

ISSN 0389-4010  
UDC 531.36  
534.014  
629.7.015  
629.783

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1239

技術試験衛星VI型の動力学モデルと  
数値シミュレーション

山 口 功 ・ 木 田 隆

1993年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 技術試験衛星VI型の動力学モデルと 数値シミュレーション\*

山 口 功<sup>\*1</sup> 木 田 隆<sup>\*1</sup>

## Dynamical Model and Numerical Simulations for Engineering Test Satellite-VI\*

Isao YAMAGUCHI<sup>\*1</sup> and Takashi KIDA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

This report derives the dynamical model of Engineering Test Satellite-VI (ETS-VI), which is a large-scale high-performance test satellite launched by H-II rocket in the summer launch window of 1994. The mission of ETS-VI is to establish the bus technology necessary for realizing a 2-ton-class geosynchronous three-axis stabilized application satellite. The National Aerospace Laboratory is participating in the on-orbit flight experiments of ETS-VI for the system identification and attitude control. Numerical simulation soft-ware have been developed and used to check the on-board control algorithm before launch. This paper describes their details.

**Key Words :** Engineering Test Satellite-VI (ETS-VI), Dynamics Model, Reaction Control System (RCS), Reaction Wheel (RW), Paddle Accelerometer (PACC), Numerical Simulation

### 概 要

平成6年度夏期にH-IIロケット2号機で静止軌道に打ち上げ予定の技術試験衛星VI型(ETS-VI)は2トン級静止三軸姿勢制御型の実用衛星を実現するための技術基盤を確立することを第一の目的として開発が進められている大型柔軟構造衛星である。当所ではこの衛星のバス系搭載実験のひとつである軌道上柔軟構造制御実験に宇宙開発事業団との共同研究として実験に参加している。本報告ではこの実験のために導出した動力学モデルの構築と運動方程式とそしてそれらに基づいて作成した数値シミュレーションプログラムについて詳細に記述する。これは打ち上げ前の搭載ソフトウェアの機能・性能評価に使われるためである。また数値例として3種類の制御アルゴリズムについてシミュレーションを行った結果を示す。

### 1. はじめに

平成6年度夏期にH-IIロケット2号機で静止軌道に打ち上げ予定の技術試験衛星VI型(ETS-VI)は衛星本体が3.0m×2.0m×2.8mの大きさの直方体をしておりその南北方向にセミリジッドタイプの大型太陽電池パドルを、地

球指向面上にアンテナタワーと通信実験用の開口径3.5mと2.5mの2つの主反射鏡、Sバンド衛星間通信アンテナ、Kバンド衛星間通信アンテナ等を搭載した典型的な大型柔軟構造衛星である(図1.1)。静止軌道上で静止化されるとその大きさは南北方向で約30m、東西方向で約9.3m、地球方向で約7.8mになり軌道上初期重量は約2トンであ

\* 平成6年5月27日受付 (received 27 May 1994)

\*1 宇宙研究グループ (Space Technology Research Group)

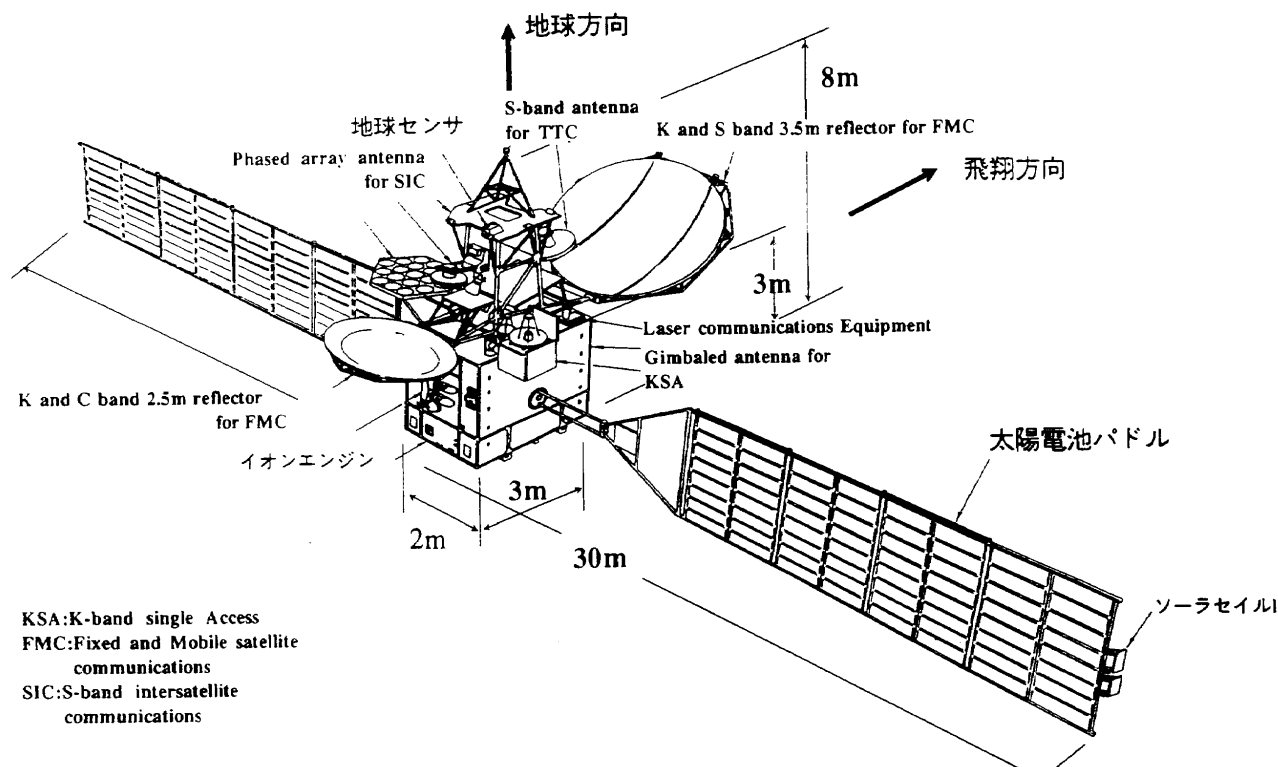


図 1.1 ETS-VI軌道上コンフィギュレーション  
(宇宙開発事業団提供)

る。この衛星は次世代の通信放送分野の要求に適合する静止2トン級の実用静止三軸衛星を自主開発するための基盤となる衛星バス技術確立することを第一の目的とし、あわせて将来の実用衛星に必要な高度な衛星通信技術及びその軌道上実験を行うことを目的とした衛星である。

ETS-VIのミッションは以下の4つである。

- (1) 2トン級静止三軸衛星バスの基盤技術の確立
- (2) H-IIロケットの打ち上げ能力等の確認
- (3) 衛星通信系機器の搭載実験
- (4) 衛星バス系機器の搭載実験

当所では宇宙開発事業団との共同研究として(4)の搭載実験項目の一つである柔構造制御軌道上実験(FLEX実験)に参加している<sup>1),2)</sup>。この実験ではETS-VIのバスを利用する大型衛星で必要な柔構造制御技術(柔構造パラメータの推定・同定を含む)を確立するとともにETS-VI柔構造パラメータの検証をすることを目的とする。またこれらの技術は衛星打ち上げ後軌道上での実験で確認検証する。

本報告ではこの実験のために必要なETS-VIの動力学モデルを構築しその運動方程式を導出し、姿勢制御系設計用のシステム方程式を記述することとそれらに基づいた数値シミュレーションプログラムを作成することを目的とする。動力学モデルでは衛星本体の剛体モード6自由度と各太陽電池パドルの片持ち振動モード7自由度の計20自由度まで考慮する。またパドルインターフェイス点の南北非対称性やスラスト取付キャンタ角等まで検討した。一方、姿勢制

御用アクチュエータとしてガスジェットスラストとリアクションホイールがあるがそれらの駆動装置も含めた力学的特性も考慮に入れた。

## 2. 座標系の定義

ETS-VIに搭載される太陽電池パドルは衛星本体からみると、太陽指向を維持するため一日に一回転する。このパドルの回転角により衛星の運動方程式が時変系になる。衛星の軌道上静止位置は東経154度近傍のためパドルの回転角 $\gamma$ を図2.1のように局所標準時(Local Sun Time=LST)で6時、日本標準時では5時の位置を $\gamma=0^\circ$ と定義し、FLEX実験が行われる予定のLST18時では $\gamma=180^\circ$ とする(図2.2)。この位置は太陽補足姿勢の基準でありFLEX実験時に不具合が発生した場合ただちに衛星バス姿勢制御系に復帰できるようにするためにこの時間帯を実験時間とした。なお打ち上げ時にロケットのフェアリング内に折り畳んで収納されているパドル位置はこのLST18時の位置に一致する。

さて慣性座標系 $\{i\}$ 、衛星座標系 $\{b\}$ 及び南北面パドル座標系 $\{a^1\}$ 、 $\{a^2\}$ を定義する。パドルは南面パドルを#1、北面パドルを#2と番号付けする。

$\{i\}$  慣性空間に固定

$\{b\}$   $b_1$ 軸が軌道速度方向、 $b_3$ が地心方向

$\{a^1\}$   $a_1^1$ 軸が南面パドル長手方向、 $a_3^1$ が太陽電池セル表面垂直方向

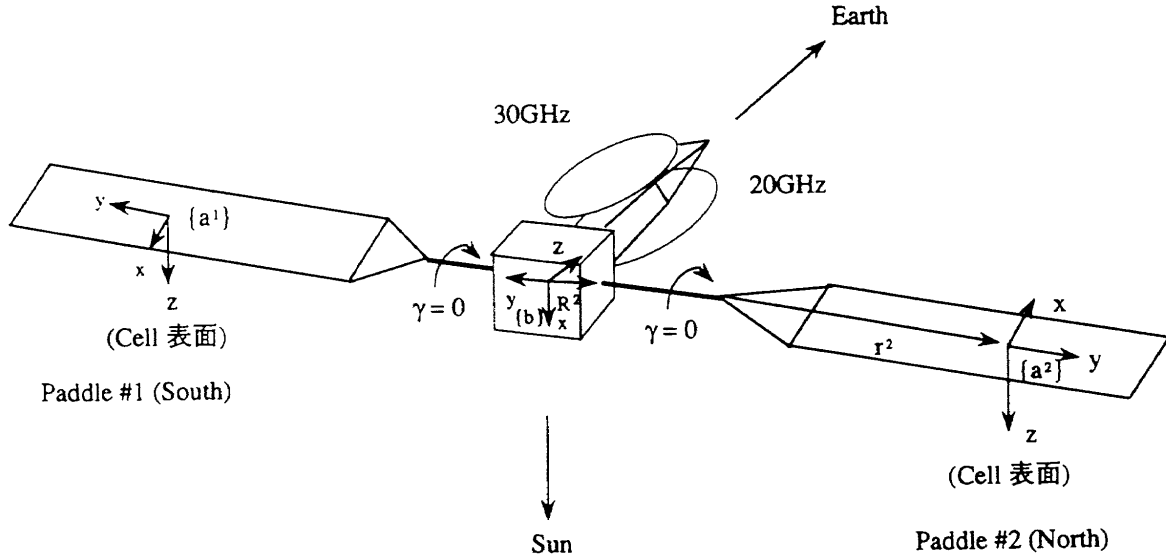
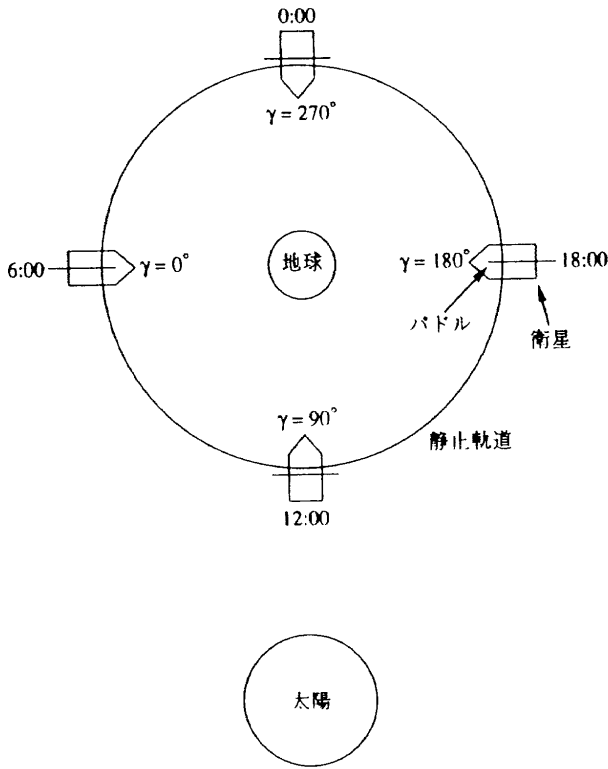
図 2.1 ETS-VI座標系の定義 ( $r=0^\circ$ )

図 2.2 軌道上位置と太陽電池パドル回転角の関係

$\{a^2\}$   $a_2^2$  軸が北面パドル長手方向,  $a_3^2$  が太陽電池セル表面垂直方向

この時, 衛星座標系  $\{b\}$  と南面パドル座標系  $\{a^1\}$  及び北面パドル座標系  $\{a^2\}$  の関係は方向余弦行列を用いて以下のように表される。

$$\{a^1\} = \begin{bmatrix} -\sin \gamma & -\cos \gamma \\ 1 & \\ \cos \gamma & -\sin \gamma \end{bmatrix} \{b\} = C^1 \{b\} \quad (1)$$

$$\{a^2\} = \begin{bmatrix} \sin \gamma & \cos \gamma \\ -1 & \\ \cos \gamma & -\sin \gamma \end{bmatrix} \{b\} = C^2 \{b\} \quad (2)$$

これより, 例えば軌道上実験ではLST18時に行う予定なので,  $\gamma=180^\circ$  を(1), (2)式に代入すると,

$$C^1 = \begin{bmatrix} & +1 \\ +1 & \\ -1 & \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C^2 = \begin{bmatrix} & -1 \\ -1 & \\ -1 & \end{bmatrix} \quad (4)$$

となる。

### 3. ベクトル等の定義

ETS-VIの動力学モデルを記述するために必要なベクトル量, テンソル量, スカラー量の定義を行う。

$x = \{b\}^T x$  : 慣性原点から衛星全系の重心へのベクトル

$v = \{b\}^T v$  : 衛星全系の重心の速度ベクトル

$R^i = \{b\}^T R^i$  : 衛星原点からパドルインターフェイス点へのベクトル

$r^i = \{a^i\}^T r^i$  : パドルインターフェイス点から非変形時のパドル重心へのベクトル

$\rho^i = \{a^i\}^T \rho^i$  : パドルのインターフェイス点から非変形時のパドル節点へのベクトル

$w^i = \{a^i\}^T w^i$  : パドルの弾性変位ベクトル

$q_*^i = \{b\}^T q_*^i$  : 衛星原点から非変形時のパドル重心へのベクトル ( $q_*^i = R^i + r^i$ )

$q^i = \{a^i\}^T q^i$  : 衛星原点から非変形時のパドル節点へのベクトル ( $q^i = R^i + \rho^i$ )

$u^i = \{a^i\}^T u^i$	: 衛星原点からパドル節点へのベクトル ( $u^i = q^i + w^i = R^i + \rho^i + w^i$ )	$\bar{\delta}^i$	: パドル座標系でのカップリング行列
$d^k = \{b\}^T d^k$	: スラスタ取付位置ベクトル	$I^b$	: 衛星本体が対称な場合の慣性モーメント
$F^k = \{b\}^T F^k$	: スラスタ発生力方向単位ベクトル	$m^p$	: パドル質量
$p^n = \{a^i\}^T p^n$	: 加速度計取付位置ベクトル	$I^p$	: パドル慣性モーメント
$s^n = \{a^i\}^T s^n$	: 加速度計感度方向単位ベクトル	$\delta^{i*}$	: パドルカップリング行列
$P = \{b\}^T P$	: 全系の並進方向の運動量ベクトル	$\bar{I}$	: パドル座標系での全系の慣性モーメント
$F = \{b\}^T F$	: アクチュエータ発生力ベクトル	$\bar{\delta}^i$	: パドル座標系での 1 次カップリング行列
$H = \{b\}^T H$	: 全系の回転方向の運動量ベクトル	$\bar{M}^*$	: パドル座標系での振動方程式の質量行列
$T = \{b\}^T T$	: アクチュエータ発生トルクベクトル	$\bar{D}^*$	: パドル座標系での振動方程式の減衰行列
$m^0, m^i$	: 衛星本体及び各パドルの質量	$\bar{K}^*$	: パドル座標系での振動方程式の剛性行列
$m$	: 衛星全系の質量 = $m^0 + m^1 + m^2$	$\bar{G}^*$	: パドル座標系での振動方程式の外力行列
$I^0 = \{b\}^T I^0 \{b\}$	: 衛星本体の慣性モーメント	$\hat{M}$	: 非対称モードのみを考慮した質量行列
$I^i = \{a^i\}^T I^i \{a^i\}$	: 各パドルの慣性モーメント	$\hat{D}$	: 非対称モードのみを考慮した減衰行列
$I = \{b\}^T I \{b\}$	: 衛星全系の慣性モーメント	$\hat{K}$	: 非対称モードのみを考慮した剛性行列
$\phi^i$	: モードシェープ	$\hat{G}$	: 非対称モードのみを考慮した外力行列
$\delta^{01}, \delta^{02}$	: 0 次カップリング係数	$\alpha_{th}^k$	: スラスタ発生力方向ベクトルの倒れ角
$\delta^{11}, \delta^{12}$	: 1 次カップリング係数	$\beta_{th}^k$	: スラスタ発生力方向ベクトルの方位角
$\omega_1^i \sim \omega_7^i$	: パドル片持ち振動周波数	$F_{th}$	: スラスタ発生制御力
$\zeta_1^i \sim \zeta_7^i$	: パドル片持ち振動減衰係数	$T_{th}$	: スラスタ発生制御トルク
$\mathcal{Q}^i$	: パドル振動周波数行列	$\alpha_w$	: ホイール取付仰角
$\zeta^i$	: パドル振動減衰係数行列	$\beta_w$	: ホイール取付方位角
$\varepsilon^i$	: 並進カップリング行列	$H^w$	: ホイール分配行列
$\delta^i$	: 回転カップリング行列	$H^{w+}$	: ホイール分配擬似逆行列
$O$	: $3 \times 3$ のサイズの零行列	$T^c$	: 制御系の出力トルク
$U$	: $3 \times 3$ のサイズの単位行列	$T^h$	: ホイールへの分配トルク
$M$	: 並進・回転運動を考慮した振動方程式の質量行列	$\omega^h$	: ホイール速度ループへの入力角速度
$D$	: 並進・回転運動を考慮した振動方程式の減衰行列	$J$	: ホイールの慣性モーメント
$K$	: 並進・回転運動を考慮した振動方程式の剛性行列	$T^w$	: ホイール入力トルク
$G$	: 並進・回転運動を考慮した振動方程式の外力行列	$\omega^p$	: ホイールタコパルス出力速度
$A$	: 並進・回転運動を考慮したシステム行列	$K^c$	: トルク・電流変換用量子化オペレータ
$\Gamma$	: 対称モードを分離するための変換行列	$K^t$	: 電流・トルクゲイン
$M^*$	: 回転運動のみを考慮した振動方程式の質量行列	$T^m$	: ホイール出力トルク
$D^*$	: 回転運動のみを考慮した振動方程式の減衰行列	$T^l$	: ホイール軸摩擦トルク
$K^*$	: 回転運動のみを考慮した振動方程式の剛性行列	$T^r$	: ホイール出力トルク
$G^*$	: 回転運動のみを考慮した振動方程式の外力行列	$\alpha^n$	: PACC 出力値
$\bar{\theta}$	: パドル座標系での姿勢角	$\phi^{in}$	: PACC 取付点でのモードシェープ
$\bar{I}$	: パドル座標系での慣性モーメント	$x_N$	: ピッチ軸姿勢角推定フィルタ変数
		$\theta_N^p$	: 地球センサによるピッチ軸姿勢角出力値
		$\theta_N^p$	: RIGA によるピッチ軸姿勢角速度出力

	値
$\hat{\theta}_N^p$	: 姿勢決定系によるピッチ軸推定姿勢角出力値
$\hat{\theta}_N^v$	: 姿勢決定系によるピッチ軸推定姿勢角速度出力値
$K_1, K_2$	: 姿勢決定系のフィルタ定数
$\Delta t$	: 姿勢決定系更新周期
$(\dot{\cdot})$	: 慣性座標系での時間微分
$(\ddot{\cdot}), (\overset{\circ}{\cdot})$	: ベクトル定義座標系において座標系を固定しての1, 2階の時間微分

#### 4. ETS-VI 動力学モデル

ETS-VIの動力学モデルをここでは並進運動と回転運動の6自由度の運動方程式で表現する。ただし軌道運動は考慮しない。またアクチュエータであるガスジェットスラスタとリアクションホイールの数学モデルや、加速度計モデル、ピッチ軸姿勢決定系や観測雑音等も検討する。

##### 4.1 並進方向の運動方程式

衛星全系の並進方向の運動量を  $P$  とし外力を  $F$  とすると

$$F = \dot{P} \quad (5)$$

である。並進の運動量は

$$\begin{aligned} P &= \int_{\text{total}} (v + \dot{u}^i) dm \\ &= \int_{\text{total}} (v + \dot{R}^i + \dot{p}^i + \dot{w}^i) dm \\ &= m\dot{v} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} (\dot{R}^i + \dot{p}^i + \dot{w}^i) dm \end{aligned} \quad (6)$$

となる。この式を(5)式に代入して微小項を省略すると

$$F \simeq m\dot{v} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} \dot{w}^i dm \quad (7)$$

であるが、これを衛星座標系で行列表現すると

$$F = m\dot{v} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} C^{iT} \dot{w}^i dm \quad (8)$$

となる。さてパドル節点の弾性変位  $w^i$  をモード座標で表現できるとすると

$$w^i = \phi^i \eta^i \quad (9)$$

であり、ここで  $\phi^i$  はモードシェープ、 $\eta^i$  はモード座標を表す。この式を(8)式に代入して

$$F = m\dot{v} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} C^{iT} \phi^i dm \dot{\eta}^i \quad (10)$$

$$= m\dot{v} + \sum_{i=1}^2 C^{iT} \delta^{0i} \dot{\eta}^i \quad (11)$$

となる。この時  $\delta^{0i}$  を0次カップリング係数と呼び、

$$\delta^{01} = \int_{\#1 \text{ paddle}} \phi^1 dm \quad (12)$$

$$\delta^{02} = \int_{\#2 \text{ paddle}} \phi^2 dm \quad (13)$$

##### 4.2 回転方向の運動方程式

衛星全体の回転方向の運動量を  $H$  とし外部トルクを  $T$  とすると

$$T = \dot{H} \quad (14)$$

である。回転の運動量は

$$\begin{aligned} H &= \int_{\text{total}} u^i \times \dot{u}^i dm \\ &= \int_{\text{total}} (q^i + w^i) \times (\dot{q}^i + \dot{w}^i) dm \\ &= \int_{\text{total}} q^i \times \dot{q}^i dm + \int_{\text{total}} q^i \times \dot{w}^i dm \\ &\quad + \int_{\text{total}} w^i \times \dot{q}^i dm + \int_{\text{total}} w^i \times \dot{w}^i dm \\ &\simeq \int_{\text{total}} q^i \times \dot{q}^i dm + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} q^i \times \dot{w}^i dm \\ &\simeq + \int_{\text{total}} q^i \times (\omega \times q^i) dm + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} q^i \times \dot{w}^i dm \\ &= I \cdot \omega + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} q^i \times \dot{w}^i dm \end{aligned} \quad (15)$$

となるので(14)式に代入して

$$\begin{aligned} T &= I \cdot \dot{\omega} + \dot{\omega} \times I \cdot \omega + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} q^i \times \ddot{w}^i dm \\ &\simeq I \cdot \dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} (R^i + p^i) \times \ddot{w}^i dm \end{aligned} \quad (16)$$

となる。ここで  $I$  はパドル非変形時の全系の慣性モーメントを表し

$$I = I^0 + I^1 - m^1 (q_*^1 \times) (q_*^1 \times) + I^2 - m^2 (q_*^2 \times) (q_*^2 \times) \quad (17)$$

である。ここで  $(q_*^1 \times)$ ,  $(q_*^2 \times)$  はベクトル積のテンソル表現である。(15)式を衛星座標系で行列表現すると全系の慣性モーメントは

$$I = I^0 + C^{1T} I^1 C^1 + m^1 \tilde{q}_*^{1T} \tilde{q}_*^{1T} + C^{2T} I^2 C^2 + m^2 \tilde{q}_*^{2T} \tilde{q}_*^{2T} \quad (18)$$

ただし  $q_*^i = R^i + C^{iT} r^i$  である。これより(16)式を衛星座標系で行列表現すると

$$\begin{aligned} T &= I \dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} (\tilde{R}^i + C^{iT} \tilde{\rho}^i C^i) C^{iT} \dot{w}^i dm \\ &= I \dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 \int_{\#i \text{ paddle}} (\tilde{R}^i + C^{iT} \tilde{\rho}^i C^i) C^{iT} \phi^i dm \dot{\eta}^i \\ &= I \dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 (\tilde{R}^i C^{iT} \int_{\#i \text{ paddle}} \phi^i dm) \dot{\eta}^i \\ &\quad + C^{iT} \int_{\#i \text{ paddle}} \tilde{\rho}^i \phi^i dm \dot{\eta}^i \\ &= I \dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 (\tilde{R}^i C^{iT} \delta^{0i} + C^{iT} \delta^{1i}) \dot{\eta}^i \end{aligned} \quad (19)$$

となる。この時の  $\delta^{1i}$  を1次カップリング係数と呼び

$$\delta^{11} = \int_{\#1 \text{ paddle}} \tilde{\rho}^1 \phi^1 dm \quad (20)$$

$$\delta^{12} = \int_{\#2 \text{ paddle}} \tilde{\rho}^2 \phi^2 dm \quad (21)$$

である。

表 4.1 片持ちパドル振動モード

モード番号	モード名称	振動数 [Hz]	減衰係数
1	面外 1 次	0.094	0.005
2	面内 1 次	0.258	0.005
3	ねじり 1 次	0.365	0.005
4	面外 2 次	0.807	0.005
5	ねじり 2 次	1.248	0.005
6	面外 3 次	2.182	0.005
7	面内 2 次	2.826	0.005

### 4.3 パドルの弾性振動方程式

太陽電池パドルの節点エレメント  $dm$  について振動の方程式を立てると  $dm$  の速度ベクトルを

$$\dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{R}}^i + \dot{\mathbf{p}}^i + \dot{\mathbf{w}}^i \quad (22)$$

とすると慣性空間での時間微分を取ることでエレメントの慣性力を求めることができ

$$\dot{\mathbf{v}} dm + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times (\mathbf{R}^i + \mathbf{p}^i) dm + \dot{\mathbf{w}}^i dm \quad (23)$$

となる。これをパドル座標系で表現すると

$$\begin{aligned} C^i \dot{\mathbf{v}} dm + \dot{\boldsymbol{\omega}} (C^i \tilde{\mathbf{R}}^i + \tilde{\rho}^i C^i) dm + \dot{\mathbf{w}}^i dm \\ = C^i \dot{\mathbf{v}} dm - (C^i \tilde{\mathbf{R}}^i + \tilde{\rho}^i C^i) \dot{\boldsymbol{\omega}} dm + \dot{\mathbf{w}}^i dm \\ = C^i \dot{\mathbf{v}} dm + (C^i \tilde{\mathbf{R}}^{iT} + \tilde{\rho}^i C^{iT}) \dot{\boldsymbol{\omega}} dm + \dot{\mathbf{w}}^i dm \end{aligned} \quad (24)$$

となる。(9)式と同じくパドル変位をモード座標で表現する。

$$\mathbf{w}^i = \boldsymbol{\phi}^i \boldsymbol{\eta}^i \quad (25)$$

(25)式を(24)式に代入して左から  $\boldsymbol{\phi}^{iT}$  を各項にかけパドル全体で総和をとることで慣性力は

$$\begin{aligned} \int_{\#i \text{ paddle}} \boldsymbol{\phi}^{iT} dm C^i \dot{\mathbf{v}} + \int_{\#i \text{ paddle}} \boldsymbol{\phi}^{iT} \boldsymbol{\phi}^i dm \dot{\boldsymbol{\eta}}^i \\ + \left( \int_{\#i \text{ paddle}} \boldsymbol{\phi}^{iT} dm C^i \tilde{\mathbf{R}}^{iT} + \int_{\#i \text{ paddle}} \boldsymbol{\phi}^{iT} \tilde{\rho}^i dm C^i \right) \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ = \delta^{0iT} C^i \dot{\mathbf{v}} + (\delta^{0iT} C^i \tilde{\mathbf{R}}^{iT} + \delta^{1iT} C^i) \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^i \end{aligned} \quad (26)$$

と求められる。一方エレメントに作用する弾性力はモード座標で

$$2\zeta^i \omega^i \dot{\boldsymbol{\eta}}^i + (\mathcal{Q}^i)^2 \boldsymbol{\eta}^i \quad (27)$$

とおけば最終的に得られるパドル振動方程式は

$$\begin{aligned} \delta^{0iT} C^i \dot{\mathbf{v}} + (\delta^{0iT} C^i \tilde{\mathbf{R}}^{iT} + \delta^{1iT} C^i) \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^i + 2\zeta^i \mathcal{Q}^i \dot{\boldsymbol{\eta}}^i \\ + (\mathcal{Q}^i)^2 \boldsymbol{\eta}^i = 0 \end{aligned} \quad (28)$$

となる。ただし  $\mathcal{Q}^i$ ,  $\zeta^i$  は 7 つのパドル片持ち振動周波数  $\omega_1^i \sim \omega_7^i$  とその周波数に対応する減衰係数  $\zeta_1^i \sim \zeta_7^i$  を用いて

$$\mathcal{Q}^i = \text{diag} \{ \omega_1^i \ \omega_2^i \ \dots \ \omega_7^i \} \quad (29)$$

$$\zeta^i = \text{diag} \{ \zeta_1^i \ \zeta_2^i \ \dots \ \zeta_7^i \} \quad (30)$$

とする。これらは(28)式からわかるように衛星本体を慣性空間に固定した時のモード解析から得られるモーダルパラメータであり、これらの振動モードは別途、数値解析およびモード試験から得られている。それを表 4.1 に示す。

以上のすべての運動方程式をまとめて書き並べると

$$m \dot{\mathbf{v}} + C^{17} \delta^{01} \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + C^{27} \delta^{02} \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 = \mathbf{F} \quad (31)$$

$$I \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\tilde{\mathbf{R}}^1 C^{17} \delta^{01} + C^{17} \delta^{11}) \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + (\tilde{\mathbf{R}}^2 C^{27} \delta^{02} + C^{27} \delta^{12}) \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 = \mathbf{T} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \delta^{01T} C^1 \dot{\mathbf{v}} + (\delta^{01T} C^1 \tilde{\mathbf{R}}^{1T} + \delta^{11T} C^1) \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + 2\zeta^1 \mathcal{Q}^1 \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 \\ + (\mathcal{Q}^1)^2 \boldsymbol{\eta}^1 = 0 \end{aligned} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} \delta^{02T} C^2 \dot{\mathbf{v}} + (\delta^{02T} C^2 \tilde{\mathbf{R}}^{2T} + \delta^{12T} C^2) \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 + 2\zeta^2 \mathcal{Q}^2 \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 \\ + (\mathcal{Q}^2)^2 \boldsymbol{\eta}^2 = 0 \end{aligned} \quad (34)$$

となる。さらに

$$\boldsymbol{\epsilon}^i = C^{iT} \delta^{i0} \quad (35)$$

$$\boldsymbol{\delta}^i = \mathbf{R}^i C^{iT} \delta^{i0} + C^{iT} \delta^{ii} \quad (36)$$

とおけば(31)~(34)式は

$$m \dot{\mathbf{v}} + \boldsymbol{\epsilon}^1 \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + \boldsymbol{\epsilon}^2 \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 = \mathbf{F} \quad (37)$$

$$I \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\delta}^1 \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + \boldsymbol{\delta}^2 \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 = \mathbf{T} \quad (38)$$

$$\boldsymbol{\epsilon}^{1T} \dot{\mathbf{v}} + \boldsymbol{\delta}^{1T} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + 2\zeta^1 \mathcal{Q}^1 \dot{\boldsymbol{\eta}}^1 + (\mathcal{Q}^1)^2 \boldsymbol{\eta}^1 = 0 \quad (39)$$

$$\boldsymbol{\epsilon}^{2T} \dot{\mathbf{v}} + \boldsymbol{\delta}^{2T} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 + 2\zeta^2 \mathcal{Q}^2 \dot{\boldsymbol{\eta}}^2 + (\mathcal{Q}^2)^2 \boldsymbol{\eta}^2 = 0 \quad (40)$$

ここで並進・姿勢運動及びパドル振動共に十分微小量であるとする。と  $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{x}}$ ,  $\boldsymbol{\omega} = \dot{\boldsymbol{\theta}}$  と近似でき  $\mathbf{z} = [\mathbf{x}^T \boldsymbol{\theta}^T \boldsymbol{\eta}^{1T} \boldsymbol{\eta}^{2T}]^T$  と書き直すと(37)~(40)式は

$$M \ddot{\mathbf{z}} + D \dot{\mathbf{z}} + K \mathbf{z} = \mathbf{G} \quad (41)$$

と記述できる。ここで  $M$ ,  $D$ ,  $K$ ,  $G$  はそれぞれ

$$M = \begin{bmatrix} mU & \boldsymbol{\epsilon}^1 & \boldsymbol{\epsilon}^2 \\ & I & \boldsymbol{\delta}^1 & \boldsymbol{\delta}^2 \\ \boldsymbol{\epsilon}^{1T} & \boldsymbol{\delta}^{1T} & U & \\ \boldsymbol{\epsilon}^{2T} & \boldsymbol{\delta}^{2T} & & U \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$D = \begin{bmatrix} O & & & \\ & O & & \\ & & 2\zeta^1 \mathcal{Q}^1 & \\ & & & 2\zeta^2 \mathcal{Q}^2 \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$K = \begin{bmatrix} O & & & \\ & O & & \\ & & (\mathcal{Q}^1)^2 & \\ & & & (\mathcal{Q}^2)^2 \end{bmatrix} \quad (44)$$

表 4.2 衛星全系の振動モード

モード番号	モード名称	振動数 [Hz]	減衰係数	衛星本体との干渉	
				並進	回転
1	並進x方向	0	N.A.	—	—
2	並進y方向	0	N.A.	—	—
3	並進z方向	0	N.A.	—	—
4	回転x方向	0	N.A.	—	—
5	回転y方向	0	N.A.	—	—
6	回転z方向	0	N.A.	—	—
7	面外対称1次	9.7363960e-02	5.1788418e-03	R	P
8	面外逆対称1次	1.9643524e-01	1.0418741e-02	P, Y	Y
9	面内対称1次	2.6555747e-01	5.1464415e-03	Y	—
10	ねじり対称1次	3.6500787e-01	5.0001117e-03	—	—
11	ねじり逆対称1次	3.6815511e-01	5.0434261e-03	—	P
12	面内逆対称1次	5.1309208e-01	9.9406267e-03	—	R
13	面外対称2次	8.1344841e-01	5.0405395e-03	R	—
14	面外逆対称2次	8.3428150e-01	5.2919383e-03	—	Y
15	ねじり対称2次	1.2480000e+00	5.0000001e-03	—	—
16	ねじり逆対称2次	1.2489239e+00	5.0038013e-03	—	P
17	面外対称3次	2.1877395e+00	5.0133703e-03	R	—
18	面外逆対称3次	2.1955470e+00	5.0417108e-03	—	Y
19	面内対称2次	2.8390407e+00	5.0233353e-03	Y	—
20	面内逆対称2次	2.8436966e+00	5.0472215e-03	—	R

$$G = \begin{bmatrix} F \\ T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (45)$$

となる。ここで  $O$ ,  $U$  はそれぞれ  $3 \times 3$  の大きさの零行列、単位行列とする。(41)式から求められるシステム行列  $A$  は

$$A = \begin{bmatrix} O & U \\ -M^{-1}K & -M^{-1}D \end{bmatrix} \quad (46)$$

となるがこの固有値を計算することにより衛星全系の振動モードを求めることができる。表 4.2 にその振動モードの名称、振動数、減衰係数を示す。表のなかでそれぞれのモードが衛星本体のどの軸回りの回転運動と干渉するかを R (oll), P (itch), Y (aw) でまた定義しない項目は N.A. で表している。

以上から並進運動を考慮しない場合の運動方程式は  $z^* = [\theta^T \eta^1 \eta^2]^T$  として(41)式を変形して

$$M^* \ddot{z}^* + D^* \dot{z}^* + K^* z^* = G^* \quad (47)$$

となりこの時の  $M^*$ ,  $D^*$ ,  $K^*$ ,  $G^*$  はそれぞれ

$$M^* = \begin{bmatrix} I & \delta^1 & \delta^2 \\ \delta^{1T} & U & \\ \delta^{2T} & & U \end{bmatrix} \quad (48)$$

$$D^* = \begin{bmatrix} O & & \\ & D^1 & \\ & & D^2 \end{bmatrix} \quad (49)$$

$$K^* = \begin{bmatrix} O & & \\ & K^1 & \\ & & K^2 \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$G^* = \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (51)$$

である。

#### 4.4 パドル座標系での運動方程式の記述

(8)式で得られた衛星座標系での全系の慣性モーメントはパドルの回転角に依存しており時変数でありかつ3軸間に干渉が生じるのでこのままでは制御系設計が容易ではない。そこで衛星本体がほぼ対称な形をしていることに注目して運動方程式をパドル座標系で記述することを考える。並進運動を除いた運動方程式

$$I\ddot{\theta} + \delta^1 \ddot{\eta}^1 + \delta^2 \ddot{\eta}^2 = T \quad (52)$$

$$\delta^1 \ddot{\theta} + \ddot{\eta}^1 + 2\zeta^1 \dot{\eta}^1 + (\mathcal{Q}^1)^2 \eta^1 = 0 \quad (53)$$

$$\delta^2 \ddot{\theta} + \ddot{\eta}^2 + 2\zeta^2 \dot{\eta}^2 + (\mathcal{Q}^2)^2 \eta^2 = 0 \quad (54)$$

において(52)式を南面パドル座標系に変換することとする。(52)式の左側から  $C^1$  を掛けて

$$C^1 I C^{1T} \ddot{\theta} + C^1 \delta^1 \ddot{\eta}^1 + C^1 \delta^2 \ddot{\eta}^2 = C^1 T \quad (55)$$

となるが

$$C^1 \theta = \bar{\theta} \quad (56)$$

$$C^1 I C^{1T} = \bar{I} \quad (57)$$

$$C^1 \delta^1 = \bar{\delta}^1 \quad (58)$$



$$C^1 \delta^2 = \bar{\delta}^2 \quad (59)$$

とおけば(55)式は

$$\bar{I} \ddot{\bar{\theta}} + \bar{\delta}^1 \dot{\eta}^1 + \bar{\delta}^2 \dot{\eta}^2 = C^1 T \quad (60)$$

となる。そして変換式(56), (58), (59)式を用いれば(53), (54)式のパドルの振動方程式は

$$\delta^1 \ddot{\bar{\theta}} + \dot{\eta}^1 + 2\zeta^1 \dot{\eta}^1 + (\mathcal{Q}^1)^2 \eta^1 = 0 \quad (61)$$

$$\delta^2 \ddot{\bar{\theta}} + \dot{\eta}^2 + 2\zeta^2 \dot{\eta}^2 + (\mathcal{Q}^2)^2 \eta^2 = 0 \quad (62)$$

となる。さてここで  $\bar{I}$ ,  $\bar{\delta}^i$  をもうすこし吟味してみよう。ここで以下の仮定を設定する。

• 衛星本体が第2軸に関して対称で慣性乗積項は無視できる, つまり

$$I^b = \text{diag} \{I_{xx}^b, I_{yy}^b, I_{zz}^b\} \quad (63)$$

とする。

• 南北両パドルは全く同一であるとしてその慣性乗積項は無視できる, つまり

$$m^1 = m^2 = m^b \quad (64)$$

$$I^1 = I^2 = I^b = \text{diag} \{I_{xx}^b, I_{yy}^b, I_{zz}^b\} \quad (65)$$

$$\delta^{01} = \delta^{02} = \delta^{0*} \quad (66)$$

$$\delta^{11} = \delta^{12} = \delta^{1*} \quad (67)$$

とする。

• 衛星とパドルのインターフェイス点は南北対称で  $R^i$ ,  $r^i$  はどちらも第2軸成分のみとする, つまり

$$R^1 = \begin{bmatrix} 0 \\ R \\ 0 \end{bmatrix}, \quad R^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ -R \\ 0 \end{bmatrix} \quad (68)$$

$$r^1 = r^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ r \\ 0 \end{bmatrix} \quad (69)$$

とする。以上3つの仮定のもとに  $\bar{I}$ ,  $\bar{\delta}^i$  は(67)~(69)式より

$$\bar{I} = I^b + 2I^b + 2m^b (r+R)^2 \text{diag} \{1 \ 0 \ 1\} \quad (70)$$

$$\bar{\delta}^i = \text{diag} \{\pm 1 \ \pm 1 \ 1\} (\bar{R} \delta^{0*} + \delta^{1*}) \quad +/\text{--} \text{ for } i=1/2 \quad (71)$$

となる。(70)式の  $\bar{I}$  及び(71)式の  $\bar{\delta}^i$  はどちらも時間に依存しない定数でありかつ入力について非干渉化されている。このため前述の仮定が満足される状況ではパドル座標系での運動方程式の記述は制御系設計にとって有益である。

以上をひとつの行列の形にまとめると  $\bar{z} = [\bar{\theta}^T \eta^{1T} \eta^{2T}]^T$  として

$$\bar{M}^* \ddot{\bar{z}} + \bar{D}^* \dot{\bar{z}} + \bar{K}^* \bar{z} = \bar{G}^* \quad (72)$$

となりこの時の  $\bar{M}^*$ ,  $\bar{D}^*$ ,  $\bar{K}^*$ ,  $\bar{G}^*$  はそれぞれ

$$\bar{M}^* = \begin{bmatrix} \bar{I} & \bar{\delta}^1 & \bar{\delta}^2 \\ \bar{\delta}^{1T} & U & \\ \bar{\delta}^{2T} & & U \end{bmatrix} \quad (73)$$

$$\bar{D}^* = \begin{bmatrix} 0 & & \\ & 2\zeta^1 \mathcal{Q}^1 & \\ & & 2\zeta^2 \mathcal{Q}^2 \end{bmatrix} \quad (74)$$

$$\bar{K}^* = \begin{bmatrix} 0 & & \\ & (\mathcal{Q}^1)^2 & \\ & & (\mathcal{Q}^2)^2 \end{bmatrix} \quad (75)$$

$$\bar{G}^* = \begin{bmatrix} C^1 T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (76)$$

である。

さらにこの完全対称モデルでは振動モードが全系で対称モードと非対称モードに分かれる。対称モードは衛星本体の並進運動のみと干渉するので姿勢運動には全く寄与しないので分離することができる。その方法は次の変数変換で可能となる。

$$\bar{z}^* = \Gamma \bar{z} \quad (77)$$

ここで

$$\Gamma = \begin{bmatrix} U & & \\ U/\sqrt{2} & U/\sqrt{2} & \\ U/\sqrt{2} & -U/\sqrt{2} & \end{bmatrix} \quad (78)$$

である。この変換により(72)式は

$$\Gamma^T \bar{M}^* \Gamma \ddot{\bar{z}}^* + \Gamma^T \bar{D}^* \Gamma \dot{\bar{z}}^* + \Gamma^T \bar{K}^* \Gamma \bar{z}^* = \Gamma^T \bar{G}^* \quad (79)$$

となるが,  $\bar{M}^*$ ,  $\bar{D}^*$ ,  $\bar{K}^*$ ,  $\bar{G}^*$  の構造的性質から

$$\Gamma^T \bar{M}^* \Gamma = \begin{bmatrix} \bar{I} & (\bar{\delta}^1 + \bar{\delta}^2)/\sqrt{2} & (\bar{\delta}^1 - \bar{\delta}^2)/\sqrt{2} \\ (\bar{\delta}^{1T} + \bar{\delta}^{2T})/\sqrt{2} & U & \\ (\bar{\delta}^{2T} - \bar{\delta}^{1T})/\sqrt{2} & & U \end{bmatrix} \quad (80)$$

$$\Gamma^T \bar{D}^* \Gamma = \bar{D}^* \quad (81)$$

$$\Gamma^T \bar{K}^* \Gamma = \bar{K}^* \quad (82)$$

となる。(79)式の  $\bar{\delta}^i$  の構造より南北パドルでその第1及び2軸方向のみ符号反対, 第3軸は同値であるため  $\Gamma^T \bar{M}^* \Gamma$  の (1, 2) 及び (1, 3) 成分は

$$(\bar{\delta}_j^1 + \bar{\delta}_j^2)/\sqrt{2} = 0 \text{ for } j=1, 2 \quad (83)$$

$$(\bar{\delta}_j^1 - \bar{\delta}_j^2)/\sqrt{2} = 0 \text{ for } j=3 \quad (84)$$

となり姿勢運動に寄与する非対称モードと姿勢運動に無関係な対称モードに分離でき, 運動方程式から対称モードを消去して次数を下げるができる。運動方程式の変数を姿勢に関する項  $\bar{\theta}$  と非対称モードに関する項  $\xi$  のみとして  $\hat{\psi} = [\bar{\theta} \ \xi]$  とすれば

$$\hat{M} \ddot{\hat{\psi}} + \hat{D} \dot{\hat{\psi}} + \hat{K} \hat{\psi} = \hat{G} \quad (85)$$

となりこの時の  $\hat{M}$ ,  $\hat{D}$ ,  $\hat{K}$ ,  $\hat{G}$  はそれぞれ

$$\hat{M} = \begin{bmatrix} \bar{I} & \sqrt{2}\bar{\delta}^1 \\ \sqrt{2}\bar{\delta}^{1T} & U \end{bmatrix} \quad (86)$$

$$\hat{D} = \begin{bmatrix} O & \\ & 2\zeta^1 \mathcal{Q}^1 \end{bmatrix} \quad (87)$$

$$\hat{K} = \begin{bmatrix} O & \\ & (\mathcal{Q}^1)^2 \end{bmatrix} \quad (88)$$

$$\hat{G} = \begin{bmatrix} C^1 T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (89)$$

である。

#### 4.5 アクチュエータモデル

ETS-VIに搭載されているアクチュエータで軌道上実験時に使用できるものはガスジェットスラスタ(RCS)とリアクションホイール(RW)である。

スラスタは比較的大きな出力が得られるアクチュエータであるが、出力の大きさは一定値(ETS-VIの場合約1[N])であり噴射時間を制御することで姿勢・軌道制御に必要な力積やトルク積を発生させる。スラスタの出力プロファイルには立上り立下りに時間的遅れがあり、また ETS-VI では搭載本数の制約からスラスタの配置が偶力を発生するようにはなっていないため(図4.1)姿勢制御時に並進運動が励起されるといった欠点もある。またこれらのスラスタによって発生されるトルクはスラスタの取付点の違いからロール方向が1.5[Nm]、ピッチ、ヨー方向が1.2[Nm]であり制御系からの指令トルクに対してこれらのスケールリングが必要となる。

一方、ホイールは出力は小さいが高精度の制御性能が期待できるものであり角運動量制御のために用いられるものである。このため制御系で生成されたトルク指令は一度積分されて角運動量指令に変換されてからホイールに印加される。また ETS-VI ではいわゆるスキューに配置された4つのホイールが冗長系を構成しているため角運動量指令値は分配行列を掛け合わせてから各ホイールを駆動する(図4.2)。

##### 4.5.1 スラスタ・モデル

姿勢制御に用いる6つのスラスタについて取付位置( $d^k$ )とその発生力方向( $F^k$ )を以下のように定義する。

$$\text{取付位置: } d^k = \{b\}^T d^k = \begin{bmatrix} d_1^k \\ d_2^k \\ d_3^k \end{bmatrix} \quad (90)$$

$$\text{発生力方向: } F^k = \{b\}^T F^k = f^k \begin{bmatrix} \sin \alpha_{th}^k \cos \beta_{th}^k \\ \sin \alpha_{th}^k \sin \beta_{th}^k \\ \cos \alpha_{th}^k \end{bmatrix} \quad (91)$$

ここで  $\alpha_{th}^k$ ,  $\beta_{th}^k$  はそれぞれスラスタ発生力方向を衛星座標

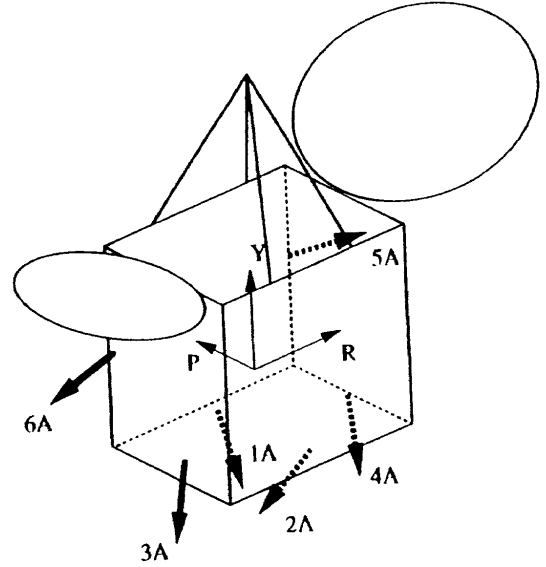


図4.1 スラスタ取付位置と噴射方向

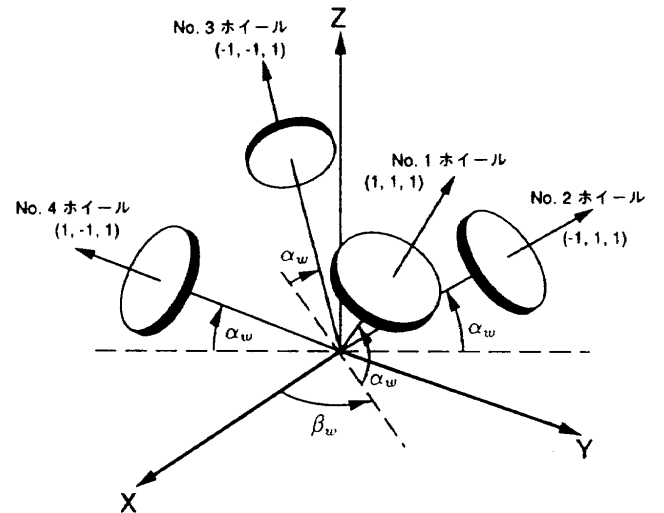


図4.2 ETS-VIの冗長ホイールの取付方向

系で図4.1のように定義した時のスラストベクトルのいわゆる倒れ角と方位角に相当している。また、 $f^k$ は第kスラスタが発生する力でありノミナル0.95[N]でばらつきがその10%とする。(90), (91)式よりスラスタによって発生する制御力 $F_{th}$ とトルク $T_{th}$ はそれぞれ

$$F_{th} = \sum_{k=1}^6 F^k = \sum_{k=1}^6 \begin{bmatrix} F_1^k \\ F_2^k \\ F_3^k \end{bmatrix} \quad (92)$$

$$\begin{aligned} T_{th} &= \sum_{k=1}^6 \bar{d}^k F^k = \sum_{k=1}^6 \begin{bmatrix} 0 & -d_3^k & d_2^k \\ d_3^k & 0 & -d_1^k \\ -d_2^k & d_1^k & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1^k \\ F_2^k \\ F_3^k \end{bmatrix} \\ &= \sum_{k=1}^6 \begin{bmatrix} d_2^k F_3^k - d_3^k F_2^k \\ d_3^k F_1^k - d_1^k F_3^k \\ d_1^k F_2^k - d_2^k F_1^k \end{bmatrix} \quad (93) \end{aligned}$$

となる。各スラストが受け持つ軸方向とスラスト噴射時に同時に励起される並進方向を表 4.3 にまとめる。

ところで姿勢制御系は連続的な制御信号をアクチュエータが出力できるものとしているが実際にはスラストの駆動はオンかオフしか取れない。そこで一般にはスラスト・パルス幅変調機能を用いてスラストコマンドを生成している。ETS-VI でも以下のような規則でパルス幅を変調している。

(1) スラスト噴射幅の計算では 1 カウント = 1 [msec] 単位の分解能で表現する。ただし実際の噴射幅指令は 2 カウント単位、例えば 30, 32, 34 カウントのように偶数カウントとし奇数カウントの場合はそれを越えない偶数に置き換える。

(2) 前回までの未噴射積分量と今回の噴射指令値の和を求めそれをスラスト噴射幅とする。

(3) 最小噴射カウント値を 30 カウントとしこれに満たない指令値は次回以降の噴射量に積分される。

(4) 最大噴射カウント値を 250 カウントとしこの値をロール軸回りで 1.5 [Nm], それ以外の軸回りで 1.2 [Nm] の発生トルクに換算する。

(5) 最大噴射カウント値を越える指令は 250 カウントで打ち切り次回以降の噴射量に残り分を持ち越さない (250 カウントでリミッタをかける)。

数値シミュレーションでもこれらのことを正確に反映させる必要がある。

#### 4.5.2 ホイール・モデル

リアクションホイールは図 4.2 のように配置されているのでこれより第  $m$  ホイール ( $m=1\sim 4$ ) の発生する角運動量  $h^m$  と衛星本体の各軸の成分  $H_1^w \sim H_3^w$  の関係は変換行列を  $H^w$  として

$$\begin{bmatrix} H_1^w \\ H_2^w \\ H_3^w \end{bmatrix} = H^w \begin{bmatrix} h^1 \\ h^2 \\ h^3 \\ h^4 \end{bmatrix} \quad (94)$$

となる。ここで  $H^w$  はホイールの取付角  $\alpha_w, \beta_w$  より定められる行列であり

$$H^w = \begin{bmatrix} \cos \alpha_w \cos \beta_w & -\cos \alpha_w \sin \beta_w & & \\ \cos \alpha_w \sin \beta_w & \cos \alpha_w \cos \beta_w & & \\ \sin \alpha_w & & \sin \alpha_w & \\ -\cos \alpha_w \cos \beta_w & \cos \alpha_w \sin \beta_w & & \\ -\cos \alpha_w \sin \beta_w & -\cos \alpha_w \cos \beta_w & & \\ \sin \alpha_w & & \sin \alpha_w & \end{bmatrix} \quad (95)$$

である。制御系から生成されたトルク指令値を一度積分して各ホイールへの駆動コマンドとするために (95) 式の逆変換が必要となる。(95) 式の  $H^w$  の擬似逆行列  $H^{w+}$  は

$$H^{w+} = H^{wT} (H^w H^{wT})^{-1} = \frac{3}{4} H^{wT} \quad (96)$$

表 4.3 制御軸と対応するスラスト及び励起する並進運動

制御軸	スラスト番号	励起される並進運動
+Roll	1A	+Z, +Y
-Roll	2A	+Z, -Y
+Pitch	3A	+Z, +X
-Pitch	4A	+Z, -X
+Yaw	5A	-X, +Y
-Yaw	6A	+X, +Y

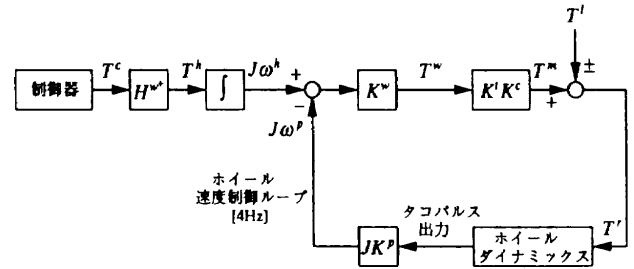


図 4.3 ホイールの速度制御ループ

として計算される。

ところで実際の衛星のホイールにはゼロクロス時の摩擦の影響を抑えるため速度制御ループが施してあるため図 4.3 のようなモデルになっていると考えられる。制御系の出力信号を  $T^c$ 、ホイールへの分配トルクを  $T^h$  とすると

$$T^h = H^{w+} T^c \quad (97)$$

ホイールの速度制御ループへの入力角速度  $\omega^h$  はホイールの慣性モーメントを  $J$  として

$$J\omega^h = \int T^h dt \quad (98)$$

である。速度制御ループは時定数  $K^w$  でありホイール入力トルク  $T^w$  は

$$T^w = K^w (J\omega^h - J\omega^p) \quad (99)$$

実際にはホイールへの入力信号はホイール出力制御トルク 0.1 [Nm] が 127 カウント相当になるように量子化され (量子化オペレータを  $K^c$  とする) 127 カウントが 0.12 [Nm] 出力されるようさらに別のゲイン  $K^i$  がかけられる。従ってホイールモータ出力トルク  $T^m$  は

$$T^m = K^i K^c (T^w) \quad (100)$$

と表せる。この  $K^c$  と  $K^i$  を掛け合わせると 1 にはならないがこれは摩擦トルク分を修正しているためなのでこれで問題はないことになる。モーター出力トルク  $T^m$  に摩擦トルク  $T^l$  が加わって実際のホイール出力トルク  $T^r$  が得られる。

$$T^r = T^m \pm T^l \quad (101)$$

ここで符号  $\pm$  はホイール回転速度  $\omega$  と逆の符号である。摩擦トルク  $T^l$  は

$$\text{静止摩擦トルク } T^l(\omega=0) = 0.015 \text{ [Nm]} \quad (102)$$

$$\text{すべり摩擦トルク } T^l(\omega) = 0.018 \text{ [Nm]} \text{ 以下} \quad (103)$$

の仕様に従った。

ホイール速度制御ループにはホイール回転数  $\omega^p$  がフィ

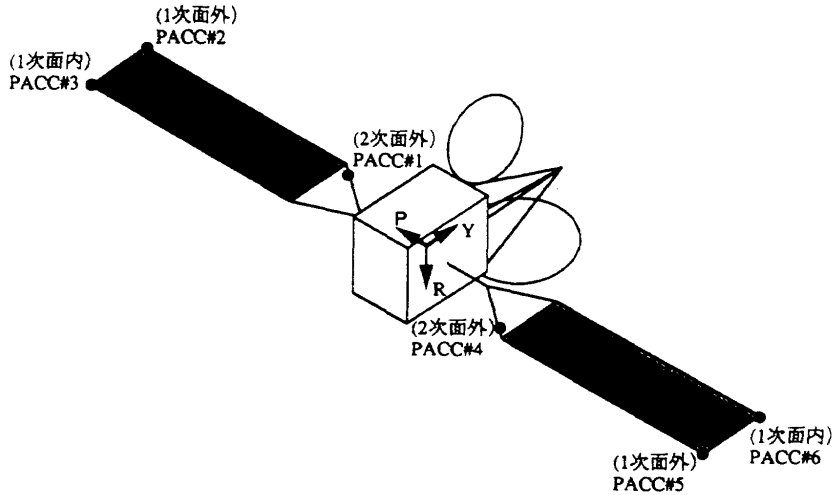


図4.4 太陽電池パドル上の加速度センサ (PACC) 取り付け位置

ードバックされるがこれはホイールのタコパルス出力（1周当たり90パルス）から算出される。この速度制御ループはソフトウェアで実現しているためその更新周期は制御系の周期と同じく4 [Hz]である。また数値シミュレーションプログラム作成の際はホイールの反力が衛星本体への制御トルクとなることからホイールへの駆動信号の符号を反転させる必要がある。

#### 4.6 加速度計モデル

ETS-VIは図4.4に示すように加速度計 (PACC) を各パドルに3個ずつ合計6個搭載している。6個のPACCに#1から#6まで番号を付け区別すると#1～#3は南面パドルに#4～#6は北面パドルに搭載されている。まずそれらの取付位置を $p^n$ とすると

南面パドル：

$$p^n = \{a^1\}^T p^n = \{a^1\}^T \begin{bmatrix} p_1^n \\ p_2^n \\ p_3^n \end{bmatrix} \quad n=1 \sim 3 \quad (104)$$

北面パドル：

$$p^n = \{a^2\}^T p^n = \{a^1\}^T \begin{bmatrix} p_1^n \\ p_2^n \\ p_3^n \end{bmatrix} \quad n=4 \sim 6 \quad (105)$$

となる。具体的な数値とその感度方向ベクトルを表にまとめる。

さてPACCの出力信号を $\alpha^n$ とすると $\alpha^n$ は南面パドルのPACCの場合

$$\begin{aligned} \alpha^n &= s^n \cdot [\dot{v} + \dot{\omega} \times (R^1 + r^1 + p^n + w^n) + \ddot{w}^n] \\ &= s^n [C^1 \dot{v} + C^1 \dot{\omega} v + C^1 \dot{\omega} (R^1 + C^{1T} \{r^1 + p^n + \phi^1 \dot{\eta}^1\}) \\ &\quad + \phi^{2n} \ddot{\eta}^2] \quad n=4 \sim 6 \end{aligned} \quad (107)$$

である。ここで $s^n$ 、 $\dot{v}$ はそれぞれ第n PACCの感度方向ベクトル、衛星本体の並進加速度ベクトルであり、 $\phi^{1n}$ 、 $\phi^{2n}$

$$K_1 = 0.0642$$

$$K_2 = 2.44 \times 10^{-4}$$

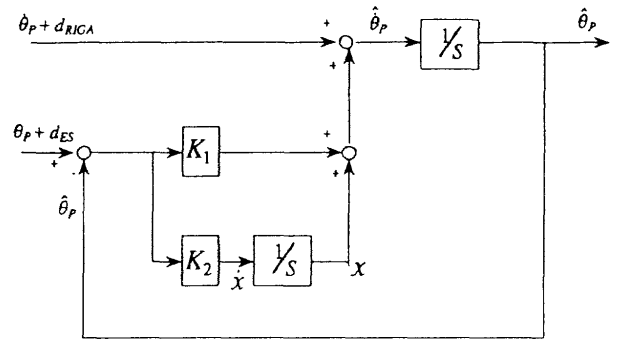


図4.5 ピッチ軸姿勢決定系のブロック線図

はそれぞれ南面、北面パドル上でのPACC取付点でのモードシェープである。

#### 4.7 ピッチ軸姿勢決定系

ロール、ヨー軸方向の姿勢角やそのレートは慣性基準装置 (IRU) の出力が高精度のため特に問題は発生しないがピッチ軸に関しては観測精度が悪いため姿勢決定系も考慮することにした。ピッチの姿勢決定系は図4.5に示すような定常カルマンフィルタ構成で入力地球センサから得られるピッチ姿勢角( $\theta_P^p$ )とレート積分ジャイロ装置 (RIGA) から得られるピッチ姿勢角速度( $\dot{\theta}_P^p$ )、また出力は推定ピッチ姿勢角( $\hat{\theta}_P^p$ )と推定ピッチ角速度( $\hat{\dot{\theta}}_P^p$ )であり4 [Hz]毎の更新である。このブロック線図に基づきアルゴリズムを式で表現するとまずフィルタ部はフィルタ変数を $x_N$ として

$$\dot{x}_N = K_2 (\theta_P^p - \hat{\theta}_{N-1}^p) \quad (108)$$

$$x_N = X_{N-1} + \frac{1}{2} (\dot{x}_N + \dot{x}_{N-1}) \Delta t \quad (109)$$

でありピッチ軸姿勢角推定値は

$$\hat{\theta}_N^p = \hat{\theta}_N^p + K_1 (\theta_N^p - \theta_{N-1}^p) + x_N \quad (110)$$

$$\hat{\theta}_N^p = \hat{\theta}_{N-1}^p + \frac{1}{2} (\hat{\theta}_N^p + \hat{\theta}_{N-1}^p) \Delta t \quad (111)$$

となる。ただし  $\theta_N^p$ ,  $\hat{\theta}_N^p$  等には次章で規定される雑音が重畳されている。

#### 4.8 観測信号の精度と雑音

ピッチ軸に関しては観測信号の精度と雑音が問題になり

(1) 地球センサと RIGA の A/D コンバータの分解能はそれぞれ  $6.25 \times 10^{-4}$  [deg], 4/2048 [deg/sec] であり,

(2) 観測雑音として地球センサと RIGA にそれぞれ平均値が零で  $3\sigma$  値で 0.05 [deg], 0.006 [deg/sec] の雑音を重畳させる,

とする。さらに RIGA には軌道レートをバイアスとして加えるがこれはピッチ姿勢決定系のフィルタにより推定ピッチ角や推定ピッチレートには反映されないことになる。

### 5. 数値シミュレーション

#### 5.1 数値シミュレーションプログラムについて

前章の数学モデルに基づき数値シミュレーションプログラムを開発した。本節ではその数値シミュレータについてその概要をまとめる。図 5.1 に本ソフトウェアのフローチャートをまとめる。その特徴は

- (1) 記述言語は Fortran であり標準で倍精度計算を行う
- (2) コンパイラは f77
- (3) 積分は 4 次の Runge-Kutta-Gill 法であり衛星のダイナミクスは 2[msec] の更新
- (4) 衛星の数学モデルは EM 相当とし、ダイナミクス解析時に衛星の軌道運動やパドル回転運動は正確には考慮していない。

また最大回転速度として 3500 [rpm] の制限も設定した。

このソフトウェアの妥当性を評価するために ETS-VI 軌道上実験の搭載プログラムとして当所で検討されている 3 つの制御アルゴリズム,

- (1) リアクションホイールによる Lac/Hac 制御系 (ホイールモード)
- (2) スラスタによる広帯域な最適レギュレータ制御系 (LQG モード)
- (3) スラスタによる周波数成形制御系 (周波数成形モード)

について実際にシミュレーションを行った。

#### 5.2 結果の比較

##### 5.2.1 ホイールモード

3 軸とも制御系として今回新たに設計されたホイール実

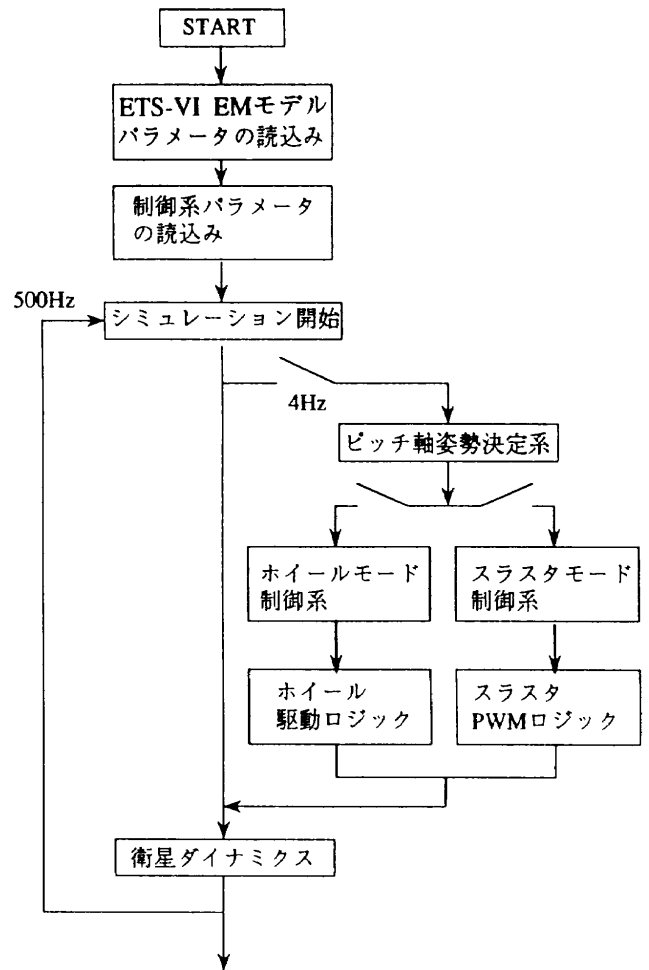


図 5.1 数値シミュレーションプログラムのフローチャート

験モードの制御系を使用した。シミュレーションは 2500 秒行い各軸とも 300 秒間隔で 0.1, -0.1, 0.0 度のステップ入力に対する応答について調べた。図は 4 枚あり以下の表 5.1 に各図の内容をまとめる。

これらの図を見るとロールとヨー軸については予想される結果が得られているがピッチ軸に関しては観測雑音の生成アルゴリズムや姿勢決定系フィルタの雑音に対する性能が影響しているのか規則的なリミットサイクルが現れている。しかし基本的な応答特性は問題ないと考えてよさそうである。

##### 5.2.2 LQG モード

3 軸とも制御系として今回新たに設計された LQG モードの制御系を使用した。アクチュエータはスラスタのみである。シミュレーションはホイールモードと同じく 2500 秒行い各軸とも 300 秒間隔で 0.1, -0.1, 0.0 度のステップ入力に対する応答について調べた。図は 4 枚あり以下の表 5.2 に各図の内容をまとめる。

各図を見るとロール軸姿勢角の応答が多少振動的である点を除けばほぼ予想どおり結果が得られたものと思われる。

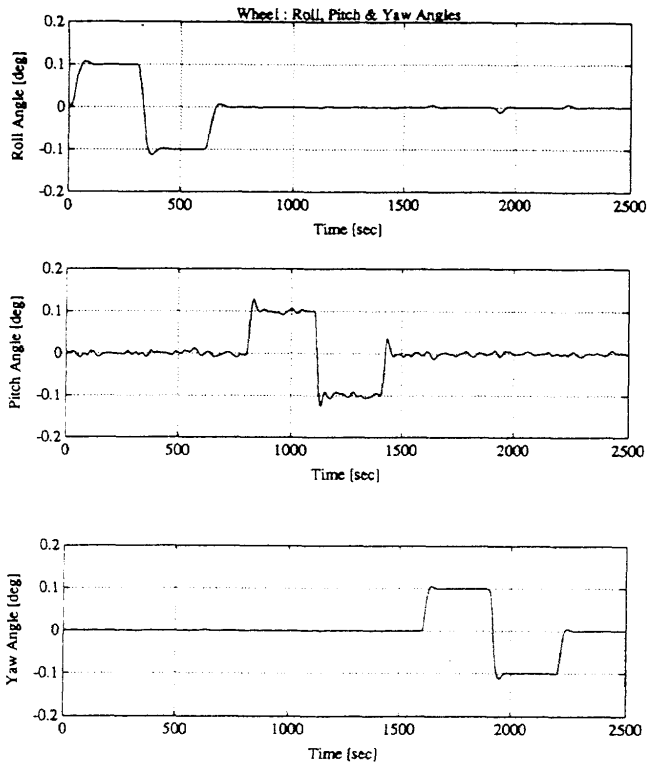


図 5.2 (a) ホイールモード・姿勢角

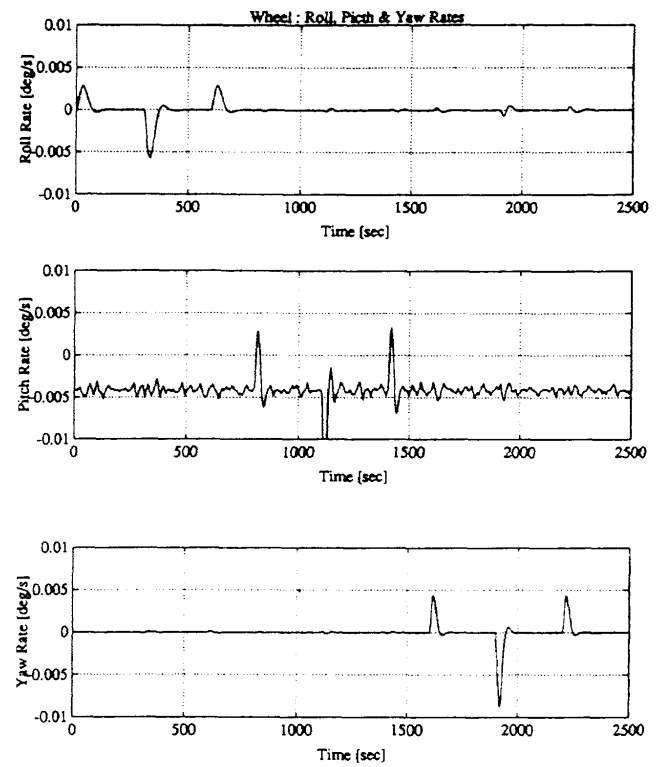


図 5.2 (b) ホイールモード・姿勢レート

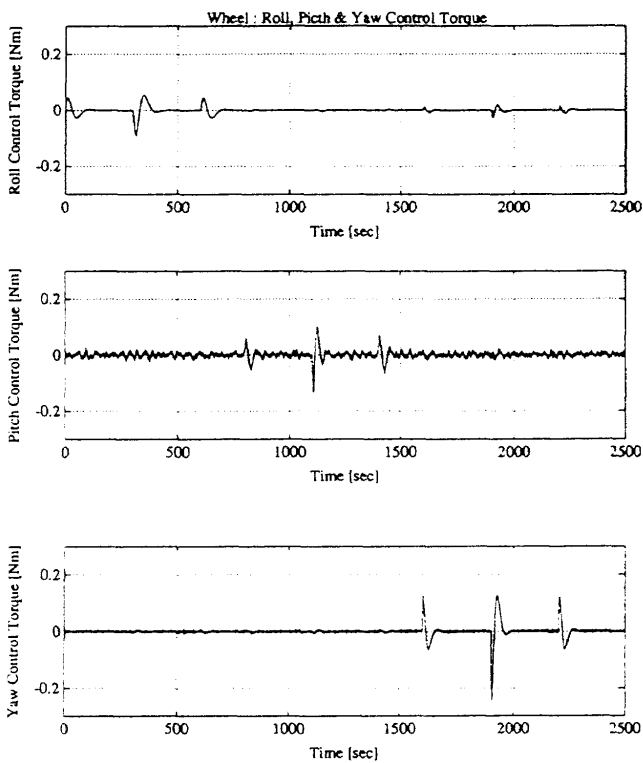


図 5.2 (c) ホイールモード・制御トルク

表 5.1 ホイールモードのシミュレーション結果

項 目	図番号
3軸姿勢角	図 5.2(a)
3軸姿勢レート	図 5.2(b)
3軸制御トルク	図 5.2(c)
ホイールタコパルス	図 5.2(d)

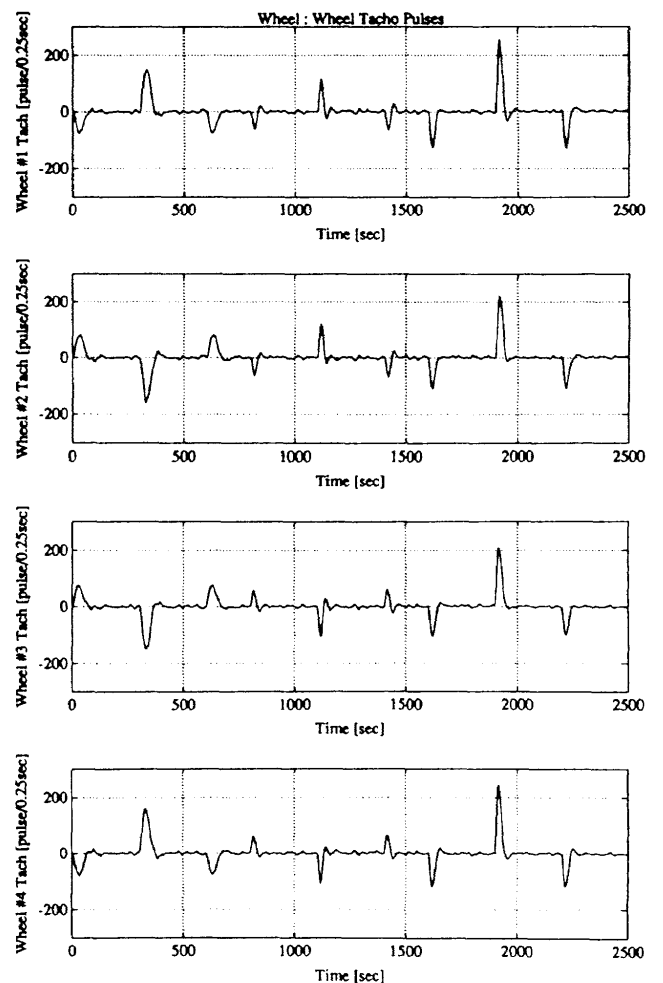


図 5.2 (d) ホイールモード・ホイールタコ

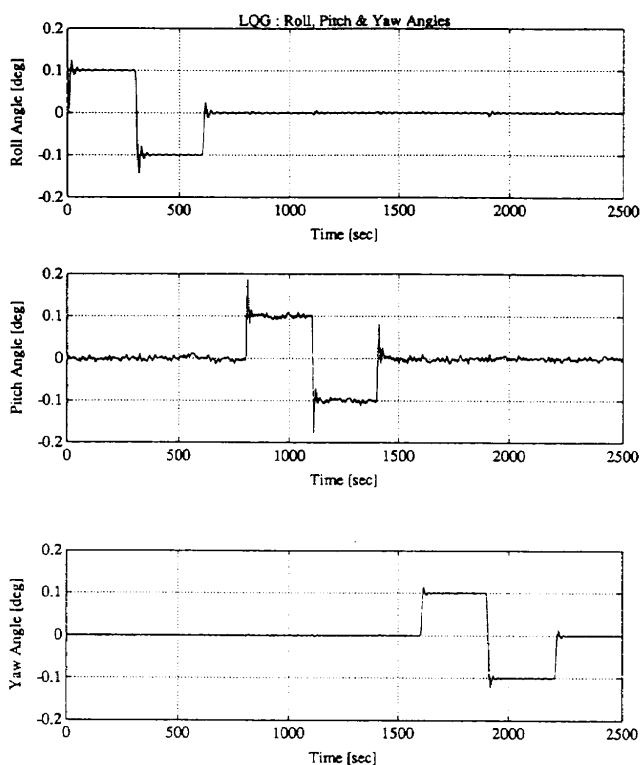


図 5.3 (a) LQG モード・姿勢角

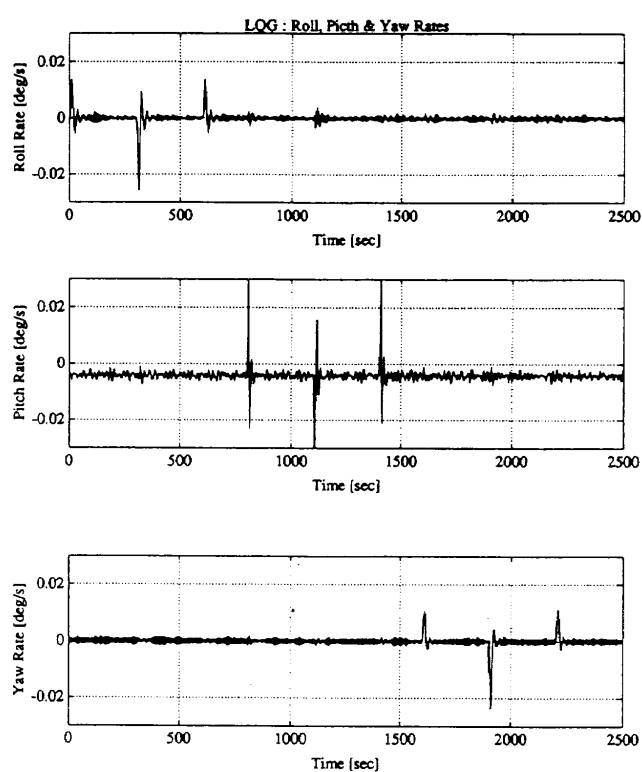


図 5.3 (b) LQG モード・姿勢レート

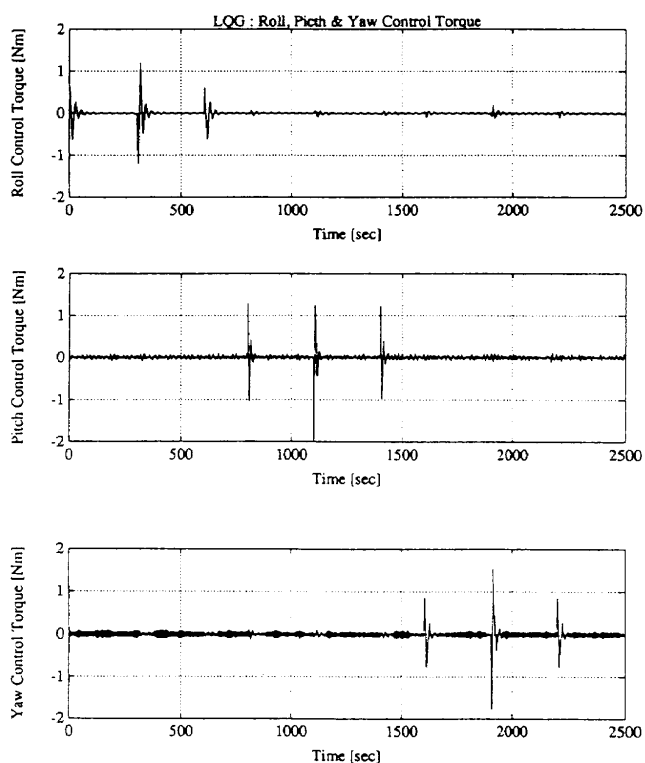


図 5.3 (c) LQG モード・制御トルク

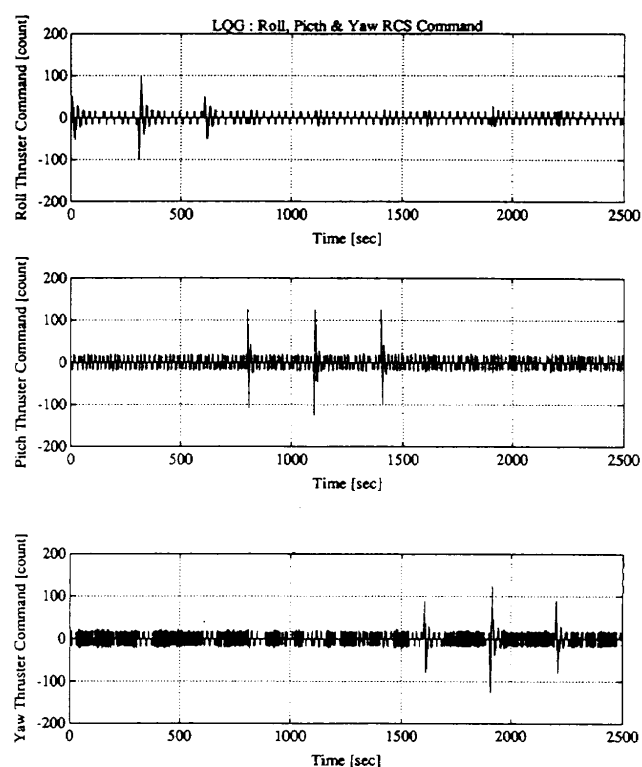


図 5.3 (d) LQG モード・スラストドライブ

表 5.2 LQG モードのシミュレーション結果

項 目	図番号
3軸姿勢角	図 5.3(a)
3軸姿勢レート	図 5.3(b)
3軸制御トルク	図 5.3(c)
スラストカウント値	図 5.3(d)

### 5.2.3 周波数成形モード

このモードではロール及びヨー軸においてのみ今回新たに設計された周波数成形制御系を使用しピッチ系はLQGモードと同一の制御系を用いた。アクチュエータはLQGモードと同じくスラストのみでありシミュレーション時間

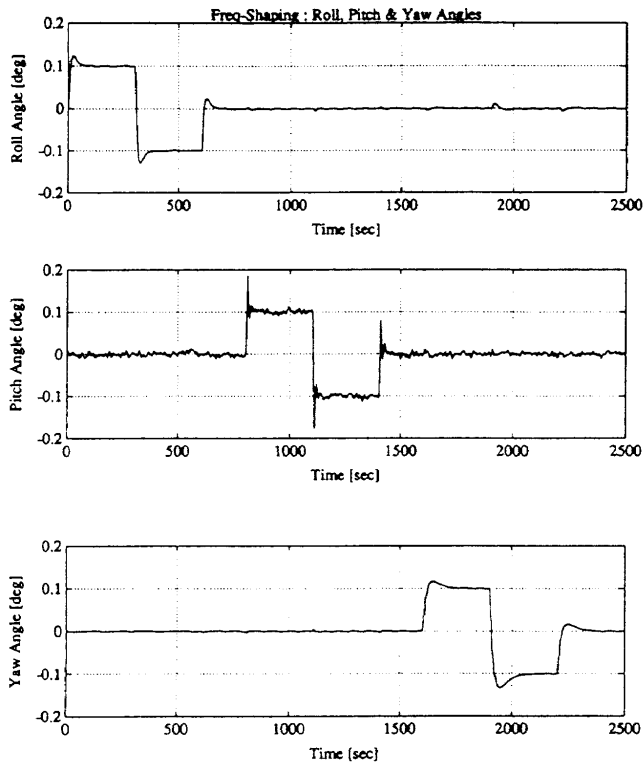


図 5.4 (a) 周波数成形モード・姿勢角

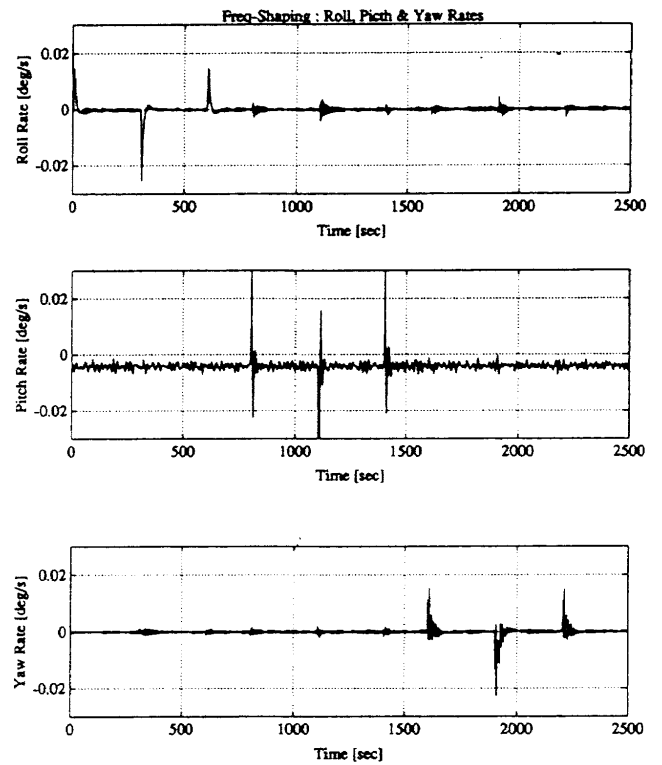


図 5.4 (b) 周波数成形モード・姿勢レート

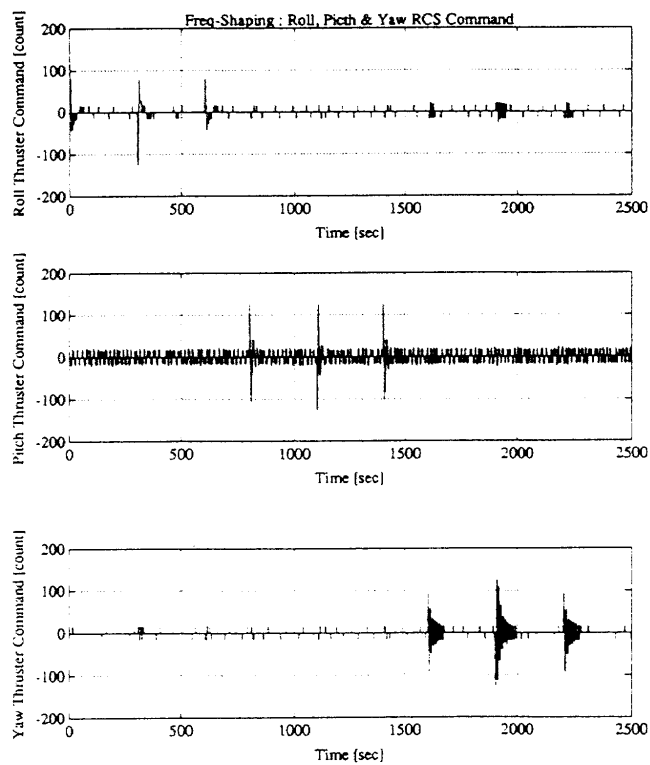


図 5.4 (c) 周波数成形モード・制御トルク

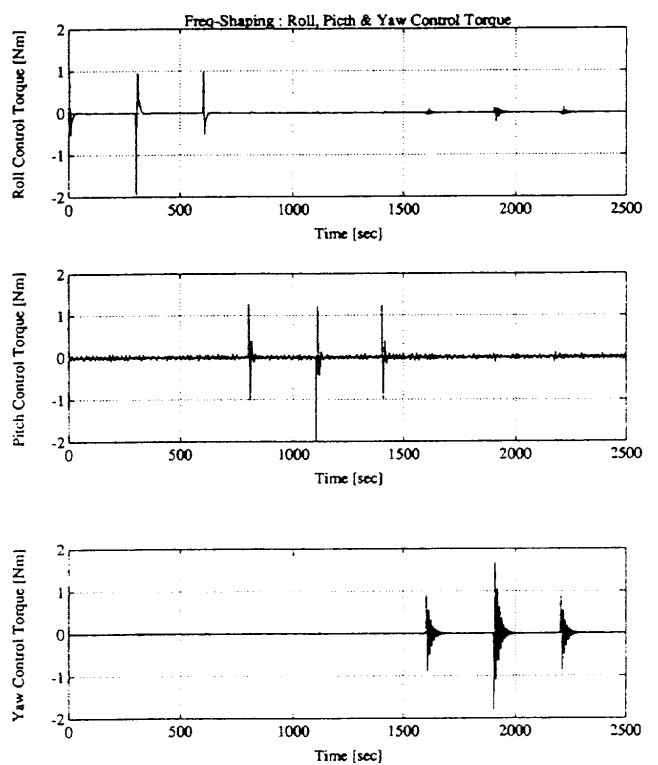


図 5.4 (d) 周波数成形モード・スラストドライブ

表 5.3 周波数成形モードのシミュレーション結果

項 目	図番号
3軸姿勢角	図 5.4(a)
3軸姿勢レート	図 5.4(b)
3軸制御トルク	図 5.4(c)
スラストカウント値	図 5.4(d)

も同じく2500秒である。表 5.3 に各図の内容をまとめる。

各図を見るとほぼ予想と同じ結果が得られたものと思われる。ただしこの制御系では姿勢角速度情報をフィードバックしていないため制御性能が LQG モードよりも多少悪くなっている。この点はもう少し改良の余地があるといえ



る。

## 6. おわりに

実験のために必要な ETS-VI の力学モデルを構築しこの運動方程式を導出し、姿勢制御系設計用のシステム方程式を記述した。力学モデルでは衛星本体の剛体モード 6 自由度と各太陽電池パドルの片持ち振動モード 7 自由度の計 20 自由度まで考慮し、またパドルインターフェイス点の南北非対称性やスラスト取付キャント角等まで検討した。

またこれらのモデルに基づき、数値シミュレーションプログラムを開発しほぼ予想どおりの結果を得ることができソフトウェアの妥当性が示された。今後の課題としては実機との細かな差異をさらにつめていく必要があると思われるが具体的には

- (1) 制御系の演算は数値シミュレーションでは倍精度計算であるが実機の ETS-VI では単精度計算であるため数値シミュレーションプログラムでも単精度計算に変更する
- (2) 衛星の軌道運動や太陽電池パドルの回転運動を正確に考慮したより完全な数学モデルに改修する
- (3) 姿勢角のステップ応答以外にも例えばインパルス外乱応答も検討し制御系の評価の際の判断基準のために多くのデータを取得する

等が考えられるであろう。本数値シミュレーションプログラムの本来の目的は姿勢制御実験のための搭載ソフトウェアの検証に用いることでありこのシミュレーションプログラムを利用してさらに搭載ソフトウェアの完成度を高める予定である。

なお本報告は宇宙開発事業団及び(株)東芝との共同研究の一環として実施された研究成果の一部であり宇宙開発事業団の副主任開発部員・石川伸一氏、開発部員・富田博史氏、関口毅氏そして(株)東芝の曾我広志氏、山口慶剛氏、岩崎正明氏および千田有一氏より有益なご意見やご協力を頂いた。記して謝意を表したい。

## 参考文献

- 1) 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団共同研究；技術試験衛星 VI 型による柔構造制御軌道上実験の予備検討、成果報告書、昭和 62 年 3 月
- 2) 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団共同研究；技術試験衛星 VI 型による柔構造制御軌道上実験に関する研究（その 1）、成果報告書、平成元年 3 月
- 3) 航空宇宙技術研究所・(株)東芝共同研究；大型柔軟構造衛星の同定制御に関する研究、共同研究成果報告書、平成 6 年 3 月

## 定数表

本報告で用いられた定数をここにまとめて掲載する。な

おこれらの数値は ETS-VI の EM モデルでの値であり実機モデルの値とは多少異なっている。

### 4.1 並進方向の運動方程式での定数

$$m_0 = 1652 \text{ [kg]}$$

$$m^1 = m^2 = 79.3 \text{ [kg]}$$

$$m = 1810.6 \text{ [kg]}$$

$$I^0 = \begin{bmatrix} 3679.257 & -265.973 & 4.685 \\ -265.973 & 5081.200 & 290.756 \\ 4.685 & 290.756 & 3268.041 \end{bmatrix} \text{ [kg m}^2\text{]}$$

$$I^1 = I^2 = \begin{bmatrix} 579.879 & -2.58 & 0 \\ 2.58 & 48 & 0 \\ 0 & 0 & 727.879 \end{bmatrix} \text{ [kg m}^2\text{]}$$

$$R^1 = \begin{bmatrix} 0.007576 \\ 1.004 \\ -0.3113 \end{bmatrix} \text{ [m]}$$

$$R^2 = \begin{bmatrix} 0.007576 \\ -1.056 \\ -0.3113 \end{bmatrix} \text{ [m]}$$

$$r^1 = r^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 7.314 \\ 0.001 \end{bmatrix} \text{ [m]}$$

$$\delta^{01} = \delta^{02} = \begin{bmatrix} 0.162 & 7.127 & -0.026 & 0.004 \\ -0.188 & 0.036 & 0.03 & -0.004 \\ 7.712 & -0.135 & -0.191 & 3.589 \\ 0.0 & 0.001 & 2.799 \\ 0.0 & 0.001 & 0.0 \\ -0.006 & 2.049 & 0.0 \end{bmatrix} \text{ [kg m]}$$

### 4.2 回転方向の運動方程式での定数

$$I(r=180^\circ) = \begin{bmatrix} 16190.0 & -266.0 & 5.0 \\ -266.0 & 5190.0 & 288.0 \\ 5.0 & 288.0 & 15670.0 \end{bmatrix} \text{ [kg m}^2\text{]}$$

$$\delta^{11} = \delta^{12} = \begin{bmatrix} 69.77 & 0.0 & -0.195 & 6.799 \\ -0.04 & 0.0 & -6.652 & 0.015 \\ 0.002 & -70.40 & 0.0 & 0.0 \\ -0.102 & 2.391 & 0.0 \\ 1.914 & 0.003 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \text{ [kg m}^2\text{]}$$

### 4.3 パドル弾性振動方程式での定数

$$\mathcal{Q}^1 = \mathcal{Q}^2 = \text{diag} \{0.094 \quad 0.258 \quad 0.365 \quad 0.807 \quad 1.248 \quad 2.182 \quad 2.826\} \text{ [Hz]}$$

$$\zeta^1 = \zeta^2 = \text{diag} \{0.005 \quad 0.005 \quad 0.005 \quad 0.005 \quad 0.005 \quad 0.005 \quad 0.005\}$$

## 4.4 パドル座標系での運動方程式の記述での定数

$$I^b = \text{diag} \{3474 \quad 5081 \quad 3474\} \quad [\text{kg m}^2]$$

$$m^b = 79.3 \quad [\text{kg}]$$

$$I^p = \text{diag} \{679.9 \quad 48 \quad 727.9\} \quad [\text{kg m}^2]$$

$$R = 1.03 \quad [\text{m}]$$

$$r = 7.314 \quad [\text{m}]$$

$$\bar{I} = \begin{bmatrix} 15874.9 & 0 & 0 \\ 0 & 5177.0 & 0 \\ 0 & 0 & 15971.9 \end{bmatrix} \quad [\text{kg m}^2]$$

$$\delta^1 = \begin{bmatrix} 77.713 & -0.13905 & -0.39173 & 10.4957 \\ -0.04 & 0 & -6.652 & 0.015 \\ -0.16486 & -77.741 & 0.02678 & -0.00412 \\ -0.10818 & 4.50147 & 0 & 0 \\ 1.914 & 0.003 & 0 & 0 \\ -0. & 0 & -0.00103 & -2.88297 \end{bmatrix}$$

$$\delta^2 = \begin{bmatrix} -77.713 & 0.13905 & 0.39173 & -10.4957 \\ 0.04 & 0 & 6.652 & -0.015 \\ -0.16486 & -77.741 & 0.02678 & -0.00412 \\ 0.10818 & -4.50147 & 0 & 0 \\ -1.914 & -0.003 & 0 & 0 \\ 0 & -0.00103 & -2.88297 & 0 \end{bmatrix} \quad [\text{kg m}^2]$$

## 4.5.1 スラス・モデルでの定数

$$d^1 = \begin{bmatrix} -0.000424 \\ 0.7333 \\ -1.750605 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$d^2 = \begin{bmatrix} -0.000424 \\ -0.6807 \\ -1.750605 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$d^3 = \begin{bmatrix} -1.399924 \\ -0.0017 \\ -1.750605 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$d^4 = \begin{bmatrix} 1.415076 \\ -0.0017 \\ -1.750605 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$d^5 = \begin{bmatrix} 1.530576 \\ 0.8938 \\ -0.021265 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$d^6 = \begin{bmatrix} -1.515424 \\ 0.8938 \\ -0.021265 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\alpha_{ih}^1 = 150.2^\circ \quad \beta_{ih}^1 = 270.0^\circ$$

$$\alpha_{ih}^2 = 147.7^\circ \quad \beta_{ih}^2 = 90.0^\circ$$

$$\alpha_{ih}^3 = 173.7^\circ \quad \beta_{ih}^3 = 180.0^\circ$$

$$\alpha_{ih}^4 = 173.7^\circ \quad \beta_{ih}^4 = 0.0^\circ$$

$$\alpha_{ih}^5 = 90.0^\circ \quad \beta_{ih}^5 = 347.7^\circ$$

$$\alpha_{ih}^6 = 90.0^\circ \quad \beta_{ih}^6 = 192.4^\circ$$

$$F^1 = f^1 \begin{bmatrix} 0 \\ -0.49697 \\ -0.86777 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

$$F^2 = f^2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0.53435 \\ -0.84526 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

$$F^3 = f^3 \begin{bmatrix} -0.10973 \\ 0 \\ -0.99396 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

$$F^4 = f^4 \begin{bmatrix} 0.10973 \\ 0 \\ -0.99396 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

$$F^5 = f^5 \begin{bmatrix} 0.97705 \\ -0.21303 \\ 0 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

$$F^6 = f^6 \begin{bmatrix} -0.97667 \\ -0.21474 \\ 0 \end{bmatrix} \quad [\text{N}]$$

## 4.5.2 ホイール・モデルでの定数

$$\alpha_w = 35.3^\circ \quad \beta_w = 45.0^\circ$$

$$H^w = \begin{bmatrix} 1/\sqrt{3} & -1/\sqrt{3} & -1/\sqrt{3} & 1/\sqrt{3} \\ 1/\sqrt{3} & 1/\sqrt{3} & -1/\sqrt{3} & -1/\sqrt{3} \\ 1/\sqrt{3} & 1/\sqrt{3} & 1/\sqrt{3} & 1/\sqrt{3} \end{bmatrix}$$

$$H^{w+} = \frac{3}{4} H^{wT} = \begin{bmatrix} 0.43301 & 0.43301 & 0.43301 \\ -0.43301 & 0.43301 & 0.43301 \\ -0.43301 & -0.43301 & 0.43301 \\ 0.43301 & -0.43301 & 0.43301 \end{bmatrix}$$

$$J = 0.0164 \quad [\text{kg m}^2]$$

$$K^w = 1 \quad [1/\text{sec}]$$

$$K^c = 127/0.1 \quad [\text{カウント/Nm}] \text{ の量子化オペレータ}$$

$$K^t = 0.12/127 \quad [\text{Nm/カウント}]$$

$$K^b = 2\pi/90 \quad [\text{rad/パルス}]$$

## 4.6 加速度計モデルでの定数

$$p^1 = \begin{bmatrix} 1.195 \\ -4.104 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$p^2 = \begin{bmatrix} 1.4542 \\ 6.5757 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$p^3 = \begin{bmatrix} -1.4542 \\ 6.5757 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$p^4 = \begin{bmatrix} 1.195 \\ -4.104 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$p^5 = \begin{bmatrix} 1.4542 \\ 6.5757 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$p^6 = \begin{bmatrix} -1.4542 \\ 6.5757 \\ -0.001 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$s^1 = s^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad s^3 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$s^4 = s^5 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad s^6 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\phi^{11} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0311 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0137 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0268 & 0.0 & 0.0807 & 0.1257 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & 0.0657 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0103 \\ -0.2534 & 0.1956 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\phi^{12} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.2001 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0195 & 0.0 & 0.0 \\ 0.2156 & 0.0 & 0.2834 & -0.2012 \\ 0.0 & 0.0 & -0.1873 \\ 0.0 & 0.0 & 0.005 \\ 0.3148 & 0.1956 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\phi^{13} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.2001 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & -0.0195 & 0.0 & 0.0 \\ 0.2151 & 0.0 & -0.2862 & -0.2208 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & -0.1873 \\ 0.0 & 0.0 & -0.005 \\ -0.3130 & 0.1883 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\phi^{24} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.2001 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0195 & 0.0 & 0.0 \\ 0.2156 & 0.0 & 0.2834 & -0.2012 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & -0.1873 \\ 0.0 & 0.0 & 0.005 \\ 0.3148 & 0.1956 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\phi^{25} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.2001 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & -0.0195 & 0.0 & 0.0 \\ 0.2156 & 0.0 & 0.2834 & -0.2012 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & -0.1873 \\ 0.0 & 0.0 & -0.005 \\ 0.3148 & 0.1956 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

$$\phi^{26} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.2001 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & -0.0195 & 0.0 & 0.0 \\ 0.2151 & 0.0 & -0.2862 & -0.2208 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & -0.1873 \\ 0.0 & 0.0 & -0.005 \\ -0.3130 & 0.1883 & 0.0 \end{bmatrix} \quad [\text{m}]$$

#### 4.7 ピッチ軸姿勢決定系での定数

$$K_1 = 0.0642 \text{ [1/sec]}$$

$$K_2 = 2.44 \times 10^{-4} \text{ [1/sec}^2\text{]}$$

$$\Delta t = 0.25 \text{ [sec]}$$

---

## 航空宇宙技術研究所報告1239号

平成6年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ☎182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

Printed in Japan