi = c \cdot m \quad (\cdot: \text{内積}) \quad (30)$$

が成り立つため、 p は次式で求められる。

$$p = \frac{b}{\|b\|} \tan \frac{\phi}{2} \quad (31)$$

$$= \frac{c \times m}{\|c \times m\|} \sqrt{\frac{1 - c \cdot m}{1 + c \cdot m}} \quad (32)$$

(32) 式に $X_w - Y_w - Z_w$ 系で記述した c, m の要素

$$c = [0 \quad 0 \quad -1]^T \quad (33)$$

$$m = [m_1 \quad m_2 \quad m_3]^T \quad (34)$$

を代入すると、

$$\mathbf{p} = \sqrt{\frac{1}{m_1^2 + m_2^2} \cdot \frac{1 + m_3}{1 - m_3}} \begin{pmatrix} -m_2 \\ m_1 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (35)$$

となって、常に $p_3 = 0$ となることがわかる。

ここで、 $\phi \rightarrow 0$ となったとき、すなわち、 \mathbf{b} と \mathbf{c} が一致したときには特異となって、ロドリゲス・パラメータの計算が困難になるが、搭載ソフトにおいて適当な閾値を設けてこのような現象を回避する操作を行っている。また、 $\dot{\mathbf{p}}$ は、この \mathbf{p} と FOG より求められる姿勢角速度 $\boldsymbol{\omega}$ から (14) 式に従って計算する。

更に、応答特性の改善のために、以下に示す 2 例のようにマヌーバ開始の初期位置に応じて S を切り替える。ここで x_c, y_c は図 7 に示す「カメラ座標系 1」の X_c, Y_c 軸成分である。2 つの設計例、Case 1、Case 2 の違いは、基本的には S の切り替え則の違いであるが、4 節に示すように、その結果として制御系の閉ループ応答特性は大きく異なってくる。

[Case 1]

if $y_c(0) \geq 0$ (ターゲットの初期位置が画像の上半面内)

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} & S_{23} \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \quad (36)$$

if $y_c(0) < 0$ (ターゲットの初期位置が画像の下半面内)

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} & -S_{23} \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$S_{11} = 0.105, S_{22} = 0.0524, S_{33} = 0.0063, S_{23} = 0.0125 \quad (38)$$

[Case 2]

if $x_c(0) \geq 0$ (ターゲットの初期位置が画像の右半面内)

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} & -S_{23} \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \quad (39)$$

if $x_c(0) < 0$ (ターゲットの初期位置が画像の左半面内)

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} & S_{23} \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$S_{11} = 0.105, S_{22} = 0.0236, S_{33} = 0.005, S_{23} = 0.0125 \quad (41)$$

3.4.2 制御入力

任意の初期位置から状態 $[\mathbf{p} \ \dot{\mathbf{p}}]^T$ を超平面に到達させ、拘束するために必要な、(26) 式で定義された制御入力 \mathbf{U} を次式で与える。

$$\mathbf{U} = -(\mathbf{SB})^+ \{ \mathbf{K} \operatorname{sgn}(\boldsymbol{\sigma}) + \mathbf{S}\mathbf{h} \} \quad (42)$$

ここで $(SB)^+$ は SB の擬似逆行列

$$(SB)^+ = \{(SB)^T(SB)\}^{-1}(SB)^T \quad (43)$$

であり、 $K (= \text{diag}[10.0, 25.0, 10.0])$ は 3×3 の行列で設計パラメータとなり、良好な閉ループ特性を得るために σ の各要素間のフィードバック量を調整する目的と、後述する Sh との数値上の大小関係を確保するために設定している。また、(42) 式の U を用いる根拠は 3.4.3 にて説明する。

(42) 式の h 項の計算には、(17), (12) 式が示すように $\Phi_\psi^T H^i$ が必要で、これには慣性座標系を基準とする姿勢角と角運動量ベクトルに関する情報が必要となる。これらは磁気センサ MS(X,Y,Z) の出力や FOG の出力の積分によって得ることが出来るが、これらの値は十分に正確ではない。しかしながら Sh の要素は最大でも 0.01 程度で $K \text{sgn}(\sigma)$ に比べて 3 桁ほど小さいため、 Sh は実装上無視することが可能で、制御入力 U は次式で近似できる。

$$U = -(SB)^+ K \text{sgn}(\sigma) \quad (44)$$

(44) 式の U を用いると、(21) 式から v_1, v_3 が得られ、(11), (10) 式を用いて、スライディング・モード制御系からの制御入力に対応する $\dot{\theta}_{w_1}, \dot{\theta}_{w_3}$ は最終的に次のように表わされる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_{w_1} \\ \dot{\theta}_{w_3} \end{bmatrix} = \frac{-2}{1+p_1^2+p_2^2+p_3^2} \begin{bmatrix} J_1 J_{w_1}(1,1)^{-1} & 0 \\ 0 & J_3 J_{w_3}(3,3)^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -(1+p_3^2) & p_1 p_3 + p_2 \\ p_1 p_3 - p_2 & -(1+p_1^2) \end{bmatrix} \{(SB)^T(SB)\}^{-1} (SB)^T \left\{ K \frac{\sigma}{\|\sigma\| + 0.2} \right\} \quad (45)$$

ここで、(45) 式の $\frac{\sigma}{\|\sigma\| + 0.2}$ はチャタリング防止のための $\text{sgn}(\sigma)$ の近似である。ホイールはトルク駆動されるので、制御トルク n_{w_1}, n_{w_3} は以下のように $\dot{\theta}_{w_1}, \dot{\theta}_{w_3}$ から近似して求められる。

$$n_{w_1} = k_{n_w} J_{w_1}(1,1) k_w (\dot{\theta}_{w_1} - \dot{\theta}_{w_1}) \quad (46)$$

$$n_{w_3} = k_{n_w} J_{w_3}(3,3) k_w (\dot{\theta}_{w_3} + \dot{\theta}_{w_3} - \dot{\theta}_{w_3}) \quad (47)$$

$\dot{\theta}_{w_{3i}}$ は WHL-M の初期回転角速度である。これは $\dot{\theta}_{w_i}$ から $\dot{\theta}_{w_i} (i=1,3)$ の間に時定数 $1/k_w$ の一次遅れ要素 $k_w/(s+k_w)$ を加えたことと等価であり、ここでは閉ループ系の時定数を考慮し $k_w = 1$ に設定している。

また、(47) 式の k_{n_w} は次式で与えられる。

$$k_{n_w} = k_0 + \sqrt{\left(\frac{x_c}{x_c(0)}\right)^2 + \left(\frac{y_c}{y_c(0)}\right)^2} \quad (k_0 = 0.2) \quad (48)$$

これは FOG 出力の離散化の影響によって、特に閉ループ応答が目標値の近傍に近づいたときに、ホイールの発生トルクが大きく変化することを防止するために導入されたパラメータである。ここで、 $x_c(0), y_c(0)$ は制御開始時での月の画像内位置を意味する。

3.4.3 制御系の物理的解釈

本稿で提案している制御系の機能において重要な点は、ホイールが搭載されている第 1, 第 3 軸回りの姿勢角速度を利用してホイールが搭載されていない第 2 軸回りの姿勢角変動を生じさせるメカニズムである。

まず、(42) 式を (26) 式に用いることで

$$\dot{p} - h = -B(SB)^+ \{K \text{sgn}(\sigma) + Sh\} \quad (49)$$

となり、上式の両辺に S を乗じることで

$$S\dot{p} = -K \text{sgn}(\sigma). \quad (50)$$

が得られ、(36)、(37)式と K の要素を用いることで、

$$\begin{bmatrix} S_{11} & 0 & 0 \\ 0 & S_{22} & \pm S_{23} \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_1 \\ \dot{p}_2 \\ \dot{p}_3 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{sgn}(\sigma_1) \\ \text{sgn}(\sigma_2) \\ \text{sgn}(\sigma_3) \end{bmatrix} \quad (51)$$

と書ける。ここでは S の切り替えによる要素 S_{23} の符号の違いを \pm で示している。これはスライディング・モード制御系の閉ループ系の特性を表していると考えることができ、これを用いて行列 S の要素構成の解釈が可能である。

(35)式より $p_3 = 0$ であるため、(26)式から

$$\dot{p}_2 - h_2 = -p_1(\dot{p}_3 - h_3) \quad (52)$$

が得られる。 \dot{p}_2 がホイールの無い軸回りの姿勢角速度であることを考慮すると、(51)式の2行目は $\text{sgn}(\sigma_2)$ が制御入力とみなされる \dot{p}_3 に影響を受けるように非ゼロの要素 $\pm S_{23}$ を配置していることを意味する。(52)式を(51)式の2行目に代入すると、

$$(-S_{22}p_1 \pm S_{23})\dot{p}_3 + S_{22}(p_1 h_3 + h_2) = -K_2 \text{sgn}(\sigma_2) \quad (53)$$

となり、 \dot{p}_3 によって $\text{sgn}(\sigma_2)$ の値を操作できることがわかる。この式を活用し、特に制御開始時での月の移動方向を決定する目的で、 S_{23} の符号を決定した結果が、Case 1、Case 2 の切り替え則である。一方、 \dot{p}_1 と \dot{p}_3 はホイールのある軸回りの姿勢角速度であり、両者とも制御入力として働き、 $\text{sgn}(\sigma_1)$ 、 $\text{sgn}(\sigma_3)$ 各々を独立に制御可能であることを(51)式の1、3行目は示している。

(35)式より常に $p_3 = 0$ であるため、スライディング・モード制御系は第3軸に対してはD(微分)制御系として働き、第1軸、第2軸に対してはPD(比例・微分)制御系として働いていると解釈できる。さらに(41)式より \dot{p}_3 に対応する S_{33} は、 \dot{p}_1 と \dot{p}_2 に対応する S_{11} と S_{22} に比べてその値が遥かに小さいことがわかる。これは第3軸回りの運動を第1、第2軸回りの運動に比べて相対的に自由にすることによって、月トラッキングのための第1、第2軸回りの運動を容易にしようとする意図から来たものである。CMR-2は第3軸の近くに配置されているため、第3軸回りの姿勢角は任意であることが許されていると共に、姿勢運動は月が画像の中心に近ければ近いほど月の位置に影響を与えなくなることも上記ストラテジに対して有効に働いている。

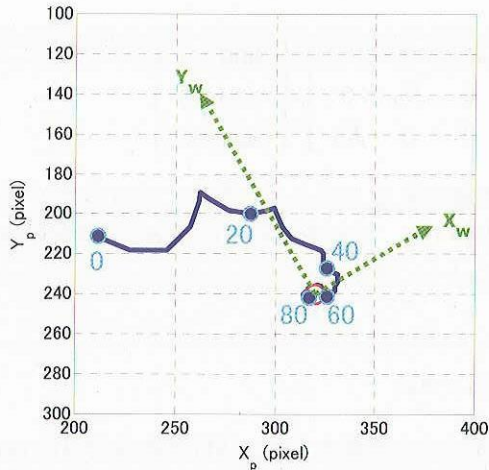
以上のことから、姿勢制御系の2軸回りの制御に関する機能は以下の2種類に分類でき、これら2つの組み合わせによって制御動作は行われていると考えられる。

1. 姿勢制御の目的は月の画像内の位置を中心に移動させることであるから、第2軸(ホイール無し)回りの姿勢誤差は第3軸回りの回転マヌーバによって第1軸(ホイール有り)回りの姿勢誤差に変換でき、第1軸回りのホイールで制御可能
2. (53)式を活用し、 p_2 は \dot{p}_3 を調節することによって変化させることが可能であるため、これによって第2軸回りの姿勢誤差を制御可能

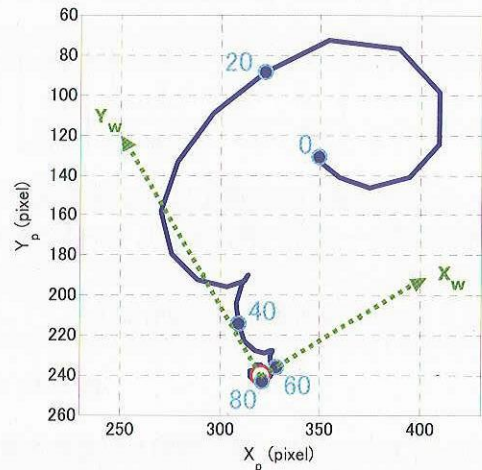
(52)式から上記の2の動作においては常に $p_1 \neq 0$ の条件が必要になり、これが月の画像内での位置が中心近傍で「動き回る」リミットサイクルの原因になることが予想される。

4 数値シミュレーション

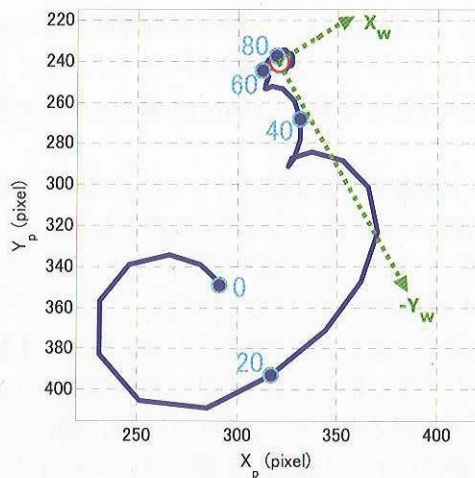
図8、9にCase 1、Case 2に対応する制御系の性能評価のための数値シミュレーションの結果を示す。これらは月の様々な初期位置に対して、それらを画像の中心に移動させるように衛星が姿勢マヌーバを行った場合の、カメラ画像内の月の位置に関する閉ループ応答を示す。



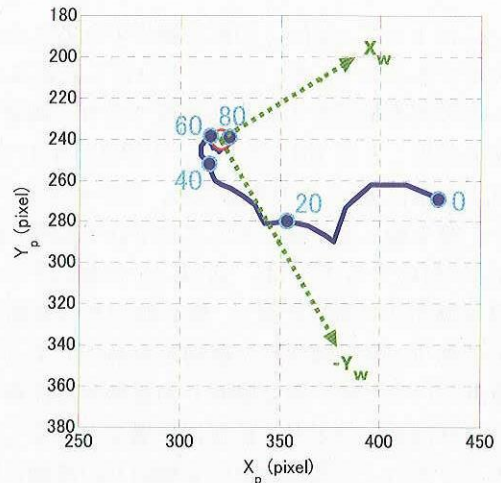
(a) 初期位置 : (211,211) pixel



(b) 初期位置 : (349,131) pixel



(c) 初期位置 : (291,349) pixel



(d) 初期位置 : (429,269) pixel

図 8: 画像内の月の位置の閉ループ応答 (数値シミュレーション : Case 1)

図ではカメラ画像座標系 2 : $X_p - Y_p$ 系を用いている。また、WHL-R の方向を図の中に示すために制御系設計座標系の $X_w - Y_w$ 系をカメラの視線方向 ($-Z_w$ 方向) に投影した形で表示している。画像の中心は (320, 240) pixel であり、図中において赤丸で示されている。月の移動パスに沿って書かれている数値は制御開始からの時間 (秒) を示す。制御系のサンプリングタイム (1 秒)、画像の更新周期 (約 2 秒)、制御ループ内での無駄時間、計測値の離散化、制御コマンドの離散化、等の条件は実際の衛星、及び、後述する 5 節での地上試験と同一のものを用いている。

非線形系に対する制御であるため、応答には強い初期値依存性がある。そのため応答の特性は一様ではなく、その予測は容易ではない。ただ、3.4.1 で記述したように月の初期位置に応じて超平面を切り替えているため、この結果として、図 8 の Case 1 の場合には、月の初期位置が画像の上半面内であるときには軌跡は中心に向かって上方から収束し、下半面内であるときには逆に下方から収束するようになって、収束時間が短くなる効果を生じている反面、(b)、(c) において軌跡は制御開始直後に画像中心から遠ざかった後にループを描いて原点に近づくような大きな姿勢変動を伴ったマヌーバとなっているため、運用面では好ましくないものとなっている。

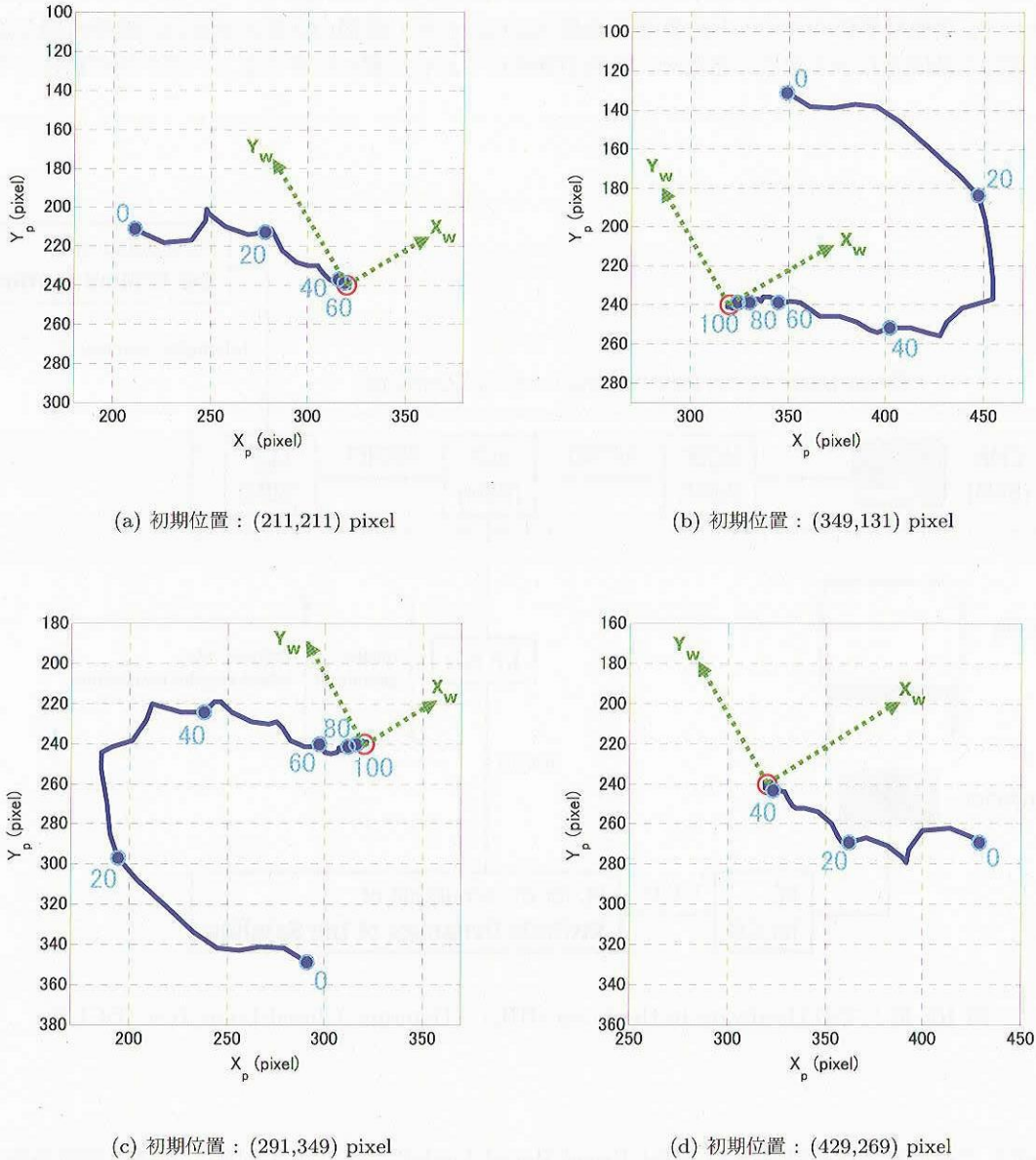


図 9: 画像内の月の位置の閉ループ応答 (数値シミュレーション : Case 2)

一方、図 9 の Case 2 の場合には別の超平面の切り替え則を用いたため、Case 1 のような中心から大きく遠ざかるような軌跡は描かない。また、(b) の軌跡は初期位置から原点を中心として回転した後 (d) と同様な軌跡を描き、(a) の軌跡の場合にも同様に初期位置から原点を中心として回転した後 (c) と同様な軌跡を描くため、軌跡の予測は比較的容易であり、姿勢変動も Case 1 よりは抑えられたものになっている。また、 S の要素の符号以外に数値も調整した結果、収束時間は初期位置に依存したばらつきが出てきているが、収束後の画像中心近傍で軌跡が周回する「リミット・サイクル」の振幅は Case 1 に比較して小さくなっている。

5 地上での HIL – DCLT

衛星に搭載された計算機を用いたリアルタイム・フィードバック姿勢制御の軌道上実証のための事前検証のために、図 10 に示すような構成で、Hardware in the Loop (HIL) – Dynamic Closed-Loop Test (DCLT) を行った。

C 言語で記述された制御アルゴリズムが動作する搭載計算機が期待した機能を果たすことの検証が主目的で

あるが、カメラ (CMR) から搭載計算機 (MOBC:Mission On Board Computer) への画像データの転送のプロセス、および、搭載計算機内部での月の認識や画像内での月の中心座標の計算プロセスの処理時間に起因する制御系内部での時間遅れが予想されるため、姿勢制御系のこれらの遅れに対するロバスト性の検証も不可欠であった。

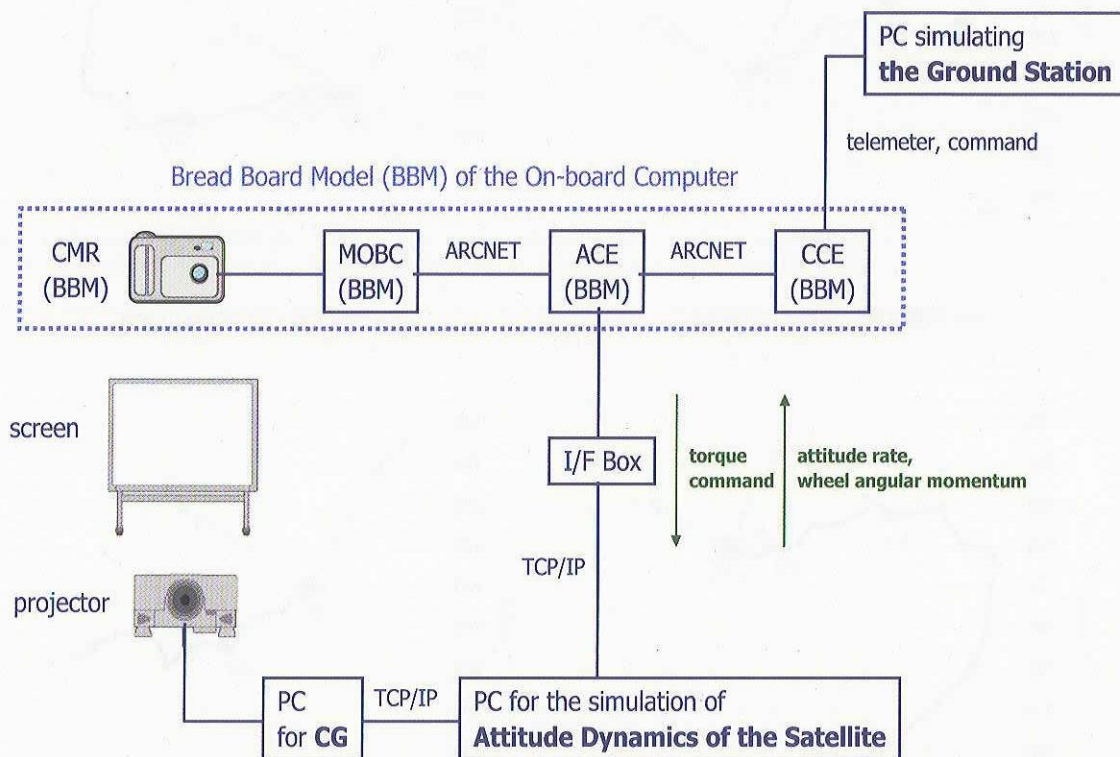


図 10: 地上での Hardware in the Loop (HIL) - Dynamic Closed-Loop Test (DCLT)

ARCNET で結ばれた搭載計算機の BBM(Bread Board Model)、カメラ (CMR)、衛星の姿勢運動をシミュレーションし、その結果に従って予想される深宇宙背景の月の画像を生成する CG ソフトウェアが動作する PC がこのテストに用いられた。PC では衛星のダイナミクス、キネマティクスを表す微分方程式を搭載計算機 ACE(Attitude Control Electronics) の BBM から得られるトルクコマンドを入力として積分し、その出力として得られる衛星の姿勢を CG ソフトウェアが受け取り、姿勢変化に対応した月の位置変化を反映させた画像をリアルタイムでプロジェクタに出力する。プロジェクタは、この月の時系列画像を半透明のスクリーンに投射し、画像は反対側からカメラで撮像されて MOBC に送られる。MOBC は画像を処理し、図 7 に示す月への LOS ベクトル m を求め、それと FOG(Fiber Optical Gyro) 出力、ホイールのタコパルス出力を模擬して PC より与えられる衛星の姿勢角速度とホイールの回転角速度とを用いて最終的に姿勢制御アルゴリズムに従ってトルクコマンドを計算し、ACE 経由で PC に出力する。以上が制御ループとなる。

図 11 は試験設備である。中央に半透明のスクリーンがあり、右からプロジェクタで月を投影し、左にある CMR によってこの画像を撮影している。

このテストによって明らかになったことは、

- 姿勢制御系のサンプリングタイムは 1 秒。
- 画像が CMR で取得され MOBC に送られ処理される間隔は約 1.9 秒。これは (13) 式での p がこの時間間隔で更新されることを意味する。

- 衛星の姿勢角速度 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ と (46) 式と (47) 式に示すホイールの回転角速度 $\dot{\theta}_{w_1}, \dot{\theta}_{w_3}$ の MOBC への転送遅れは無視できる
- 制御アルゴリズム本体の計算時間は 3 msec 以下で無視できる
- 制御系の計算プロセスと画像取得・処理のプロセスは同期していない

上記事項を考慮すると、制御ループ内での時間遅れは約 2.0 秒であることが推測されたが、様々な初期条件を用いたテストの結果、制御系の安定性、性能、ロバスト性は満足なものであることが確認されたため、軌道上実験を遂行することとなった。



図 11: HIL - DCLT の試験設備

6 軌道上実験

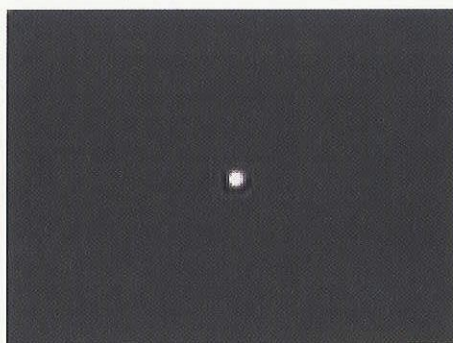


図 12: 実験で用いられた月の画像

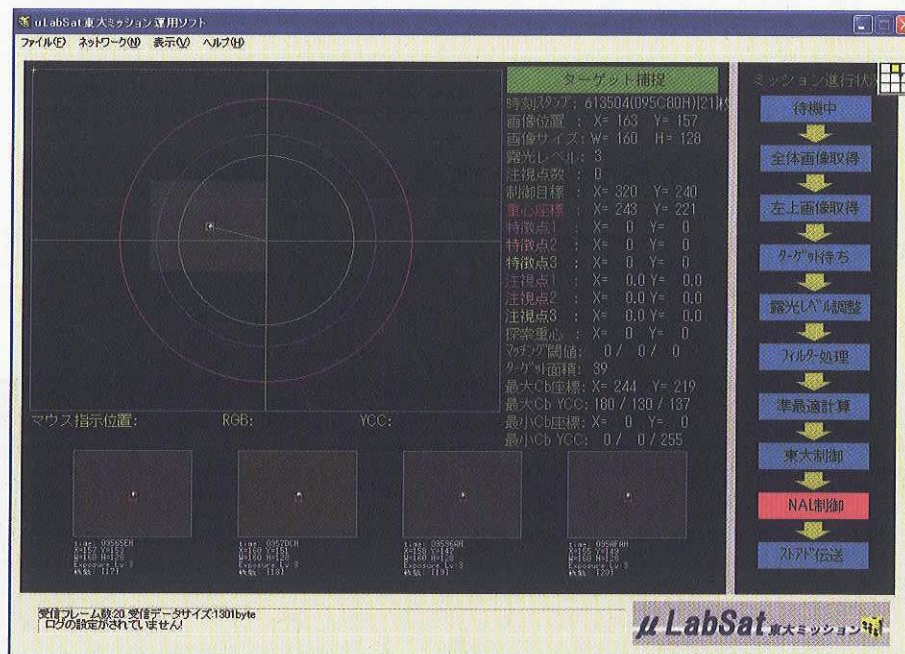


図 13: “Quick Look” スクリーン

軌道上実験は満月が姿勢マヌーバ直前において無理なく CMR-2 から撮像されるような日と時間を選んで行われた。実験の前に十分な可視時間が取れるパスを利用して制御アルゴリズムを含む搭載ソフトウェアをアップリンクした。[16] さらに実験前のパスにおいて画像内の適当な位置に月が来るように衛星全体がスピニングしているスロースピンモード中に衛星のスピニング軸を事前に調整し、実験直前のパスにおいて衛星のスピニング軸回りの角運動量を WHL-M で吸収することによりバイアス・モーメンタム 3 軸安定モードに移行した。実験本番のパスにおいては地上局からの可視時間の制約から、事前、事後のチェックアウトの時間等を考慮すると実験のために使用できる時間は約 200 秒であったが、収束時間を考えると十分であると判断された。

撮像画像内での月の位置は搭載計算機によって、「輝度」と「面積」に関する両閾値を超える画像内の領域（クラスタ）を探索することにより認識した。適当な閾値を設定した結果として、このクラスタ数が 1 のとき月であると決定し、月中心の画像内位置情報から図 7 における月への LOS ベクトル m を求め姿勢制御系に渡された。実験における衛星からのダウンリンクの転送速度の制限から地上においてリアルタイムの画像のモニターは不可能であったが、実験開始直後においては画像の解像度を落としたものを転送、その後、月近傍の領域の切り出し部分だけを転送するといった方法により、準リアルタイムのモニターを可能にし、画像処理による月の認識結果を監視した。搭載ソフトウェアが月の認識に失敗した場合には常に地上からコマンドによって両閾値を変更することが可能であったが、月は十分に明るく大きかったため、その必要は無かった。実験において撮像した月近傍の切り出し画像を図 12 に、準リアルタイムでのモニターに使用したクイック・ルックの実験中の画面を図 13 に示す。

制御系は (36), (37) 式に示す Case 1 のものを用いた。シミュレーション結果からわかるように、カメラ画像内での月の軌跡は常に単純に中心に向かうわけではなく、初期位置によっては中心から離れて再び接近するような軌跡を描くこともあり得る。実験運用中に何らかの原因で制御系が不安定化したと判断される場合には姿勢マヌーバを中止するコマンドを地上から送信し、別の制御系によって衛星の姿勢の安定化を図る必要がある。この判断のため、運用においては複数の人間が軌跡を監視し、様々な初期値でのシミュレーション結果の図と照らし合わせて安定・不安定を判断するダブルチェックを行った。

図 14 に実験データを、図 15 に実験の条件と合わせて行った数値シミュレーション結果を示す。シミュレーションでは実験において予想される遅れ、離散化の条件と同一のものを用いている。両者の間で細かい部分に違いは見受けられるが、実験データと数値シミュレーション結果はほぼ一致していると考えられる。

(a), (b) にトラッキング・マヌーバにおける CMR-2 画像内の月中心位置 x_p, y_p の軌跡を示す。(a) においては図 8, 9 と同様にカメラ画像座標系 2: $X_p - Y_p$ 系を用い、WHL-R の方向を図の中に示すために制御系設計座標系の $X_w - Y_w$ 系をカメラの視線方向 ($-Z_w$ 方向) に投影した形で表示している。画像の中心座標は (320, 240) pixel で、図中において赤丸で示されている。月の移動パスに沿って書かれている数値は制御開始からの時間 (秒) である。制御系内部での遅れの存在の下でも、制御開始時において画像左上にあった月が画像中心に移動するように姿勢を変動させることに成功している。初期位置から中心までの制御時間は約 60 秒で、収束後 3.4.3 で予測されたように、月が画像中心近傍においてその回りを動き続けるようなリミットサイクルが発生している。数値シミュレーションによる解析から、このリミットサイクルは制御ループ内での遅れ、フィードバックに用いる計測値 (特に姿勢角速度計測値) の離散化、制御トルクコマンドの離散化、等が関係しており、これらが解消されるにつれてリミットサイクルの振幅は小さくなることが確認されている。

(c) に FOG によって計測される衛星のマヌーバ中の姿勢角速度 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ を示す。制御開始から約 50 秒間、WHL-M の回転軸である Z_w 軸回りに衛星の姿勢を大きく変動させている時に、 X_w, Y_w 軸回りの姿勢変動を生じさせていることがわかる。

(d), (e) に WHL-M、WHL-R が発生する制御トルク n_{w_1}, n_{w_3} を示す。姿勢制御系からのトルクコマンドに実際の発生トルクを追従させる目的で、ホイール回転軸の摩擦の補償、特に WHL-R に対しては回転の方向が変化する瞬間であるゼロクロス時での出力の平滑化を図るために各ホイールに対してローカルにホイールの回転角速度をフィードバックするスピード・サーボ系が組み込まれており、これが最終的に 2 次系の特性を持つことから、制御トルクが急激に変化する部分ではオーバーシュートを起こし、ノミナルな最大トルク 0.023 Nm を超えるトルクが発生しているケースが見受けられるが、衛星の姿勢の収束特性には大きな影響は生じていない。制御開始後 10 秒間は、特に WHL-M において最大トルクを出し続けていることがわかる。

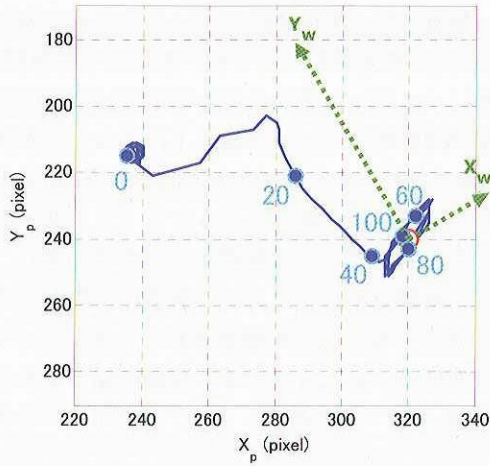
(f) に各ホイールの角運動量 l_1, l_3 を示す。WHL-M の角運動量は制御開始から約 50 秒間で大きく増減するが、最終的には初期値から若干減少した値を中心として変動している。WHL-R の角運動量は制御開始時でほぼゼロであり、最終的に一定のオフセットを持って WHL-M と同様に変動している。この変動は上述のリミットサイクルに起因するものであるが、衛星全体の角運動量が慣性空間に固定されている条件下で、各ホイールの角運動量の定常値を変化させることによりバイアス・モーメンタム衛星が姿勢を変動させていることが見てとれる。

最後にリアプノフ関数を用いたスライディング・モード制御系の到達条件について考察する。図 16 に示すのは軌道上実験の条件に対応した制御系内部の変数値のシミュレーション結果である。(a) にロドリゲスパラメータ p 、(b) にその時間微分 \dot{p} を示す。(35) 式の通常に $p_3 = 0$ であり、 \dot{p} の振る舞いは $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ と同じであることがわかる。

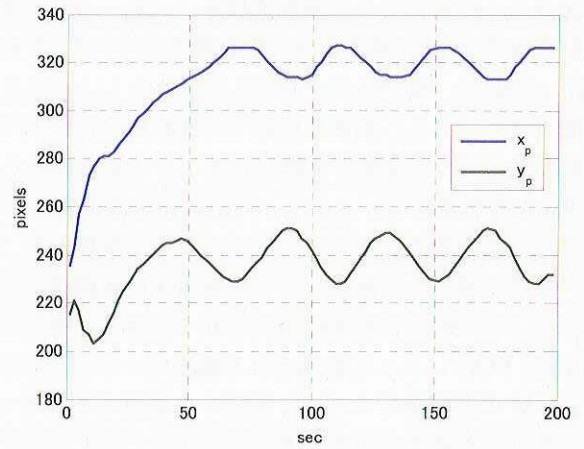
これらの値を用い、月トラッキング制御の目的に合わせ、第 1, 2 軸回りの姿勢角誤差と全軸回りの姿勢角速度を考慮した

$$V = 5p_1^2 + 25p_2^2 + \dot{p}_1^2 + \dot{p}_2^2 + \dot{p}_3^2 \quad (54)$$

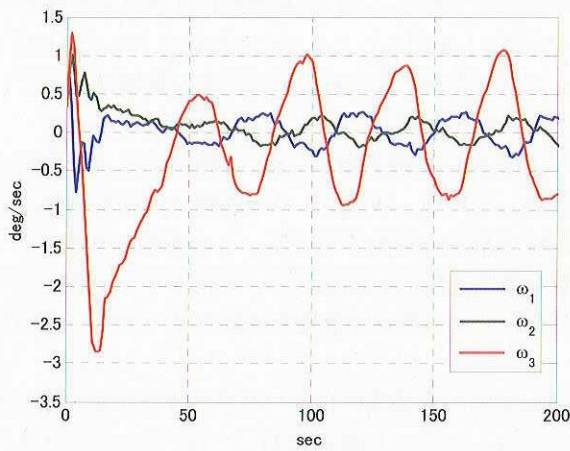
で定義されるリアプノフ関数値を (c) に示す。目標値近傍への収束後のリミット・サイクルの部分は別の問題と考えれば、この初期位置に対する応答に関しては、 $\dot{V} \leq 0$ となるようなリアプノフ関数は存在することがわかる。軌道上実験に際しては、CMR-2 画像内での月の初期位置の運用上予想される範囲において、10 ピクセル単位での格子を作製し、格子の全ての交点での初期位置に対してシミュレーションを行い、安定性が保障されることを確認しているため、このような系に特化した (54) 式のようなリアプノフ関数を定義し、その時間微分が負であることを示すことができれば解析的な到達条件の証明は可能であると予想される。これに関する理論的な検討は今後の課題である。



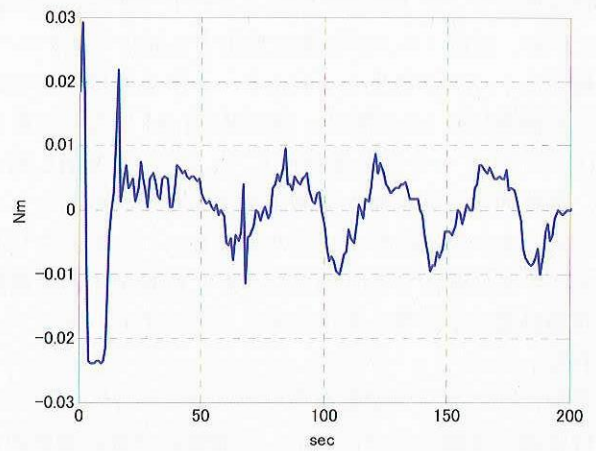
(a) CMR-2 画像内の月中心座標の閉ループ軌跡



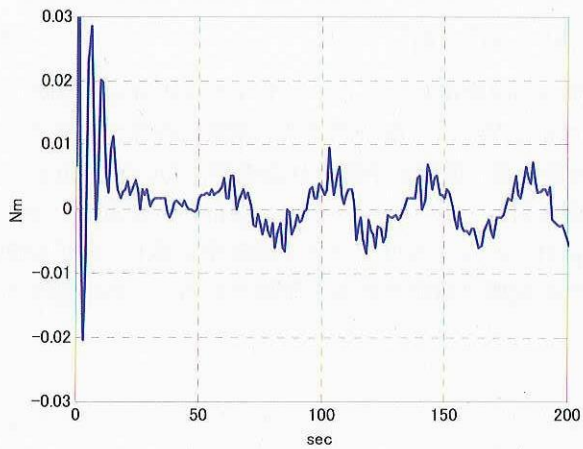
(b) CMR-2 画像内の月中心座標値



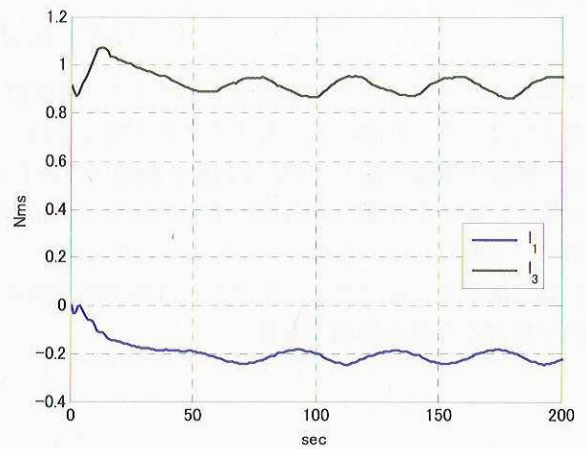
(c) X_w, Y_w, Z_w 軸回りの姿勢角速度



(d) WHL-M 出力トルク

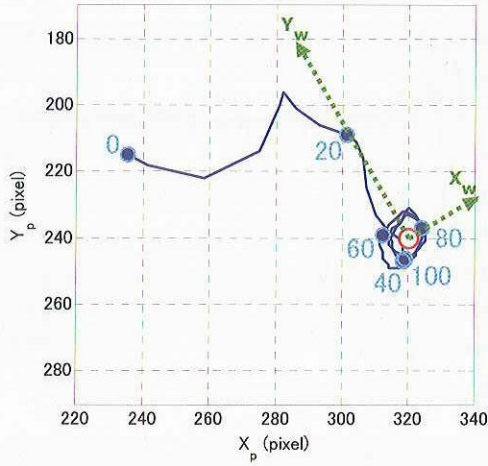


(e) WHL-R 出力トルク

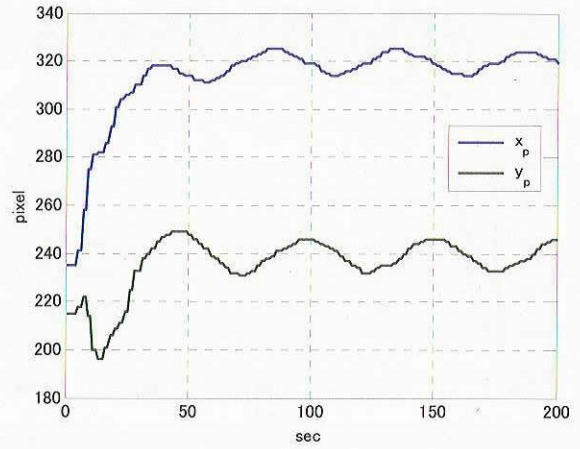


(f) WHL-M, WHL-R 角運動量

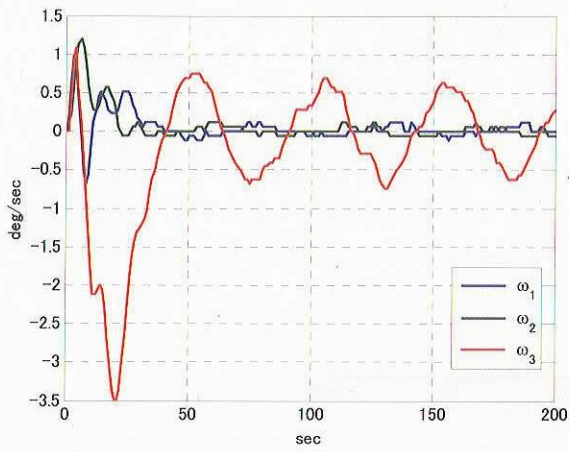
図 14: 実験データ



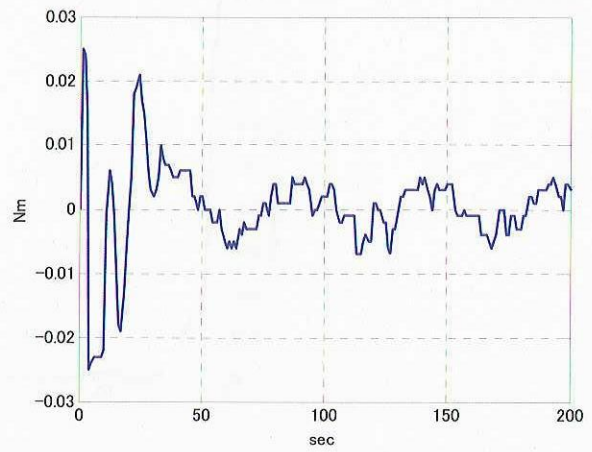
(a) CMR-2 画像内の月中心座標の閉ループ軌跡



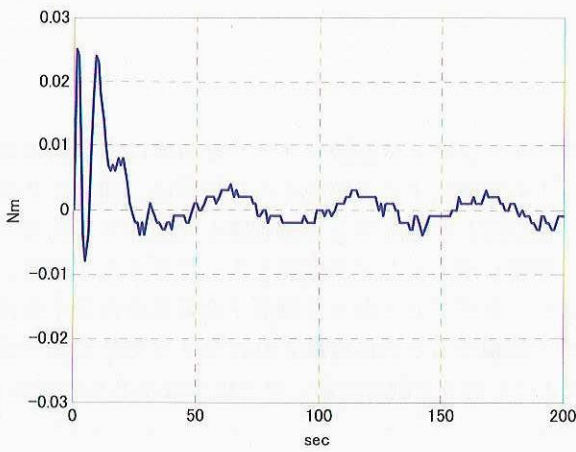
(b) CMR-2 画像内の月中心座標値



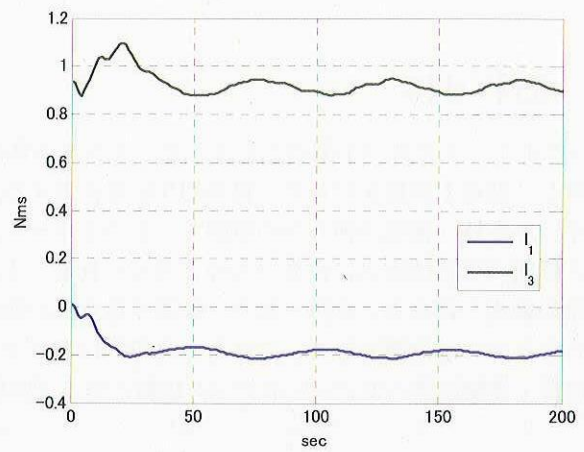
(c) X_w, Y_w, Z_w 軸回りの姿勢角速度



(d) WHL-M 出力トルク



(e) WHL-R 出力トルク



(f) WHL-M, WHL-R 角運動量

図 15: 数値シミュレーション

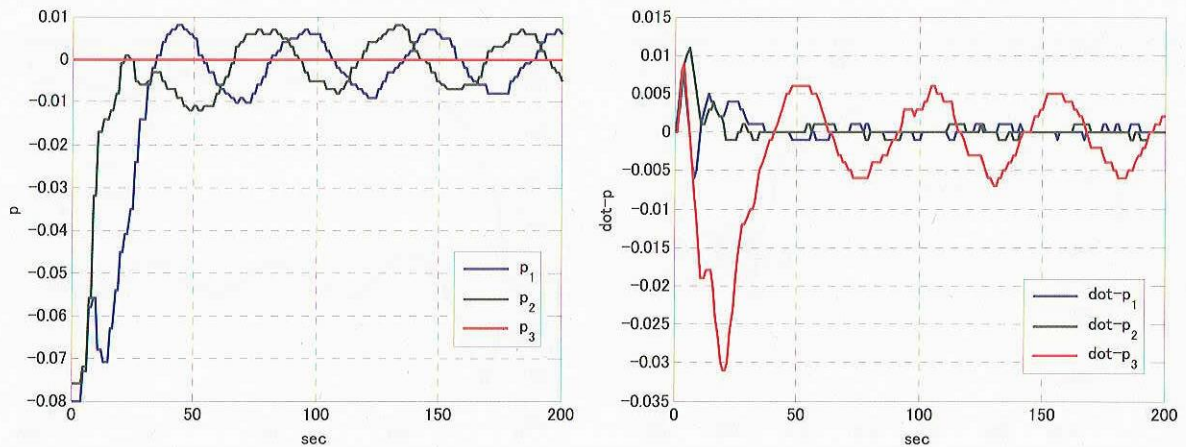
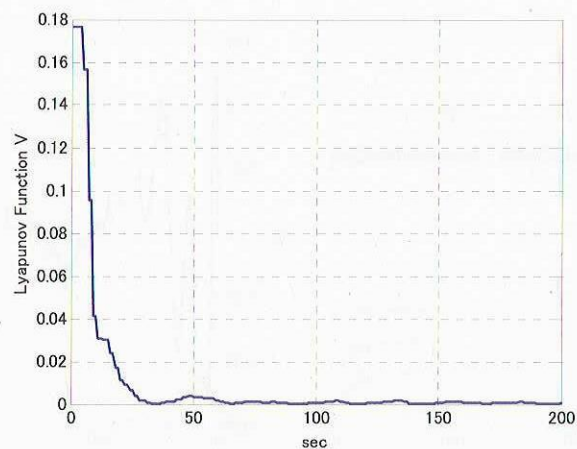
(a) ロドリゲスパラメータ p (b) ロドリゲスパラメータの時間微分 \dot{p} (c) リアプノフ関数 V

図 16: 実験に対応した制御系の内部変数値 (数値シミュレーション)

7 おわりに

2つのホイールを持つ小型バイアス・モーメント衛星の月トラッキング姿勢マヌーバを可能にする制御系を設計し、軌道上実験を行った。将来的な応用を考えると、この実験によって実証された技術は、通常の3個のホイールを持つ衛星が何らかの原因で、そのホイールが1個故障した場合でも姿勢制御を可能とするため、衛星の機能の信頼性向上に役立つものと考えられる。また、宇宙ロボットなどが機能を失って漂う人工衛星に推進剤の補充や修理などを行ったり、修理の見込みの無いスペースデブリとなった機能不全衛星を投棄する作業を行うための前段階として、これらに自律的にアプローチ・捕獲するために搭載されたカメラで取得した画像を位置・姿勢制御へのフィードバック情報とする「画像フィードバック制御技術」などにつながるものである。

参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構技術資料 GAM-04059、「マイクロラプサット1号機 (μ -LabSat) 総合成果報告書」、平成17年1月

- [2] 木田 隆、「スペースクラフトの制御」、コロナ社、1999
- [3] 宇宙開発事業団技術報告 TR-22、「人工衛星の三軸姿勢制御」、1988
- [4] 美多 勉、「非線型制御入門 ー劣駆動ロボットの技能制御論ー」、昭晃堂、2000
- [5] 野波 健蔵、田 宏奇、「スライディングモード制御」、コロナ社、1994
- [6] Brockett, R. W., “Asymptotic Stability and Feedback Stabilization, in Differential Geometric Control Theory”, *R. W. Brockett, R. S. Millmann and H. J. Sussmann (Eds.), Birkhauser, Boston*, 1983, pp. 181–191.
- [7] Tsiotras, P. and Doumtchenko, V., “Control of Spacecraft Subject to Actuator Failures: State-of-the-Art and Open Problems”, *Proceedings of The Richard H. Battin Astrodynamics Conference*, 2000.
- [8] Yamada, K., Yoshikawa, S., and Yamaguchi, I., “Continuous Attitude Control of a Spacecraft by Two Reaction Wheels”, *Proc. ISAS 8th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, 1998, pp. 54–59.
- [9] Krishnan, H., McClamroch, N. H., and Reyhanoglu, M., “Attitude Stabilization of a Rigid Spacecraft Using Two Momentum Wheel Actuators”, *J.Guidance, Control and Dynamics, Vol.18, No.2*, 1995, pp. 256–263.
- [10] Ortega, R., e. a., “Stabilization of a class of underactuated mechanical systems via interconnection and damping assignment”, *IEEE Trans. on Automatic Control* 47, 2002, pp. 1218–1233.
- [11] Shen, H. and Tsiotras, P., “Time-Optimal Control of Axi-Symmetric Rigid Spacecraft Using Two Controls”, *J.Guidance, Control and Dynamics, Vol.32, No.5*, 1999, pp. 682–694.
- [12] Tsiotras, P. and Longuski, J. M., “Spin-axis Stabilization of Symmetric Spacecraft with Two Control Torques”, *System & Control Letters*, 23, 1994, pp. 395–402.
- [13] Terui, F., Kawamoto, S., Fujiwara, T., Noda, A., Sako, N., and Nakasuka, S., “Target Tracking Attitude Maneuver of a Bias Momentum Micro Satellite Using Two Wheels”, *AIAA-2000-4144, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2000.
- [14] Terui, F., Sako, N., Yoshihara, K., Yamamoto, T., and Nakasuka, S., “Visual Feedback Attitude Control of a Bias Momentum Micro Satellite Using Two Wheels”, *5th Cranfield Conference on Dynamics and Control of Systems and Structures in Space 2002, Cambridge U.K.*, 2002, pp. 81–88.
- [15] Terui, F., Kimura, S., Nagai, Y., Yamamoto, H., Yoshihara, K., Yamamoto, T. and Nakasuka, S., “Moon Tracking Attitude Control Experiment of a Bias Momentum Micto Satellite “ μ -LabSat””, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.48, No.159*, May 2005, pp. 28–33.
- [16] Kimura, S., Mineno, H., Yamamoto, H., Nagai, Y., Kamimura, H., Kawamoto, S., Terui, F., Nishida, S., Nakasuka, S., Ukawa, S., Hashimoto, H., Takahashi, N., and Yoshihara, K., “Preliminary experiments on technologies for satellite orbital maintenance using Micro-LabSat 1”, *Advanced Robotics, Vol.18, No.2*, 2004, pp. 117–138.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-038

発行 平成18年3月31日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株)ビー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体に加工することを禁じます。

