

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究

ETS-VIII 軌道上実験チーム

2004年12月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

執筆者一覧

山口 功 (構造解析研究グループ) :1,2,4.1

葛西時雄 (構造解析研究グループ) :1,2,3.2,3.4,4.2

井川寛隆 (航空安全技術開発センター) :3.1,3.5

濱田吉郎 (先進制御研究グループ) :5,6,7

木田 隆 (電気通信大学) :5,6

兒子健一郎 (システム誘導技術グループ) :1,2,3.3,5

市川信一郎 (システム誘導技術グループ) :1,2,5

池田正文 (ETS-VIII プロジェクトチーム) :1,2

砂川 圭 (ETS-VIII プロジェクトチーム) :1,2

小松敬治 (宇宙構造・材料工学研究系)

佐野政明 (元成層圏プラットフォーム研究センター)

本間正修 (ETS-VIII プロジェクトチーム)

米澤克雄 (ETS-VIII プロジェクトチーム)

辻畑昭夫 (ETS-VIII プロジェクトチーム)

高橋真人 (ETS-VIII プロジェクトチーム)

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

柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究

On-Orbit System Identification and Attitude Control Experiment for ETS- VIII

ETS- VIII 軌道上実験チーム

ETS- VIII On-Orbit Experiments Team

2004年12月
December 2004

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

2025年10月10日

2025年10月10日

2025年10月10日

2025年10月10日

目 次

1	実験システム	2
1.1	概要	2
1.2	データサンプリングレートと搭載加速度計の仕様について	4
1.3	搭載ソフトウェア	5
1.4	地上支援系	5
1.5	追跡管制システムとのインターフェイス	7
1.6	試験に関する制約条件と実験の安全性	7
2	軌道上システム同定実験	7
2.1	実験モード	7
2.2	レベル1での実験	8
2.2.1	インパルス応答（閉ループ系）	8
2.2.2	アンローディング中の応答（閉ループ系）	8
2.2.3	station keeping の為の東西軌道制御中の応答（閉ループ系）	9
2.2.4	ステップ応答（閉ループ系）	9
2.3	レベル2での実験	10
2.3.1	テレメトリ構成を改修しての実験	10
2.3.2	パドル停止による実験	10
2.4	レベル3での実験	10
2.4.1	インパルス応答（開ループ系）	10
2.4.2	ランダム応答（閉ループ系）	10
2.4.3	ランダム応答（開ループ系）	12
3	数学モデルと数値シミュレーション	12
3.1	ETS-VIII のダイナミクスモデル	12
3.2	拘束モードモデルと有限要素モデルの比較	15
3.2.1	使用モデル	15
3.2.2	固有値解析	17
3.2.3	応答解析	17
3.2.4	結論	17
3.3	EM ベースの定常姿勢制御系モデル	22
3.4	軌道上加振による姿勢および加速度応答	31
3.4.1	インパルス応答	31
3.4.2	ステップ応答	36
3.4.3	ランダム応答	36
3.5	PDM 動作時の影響	36
4	軌道上システム同定理論	43
4.1	ERA による同定	43
4.1.1	開ループ系でのインパルス応答によるシステム同定	43
4.1.2	閉ループ系でのステップ応答によるシステム同定	49
4.2	部分空間法による同定	55
4.2.1	N4SID(Numerical algorithms for Subspace State Space System Identification)	55
4.2.2	同定例	56

4.2.3 同定結果	56
4.3 拡張カルマンフィルタによる同定	65
4.4 その他の方法	65
5 後期利用段階における軌道上制御実験の提案	65
5.1 緒言	65
5.1.1 経緯と目的	65
5.1.2 制御アルゴリズム	66
5.2 ゲインスケジューリング状態フィードバック制御	66
5.3 可変オブザーバの設計	67
5.4 出力フィードバックへの拡張	68
5.5 大型柔軟衛星モデルによる設計例	70
5.6 状態フィードバック制御の柔軟構造物への適用	71
5.7 出力フィードバック制御の柔軟構造物への適用	73
5.8 結言	73
6 おわりに	74
7 略語表	75
8 関連文書	76

柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究*

ETS-VIII 軌道上実験チーム*1

On-Orbit System Identification and Attitude Control Experiment for ETS-VIII*

ETS-VIII On-Orbit Experiments Team*1

ABSTRACT

This report describes the preliminary studies for the on-orbit system identification and attitude control experiments for ETS-VIII (Engineering Test Satellite-VIII). ETS-VIII is an advanced satellite being developed primarily to establish and verify the world's largest 3-ton-class geostationary satellite bus technology and will be launched by H-IIA launch vehicle in a couple of years. The on-orbit system identification and attitude control experimental program is in the planning phase. In this report, the dynamics model of ETS-VIII, and the mathematical background of the on-orbit system identification algorithms are presented. In addition the gain-scheduling robust controller design method, which is applicable to the parameter-variation model, is also described.

Keywords : on-orbit experiment, system identification, robust control, ETS-VIII

概 要

人工衛星の趨勢のひとつとして、展開アンテナ、太陽電池パドル、観測センサといった大型の柔構造付着物を有する方向がある。柔構造物の姿勢運動への影響が大きいことを考慮すると、柔構造物特性を正確に測定出来ると有益である。しかし、全系の柔構造特性を地上試験で測定することは事実上困難である。また、各柔構造物毎の柔構造特性の地上測定も、重力環境の為に若干の不確定さを含む。設計ではこういった不確定さを考慮してあるが、軌道上に投入された後、フライトデータを用いて全系軌道上形態で柔構造特性がシステム同定されれば、有用である。なぜなら、設計時見積りの柔構造特性の事後評価や制御系チューニングが可能となるからである。また、この様な技術は、一度確立すれば繰り返し適用出来る。

当機構が平成18年度頃に打上を予定している技術試験衛星VIII型(ETS-VIII)は上記で述べた様な人工衛星であり、大型展開アンテナ、太陽電池パドルを有する。そこで、ETS-VIIIにおいても上述の様な全系軌道上形態での柔構造特性のシステム同定実験とその後の後期利用段階においてパラメータ変動に伴うシステムにも対応可能なロバスト姿勢制御系を適用した次世代高精度姿勢制御実験を行うことを予定している。本研究の目的は、ETS-VIIIにおける柔構造特性同定実験に必要な各種の同定アルゴリズムの設計を行い、設計時見積りの柔構造特性の事後評価や制御系チューニングに資するべく、軌道上のダイナミクス評価を行い、同様の同定技術の習熟を図ること、そして、柔構造衛星の高精度姿勢制御技術の確立を図るべく、モデル誤差にロバストな次世代型の姿勢振動制御アルゴリズムを開発し、軌道実験でその有用性・妥当性を確認することである。

* 平成16年4月1日受付 (received 1 April, 2004)

*1 総合技術研究本部 構造解析研究グループ (Structures Research Group), 先進制御研究グループ (advanced Control System Group), システム誘導技術グループ (Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group)

1. 実験システム

1.1 概要

ETS-VIII は、我が国最大の大型静止衛星である。その大型メッシュアンテナやリジッドタイプ的大型太陽電池パネルの柔構造特性は衛星に結合された状態での全系では測定されず、有限要素モデルに基づく解析が設計規範とされている。なぜなら、軽量低剛性ゆえに1[G]重力環境下で自重を支えにくく、地上試験にて無重量環境を再現しにくく、大規模であるため全系を結合した状態を再

現して柔構造特性測定試験を行えないからである。そこで、本実験は、衛星の初期チェックアウト時の定常姿勢制御モードにおいて、軌道上での各種の衛星ダイナミクスの応答を取得し、全系結合の柔構造特性の同定を地上作業で行うことを目指すものである。また、同定結果に応じて制御系チューニングを行い、可能であれば後期利用実験にて、柔構造物を有する衛星の先端的な同定・制御実験を行う予定である。

本節では、この様な実験を行うのに必要な実験システムの概要を示す。ただし、初期チェックアウト時に行う

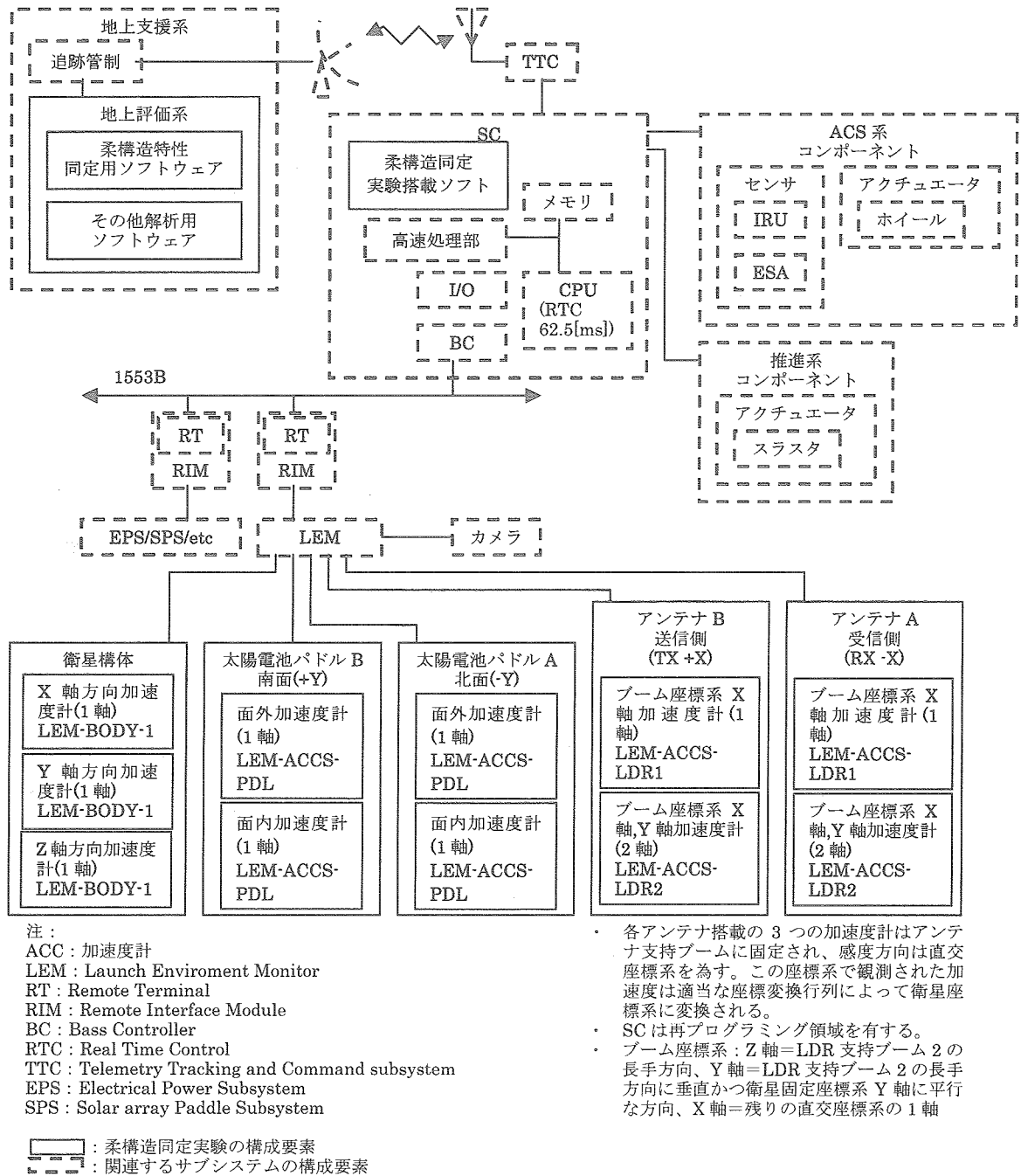
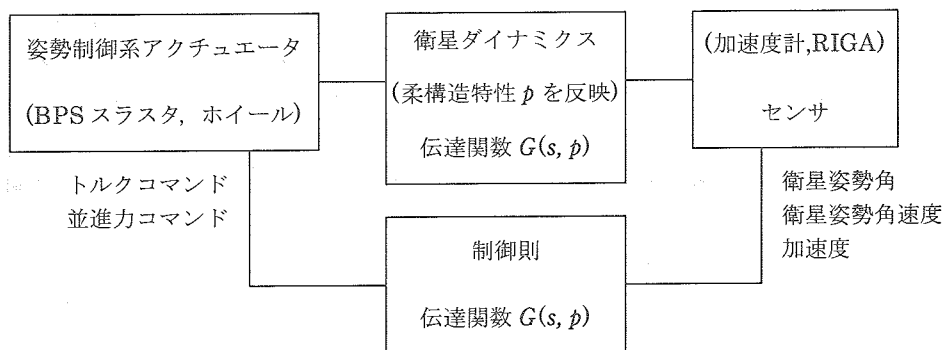
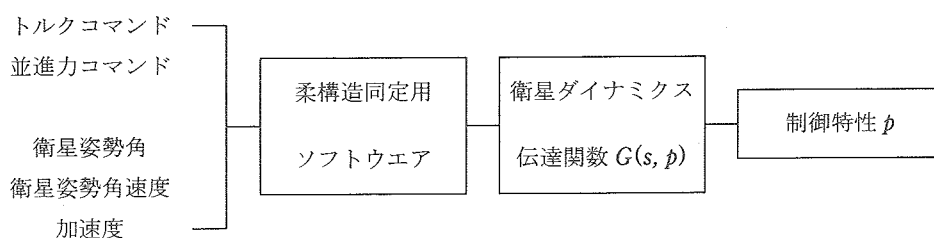


図 1.3-1: ETS-VIII の機能系統図



—使用する物理量の関係—



—同定データフローと手順—

図 1.3-2: 実験システム模式図

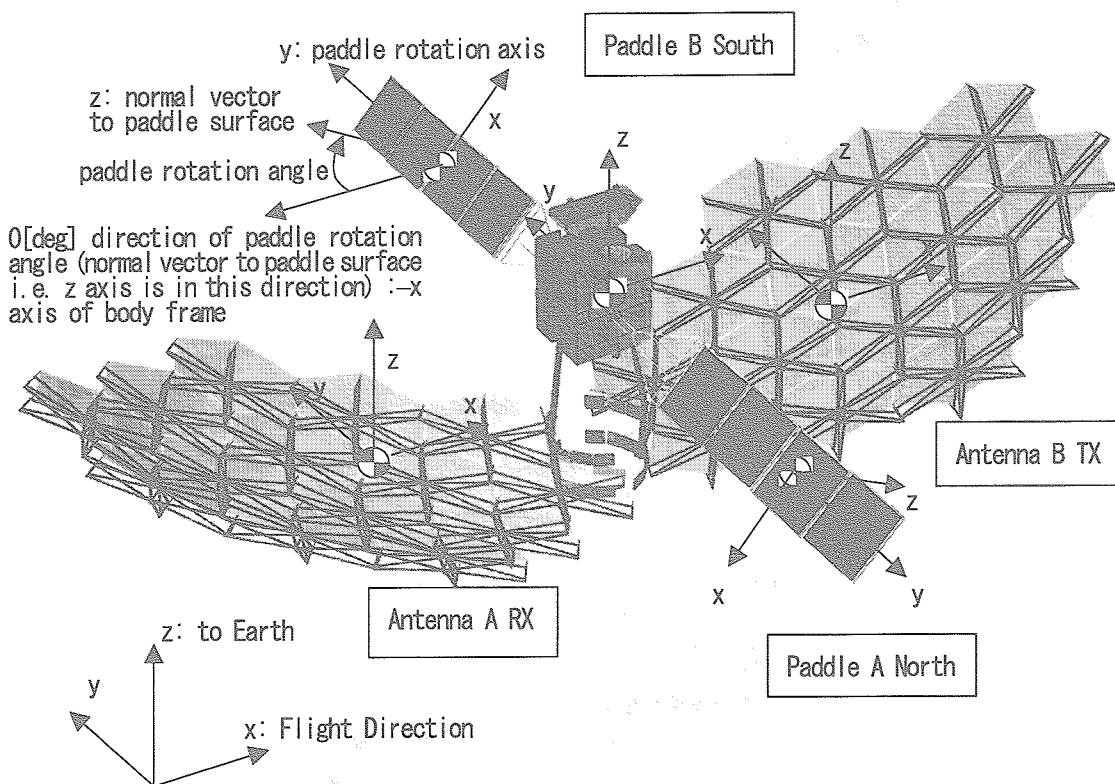


図 1.3-3: ETS-VIII のアンテナ・パドル等の名称及び座標系の定義

同定実験に関する部分を中心に述べる。制御系チューニングや後期利用実験での先端的な同定・制御実験が必要となる部分も、基本的にそれ程変わらないはずであるが、現時点では詳細は決定されていない。

まず始めに、図1.3-3に、ETS-VIIIの全系外観と各部名称と座標系の定義を示す。

また、図1.3-2に、柔構造特性同定実験の概念の模式図を示す。あるマヌーバを行う際のトルクコマンドや並進力コマンドが入力となり、これによって励起された運動を加速度計や姿勢制御系のセンサが計測し、出力とする。運動は運動方程式によって記述されるが、柔構造特性は衛星の運動方程式に含まれて定式化されるので、運動の入出力をデータ収集し、運動方程式を多入力多出力系の状態方程式に見立て、システム同定理論を適用して、衛星のダイナミクスを求める。そこから、さらに柔構造特性を求める。

また、図1.3-1に、軌道上柔構造特性同定実験システムの機能系統図を示す。図1.3-1中の構成要素を表1.3-1に

整理する。本実験での固有の構成要素と衛星の基幹機能である姿勢制御機器、計算機、通信機器等がある。

表1.3-1においてA-2-1)の柔構造同定・制御用ソフト1式とは、本実験の為に必要となる可能性のある同定用マヌーバ実行ソフトウェア、特別の制御則である。搭載ソフトでこれらを実行するものである。A-3-1)の柔構造特性同定用ソフトウェア1式とは、工学値変換ソフトウェア、同定アルゴリズム、運用コマンド生成ソフトウェアを指す。

本実験では、0.1[Hz]までの制御が出来ればETS-VIIIの姿勢制御精度の要求を達成出来ることから、柔構造特性同定は1[Hz]程度で良いと考えられる。

1.2 データサンプリングレートと搭載加速度計の仕様について

1[Hz]程度までの同定を行う為には、システム要求として表1.3-2が挙げられる。システム要求に対して現状の加速度計と慣性センサの設計結果は表1.3-2の仕様を満た

表1.3-1: 軌道上柔構造特性同定実験構成要素

A) 本実験固有の構成要素

A-1) 衛星搭載ソフトウェア1式

A-1-1) 柔構造同定・制御用ソフト1式

A-1-2) 搭載加速度計データテレメトリ加工ソフト1式

A-2) 地上システムソフトウェア1式

A-2-1) 柔構造特性同定用ソフトウェア1式

A-2-2) その他評価解析ソフトウェア

B) 関連するサブシステムの構成要素

B-1) 通信系

B-2) 姿勢制御系

B-2-1) 慣性センサ

B-2-2) 地球センサ

B-2-3) ホイール

B-3) 推進系

B-3-1) スラスタ

B-4) 打ち上げ環境・展開モニタ系 (LEM)

B-4-1) LEM 回線

B-4-2) 衛星搭載加速度計計13個

B-4-2-1) 衛星構体搭載加速度計各軸1個計3個

B-4-2-2) パドル搭載加速度計各南北パドル各面2個計4個

B-4-2-3) アンテナ搭載加速度計各送信受信アンテナ各軸1個計6個

B-5) 地上支援系

B-6) SC (統合計算機)

B-7) 太陽電池パドル

表 1.3-2: センサに対するシステム要求

名称	計測可能帯域	最大計測レンジ	分解能	サンプリング周波数
加速度計	0 ~ 10[Hz]	10[mG]	10[μ G]	10[Hz]
慣性センサ	0 ~ 10[Hz]	0.1[deg/s]	0.0001[deg/s]	10[Hz]

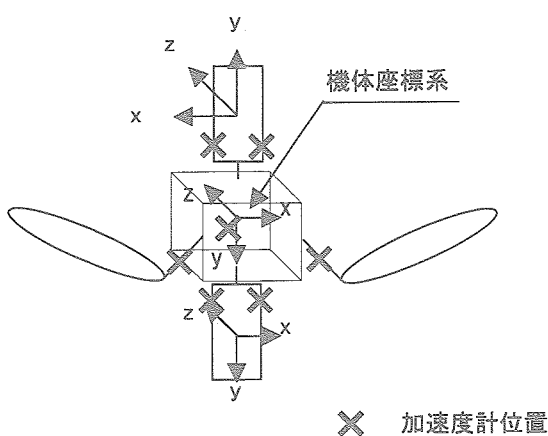


図 1.3-4: 加速度計搭載位置概略図

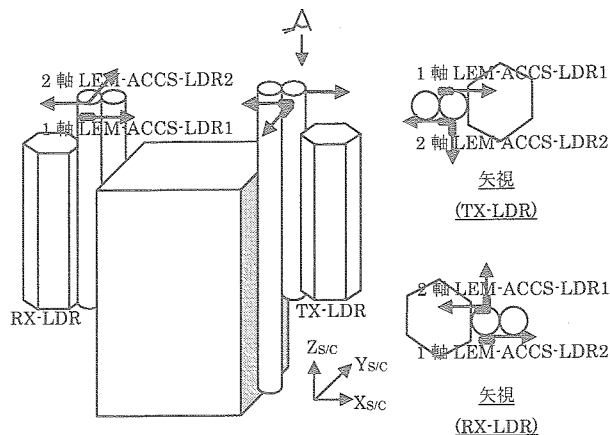


図 1.3-5: LDR 加速度計搭載位置と感度軸

す様になっている。RIGA のテレメトリサンプリングレートを上げれば十分なデータを取得出来る。現在 DWELL チャンネルを利用して高速サンプリングに相当するデータを取得出来ないか検討中である。これについては、2.1 節、実験モード参照のこと。後期利用実験段階ではテレメトリサンプリングレートを 8[Hz] もしくは 16[Hz] 等にも上げることも検討する。

1.3 搭載ソフトウェア

本実験で必要となるソフトウェアには以下の様な機能が盛り込まれるべきである。

- (1) パドル加振, データ取得時
 - (1-1) ACS 系コンポーネント及び BPS (一般には RCS と呼ばれる) ガスジェットスラスタ装置でノミナル推力 22[N] へ, 加振入力の為のコマンドを出すこと
 - (1-2) パドル搭載加速度計, 衛星機体加速度計からのデータを取り込んで, テレメトリデータとして地上に送信すること
 - (1-3) BPS (一般には IRU と呼ばれる慣性基準装置) の姿勢データのサンプリング周期を変更出来るモードを追加すること, また後期に再プログラミングにて対応など
- (2) 制御時
 - (2-1) 再プログラミングでアップロードされたチューニング結果のゲインを参照して姿勢制御を行なうこと

- (2-2) 先端的な制御理論を用いて設計された制御系に基づいて姿勢制御を行なう。搭載ソフトは, SC の RAM 領域にコマンドでアップロードする。

1.4 地上支援系

地上支援系において, 本実験に固有な構成要素は以下を準備する。

- 1) テレメトリオフライン処理の為の工学値変換ソフト

地上の追跡管制系が受けたデータから, 本実験の為に必要な情報に処理する機能を有する。数値データのみならず, 各種フラグ等も, 同定作業時の便利を図る為に, 含めることとする。また, このソフトで作成したデータを適切なデータファイル名を付けて自動管理する機能も有することとする。
- 2) 柔構造パラメータ同定ソフト

同定アルゴリズムをプログラム化したもの, そのものである。また, 入力としてのデータファイルの選択, 同定前処理用プログラム (デシメーション), クロスヴァリデーション用のデータ分割プログラム等も含めることとする。
- 3) 制御系ゲインチューニングソフト

構造パラメータ同定ソフトから得た, 柔構造パラメータを用いて, 制御系の解析を行なう。
- 4) コマンド作成ソフト

チューニング後のゲインをコマンドとして編集して, オフラインで地上系に渡す。また, 変更履歴をデータベースとして記録する。

表 1.3-3: LEM 搭載加速度計および慣性センサ仕様諸元

名称	周波数特性	数量	計測レンジ	LSB	サンプリング 周波数	略称	搭載位置
軌道上加速度計 (衛星構体取付)	0 ~ 10[Hz]	3台 / 式 1式, 計3台	4.0[mG]	1.95[μ G] (= 4.0/2 ¹² -1)	40[Hz]	LEM-BODY-1	xy軸: スラストチューブ上側表面で各 軸上, z軸: y軸加速度計と同位置で感度 方向はz方向. パドル根本のヨーク端部にパドル面外・ 面内方向.
太陽電池パドル 加速度計	0 ~ 10[Hz]	2台 / 式 2式, 計4台	13.0[mG]	6.35[μ G] (= 13/2 ¹² -1)	40[Hz]	LEM-ACCS-PDL	
LDR 加速度計 (1軸式)	0 ~ 10[Hz]	1台 / 式 2式, 計2台	13.0[mG]	6.35[μ G] (= 13/2 ¹² -1)	40[Hz]	LEM-ACCS-LDR1	LDR 支持ブーム上で鏡面取付位置直近 に搭載する. 支持ブーム回りのねじり振 動と支持ブームのたわみが観測できるよ うに, 感度軸を割り当てる.
LDR 加速度計 (2軸式)	0 ~ 10[Hz]	1台 / 式 2式, 計2台	13.0[mG]	6.35[μ G] (= 13/2 ¹² -1)	40[Hz]	LEM-ACCS-LDR2	
慣性センサ	12[Hz]	2	400[deg/ hr] (Lo Mode) 2[deg/s] (Hi Mode)	0.0001[deg/s] (ACS系 LSB値)	遷移軌道 1[Hz], 静止軌 道 1/4[Hz], DWELL 割当 時 16 [Hz]	RIGA	

注 1: 加速度計はいずれもサーボ型で, LEM-BODY-1のみ 10[μ G] 要求を満たす為に電圧出力型, その他の電流出力型としている. 参考までに, 軌道上加速度計測用とは別に打ち上げ環境モニタ用加速度計があるが, これは高周波用のピエゾ型である.

注 2: LEM 加速度データは下位 2bit 分はノイズのため信頼性は低いと考えられる.

注 3: 加速度計のサンプリング周波数 40[Hz]: 加速度計は, ETS-8では LEM (Launch Environment Monitor) と呼ばれるサブシステムの構成要素として定義されている. LEM の他の構成要素として LEM コントローラというものがあり, 加速度計データは LEM コントローラがパケット編集する. このパケットの内容・構成が加速度計データ出力のサンプリング周期を決定することになる. 具体的な LEM コントローラの編集は以下である. LEM コントローラは, 「軌道上加速度モード時」の仕様では, 全ての加速度計 1[ch]につき 40[oct] (=320[bit]) ずつのデータを 0.5[s] 周期で扱える. 加速度計 1[ch]あたり 1 回のサンプリングデータは, 12[bit]で A/D 変換される. LEM コントローラがこれに空の 4[bit]を付加して 16[bit]にする. 320[bit]の割り当てなので, 320[bit] ÷ 16[bit] = 20 で 20 回のサンプリングが可能である. これが 0.5[s] 周期で実施されるので, 1[s]では 40 回のサンプリングとなる.

5) その他

計測データの健全性をチェックするプログラム。衛星からのデータ等をクイックルックでチェックする為のソフト。チューニング後の制御特性を価する為のソフト。

1.5 追跡管制システムとのインターフェイス

衛星から追跡管制システムが受信する加速度計のテレメトリ、及びデータを、柔構造特性評価用解析ソフトにかける際には、オフラインでのデータ渡しを想定している。媒体は、テープ、ネットワーク、MO等が挙げられるが、本実験では、簡便性とデータ容量の点からMOでの受け渡しを想定している。高速データ伝送の必要に応じて、地上回線を使用可能な構成にすることも予め考慮に入れる。

1.6 試験に関する制約条件と実験の安全性

本実験に対して設定される制約条件は、以下が挙げられる。

- 1) 衛星本体に対して姿勢喪失等の危険をもたらさない様にする
- 2) ノミナルミッションが始まるまでの期間、すなわち初期チェックアウト期間中に柔構造パラメタ同定を行なってPID制御ゲインのチューニングを施し、設計時のゲインでの運用に比べて制御精度が向上する事を確認すること

本実験が衛星本体に対して安全であることは確認されている。インパルス加振やランダム加振で制御系が動作している状態での実験モードは姿勢が発散することではなく、パドル等の柔構造物の振動レベルも通常の範囲内であることが数値シミュレーション（後節参照）により確認されているからである。

今後は初期チェックアウト手順書(SOCP)で本実験で予定されている項目について、整合が取れているか確認していく必要がある。

2. 軌道上システム同定実験

2.1 実験モード

軌道上システム同定実験は衛星運用ミッションへのインパクトが最小となるような検討が必要である。表2.1-1に示すように現状での衛星搭載機器やコマンド・テレメトリ系など最小限度の機器構成により、衛星運用ミッションへの影響も最小限に制限し安全性に考慮した実験モード(レベル1)と将来的な発展実験への応用も視野に入れ、搭載プログラムやコマンド・テレメトリ系への修正も必要となる応用実験モード(レベル2及び3)に分類した。

レベル1では通常の1Hzテレメトリに加えて、Dwellモードと呼ばれる4チャンネルの16Hzテレメトリデータを利用して軌道上加振によりシステム同定を目指すものであり、現状では定常姿勢制御系を動作させながら(閉ループ系)インパルスRCS&ホイール加振、ホイールアンローディング中や東西制御中のRCS加振やステップ応答時の各種状態量からの同定について検討した。いずれの手法とも衛星チェックアウト時期の短期間に実現可能であり、衛星運用側への負荷も最小限に押さえられるメリットがあると思われる。また、これらの加振データからのシステム同定アルゴリズムとして、古典的な周波数領域でのシステム同定法以外に、固有システム実現化法(ERA)、部分空間法による同定、拡張カルマンフィルタ(EKF)による同定等の時間領域での同定法についても検討を行った。表2.1-2にDwellチャンネルのテレメアサインの一例を示す。

またレベル2では閉ループ状態でのホイールによるランダム加振実験と太陽電池パドルの回転を停止させてレベル1の実験を行うケースが含まれる。太陽電池パドル駆動の停止やランダム加振といった実験は通常の衛星運用状態とは異なるケースとなるため、今後の調整が必要になるだろう。

表2.1-1: 実験モード一覧

実験モード	姿勢制御系	試験項目	備考
レベル1	閉ループ系	アンローディング中の応答	運用データの転用
	閉ループ系	東西軌道制御中の応答	運用データの転用
	閉ループ系	インパルス加振	同定用コマンド入力
	閉ループ系	ステップ応答	同定用コマンド入力
レベル2	同上	同上	テレメトリ改修によるレベル1の実験
	同上	同上	パドル停止によるレベル1の実験
レベル3	開ループ系	インパルス加振	
	閉ループ系	ランダム加振	
	開ループ系	ランダム加振	

表2.1-2: Dwell モードへのテレメアサインの例

例	Dwell 1ch	Dwell 2ch	Dwell 3ch	Dwell 4ch
例1	ロールレート	ピッチレート	ヨーレート	ロール (もしくはピッチ, ヨー) 姿勢角
例2	ロールレート	ピッチレート	ヨーレート	ロール (もしくはピッチ, ヨー) 制御トルク
例3	ロールレート	ピッチレート	ロール制御トルク	ピッチ制御トルク
例4	ロールレート	ヨーレート	ロール制御トルク	ヨー制御トルク
例5	ピッチレート	ヨーレート	ピッチ制御トルク	ヨー制御トルク
例6	ロール	ロールレート	ロール制御トルク	NA
例7	ピッチ	ピッチレート	ピッチ制御トルク	NA
例8	ヨー	ヨーレート	ヨー制御トルク	NA

一方、レベル3では上記以外の加振方法として姿勢制御系を切り、衛星を完全に自由な状態にする開ループ系でのインパルス加振やランダム加振による実験が考えられる。また、可能ならばテレメトリ構成を改修して例えばDwellモードを7チャンネル等に増加できれば、さらに同定実験の精度向上が期待でき、将来の発展実験に向けて調整が必要になるものと思われる。

2.2 レベル1での実験

2.2.1 インパルス応答 (閉ループ系)

2.4.1節との大きな相違はホイールによる定常姿勢制御

系が作動している状態でのRCSによる加振であることである。制御系が動作しているため、インパルス加振での姿勢の変動は十分に小さいことが想定されるため、加振の際のパルス幅は十分に大きくとり、加振エネルギーを大きくしたい。計測項目は姿勢関連データに加えて姿勢制御トルク (ホイール駆動トルク) もモニタする。加振軸、計測時間、太陽電池パドル等の設定は2.4.1節と同様である。解析手法としては古典的同定法以外にERA法や拡張カルマン等が適用可能である。

2.2.2 アンローディング中の応答 (閉ループ系)

アンローディング時の振動データを、柔構造物の特性

表2.2.1-1: 閉ループ系インパルス加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	ホイール動作
加振方向	6軸毎に単独、複合	
加振アクチュエータ	RCS	組合せ
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RCS入力, 3軸制御トルク, 加速度計	テレメトリ 12bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12bit 40[Hz]
コマンド要求	インパルス入力タイミング インパルス幅 ホイールのアンローディング	実験開始直前

表2.2.2-1: 閉ループ系アンローディング中の応答

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	ホイール動作
加振方向	3軸	アンローディングのための加振を利用
加振アクチュエータ	RCS	
計測時間	300秒程度	
テレメトリ要求	加速度計	LEM 12Bit 40[Hz]
コマンド要求		

を知る為の同定用データとして使用する場合、以下の様な運用イメージになる。アンローディングは、定常姿勢制御中に角運動量に応じて自動的に発生する。モデル外乱に対してアンローディングが発生する周期を、シミュレーション等で予め知ることが出来る。一方、定常運用の初期段階において、加速度計データ等は一切取得せずに、アンローディングが発生した時刻を数回分取得すれば、アンローディング周期を実際に軌道上で概算確認することが出来る。この両者がそれ程矛盾が無いことを確認した後、このアンローディング周期毎に、LEMの加速度データを取得する運用を行う。具体的には、LEMのオン状態を確認した後に、アンローディングが開始されると見込まれる時刻の直前から、加速度計のデータ取得を開始する。加速度計のデータはLEM回線で地上系におろす。加速度計のデータ取得時間は出来るだけ長い方が望ましく、理想的には静定するまでである。静定時間はシミュレーションで求めることが出来、300[sec]程度と見積もっている。運用イメージとしては上記の様であるが、実際にどの様な振動データが取得される見込みになるかを、数値計算にてシミュレーションした。この際のモデル及び結果は、5.3節を参照のこと。

2.2.3 station keeping の為の東西軌道制御中の応答 (閉ループ系)

station keeping の為の東西軌道制御時の振動データを、柔構造物の特性を知る為の同定用データとして使用する場合、以下の様な運用イメージになる。東西軌道制御は、地上コマンドによって実施される。噴射開始時刻、噴射時間は全て地上コマンドによって与えられる。東西軌道制御開始時刻は既知であり、開始直前から加速度計のデータ取得を開始する。アンローディング中の応答の場合と同様に、加速度計のデータはLEM回線で地上系におろす。加速度計のデータ取得時間は出来るだけ長い方が望ましく、理想的には静定するまでである。静定時間はシミュレーションで求めることが出来るが、100[sec]のオーダーと程度と見積もっている。

2.2.4 ステップ応答 (閉ループ系)

衛星チェックアウト時の定常制御中にロール、ピッチ、ヨー各軸毎にTBD度の姿勢角のステップ指令を与え、姿勢角、姿勢レートと加速度計出力をそれぞれテレメトリ回線とLEM回線で同時にモニタする。ステップ入力後の静定計測時間は1000秒程度とし、太陽電池パドルの回転角が0度、45度、90度の3カ所で実験を行う。解析手法としてはERA法や拡張カルマン等が適用可能である。

表2.2.3-1: 閉ループ系東西方向軌道制御中の応答

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	ホイール動作
加振方向	並進3軸	
加振アクチュエータ	RCS	
計測時間	100秒程度	
テレメトリ要求	加速度計	LEM 12Bit 40[Hz]
コマンド要求		

表2.2.4-1: 閉ループ系ステップ応答

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	ホイール動作
加振方向	姿勢3軸毎に単独	
加振アクチュエータ	なし	
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート、RCS入力、ホイール駆動トルク、加速度計	テレメトリ 12bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12bit 40[Hz]
コマンド要求	ステップ入力タイミング ステップ幅 ホイールのアンローディング	実験開始直前

2.3 レベル2での実験

2.3.1 テレメトリ構成を改修しての実験

レベル1の試験(2.2.1-2.2.4)はLEM以外の同定用信号としてサンプリング周波数1Hzの通常テレメトリと16HzのDWELLモード(4ch)のテレメトリを用いているが、これでは不十分であり不足分の信号を計算によって推定し補う必要がある。これは誤差原因となるのでテレメトリ構成を改修してすべての同定用信号のサンプリング周波数が16Hzになるようにしてレベル1の実験を行う。本来はこの条件で同定試験を行うべきである。

2.3.2 パドル停止による実験

パドルを停止させてレベル1の試験(2.2.1-2.2.4)を行う。この実験は柔構造特性が時変状態で同定することを避けるため、およびPDMによる擾乱の影響を避けるために必要である。

2.4 レベル3での実験

2.4.1 インパルス応答(開ループ系)

ETS-VI軌道上加振[1]と同様に、衛星チェックアウト時の定常制御中に制御系をオフ状態にして、2個のRCS同時噴射によるロール、ピッチ、ヨー各軸毎にシングルモードでの衛星構体へのインパルス加振を行い、その際の姿勢角、姿勢レートと加速度計出力をそれぞれテレメトリ回線とLEM回線で同時にモニタする。テレメトリ回線は1秒サンプルのため12bitで16[Hz]の姿勢データを取り込めるようにするためパッキング等のオンボード処理が必要となる。なお、LEM回線は12bitで24[Hz]サンプリングの予定である。インパルス加振の際のRCSオンタイム(パルス幅)はアンテナや太陽電池パドルの低次振動モードをうまく励起できるように調節できるようにする。加振後の自由振動計測時間は300秒程度とし、太陽電池パドルの回転角が0度、45度、90度の3カ所で

加振実験を行う。解析手法としては古典的同定法以外にERA法や拡張カルマン等が適用可能である。

2.4.2 ランダム応答(開ループ系)

定常制御状態のシステムを姿勢制御用スラスタ、東西軌道用スラスタおよびリアクションホイールを用いてランダム加振を行うケースについて考察する。同じアクチュエータを用いた加振でも開ループ応答からの同定は開ループ応答からの同定に比べ同定の条件は一般的に悪化する。解析手法としては古典的同定法以外に部分空間法、EKF法等が適用可能である。

スラスタによるランダム加振 定常制御状態のシステムを姿勢制御用スラスタおよび東西軌道用スラスタでランダム加振を行う場合、開ループ時の加振と異なり姿勢が保証されるのでかなり実行しやすい。スラスタによる加振力はホイールによって発生する姿勢制御トルクに比べ大きく同定に十分な励振が期待できる。ETS-VIIIではノミナル推力22[N]のスラスタが姿勢制御のために-Z面に4本(2系列あるので実際には8本、#2-#5)、東西軌道制御のために+/-X面に2本づつ(#6-#9)搭載されている。これらのスラスタをランダムな順番で噴射することにより、6軸同時同定が可能である。表2.4.2-2に示すように姿勢制御用スラスタ#2-#5は+Z方向に大きな推力を発生するので軌道の偏差に気をつける必要がある。なおスラスタ推力は累積使用時間につれ低下するので同定実験の前に推力推定を行う必要がある。また基本的にスラスタ推力の精度はそれほど高くない。

リアクションホイールによるランダム加振 姿勢制御のために搭載される4スキューリアクションホイールを加振アクチュエータとして用いる場合、リアクションホイールは並進力を発生できないので対称モードを励起す

表 2.4.1-1: 開ループ系インパルス加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オフ	
加振方向	6軸	
加振アクチュエータ	RCS	組合せ
計測時間	300秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RCS入力, 加速度計	テレメトリ 12bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz] LEM 12bit 40[Hz]
コマンド要求	インパルス入力タイミング インパルス幅 ホイールのアンローディング	実験開始直前

表 2.4.2-1: 閉ループ系スラスタランダム加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	
加振方向	6軸	
加振アクチュエータ	RCS	組合せ
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RCS 入力, 3軸制御トルク, 加速度計	テレメトリ 12bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12bit 40[Hz]
コマンド要求	スラスタ噴射幅 ホイールのアンローディング	実験開始直前

表 2.4.2-2: 姿勢制御用スラスタにより励起される並進力, トルク

Thruster No	Trans. Force [N]			Torque [Nm]		
	Tx	Ty	Tz	Rx	Ry	Rz
2	-4.288	4.288	21.148	-18.674	34.005	-10.681
3	4.288	4.288	21.148	-18.674	-31.854	10.245
4	-4.288	-4.288	21.148	17.568	34.005	10.457
5	4.288	-4.288	21.148	17.568	-31.854	-10.021

表 2.4.2-3: 東西軌道制御用スラスタにより励起される並進力, トルク

Thruster No	Trans. Force [N]			Torque [Nm]		
	Tx	Ty	Tz	Rx	Ry	Rz
6	-15.961	-14.995	2.092	-0.525	0.604	0.318
7	-16.309	14.610	2.138	0.277	0.616	-2.097
8	15.618	-15.345	2.141	-0.538	-0.252	2.119
9	15.976	14.967	2.191	0.283	-0.256	-0.313

表 2.4.2-4: 閉ループ系ホイールランダム加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オン	
加振方向	Roll, Pitch, Yaw 単独, 複合	
加振アクチュエータ	RW	
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RW 入力, 加速度計	テレメトリ 12Bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12Bit 40[Hz]
コマンド要求	RW アンローディング	実験開始直前

ることはできない。3軸同時同定が最大である。加振トルクは各軸最大0.1N程度と小さいが、スラスタによる加振に比べ安全で実行しやすく、加振トルクの精度もスラスタに比べ遙かに高いと考えられる。閉ループシステムのホイールによるランダム加振では姿勢制御信号と外乱としてのランダム加振信号が重畳されてホイールを駆動する。

2.4.3 ランダム応答（開ループ系）

開ループランダム加振はシステム同定の見地からは最も望ましい加振形態であるが姿勢制御を行わないので安全性の面で配慮を必要とする。加振アクチュエータとして姿勢制御用スラスタとリアクションホイールの2種類のアクチュエータが考えられる。解析手法としては古典的同定法以外に部分空間法, EKF法等が適用可能である。

スラスタによるランダム加振 同定に最も適した加振が行えるケースであるが、安全面の問題を克服しなければならない。閉ループのスラスタランダム加振ケースと同

様に軌道の偏差やスラスタ推力などにも考慮する必要がある。

リアクションホイールによるランダム加振 スラスタによる加振よりは安全だが、対称モードを励起することは出来ない。

3. 数学モデルと数値シミュレーション

3.1 ETS-VIIIのダイナミクスモデル

本節では、拘束モードモデルに基づき、太陽電池パドルの回転、及びそれによって発生する反力を取り入れたETS-VIIIのダイナミクスモデル導出を行う。まず最初に、取り付け部が回転する弾性体を有する剛体の運動方程式を導出する。その後、取り付け部を強制変位させた際のダイナミクスモデルの数値解法について示していく。

各変数の定義

拘束モードモデルに基づき、取り付け部が回転する弾

表2.4.3-1: 開ループ系スラスタランダム加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オフ	
加振方向	6軸毎に単独、複合	
加振アクチュエータ	RCS	組合せ
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RCS入力, 加速度計	テレメトリ 12bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12bit 40[Hz]
コマンド要求	スラスタ噴射幅 ホイールのアンローディング	実験開始直前

表2.4.3-2: 開ループ系ホイールランダム加振

項目	要望事項	備考
実験実施時期	衛星チェックアウト時	
姿勢制御系の状態	制御系オフ	
加振方向	Roll, Pitch, Yaw 単独, 複合	
加振アクチュエータ	RW	
計測時間	1000秒程度	
テレメトリ要求	3軸姿勢とレート, RW入力, 加速度計	テレメトリ 12Bit 1[Hz], DWELL 4ch 12bit 16[Hz], LEM 12Bit 40[Hz]
コマンド要求	RW アンローディング	実験開始直前

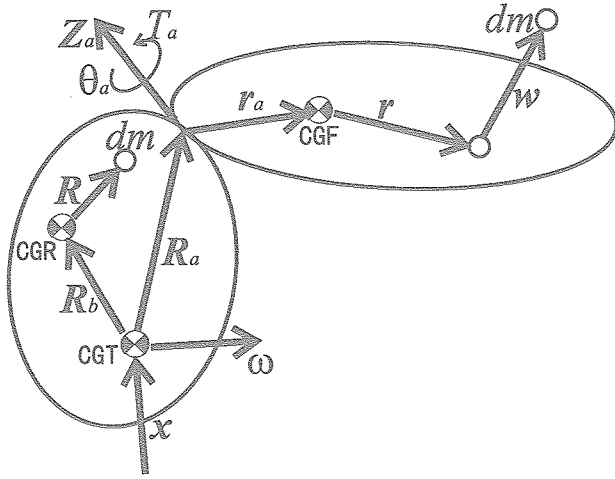


図3.1-1: 剛体及び弾性体上の各ベクトル

性体を有する剛体のダイナミクスモデルを導出する。図3.1-1に、式導出に用いる剛体及び弾性体上のベクトルを図示した。以下に各変数の概要を示す。

- CGT : 全体の重心
- CGR : 剛体みの重心
- CGF : 弾性体みの重心
- {i} : 慣性座標系
- {b} : 剛体座標系 (B フレーム)
- {a} : 弾性体座標系 (A フレーム)
- C : 剛体座標系から弾性体座標系へ方向余弦 (DCM) $\{a\} = C\{b\}$
- $x = \{b\}^T x$: 慣性原点から全体重心へのベクトル
- $\omega = \{b\}^T \omega$: 剛体の姿勢角変化ベクトル
- $Z_a = \{b\}^T Z_a$: 弾性体結合点での回転軸方向を表すベクトル
- $\theta_a = \theta_a Z_a$: 弾性体結合点での回転変位ベクトル
- $T_a = T_a Z_a$: 弾性体結合点で弾性体に作用するトルクベクトル
- $R_b = \{b\}^T R_b$: 全体重心から剛体重心へのベクトル
- $R = \{b\}^T R$: 剛体重心から剛体節点へのベクトル
- $R_a = \{b\}^T R_a$: 全体重心から弾性体結合点へのベクトル
- $r_a = \{a\}^T r_a$: 弾性体結合点から弾性体重心へのベクトル
- $r = \{a\}^T r$: 弾性体重心から非変形時弾性体節点へのベクトル
- m_a : 剛体みの質量
- m_b : 弾性体みの質量, ここで $m_b R_b + m_a (R_a + r_a) = 0$ が成り立つ
- $w = \{a\}^T w$: 弾性体の弾性変位ベクトル
- ϕ, η : 弾性体のモードシェープ, モード座標
- $\omega = \phi \eta$

- $\int_R dm, \int_F dm$: 剛体全体の積分, 弾性体全体の積分
- δ^0 : 0 次のカップリング行列 $\delta^0 = \int_F \phi dm$
- δ^1 : 1 次のカップリング行列 $\delta^1 = \int_F r \bar{r} \phi dm$
- $I_b = \{b\}^T I_b \{b\}$: 剛体重心周りの剛体の慣性テンソル
- $I_a = \{a\}^T I_a \{a\}$: 弾性体重心周りの弾性体の慣性テンソル
- $\frac{d}{dt}$: 慣性フレームでのベクトルの時間微分
- $\frac{^a d}{dt}$: A フレームでのベクトルの時間微分
- $\frac{^b d}{dt}$: B フレームでのベクトルの時間微分

並進運動の方程式

結合体全系の並進方向の運動量を P とし, 外力を F とすると, 以下の式が成り立つ。

$$F = \frac{d}{dt} P \tag{3.1-1}$$

また, 並進の運動量は次式より求まる。

$$\begin{aligned} P &= \int_R \frac{d}{dt} (x + R_b + R) dm + \int_F \frac{d}{dt} (x + R_a + r_a + r + w) dm \\ &= \int_R \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \omega \times (x + R_b + R) \right\} dm \\ &\quad + \int_F \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \omega \times \frac{^a d}{dt} w + \omega \times (x + R_a) \right. \\ &\quad \left. + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r + w) \right\} dm \\ &\simeq \int_R \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \omega \times (R_b + R) \right\} dm \\ &\quad + \int_F \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \frac{^a d}{dt} w + \omega \times R_a + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r) \right\} dm \\ &= m_b \left(\frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_b \right) + m_a \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_a + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times r_a \right\} \\ &\quad + \int_F \frac{^a d}{dt} w dm \end{aligned} \tag{3.1-2}$$

上式の2行目から3行目において, 変位 (x, ω, w, θ_a) の2次項は無視した。式 (3.1-2) を式 (3.1-1) に代入する。

$$\begin{aligned} F &= m_b \frac{d}{dt} \left(\frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_b \right) \\ &\quad + m_a \frac{d}{dt} \left\{ \frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_a + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times r_a \right\} + \frac{d}{dt} \int_F \frac{^a d}{dt} w dm \\ &= m_b \left\{ \frac{^b d^2}{dt^2} x + \frac{d}{dt} \omega \times R_b + \omega \times \left(\frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_b \right) \right\} \\ &\quad + m_a \left\{ \frac{^b d^2}{dt^2} x + \frac{d}{dt} \omega \times R_a + \left(\frac{d}{dt} \omega + \ddot{\theta}_a Z_a \right) \times r_a \right. \\ &\quad \left. + \omega \times \left(\frac{^b d}{dt} x + \omega \times R_a \right) \right\} + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times \left\{ (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times r_a \right\} \\ &\quad + \int_F \left(\frac{^a d^2}{dt^2} w + \omega \times \frac{^a d}{dt} w \right) dm \\ &\simeq m_b \left(\frac{^b d^2}{dt^2} x - R_b \times \frac{d}{dt} \omega \right) + m_a \left\{ \frac{^b d^2}{dt^2} x - R_a \times \frac{d}{dt} \omega \right. \end{aligned}$$

$$-r_a \times \left(\frac{d}{dt} \omega + Z_a \ddot{\theta}_a \right) \Bigg\} + \int_F \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm \quad (3.1-3)$$

式(3.1-3)をBフレームで表現すると次式となる。

$$F = m_b (\ddot{x} - \tilde{R}_b \dot{\omega}) + m_a \{ \ddot{x} - \tilde{R}_b \dot{\omega} - C^T \tilde{r}_a C (\dot{\omega} + Z_a \ddot{\theta}_a) \} + C^T \int_F \ddot{w} dm$$

ここで $r_a \times = \{ {}^a r_a \} \times = \{ {}^b r_a \}^T C^T \tilde{r}_a C$, $\frac{{}^a d^2}{dt^2} w = \{ {}^a \ddot{w} \} = \{ {}^b \ddot{w} \}^T C^T \tilde{w}$ なる座標変換を行っている。また弾性変位はモード座標系で $w = \phi \eta$ となるので、上式は以下のように変形できる。

$$F = (m_a + m_b) \ddot{x} - (m_a \tilde{R}_a + m_b \tilde{R}_b + m_a C^T \tilde{r}_a C) \dot{\omega} - m_a C^T \tilde{r}_a C Z_a \ddot{\theta}_a + C^T \int_F \phi dm \ddot{\eta}$$

ここで0次のカップリング行列 $\delta_0 = \int_F \phi dm$ を定義すると、最終的に並進の運動方程式として次式が得られる。

$$F = (m_a + m_b) \ddot{x} - (m_a \tilde{R}_a + m_b \tilde{R}_b + m_a C^T \tilde{r}_a C) \dot{\omega} - m_a C^T \tilde{r}_a C Z_a \ddot{\theta}_a + C^T \delta_0 \ddot{\eta} \quad (3.1-4)$$

回転方向の運動方程式

結合体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、以下の式が成立する。

$$T = \frac{d}{dt} H \quad (3.1-5)$$

また、回転の運動量は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} H &= \int_R (x + R_b + R) \times \frac{d}{dt} (x + R_b + R) dm \\ &\quad + \int_F (x + R_a + r_a + r + w) \times \frac{d}{dt} (x + R_a + r_a + r + w) dm \\ &= \int_R (x + R_b + R) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \omega \times (x + R_b + R) \right\} dm \\ &\quad + \int_F (x + R_a + r_a + r + w) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \frac{a d}{dt} w + \omega \times (x + R_a) \right. \\ &\quad \left. + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r + w) \right\} dm \\ &\simeq \int_R (x + R_b + R) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \omega \times (R_b + R) \right\} dm \\ &\quad + \int_F (x + R_a + r_a + r + w) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \frac{a d}{dt} w + \omega \times R_a \right. \\ &\quad \left. + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r) \right\} dm \\ &\simeq \int_R (R_b + R) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \omega \times (R_b + R) \right\} dm \\ &\quad + \int_F (R_a + r_a + r) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \frac{a d}{dt} w + \omega \times R_a \right. \\ &\quad \left. + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r) \right\} dm \\ &= m_b R_b \times \left(\frac{b d}{dt} x + \omega \times R_b \right) + \int_R R \times (\omega \times R) dm \\ &\quad + m_a (R_a + r_a) \times \left\{ \frac{b d}{dt} x + \omega \times R_a + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times r_a \right\} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ (R_a + r_a) \times \int_F \frac{{}^a d}{dt} w dm + \int_F r \times \frac{{}^a d}{dt} w dm \\ &+ \int_F r \times \{ (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times r \} dm \end{aligned} \quad (3.1-6)$$

式(3.1-6)を式(3.1-5)に代入し、変位成分に関して2次以上の項を無視すると次式が得られる。

$$\begin{aligned} T &\simeq m_b R_b \times \left(\frac{b d^2}{dt^2} x + \frac{d}{dt} \omega \times R_b \right) + \int_R R \times \left(\frac{d}{dt} \omega \times R \right) dm \\ &\quad + m_a (R_a + r_a) \times \left\{ \frac{b d^2}{dt^2} x + \frac{d}{dt} \omega \times R_a + \left(\frac{d}{dt} \omega + \dot{\theta}_a Z_a \right) \times r_a \right\} \\ &\quad + (R_a + r_a) \times \int_F \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm + \int_F r \times \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm \\ &\quad + \int_F r \times \left\{ \left(\frac{d}{dt} \omega + \dot{\theta}_a Z_a \right) \times r \right\} dm \\ &= m_b R_b \times \left(\frac{b d^2}{dt^2} x - R_b \times \frac{d}{dt} \omega \right) + \int_R R \times \left(\frac{d}{dt} \omega \times R \right) dm \\ &\quad + m_a (R_a + r_a) \times \left\{ \frac{b d^2}{dt^2} x - R_a \times \frac{d}{dt} \omega - r_a \times \left(\frac{d}{dt} \omega + Z_a \ddot{\theta}_a \right) \right\} \\ &\quad + (R_a + r_a) \times \int_F \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm + \int_F r \times \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm \\ &\quad + \int_F r \times \left\{ \left(\frac{d}{dt} \omega + \dot{\theta}_a Z_a \right) \times r \right\} dm \end{aligned}$$

ここで、剛体の重心周りの慣性モーメント I_b を用いると、 $\int_R R \times (\dot{\omega} \times R) dm = I_b \cdot \dot{\omega}$ と展開できるので、上式は以下のようなになる。

$$\begin{aligned} T &= m_b R_b \times \left(\frac{b d^2}{dt^2} x - R_b \times \frac{d}{dt} \omega \right) + I_b \frac{d}{dt} \omega + m_a (R_a + r_a) \\ &\quad \times \left\{ \frac{b d^2}{dt^2} x - (R_a + r_a) \times \frac{d}{dt} \omega - r_a \times Z_a \ddot{\theta}_a \right\} \\ &\quad + (R_a + r_a) \times \int_F \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm + \int_F r \times \frac{{}^a d^2}{dt^2} w dm \\ &\quad + I_b \cdot \left(\frac{d}{dt} \omega + \dot{\theta}_a Z_a \right) \end{aligned} \quad (3.1-7)$$

これをBフレームで表現すると、次式のようなになる。

$$\begin{aligned} T &= m_b \tilde{R}_b (\ddot{x} - \tilde{R}_b \dot{\omega}) + I_b \dot{\omega} + m_a (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) \\ &\quad \{ \ddot{x} - (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) \dot{\omega} - C^T \tilde{r}_a C Z_a \ddot{\theta}_a \} \\ &\quad + (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) \int_F C^T \tilde{r} \ddot{w} dm + \int_F C^T \tilde{r} \ddot{w} dm + C^T I_a C (\dot{\omega} + \dot{\theta}_a Z_a) \\ &= \{ m_a (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) + m_b \tilde{R}_b \} \ddot{x} \\ &\quad + \{ C^T I_a C + I_b - m_a (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) - m_b \tilde{R}_b \tilde{R}_b \} \dot{\omega} \\ &\quad + \{ C^T I_a C - m_a (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) C^T \tilde{r}_a C \} Z_a \ddot{\theta}_a \\ &\quad + \{ (\tilde{R}_a + C^T \tilde{r}_a C) C^T \int_F \phi dm + C^T \int_F \tilde{r} \phi dm \} \ddot{\eta} \end{aligned}$$

ここで、新たに1次のカップリング行列 $\delta^1 = \int_F \tilde{r} \phi dm$ を定義すると、上式は以下のように整理される。

$$\begin{aligned}
T = & \{m_a(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) + m_b \bar{R}_b\} \ddot{x} \\
& + \{C^T I_a C + I_b - m_a(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C)(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) - m_b \bar{R}_b \bar{R}_b\} \dot{\omega} \\
& + \{C^T I_a C - m_a(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) C^T \bar{r}_a C\} Z_a \ddot{\theta}_a \\
& + \{(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) C^T \delta^0 + C^T \delta^1\} \ddot{\eta}
\end{aligned} \quad (3.1-8)$$

これが、全系回転に関する運動方程式である。

結合点での回転に関する運動方程式

結合点で弾性体にトルク T_a が作用するので、結合点周りのトルクに関して次式が成り立つ。

$$\begin{aligned}
T_a = & \int_F (r_a + r + w) \times \frac{d^2}{dt^2} (x + R_a + r_a + r + w) dm \\
\approx & \int_F (r_a + r + w) \times \frac{d}{dt} \left\{ \frac{b}{dt} x + \frac{a}{dt} w + \omega \times R_a \right. \\
& \left. + (\omega + \dot{\theta}_a Z_a) \times (r_a + r) \right\} \\
\approx & \int_F (r_a + r + w) \times \left\{ \frac{b}{dt^2} x + \frac{a}{dt^2} w + \frac{d}{dt} \omega \times R_a \right. \\
& \left. + \left(\frac{d}{dt} \omega + \ddot{\theta}_a Z_a \right) \times (r_a + r) \right\} dm \\
\approx & \int_F (r_a + r) \times \left\{ \frac{b}{dt^2} x + \frac{a}{dt^2} w + \frac{d}{dt} \omega \times R_a \right. \\
& \left. + \left(\frac{d}{dt} \omega + \ddot{\theta}_a Z_a \right) \times (r_a + r) \right\} dm \\
= & m_a r_a \times \left\{ \frac{b}{dt^2} x - R_a \times \frac{d}{dt} \omega - r_a \times \left(\frac{d}{dt} \omega + Z_a \ddot{\theta}_a \right) \right\} \\
& + r_a \times \int_F \frac{a}{dt^2} w dm \\
& + \int_F r \times \frac{a}{dt^2} w dm + I_a \cdot \left(\frac{d}{dt} \omega + Z_a \ddot{\theta}_a \right)
\end{aligned} \quad (3.1-9)$$

この方程式をBフレームで表わすと、次式が導出される。

$$\begin{aligned}
Z_a T_a = & m_a C^T \bar{r}_a C \{ \ddot{x} - \bar{R}_a \dot{\omega} - C^T \bar{r}_a C (\dot{\omega} + Z_a \ddot{\theta}_a) \} \\
& + C^T \bar{r}_a C \int_F \ddot{w} dm + \int_F C^T \bar{r}_a C \ddot{w} dm + C^T I_a C (\dot{\omega} + Z_a \ddot{\theta}_a) \\
= & m_a C^T \bar{r}_a C \ddot{x} + \{ C^T I_a C - m_a C^T \bar{r}_a C (\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) \} \dot{\omega} \\
& + (C^T I_a C - m_a C^T \bar{r}_a C) Z_a \ddot{\theta}_a + C^T (\bar{r}_a \delta^0 + \delta^1) \ddot{\eta}
\end{aligned} \quad (3.1-10)$$

この両辺に Z_a^T を左から作用させると次式となる。

$$\begin{aligned}
T_a = & m_a Z_a^T C^T \bar{r}_a C \ddot{x} + Z_a^T \{ C^T I_a C - m_a C^T \bar{r}_a C (\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) \} \dot{\omega} \\
& + Z_a^T (C^T I_a C - m_a C^T \bar{r}_a C) Z_a \ddot{\theta}_a + C^T (\bar{r}_a \delta^0 + \delta^1) \ddot{\eta}
\end{aligned} \quad (3.1-11)$$

これが、結合点回転軸周りの運動方程式となる。

弾性体の運動方程式

弾性体の微小要素に作用する慣性力 df は以下の式より求まる。

$$\begin{aligned}
df = & -\frac{d^2}{dt^2} (x + R_a + r_a + r + w) dm \\
\approx & -\left\{ \frac{b}{dt^2} x + \frac{a}{dt^2} w + \frac{d}{dt} \omega \times R_a + \left(\frac{d}{dt} \omega + \dot{\theta}_a Z_a \right) \times (r_a + r) \right\} dm \\
= & -\left\{ \frac{b}{dt^2} x - \frac{a}{dt^2} w + R_a \times \frac{d}{dt} \omega + (r_a + r) \times \left(\frac{d}{dt} \omega + Z_a \ddot{\theta}_a \right) \right\} dm
\end{aligned} \quad (3.1-12)$$

これをAフレームで表現すると次式となる。

$$df = \{ -C\ddot{x} - \dot{w} + C\bar{R}_a\dot{\omega} + (\bar{r}_a + \bar{r})(C\dot{\omega} + CZ_a\ddot{\theta}_a) \} dm \quad (3.1-13)$$

(3.1-13) 式の両辺に ϕ^T を左から作用させ、弾性体全体で積分すると次のようになる。

$$\begin{aligned}
\int_F \phi^T df = & \int_F \phi^T \{ -C\ddot{x} + C\bar{R}_a\dot{\omega} + (\bar{r}_a + \bar{r})(C\dot{\omega} + CZ_a\ddot{\theta}_a) - \dot{w} \} dm \\
= & \int_F \phi^T \{ -C\ddot{x} + C\bar{R}_a\dot{\omega} + (\bar{r}_a - \bar{r})(C\dot{\omega} + CZ_a\ddot{\theta}_a) - \phi\ddot{\eta} \} dm \\
= & -\delta^{0T} C\ddot{x} + \delta^{0T} C\bar{R}_a\dot{\omega} + (\delta^{0T} \bar{r}_a - \delta^{1T})(C\dot{\omega} + CZ_a\ddot{\theta}_a) - m_f \ddot{\eta}
\end{aligned} \quad (3.1-14)$$

ここで、 m_f はモード質量であり $m_f = \int_F \phi^T \phi dm$ で定義する。(3.1-14) 式の右辺が、モード座標での弾性力 $k_f \ddot{\eta}$ とつり合うので、次に示す弾性体に関する運動方程式が導出される。

$$\begin{aligned}
\delta^{0T} C\ddot{x} + \{ -\delta^{0T} C(\bar{R}_a + C^T \bar{r}_a C) + \delta^{1T} C \} \dot{\omega} \\
+ (-\delta^{0T} \bar{r}_a + \delta^{1T}) CZ_a \ddot{\theta}_a + m_f \ddot{\eta} + k_f \eta = 0
\end{aligned} \quad (3.1-15)$$

3.2 拘束モードモデルと有限要素モデルの比較

ETS-VIIIの開発では部分構造合成法を用いて衛星全体のダイナミクス解析を行っている。モデルとしては3.1の拘束モードモデルが用いられている。本節ではこの拘束モードモデルと全系有限要素モデルの比較を行い、拘束モードモデルの妥当性を検討する。

3.2.1 使用モデル

FEモデル (FEM) 送信アンテナ、受信アンテナ、太陽電池パドルのFEモデルを構体 (剛体としてモデル化) と合成した全系FEモデル。(応答解析時は低次から400個のモード $< \sim 19.1\text{Hz}$) を重畳したモデルを使用)

拘束モードモデル1 高次の拘束モードモデル。採用モード数は以下の通り。

- LDR-A 30次 ($\sim 14.9\text{Hz}$)
- LDR-B 30次 ($\sim 14.9\text{Hz}$)
- パドル 23次 ($\sim 19.4\text{Hz}$)

拘束モードモデル2 低次の拘束モードモデル。衛星ダイナミクス/姿勢制御系インターフェイスで用いられているモデルに対応し、“固有振動数5Hz以下/モーダルアドミタンス1以上”のモードを採用。採用モード数は以下の通り。

表 3.2.2-1: 全系有限要素モデルと拘束モードモデルの固有振動数の比較 単位[Hz]

全系有限要素モデル	拘束モードモデル1	拘束モードモデル2
0.079	0.079	0.079
0.118	0.118	0.118
0.130	0.130	0.130
0.136	0.136	0.136
0.155	0.154	0.154
0.217	0.217	0.217
0.248	0.244	0.241
0.381	0.381	0.381
0.390	0.390	0.390
0.483	0.481	0.480
0.485	0.485	0.485
0.634	0.626	0.618
0.719	0.718	0.718
0.746	0.746	0.737
0.755	0.754	0.746
0.784	0.761	0.754
1.055	1.055	1.055
1.059	1.059	1.059
1.457	1.439	1.410
1.485	1.464	1.457
1.965	1.965	1.965
2.003	2.003	2.003
2.164	2.164	2.164
2.166	2.166	2.166
2.674	2.674	2.674
2.675	2.675	2.675
3.240	3.239	3.236
3.295	3.293	3.293
3.387	3.387	3.387
3.451	3.435	3.423
3.610	3.610	
3.610	3.610	
4.768	4.768	4.768
4.777	4.777	4.777
5.143	5.143	
5.143	5.143	
5.481	5.480	
5.562	5.560	
5.863	5.863	5.863

- LDR-A 8次 (～4.8Hz)
- LDR-B 8次 (～4.8Hz)
- パドル9次 (～18.0Hz)

なおパドル角度は図4.1.1-1に示す座標系で $\gamma = 90[\text{deg}]$ とした。

3.2.2 固有値解析

全系有限要素モデル, 拘束モードモデル1, 拘束モードモデル2の固有振動数を表3.2.2-1に示す。拘束モードモデル2では6Hz程度の周波数範囲でいくつかのモードが欠けている。

3.2.3 応答解析

定常制御状態のシステムをスラストでインパルス加振を行うケースを想定した応答解析を行ないモデルを比較検討した。スラストの組み合わせによるRoll軸, Pitch軸, Yaw軸回りの加振と東西制御を想定したX軸加振のシミュレーション結果を以下のように示す。

- Roll 図3.2.4-1—3.2.4-5
- Pitch 図3.2.4-6—3.2.4-10
- Yaw 図3.2.4-11—3.2.4-15
- X 図3.2.4-16—3.2.4-20

図中の $F_x, F_y, F_z, T_x, T_y, T_z$ は外乱と制御力を加えた構造に加わる並進力, トルクであり, その他の記号は3.4の通りである。

構体の姿勢角, 姿勢角レートの応答では, 各モデル間に大きな差はない。特に全系有限要素モデル (FEM) と拘束モードモデル1の応答は良く一致している。

アンテナ, パドルの加速度では, 全系有限要素モデルと拘束モードモデル1の応答は良く一致しているが, 拘束モードモデル2の応答はこれらとは大きな違いが見られる。これはモデルの低次化のためと考えられる。拘束モードモデル2は“固有振動数5Hz以下/モーダルアドミタンス1以上”の基準を満たさないモードを除外してモデル化されているため, 3.2.2で示しているように6Hz程度のまでの周波数範囲でモードが複数欠けている。加速度応答では, これらの除外されたモードによる影響が大きく現れている。

3.2.4 結論

拘束モードモデルと全系有限要素モデルとの比較を行い, 拘束モードモデルの妥当性を検討した。拘束モードモデルは採用モードが多い高次モデルは全系有限要素モデルとよく一致した特性を持つが, 低次モデルではアンテナおよびパドルの加速度応答で違いが目立った。制御系の設計にはこの低次モデルが使用されているが, 構体の姿勢角, 姿勢角レートは全系有限要素モデルのものと大きな違いはないので問題はない。したがって柔構造インターフェイスに用いられる“固有振動数5Hz以下/モ

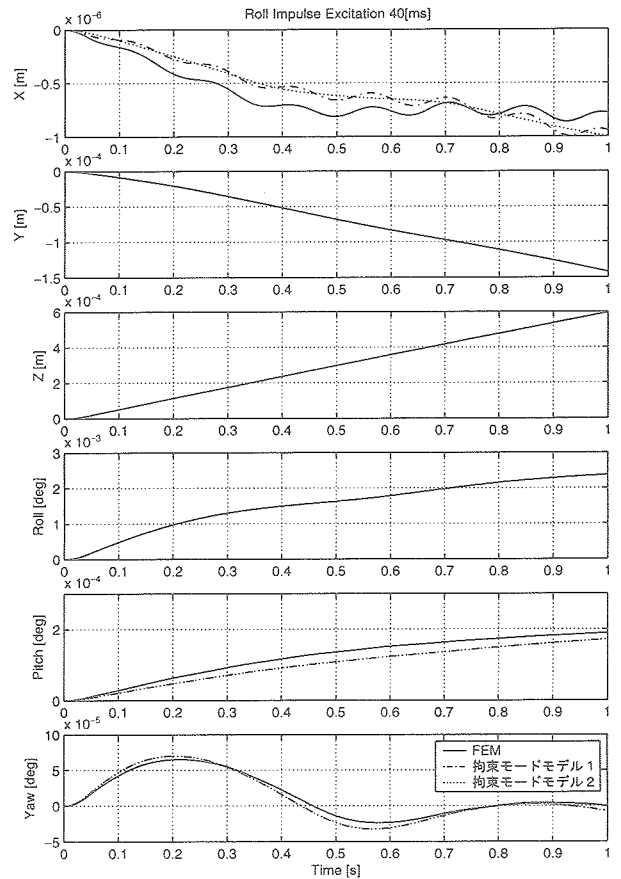


図3.2.4-1: ロール軸インパルス加振の応答 [1/5]

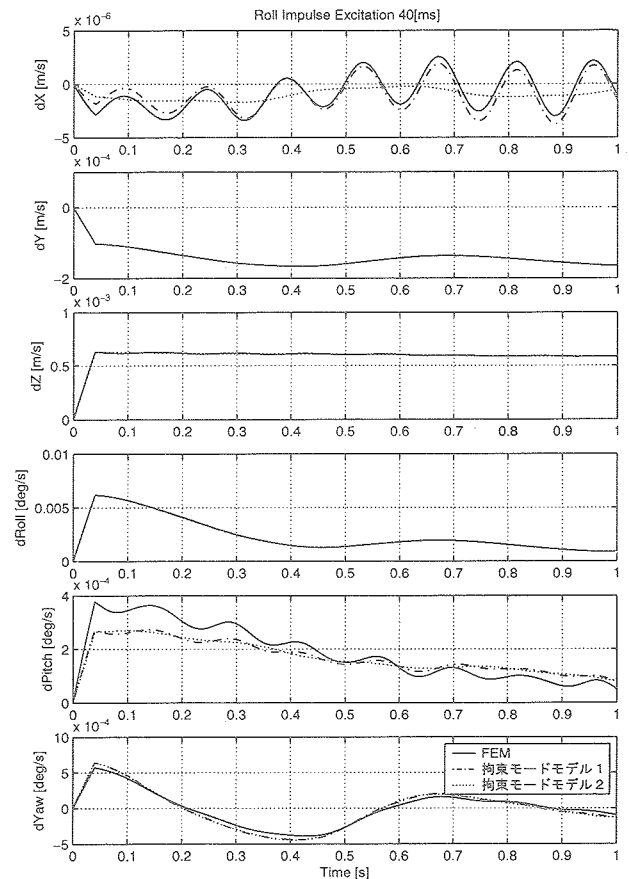


図3.2.4-2: ロール軸インパルス加振の応答 [2/5]

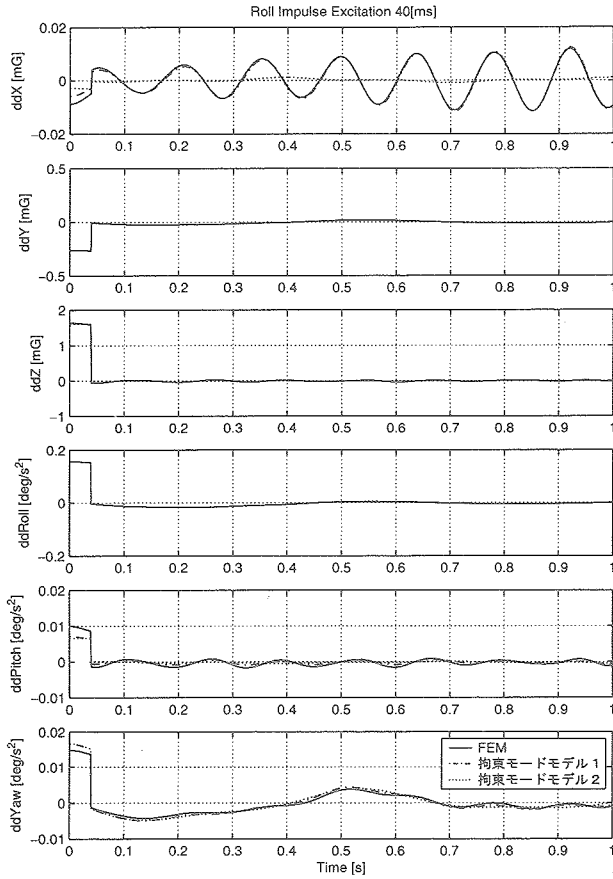


図 3.2.4-3: ロール軸インパルス加振の応答 [3/5]

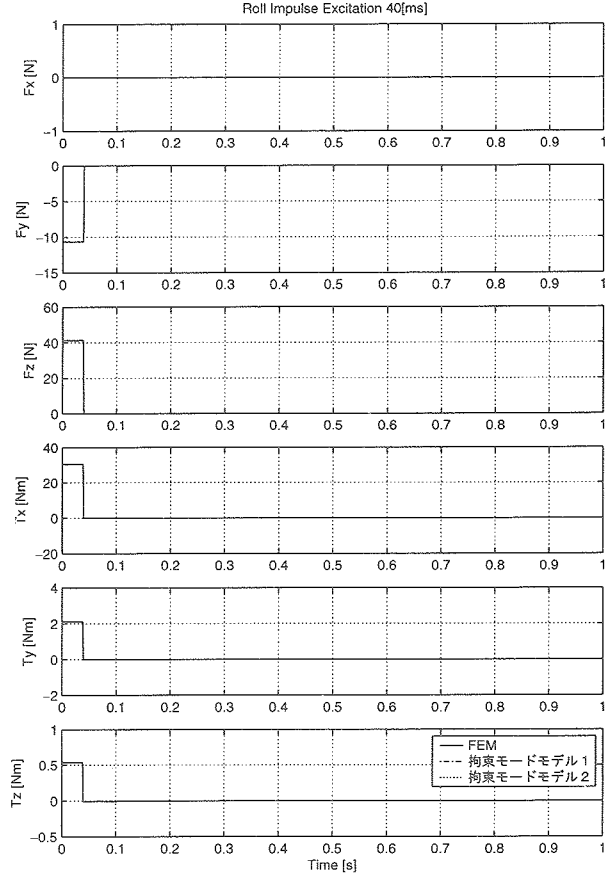


図 3.2.4-5: ロール軸インパルス加振の応答 [5/5]

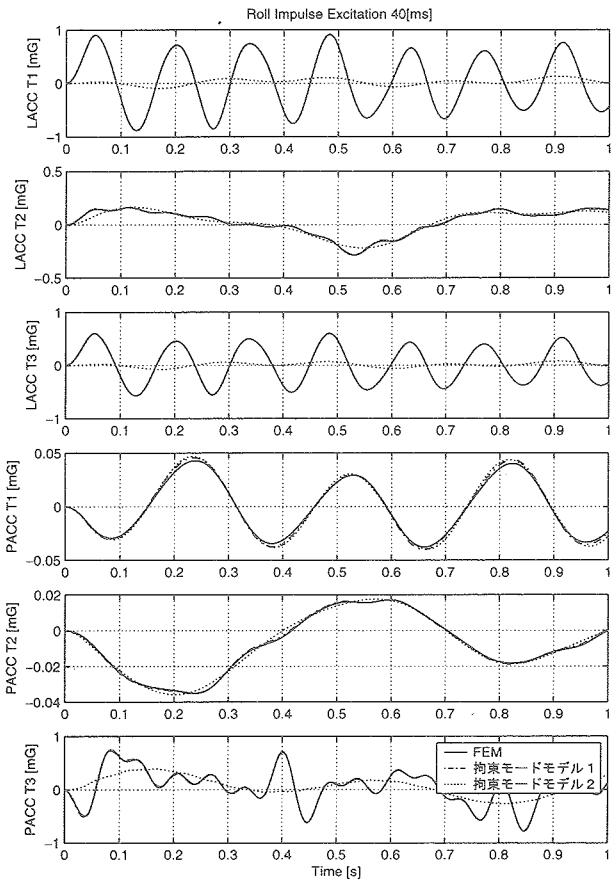


図 3.2.4-4: ロール軸インパルス加振の応答 [4/5]

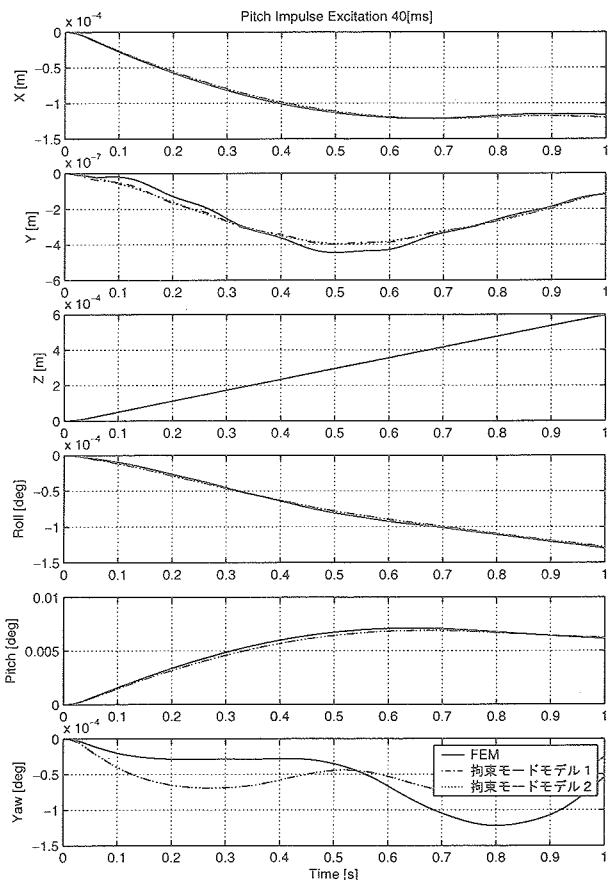


図 3.2.4-6: ピッチ軸インパルス加振の応答 [1/5]

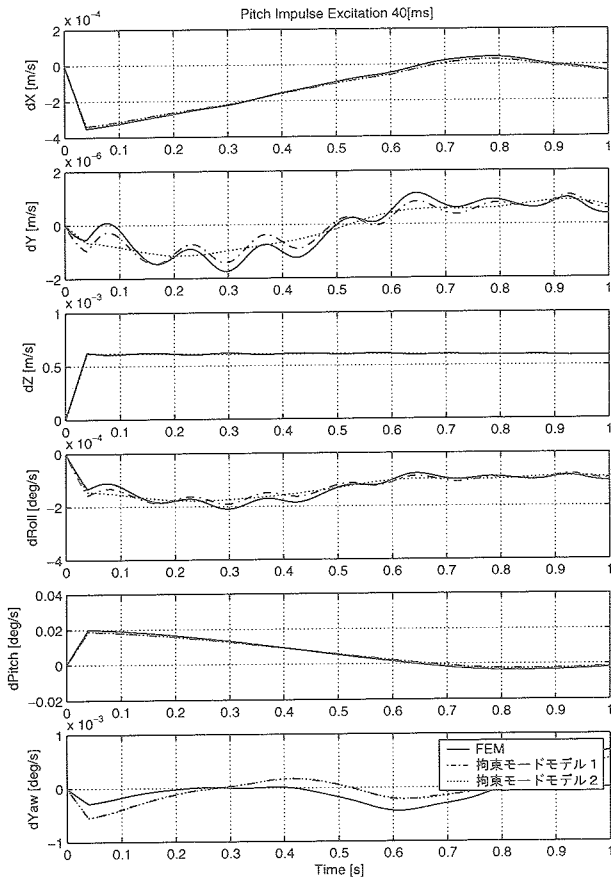


図 3.2.4-7: ピッチ軸インパルス加振の応答 [2/5]

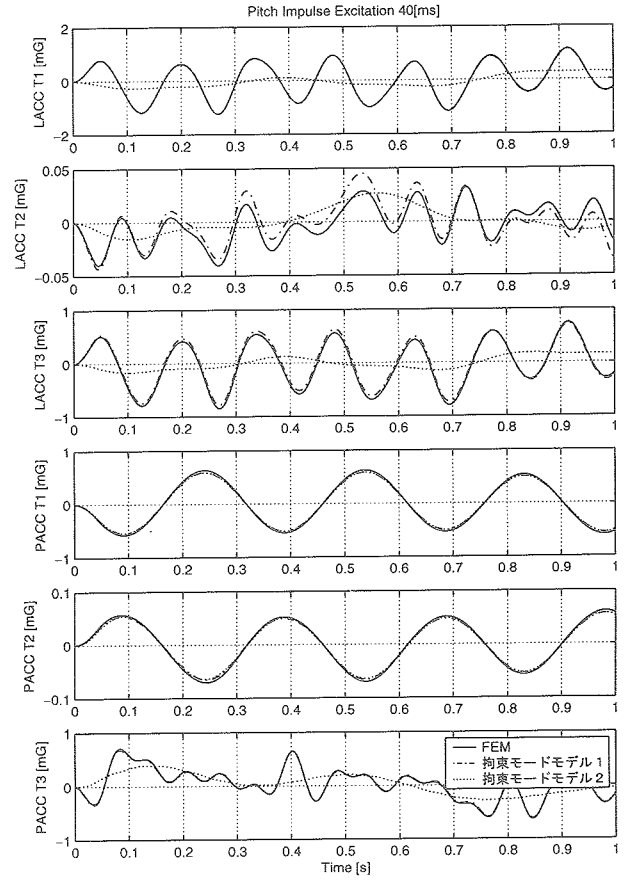


図 3.2.4-9: ピッチ軸インパルス加振の応答 [4/5]

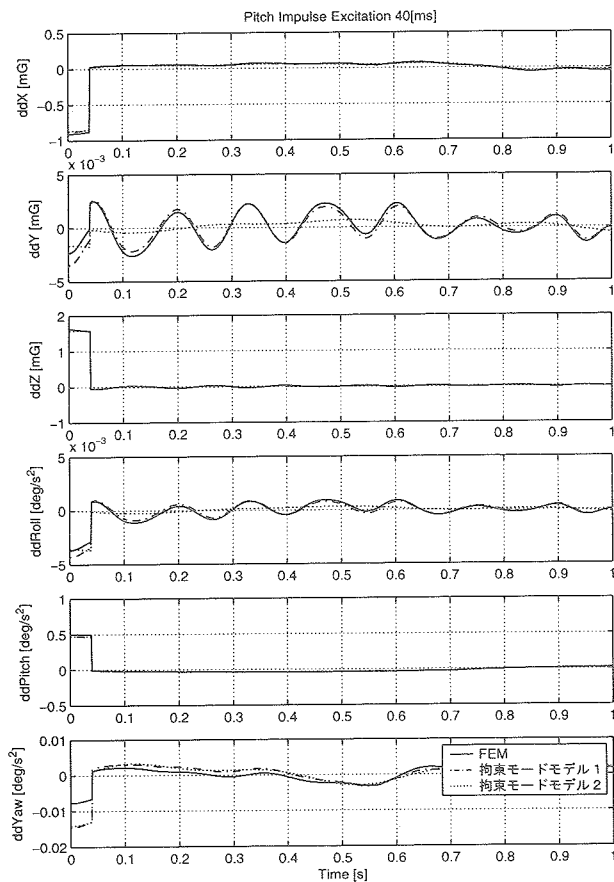


図 3.2.4-8: ピッチ軸インパルス加振の応答 [3/5]

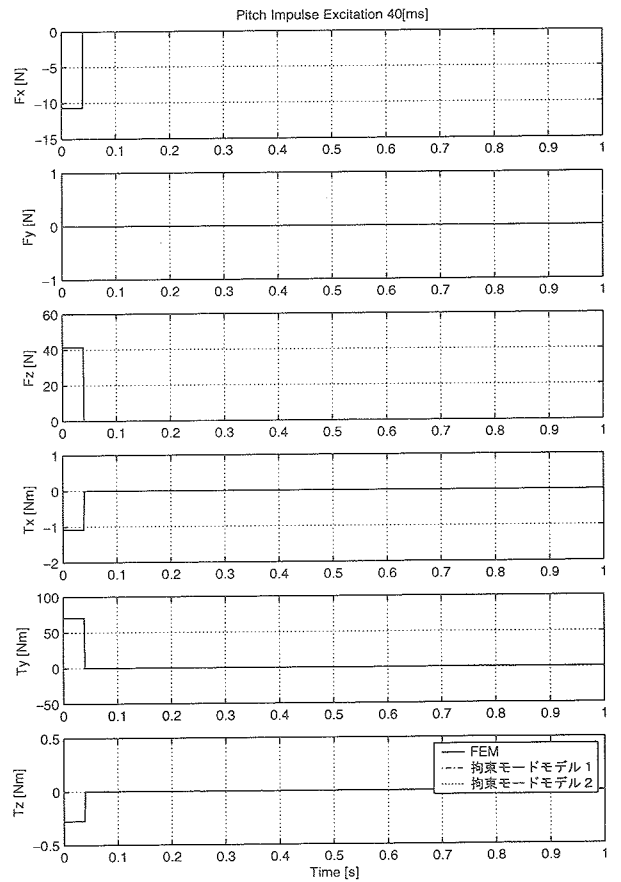


図 3.2.4-10: ピッチ軸インパルス加振の応答 [5/5]

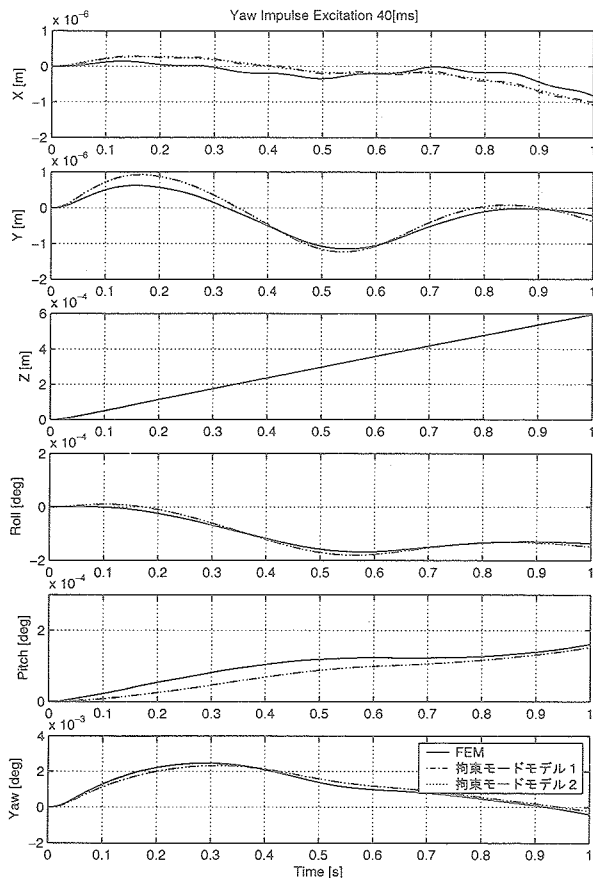


図 3.2.4-11: ヨー軸インパルス加振の応答 [1/5]

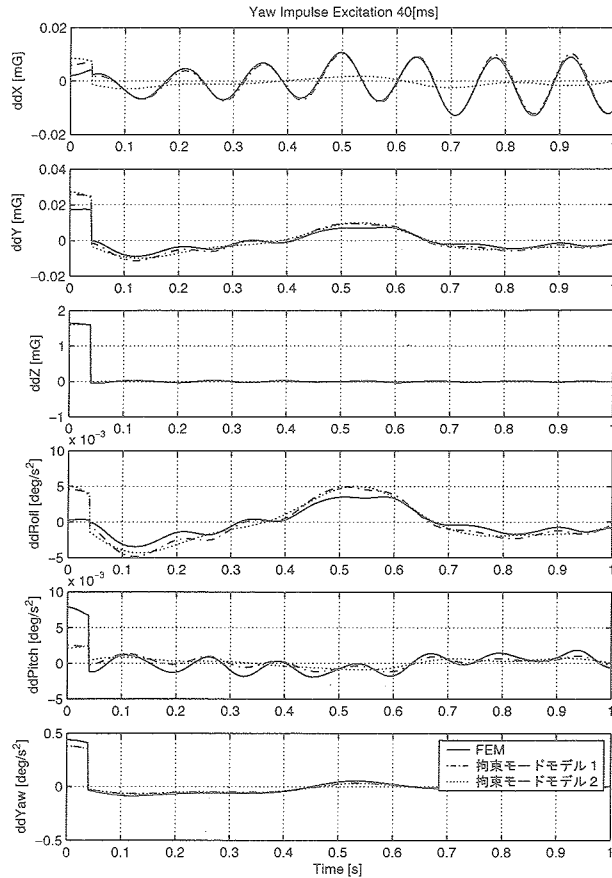


図 3.2.4-13: ヨー軸インパルス加振の応答 [3/5]

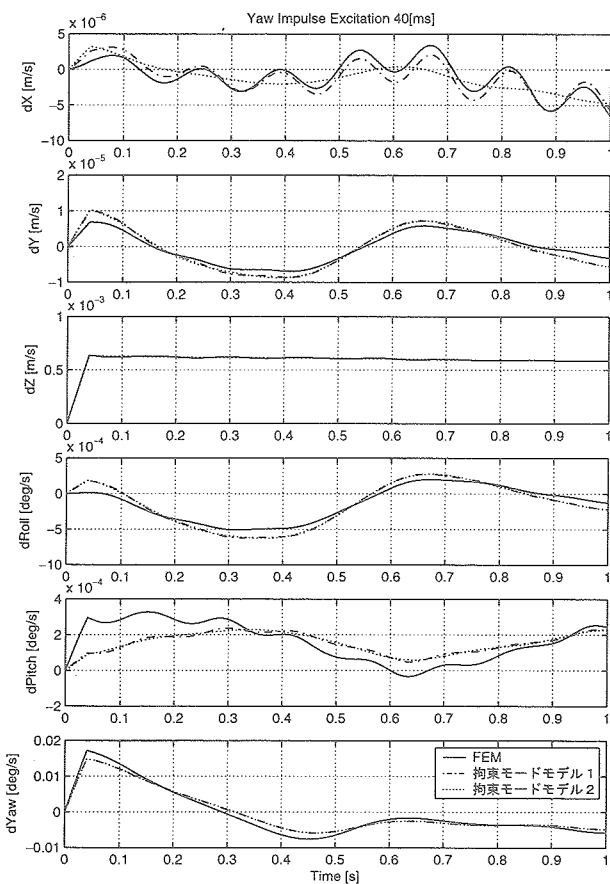


図 3.2.4-12: ヨー軸インパルス加振の応答 [2/5]

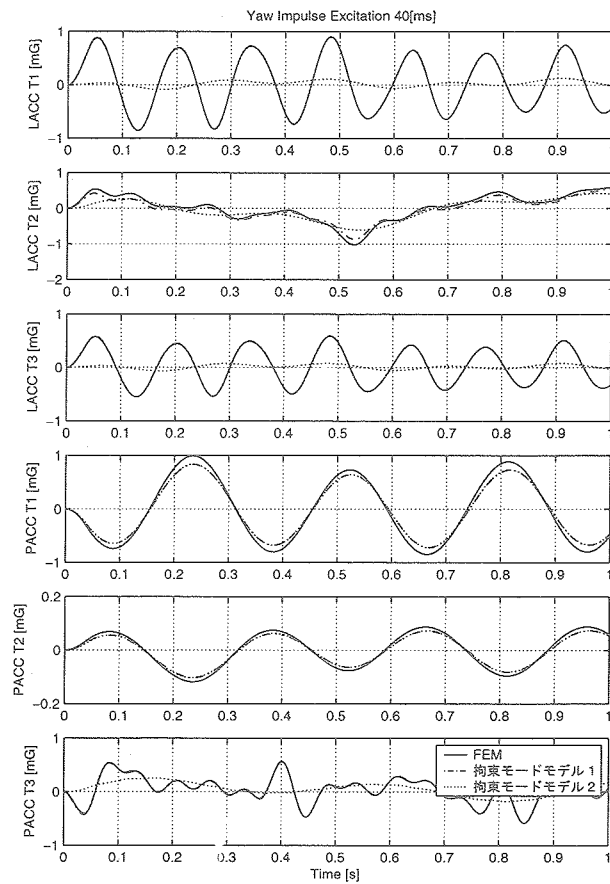


図 3.2.4-14: ヨー軸インパルス加振の応答 [4/5]

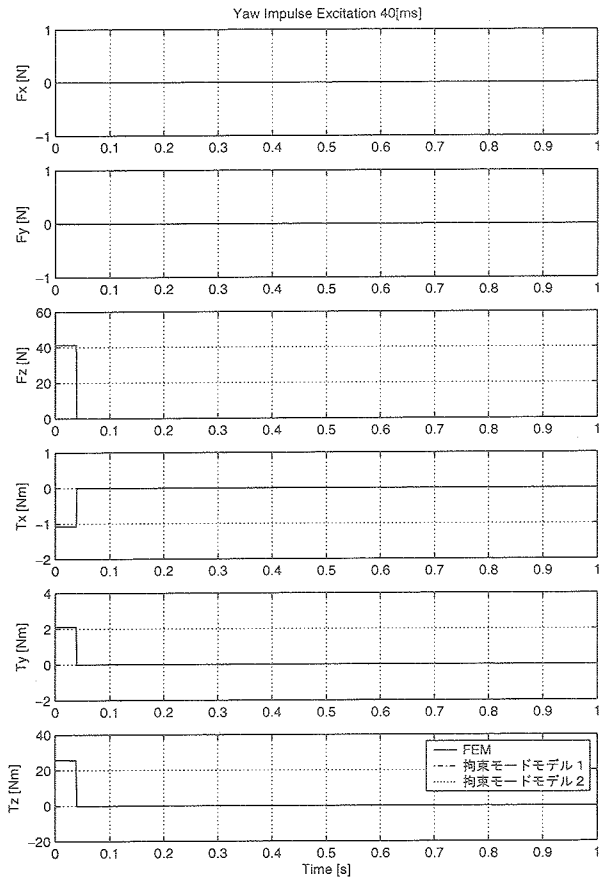


図 3.2.4-15: ヨー軸インパルス加振の応答 [5/5]

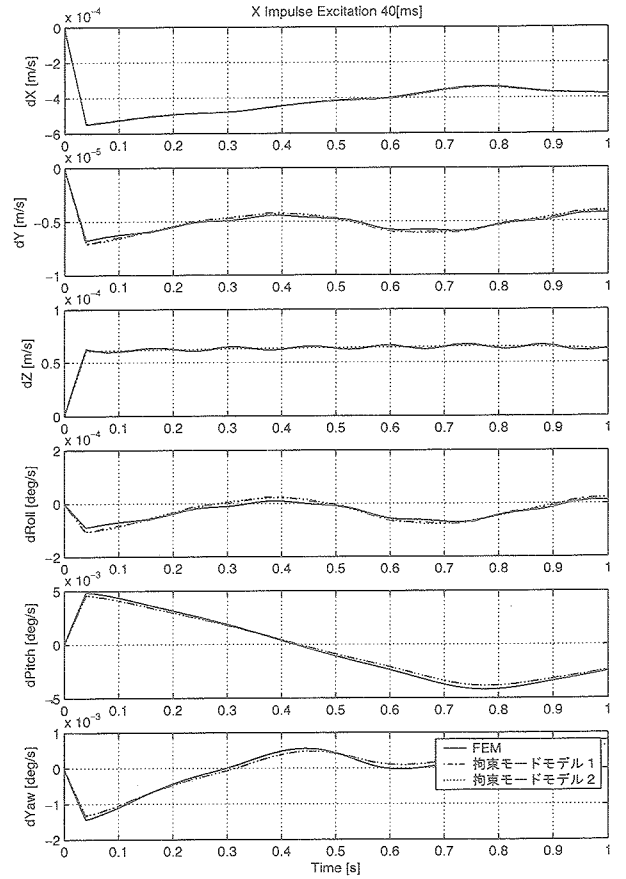


図 3.2.4-17: X 軸インパルス加振の応答 [2/5]

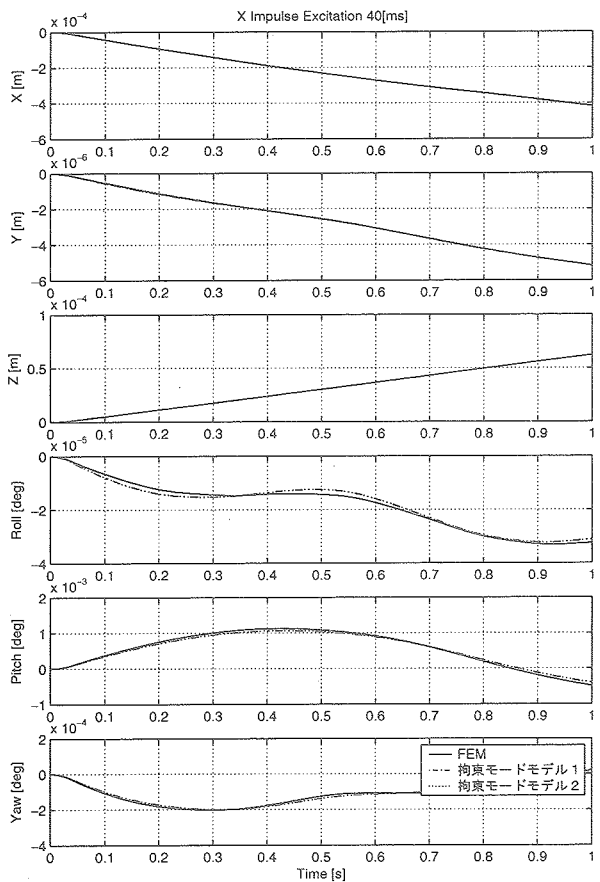


図 3.2.4-16: X 軸インパルス加振の応答 [1/5]

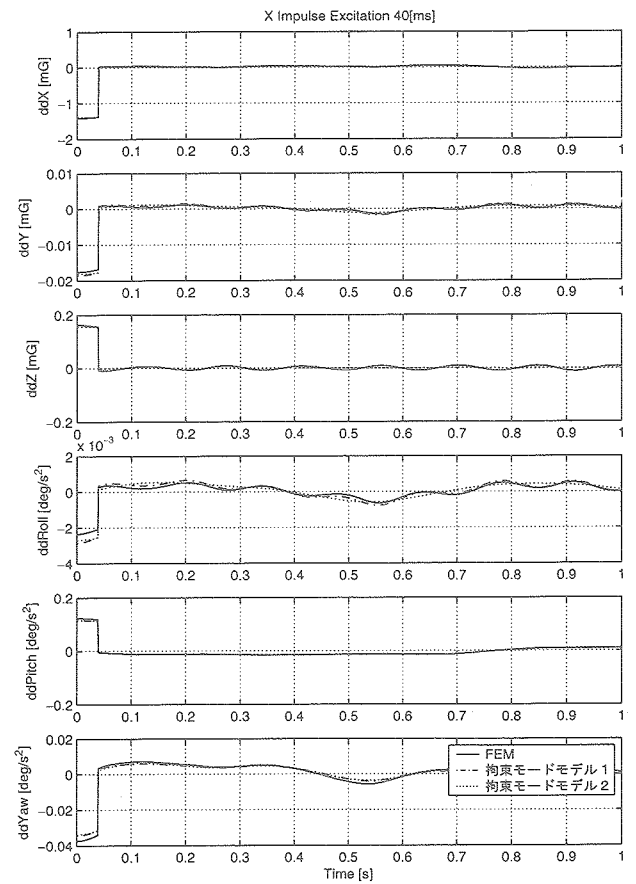


図 3.2.4-18: X 軸インパルス加振の応答 [3/5]

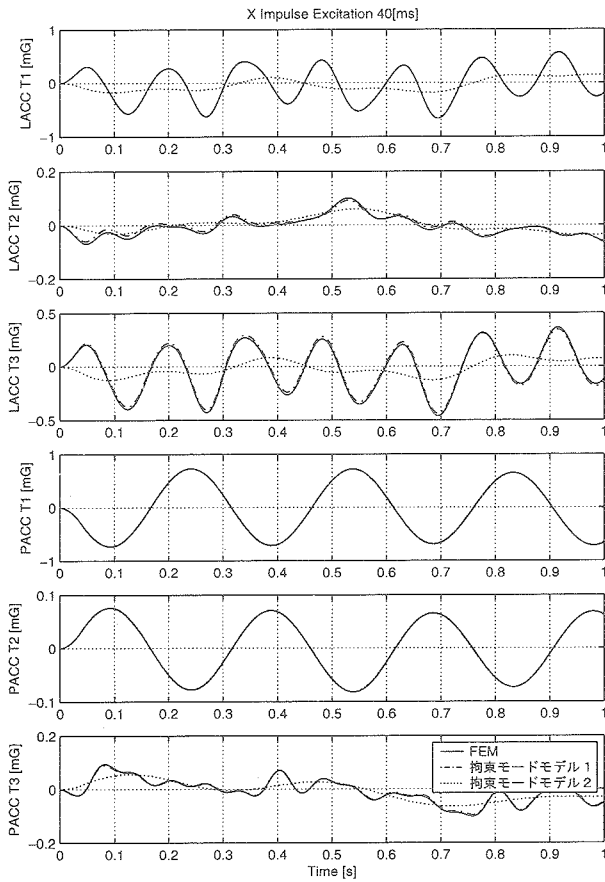


図 3.2.4-19: X 軸インパルス加振の応答 [4/5]

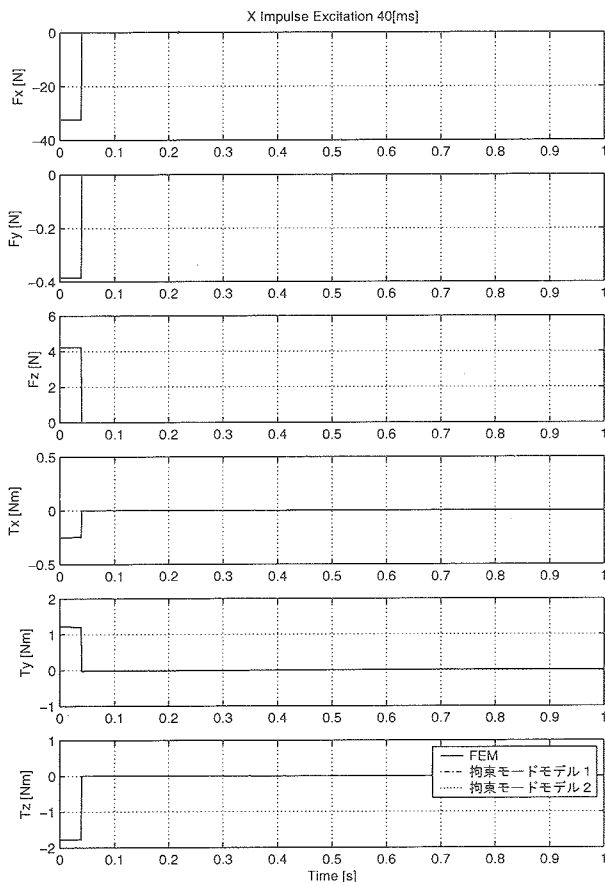


図 3.2.4-20: X 軸インパルス加振の応答 [5/5]

「ゲインアドミタンス 1 以上」という基準は、姿勢制御系の設計に対しては、十分な精度のダイナミクスモデルを提供する妥当な基準であると考えられる。

しかし、アンテナおよびパドル搭載の加速度計の情報を利用する解析に対しては、この基準に基づいた低次モデルでは不十分である。例えば柔構造特性同定では、この基準に従って除外されたモードは想定外のモードとして同定され、解析に混乱を招く恐れがある。このような解析のノミナルモデルとしては、より詳細なモデルが望ましい。

3.3 EM ベースの定常姿勢制御系モデル

EM ベースでの定常姿勢制御系モデルは図 3.3-1 のようなモデルとした。本報告書のシミュレーションは、このブロック線図をもとにしたプログラムを作成して使用している。以下に、このブロック線図の各部について説明を加える。「flexsys_n」にダイナミクスモデルが入っている。並進運動・回転運動のカップリング、パドルとアンテナの柔軟性を考慮した 6 自由度のダイナミクスモデルを作成している。このダイナミクスモデルに従って、状態量（並進位置、並進速度、姿勢角、姿勢角速度、モード座標、モード座標の微分値）が変化する。これらのうち、姿勢角・姿勢角速度に応じて、PID 制御系（「Control Logic」）が動作し、ホイール系にコマンドとして与えられるトルク（「Torque to be added to…」）が算出される。これはそのままダイナミクスモデルに作用する。一方で、ホイールコマンドトルクから計算されるホイール角運動量（「hc」）を参照して、ホイールアンローディングロジック（「Unloading Logic」）が動作する。このロジックは、アンローディングに必要なスラスト発生トルク（「Torque to be added to S/C」）を計算し、スラスタに渡す。このスラスタトルクはパルス状になるため、その際の姿勢変動が大きくなってしまう。これを低減するために、ホイールが蓄積した角運動量を衛星に戻す時間帯の中心時刻に、スラスタトルクのパルスの発生タイミングを持つてくる、という処理がなされている。具体的には以下の 2 つの工夫が設けられている。1 つめは、スラスタがアンロードする角運動量を、先にホイールから衛星へフィードフォワードトルクとして与えること（「Feed Forward Torque Generator」）である。2 つめは、フィードフォワードトルクが与えられている時間帯の中心にアンローディングスラスタトルクのインパルスを立てる（「Time Centerization for FF Torque」）ことである。スラスタ発生トルクは、スラスタトルク配分則「Thruster Distribution」と言われる行列を介して、3 軸のトルクコマンド値から 4 本の個別のスラスタへ配分される。さら

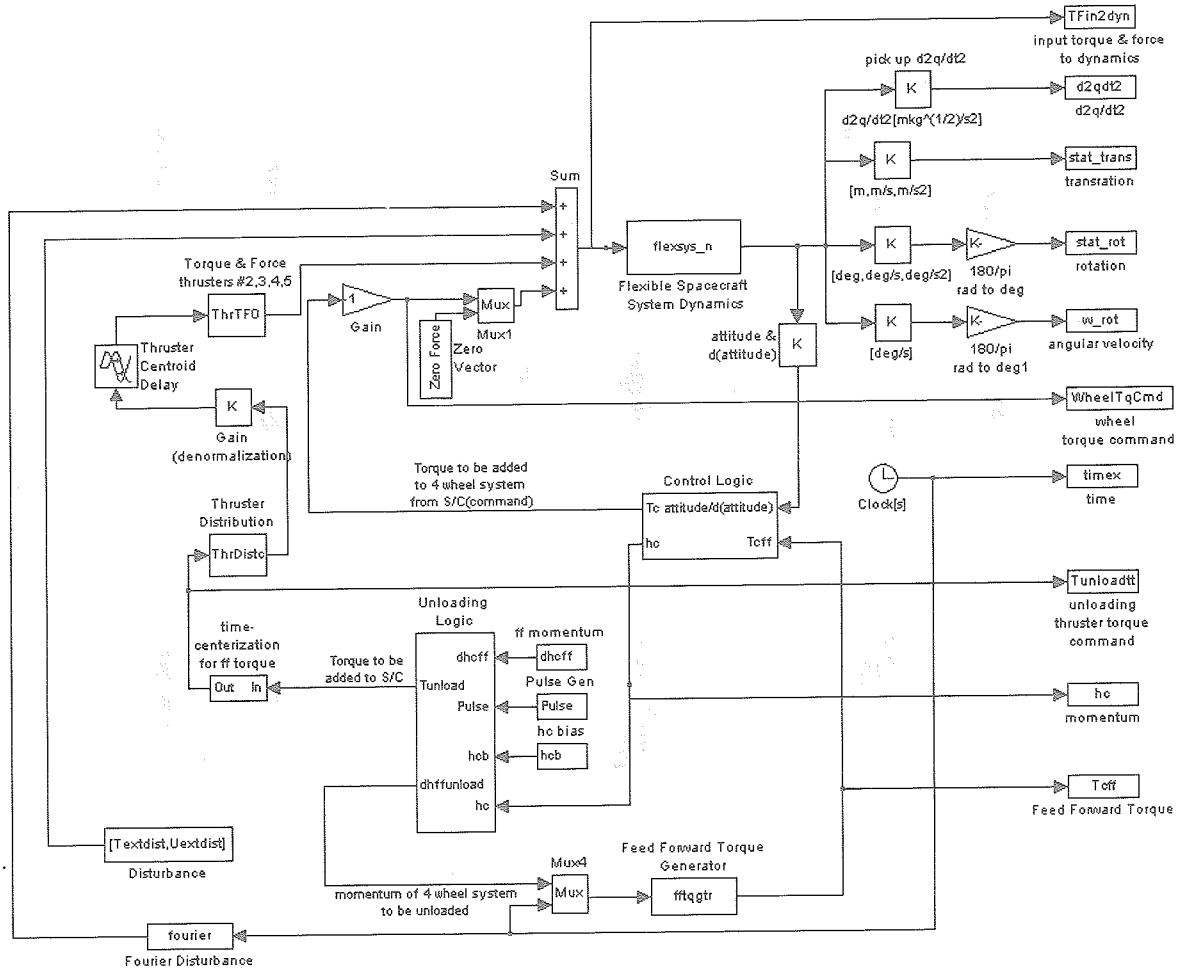


図 3.3-1: アンローディング時の制御系モデル

に、スラスト固有の特性である遅れ (「Thruster Centroid Delay」) を通して、ダイナミクスモデルに作用する。軌道外乱として、太陽輻射圧トルクをフーリエ級数に展開して (「Fourier Disturbance」) モデルに取り込んでいる。

ホイールアンローディング時 アンローディング時の姿勢応答波形を例として図 3.3-2～図 3.3-5 に示す。

EM ベースでの東西軌道制御系モデルは図3.3-6のようなモデルとした。ホイールアンローディング時のモデルにさらに、東西軌道制御ロジックを付加したものである。以下に、このブロック線図のうち、東西軌道制御ロジックとして付加した部分について説明を加える。東西軌道制御のためのスラスト噴射は、運用において、ある特定の時間プロファイルが指定される。ここでは、もっとも典型的な東西軌道制御のパターンを仮定して、アプライオりに与えている (「Pulse Gen EW」)。これによって、各軌道制御用スラスト 1 本ずつに東西軌道制御スラスト噴射が指示され、スラストの遅れ (「Thruster Centroid Delay1」) を介して、ダイナミクスモデルに印加される。ダイナミクスモデルに印加される前に、スラストの推力

と取付点座標を用いて、各軸のスラスト推力が、3軸のトルクと3軸の力に変換される (「Torque & Force Thrusters #6,7,8,9」)。東西軌道制御噴射に伴う外乱トルクに起因する姿勢変動を低減するために、ホイールアンローディングと同様に、スラスト噴射インパルスのタイミングを、ホイールのフィードフォワードトルク発生時間帯の中心におく処理が行われている (「East-West Control Logic」, 「Feedforward Compensation Torque Logic for East-West Orbit Control Thrusting Disturbance」)。

東西軌道制御時 東方向へプラスの力を与える軌道制御噴射を行った際のパドル回転角 =0[deg] の場合の姿勢応答を図 3.3-8～図 3.3-15 に、また、パドル回転角 =90[deg] の場合の姿勢応答を図 3.3-16～図 3.3-23 に示す。これらの図から、以下のことがわかる。

- 構体加速度計は現状想定している加速度の仕様で計測可能なレベルの振動に適合していることがわかる。
- 慣性センサについても同様である。
- パドル搭載加速度については感度方向によっては仕様の分解能に満たない場合がある。

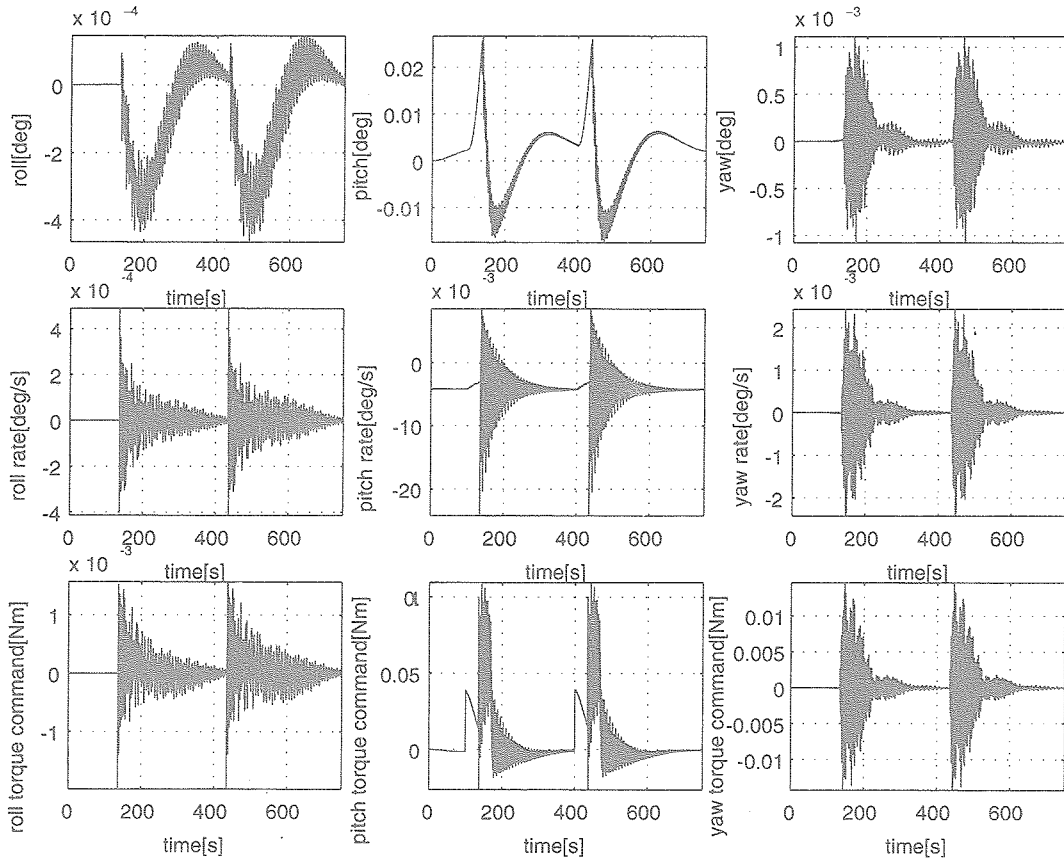


図 3.3-2: pitch 軸アンローディング時 (姿勢応答)

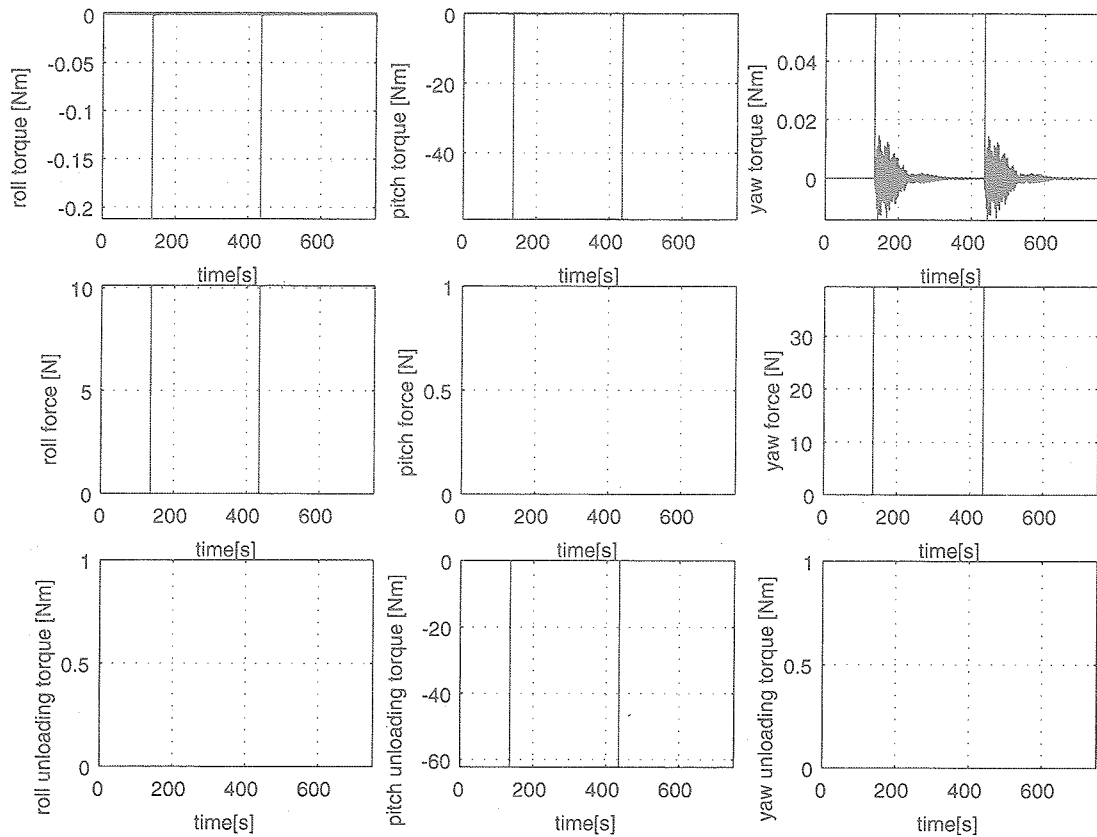


図 3.3-3: pitch 軸アンローディング時 (入力等)

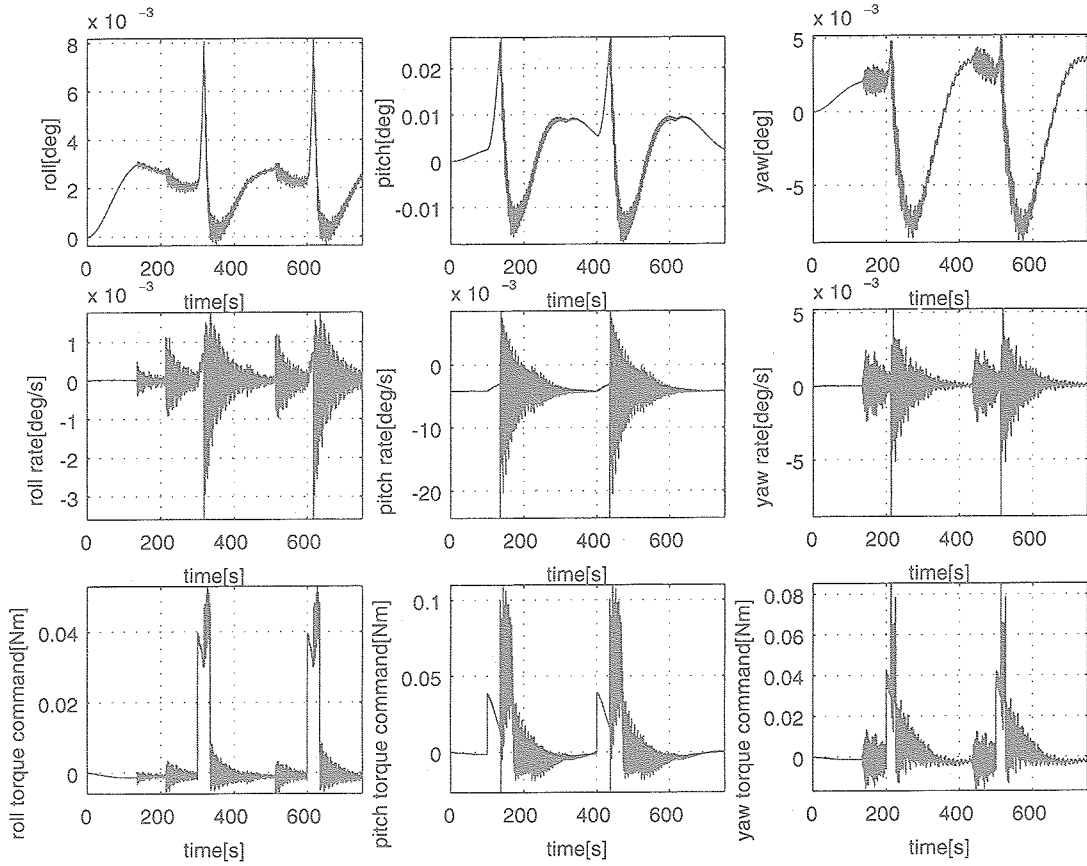


図 3.3-4: roll, pitch & yaw 軸アンローディング時 (姿勢応答)

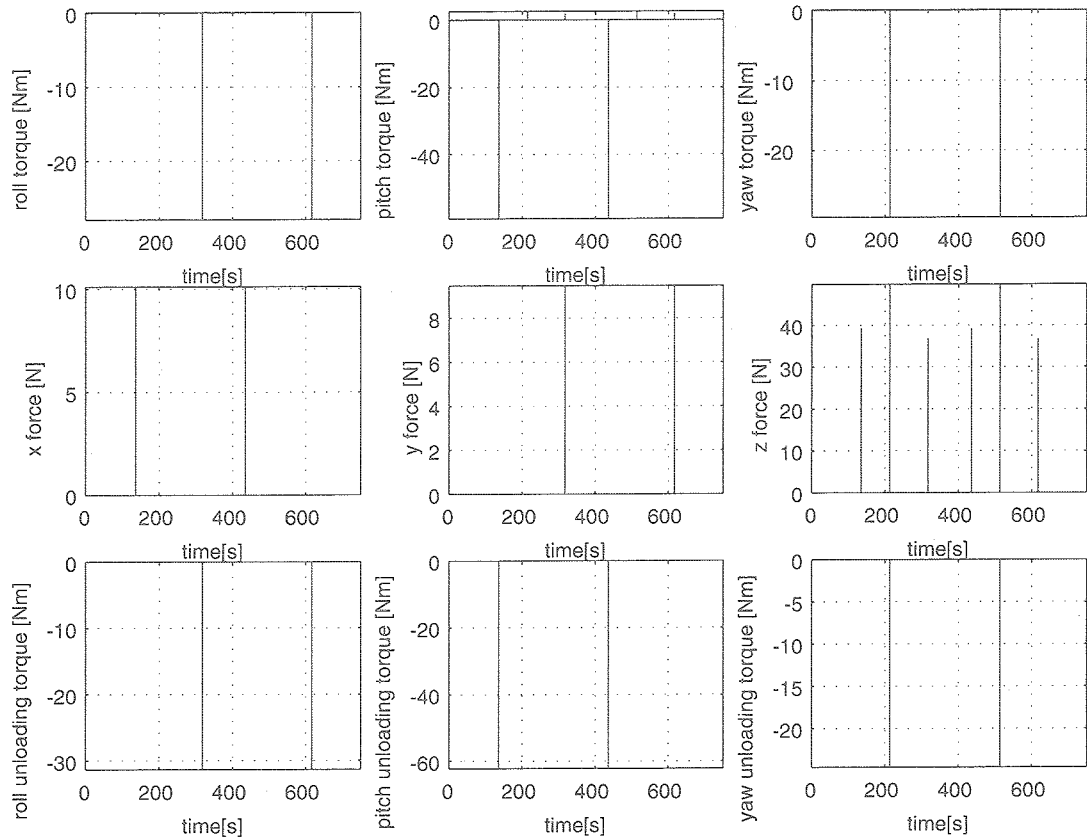


図 3.3-5: roll, pitch & yaw 軸アンローディング時 (入力等)

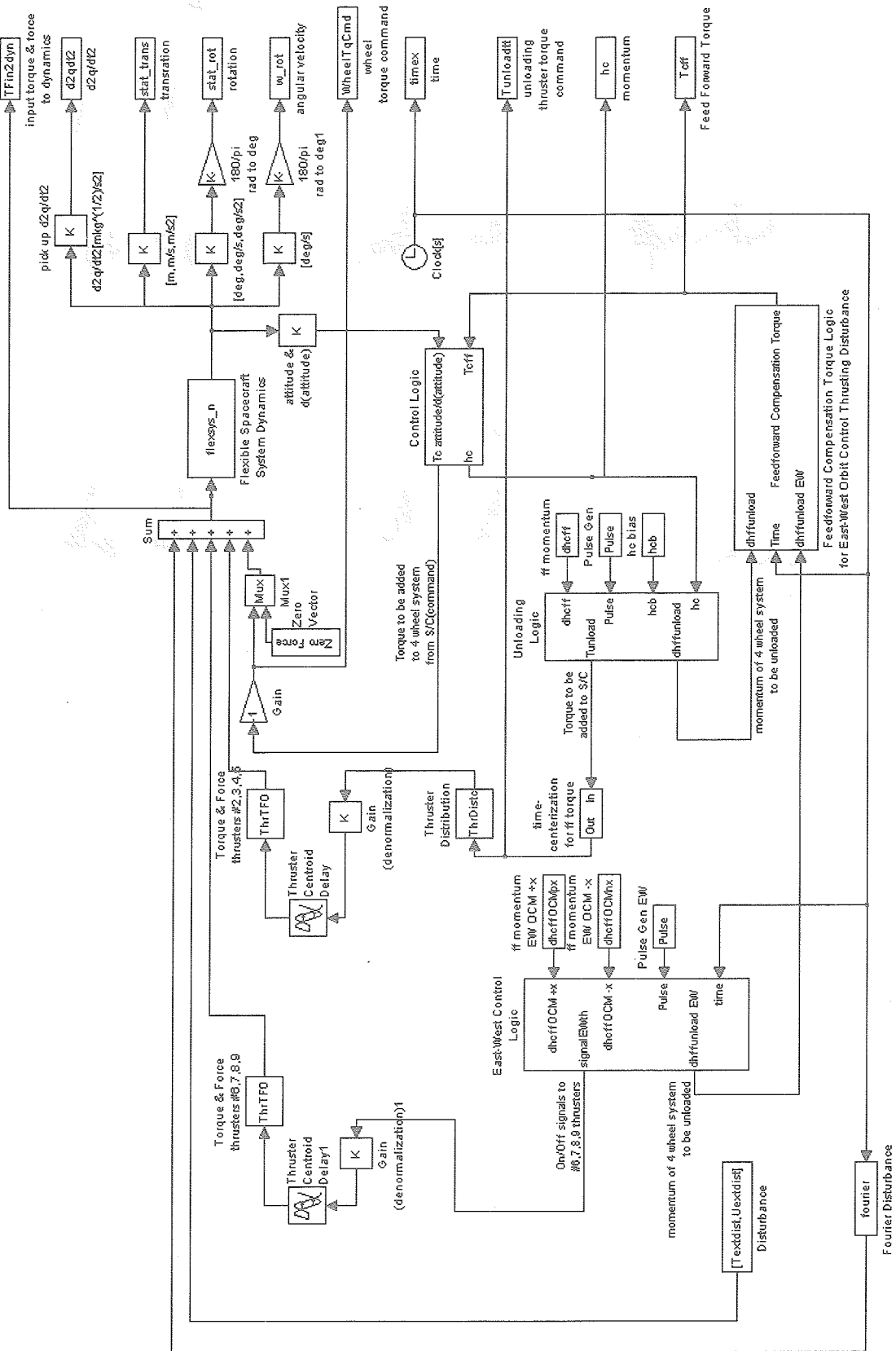


図 3.3-6: 東西軌道制御時の制御系モデル

なお、グラフ中の 205124 番点, 205112 番点とは、図 3.3-7 に示す位置のことであり、ETS-VIII 本体の PDR 以前の加速度計搭載候補位置である。ETS-VIII CDR 以降、パドル EM 開発試験(展開衝撃試験)の結果を反映し、面

内センサの搭載位置を、衝撃の小さい面外センサ搭載位置に移動させた経緯があり、現在では、2つの加速度計とともに、205124 番点の搭載となっている。

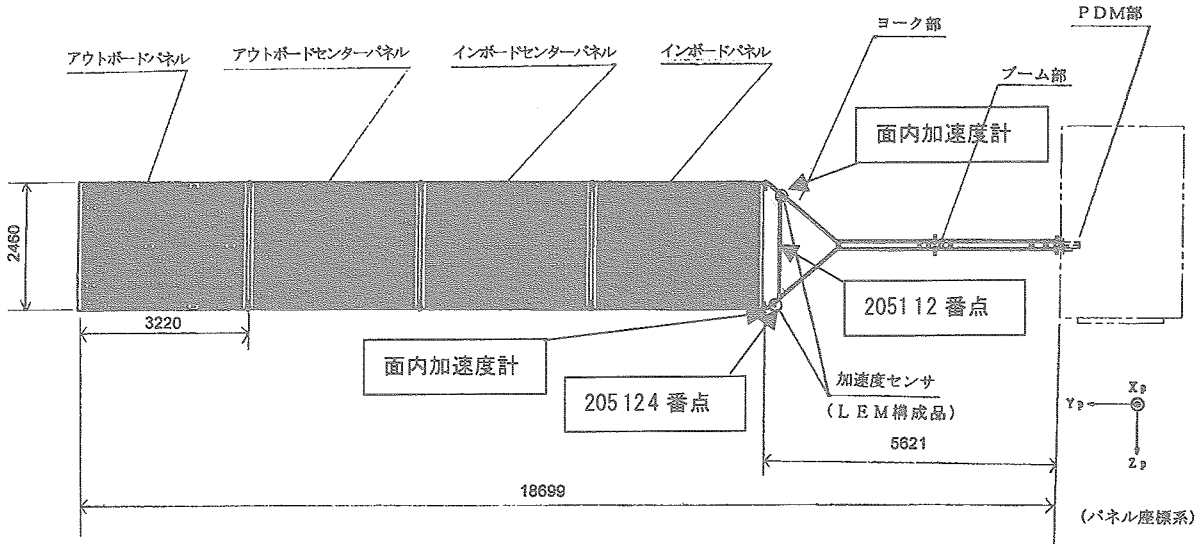


図 3.3-7: パドル上の加速度計取付点 (205124 番点, 205112 番点) の位置

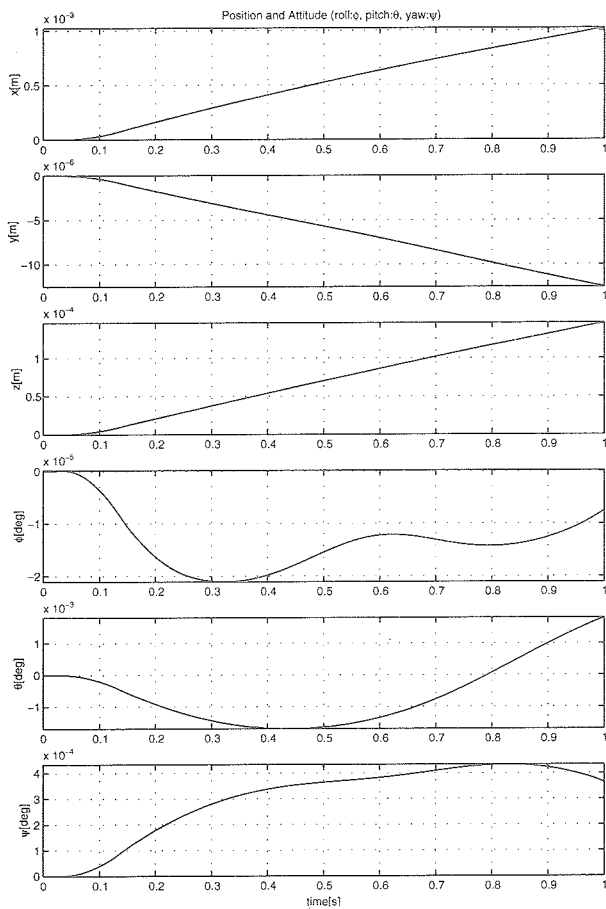


図 3.3-8: 東方向増速, パドル回転角 = 0[deg] 東西軌道制御時の応答 (位置, 姿勢)

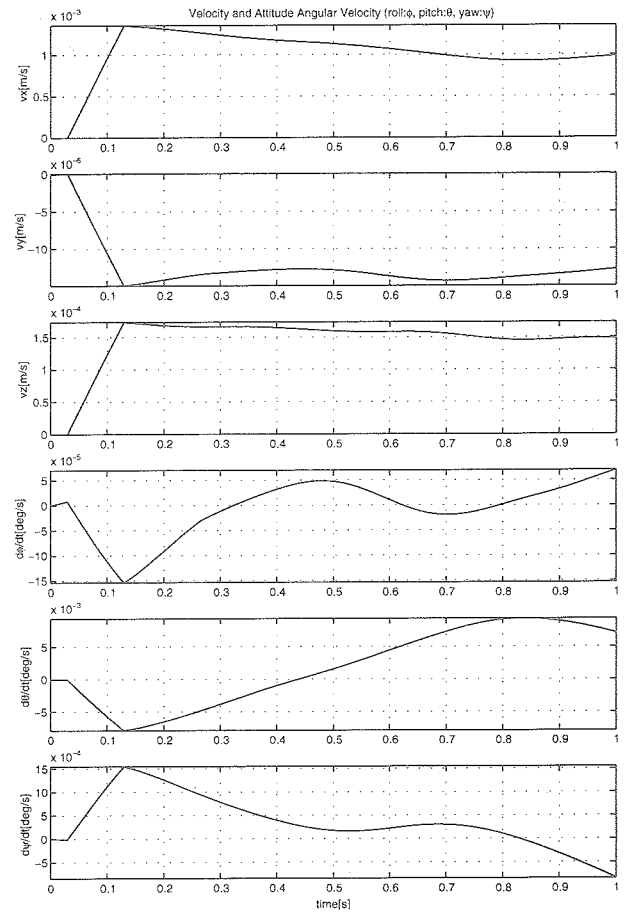


図 3.3-9: 東方向増速, パドル回転角 = 0[deg] 東西軌道制御時の応答 (レート)

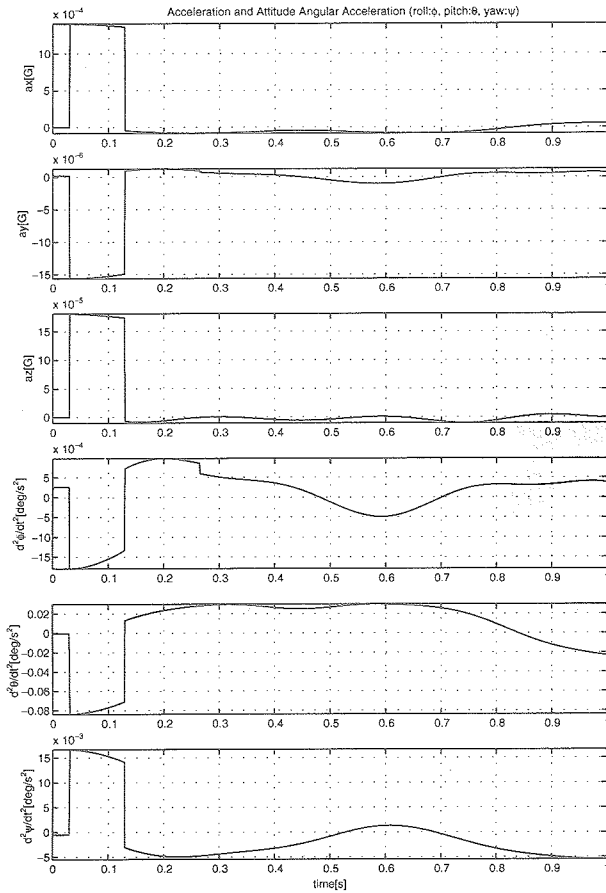


図3.3-10: 東方向増速, パドル回転角=0[deg] 東西軌道制御時の応答 (加速度等2階微分値)

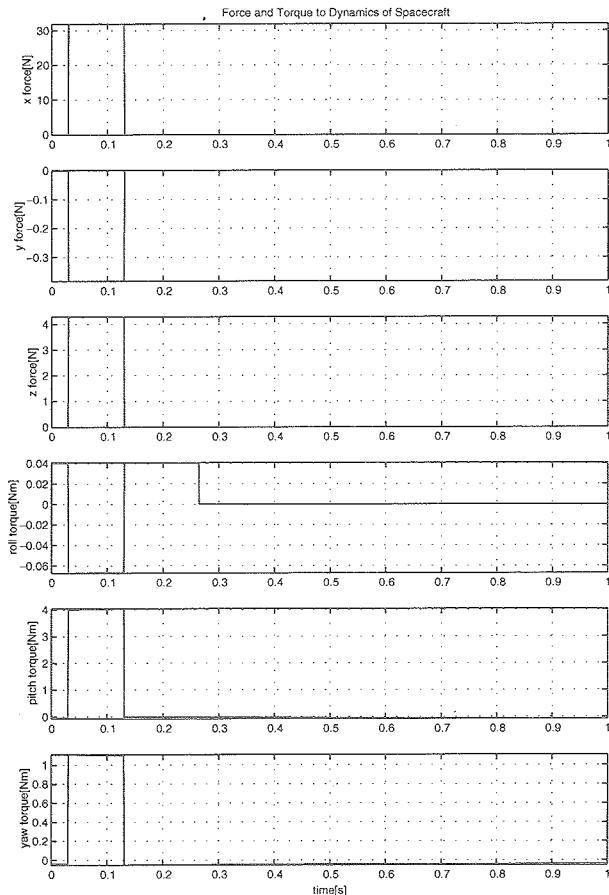


図3.3-11: 東方向増速, パドル回転角=0[deg] 東西軌道制御時の応答 (入力)

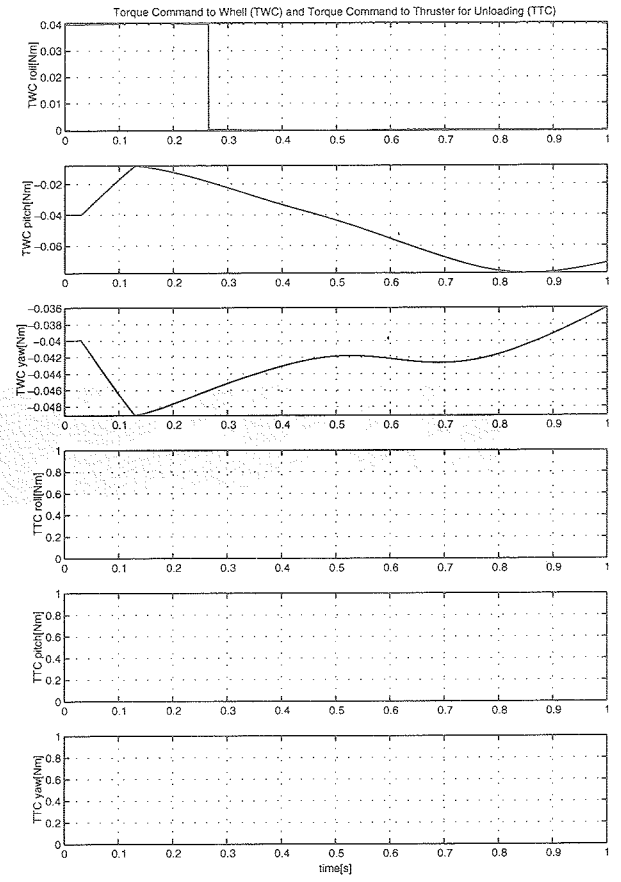


図3.3-12: 東方向増速, パドル回転角=0[deg] 東西軌道制御時の応答 (コマンド値)

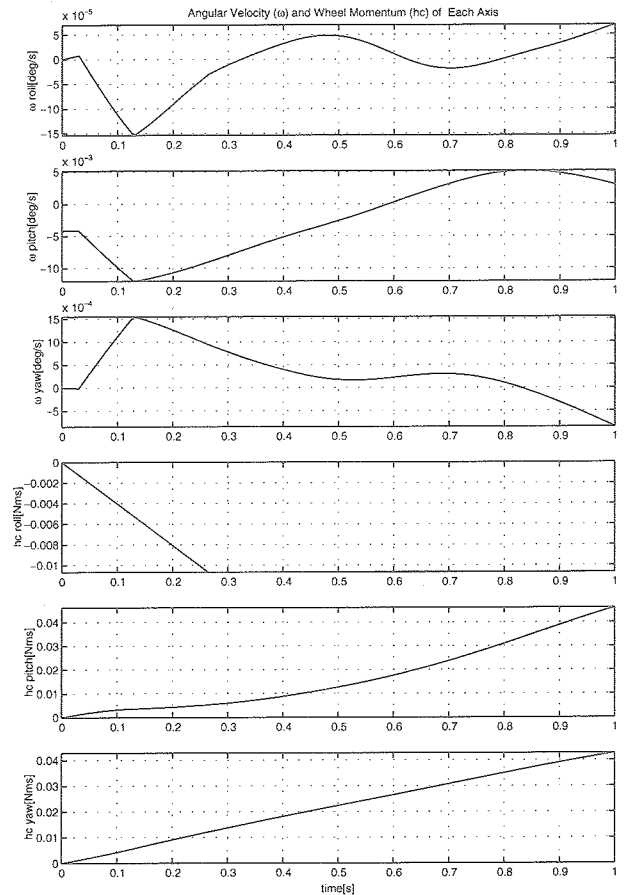


図3.3-13: 東方向増速, パドル回転角=0[deg] 東西軌道制御時の応答 (角速度, 角運動量)

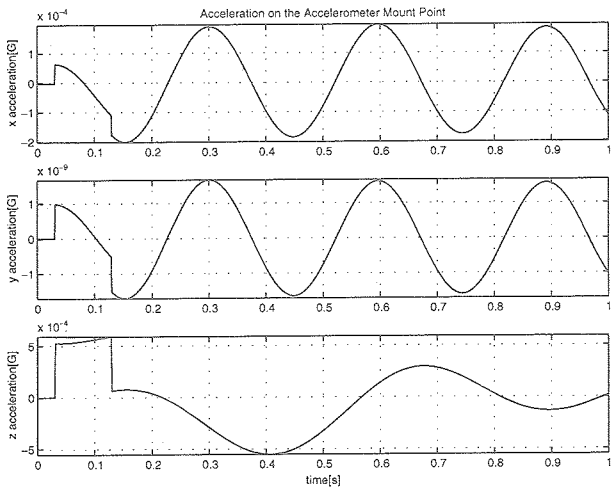


図 3.3-14: 東方向増速, パドル回転角 =0[deg] 205112 番点 (ヨーク中央部 (中央部)) での振動 (x, y, z はパドル固定座標系 y はパドル回転軸方向, z は面外方向, x は残り)

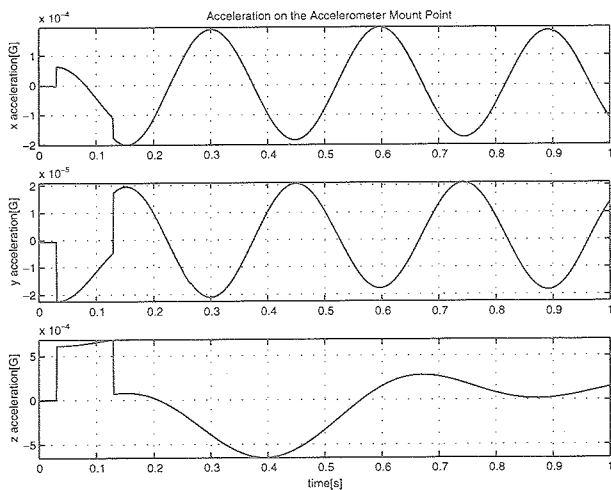


図 3.3-15: 東方向増速, パドル回転角 =0[deg] 205124 番点 (ヨークの端 (rim部)) での振動 (x, y, z はパドル固定座標系 y はパドル回転軸方向, z は面外方向, x は残り)

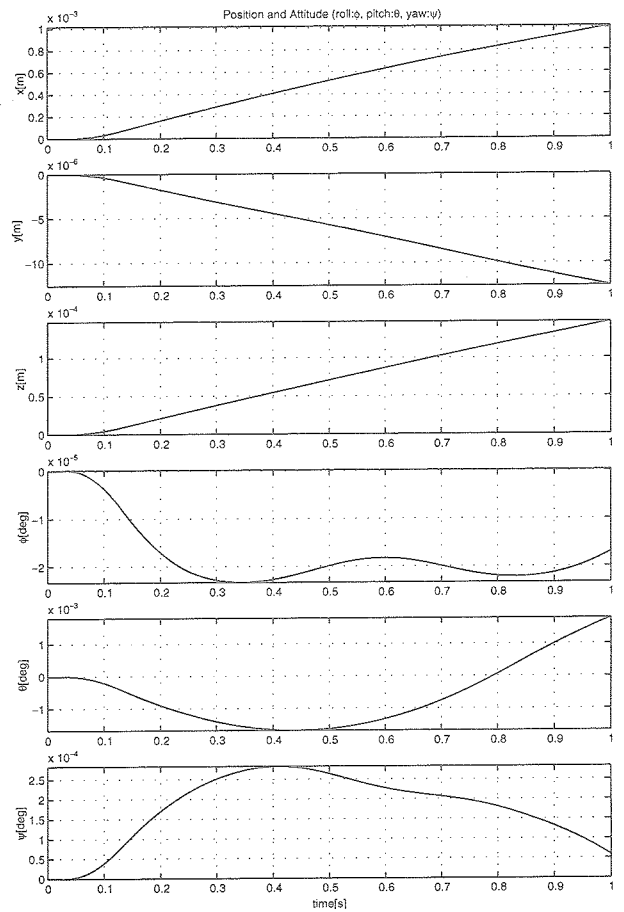


図 3.3-16: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (位置, 姿勢)

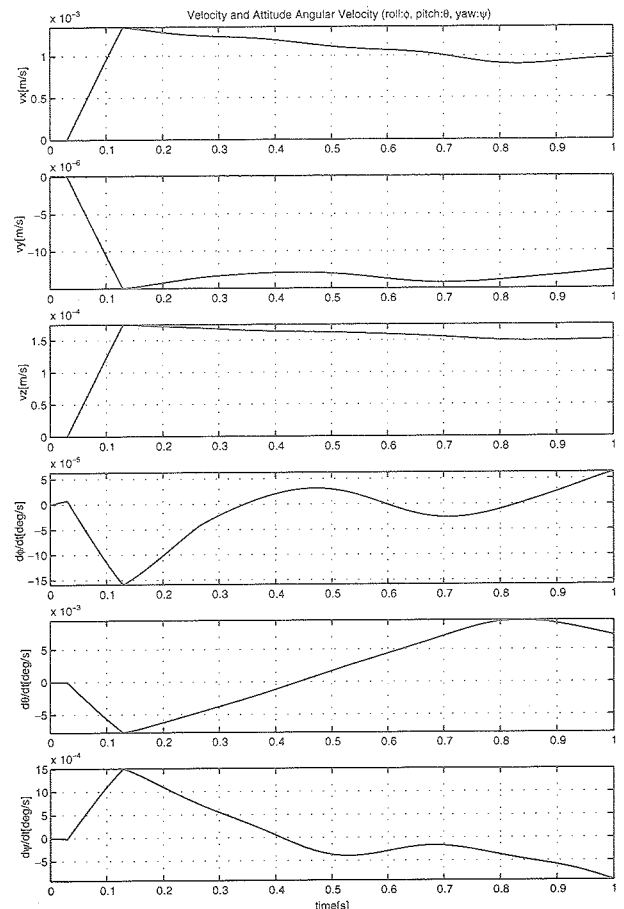


図 3.3-17: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (レート)

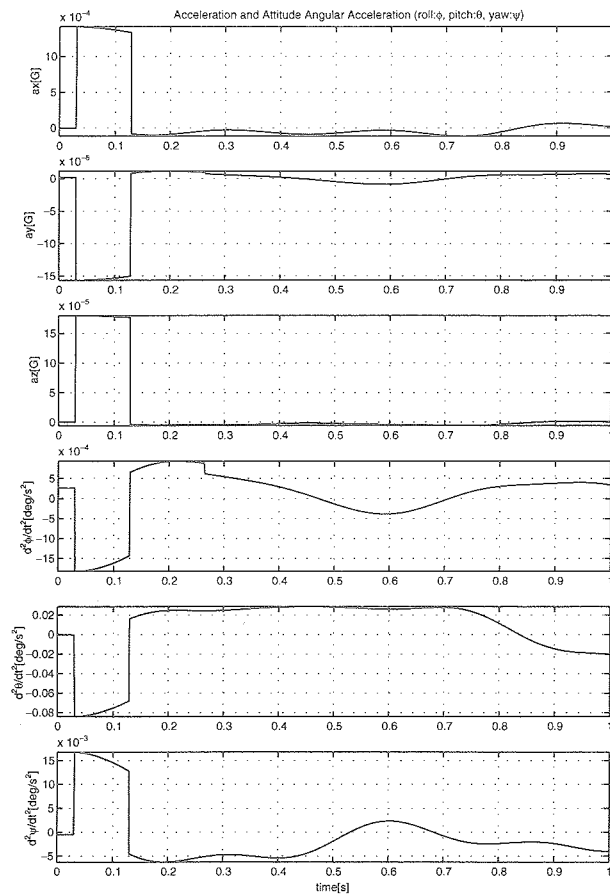


図 3.3-18: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (加速度等 2 階微分値)

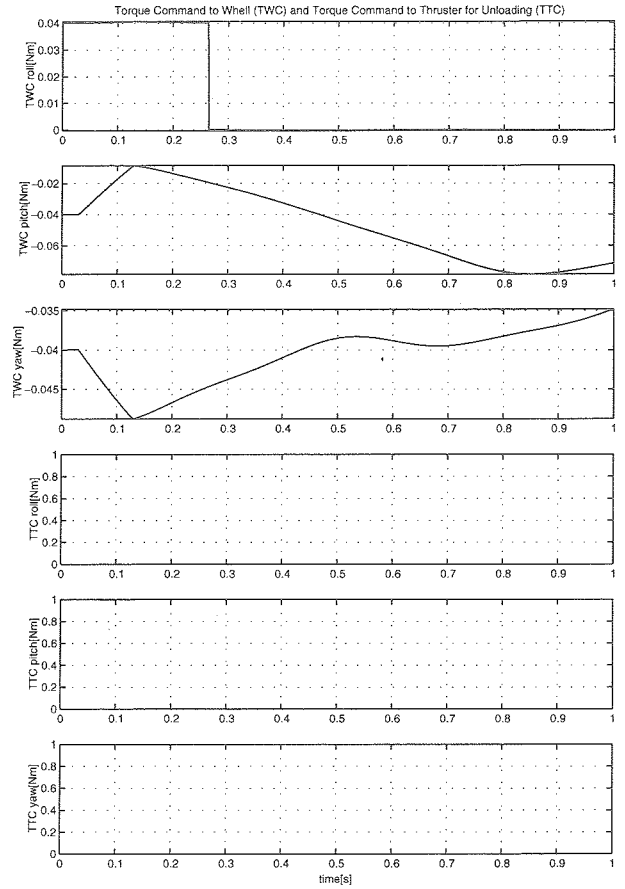


図 3.3-20: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (コマンド値)

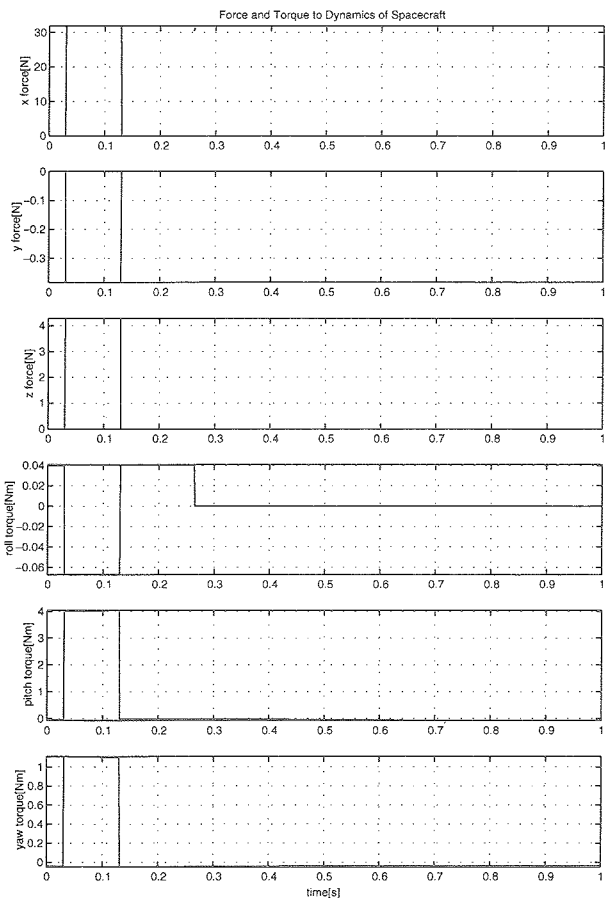


図 3.3-19: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (入力)

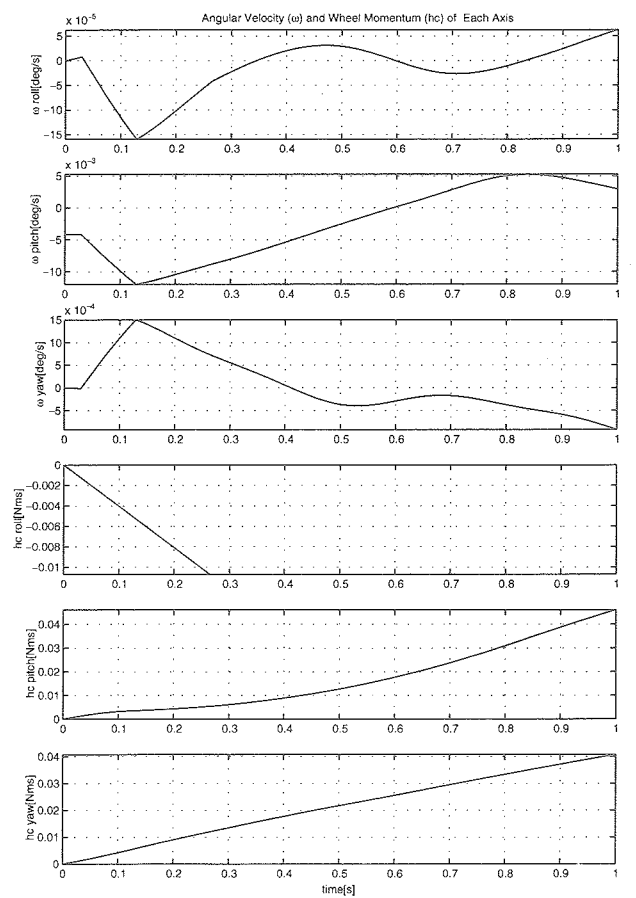


図 3.3-21: 東方向増速, パドル回転角 =90[deg] 東西軌道制御時の応答 (角速度, 角運動量)

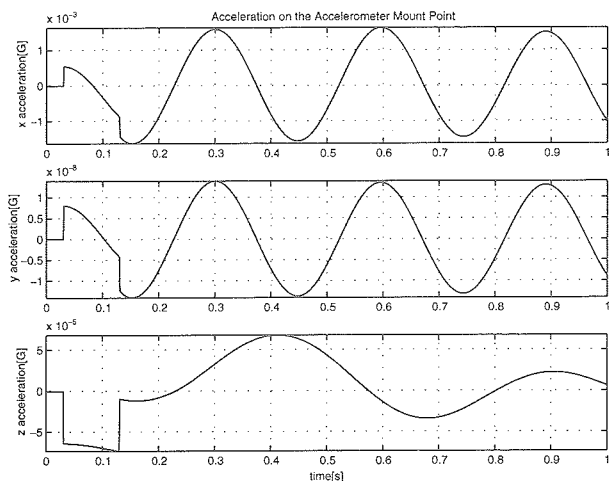


図 3.3-22: 東方向増速, パドル回転角=90[deg] 205112 番点 (ヨーク中央部 (中央部)) での振動 (x, y, z はパドル固定座標系 y はパドル回転軸方向, z は面外方向, x は残り)

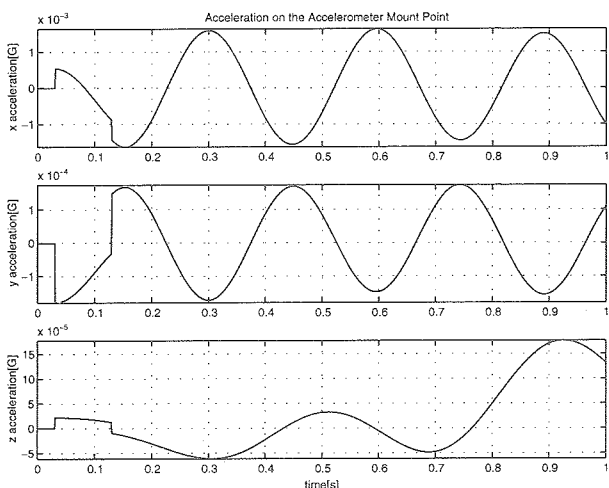


図 3.3-23: 東方向増速, パドル回転角=90[deg] 205124 番点 (ヨークの端 (rim 部)) での振動 (x, y, z はパドル固定座標系 y はパドル回転軸方向, z は面外方向, x は残り)

3.4 軌道上加振による姿勢および加速度応答

システム同定のために、軌道上加振を行った際の姿勢および加速度応答のシミュレーションを行った。加振方法としては、姿勢制御を含めた閉ループ系に対するスラストによるインパルス加振、閉ループ系に対する目標角ステップ応答、閉ループ系に対するスラストによるランダム加振と、3つの方法を考えた。また、太陽電池パドルの駆動を行わず、角度90度で固定されているものとした。

本振動実験に用いる加速度計は、構体重心位置付近、大型展開アンテナ鏡面結合部分のすぐ近く、及び太陽電池パドルの根元のヨーク端部にそれぞれ取り付ける予定で

ある。また、重心の並進変位、速度、回転変位、及び回転速度についてもそれぞれ求めた。今回のシミュレーションで求めた姿勢、速度、加速度応答をまとめると次のようになる。

- X 構体重心の x 方向の変位
- Y 構体重心の Y 方向の変位
- Z 構体重心の Z 方向の変位
- Roll 構体重心の x 方向周りの回転角
- Pitch 構体重心の y 方向周りの回転角
- Yaw 構体重心の z 方向周りの回転角
- dX 構体重心の x 方向の速度
- dY 構体重心の Y 方向の速度
- dZ 構体重心の Z 方向の速度
- dRoll 構体重心の x 方向周りの回転角速度
- dPitch 構体重心の y 方向周りの回転角速度
- dYaw 構体重心の z 方向周りの回転角速度
- ddx: 構体重心から x 方向に 650mm オフセットした点の全体 x 方向の加速度
- ddy: 構体重心から y 方向に 650mm オフセットした点の全体 y 方向の加速度
- ddz: 構体重心から z 方向に 650mm オフセットした点の全体 z 方向の加速度
- ddRoll 構体重心の x 方向周りの回転角加速度
- ddPitch 構体重心の y 方向周りの回転角加速度
- ddYaw 構体重心の z 方向周りの回転角加速度
- LACC T1: LDR-B の鏡面結合点の LACC T2 と LACC T3 に直交する方向の加速度
- LACC T2: LDR-B の鏡面結合点の全体 y 方向の加速度
- LACC T3: LDR-B の鏡面結合点のアンテナ支持ブームの付け根方向の加速度
- PACC T1: 南側太陽電池パドル根元のヨーク端部の PACC T2 と PACC T3 に直交する方向の加速度
- PACC T2: 南側太陽電池パドル根元のヨーク端部のパドル面内長手方向の加速度
- PACC T3: 南側太陽電池パドル根元のヨーク端部のパドル面外方向の加速度

3.4.1 インパルス応答

定常姿勢制御中のシステムに対してスラストによるインパルス加振を行った場合のシミュレーション結果を示す。ETS-VIII では2本のスラストを組み合わせて同時噴射することにより3軸周りのトルクを発生するが、スラストの配置からトルクとともに主に z 方向の並進力も発生される。表 3.4.1-1 にスラストによって発生される3軸方向の並進力、トルクを示す (表 2.4.2 は打ち上げ前の最新のデータであり、本解析の用いたデータは旧版であ

表 3.4.1-1: スラストによって発生される並進力, トルク

方向	Fx[N]	Fy[N]	Fz[N]	Tx[Nm]	Ty[Nm]	Tz[Nm]
+Roll	0.00	-8.58	42.30	35.15	2.11	0.43
-Roll	0.00	8.58	42.30	-37.35	2.11	-0.43
+Pitch	-8.58	0.00	42.30	-1.10	67.96	-0.22
-Pitch	8.58	0.00	42.30	-1.10	-63.75	0.22
+Yaw	0.00	0.00	42.30	-1.10	2.11	20.70
-Yaw	0.00	0.00	42.30	-1.10	2.11	-20.70

るため、数値が整合しない部分がある)。+Roll, + Pitch, + Yaw 方向それぞれに、噴射幅 40[ms] のインパルス加振を行ったものとする。図 3.4.1-1 ~ 図 3.4.1-4 に +Roll 方向のインパルス加振結果、図 3.4.1-5 ~ 図 3.4.1-8 に +Pitch 方向のインパルス加振結果及び図 3.4.1-9 ~ 図 3.4.1-12 に +Yaw 方向のインパルス加振結果を示す。なお、ここで用いている解析モデルは 3.2 節で使用した拘束モードモデル 2 (Likins2) であり、LDR は 8 次、パドルは 11 次までの振動モードを考慮している。また本節ではパドル駆動機構 (PDM) は動作させていない。

シミュレーション結果からわかることは、+ Roll 方向インパルス加振では、10 秒後の最大変位は Z 方向で約 6[mm]、最大速度もやはり Z 方向で約 0.6[mm/s]、最大加速度はインパルス印加時に Z 方向で、約 1.9[mG] となった。また姿勢変動では、10 秒後の最大角度がロール軸回りで約 0.016 度、最大角速度と最大角加速度はインパルス加振時でロール軸回りに約 0.007[deg/s]、約 0.19 [deg/s²] となった。

さらにこの時の搭載加速度計の応答を見ると最大加速度は LACC T3 で約 1.3[mG]、PACC T3 で約 -0.5[mG] となり、構体搭載加速度計の感度 1.95[μ G]、測定レンジ ± 4[mG] や LDR 搭載加速度計・パドル搭載加速度計の感度 6.35[μ G]、測定レンジ ± 13[mG] で十分観測できる加速度レベルとなっていることも確認できる。

+Pitch 方向インパルス加振では、10 秒後の最大変位は Z 方向で約 6[mm]、最大速度もやはり Z 方向で約 0.6[mm/s]、最大加速度はインパルス印加時に Z 方向で、約 1.6[mG] となった。また姿勢変動では、10 秒後の最大角度がピッチ軸回りで約 0.03 度、最大角速度と最大角加速度はインパルス加振時でピッチ軸回りに約 0.018[deg/s]、約 0.46[deg/s²] となった。搭載加速度計の応答を見ると最大加速度は LACC T3 で約 1[mG]、PACC T3 で約 0.5[mG] となり、やはり加速度計の感度・レンジ範囲内であることが確認された。

+Yaw 方向インパルス加振では、10 秒後の最大変位は Z 方向で約 5.5[mm]、最大速度もやはり Z 方向で約

0.6[mm/s]、最大加速度はインパルス印加時に Z 方向で、約 1.6[mG] となった。また姿勢変動では、10 秒後の最大角度がヨー軸回りで約 0.006 度、最大角速度と最大角加速度はインパルス加振時でヨー軸回りに約 0.01[deg/s]、約 0.26[deg/s²] となった。搭載加速度計の応答を見ると最大加速度は LACC T3 で約 1.3[mG]、PACC T1 で約 0.6[mG] となり、この結果より、これらのインパルス加振において、加速度計の出力は感度・レンジ範囲内であることが確認された。

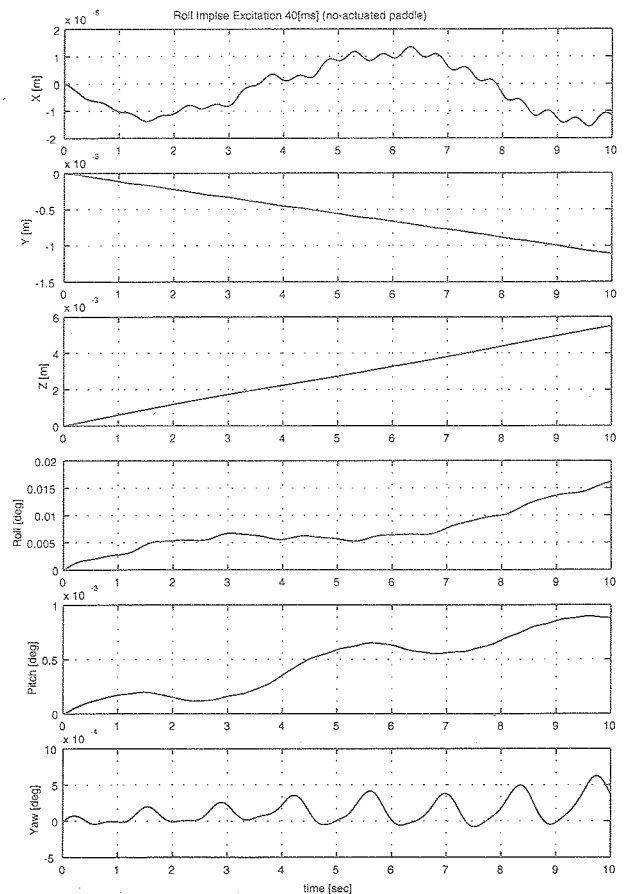


図 3.4.1-1: +Roll 方向インパルス加振応答 (並進変位, 姿勢角)

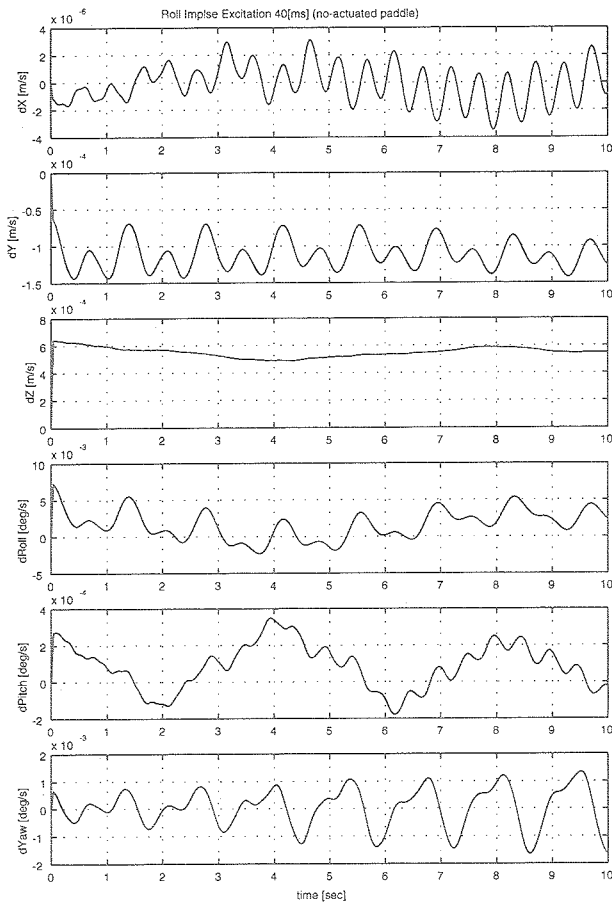


図 3.4.1-2: +Roll 方向インパルス加振応答 (並進速度, 姿勢角速度)

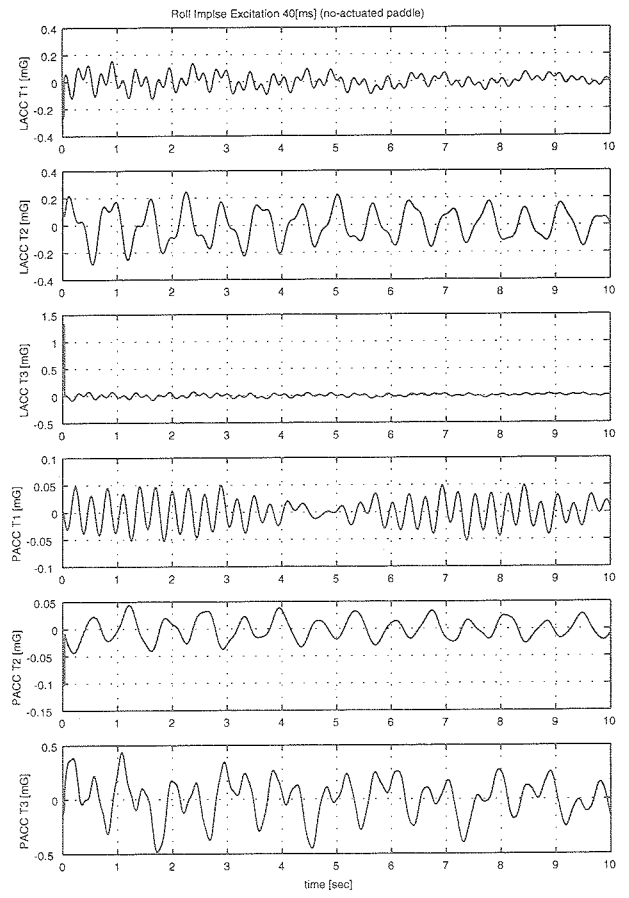


図 3.4.1-4: +Roll 方向インパルス加振応答 (構体, パドル搭載加速度計)

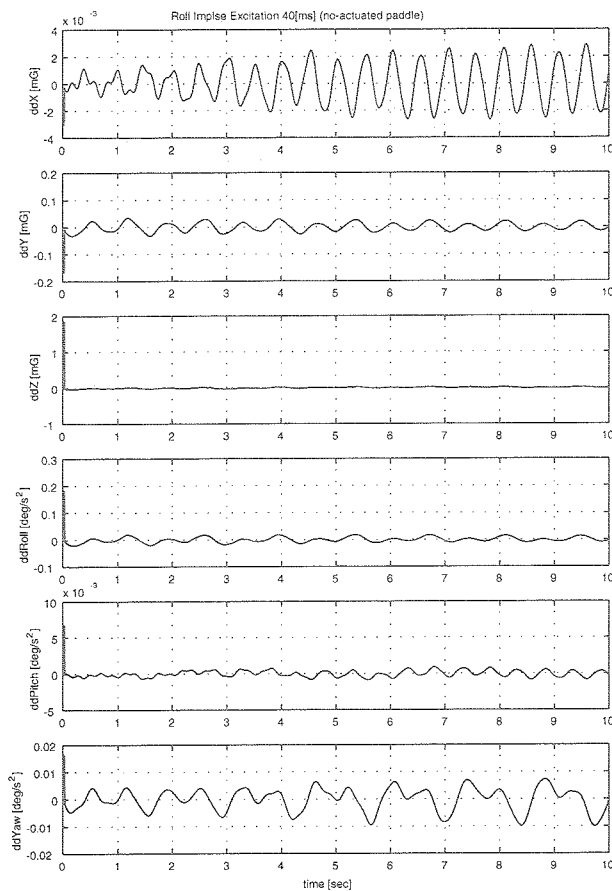


図 3.4.1-3: +Roll 方向インパルス加振応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

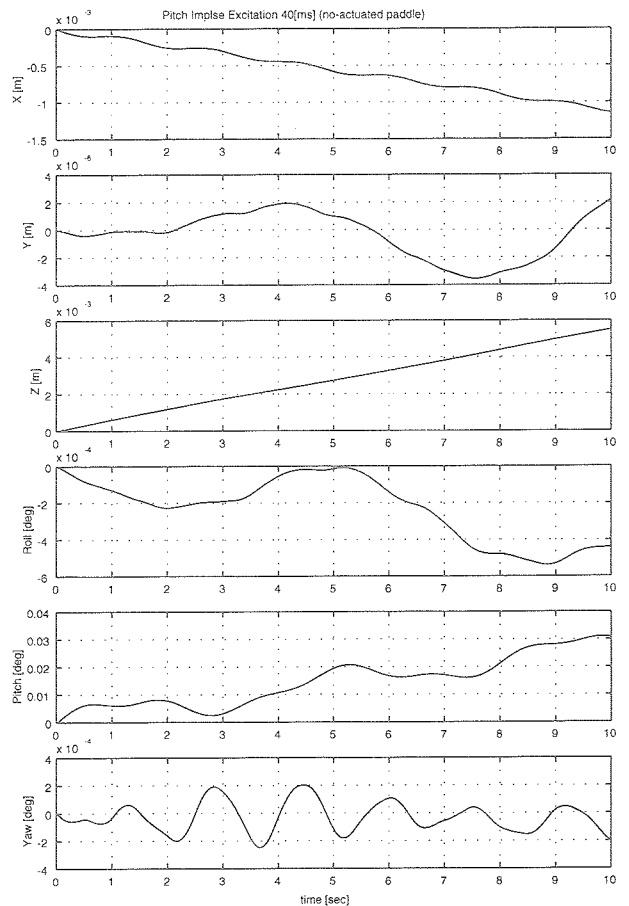


図 3.4.1-5: +Pitch 方向インパルス加振応答 (並進変位, 姿勢角)

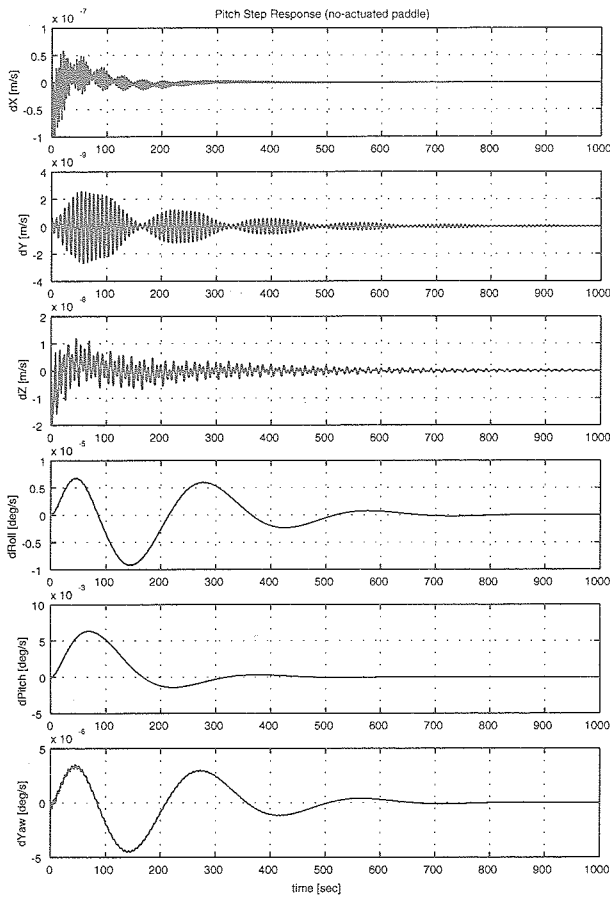


図3.4.1-6: +Pitch 方向インパルス加振応答 (並進速度, 姿勢角速度)

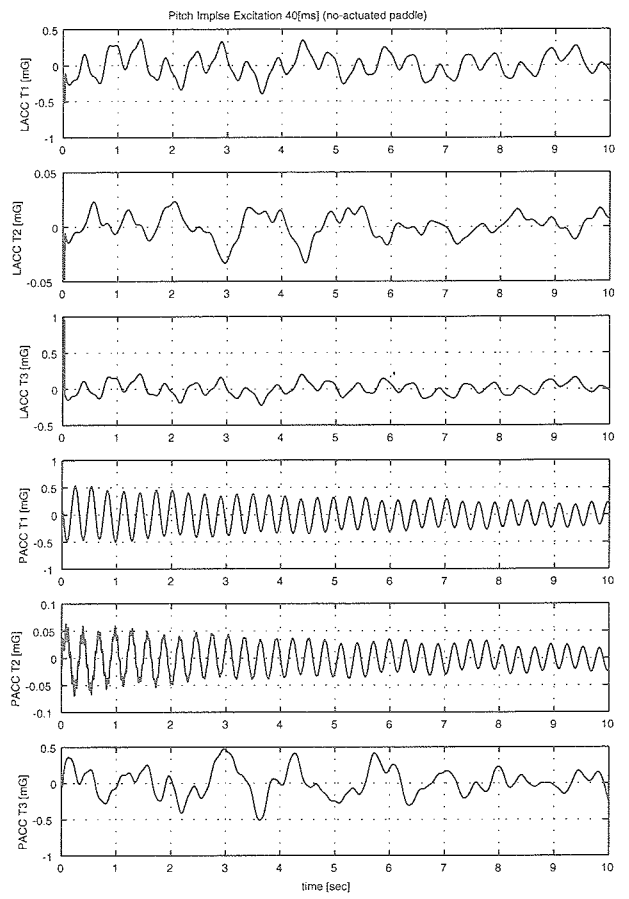


図 3.4.1-8: +Pitch 方向インパルス加振応答 (構体, パドル搭載加速度計)

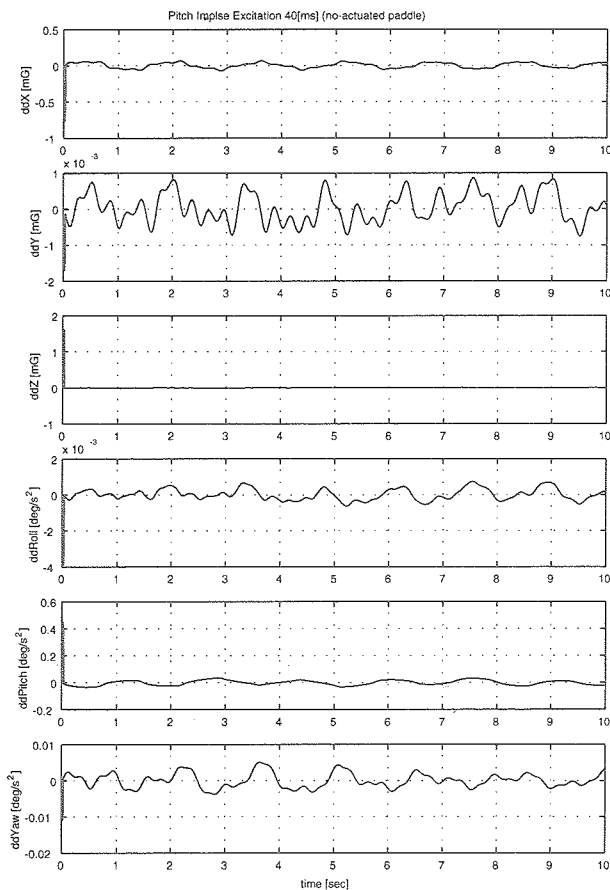


図3.4.1-7: +Pitch 方向インパルス加振応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

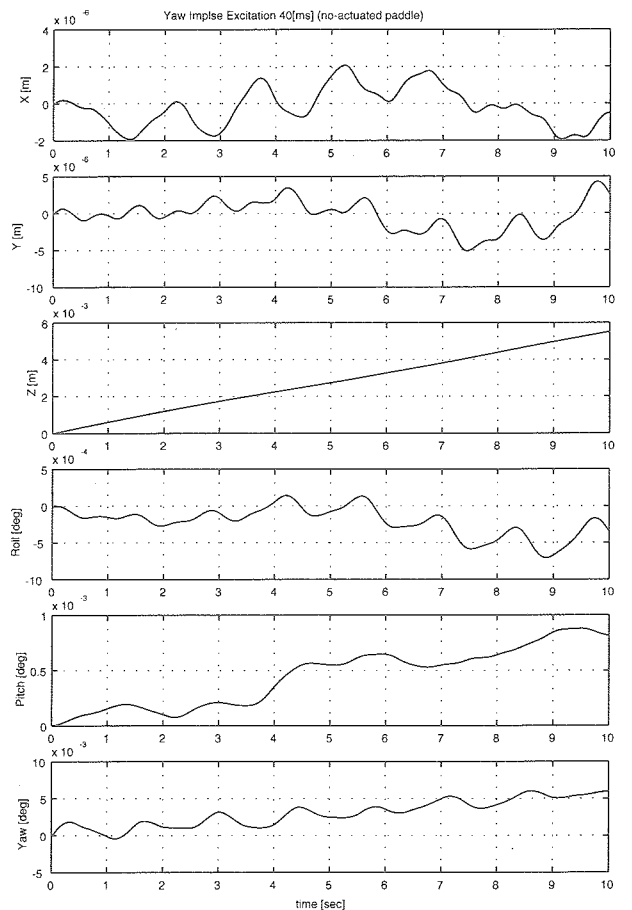


図3.4.1-9: +Yaw 方向インパルス加振応答 (並進変位, 姿勢角)

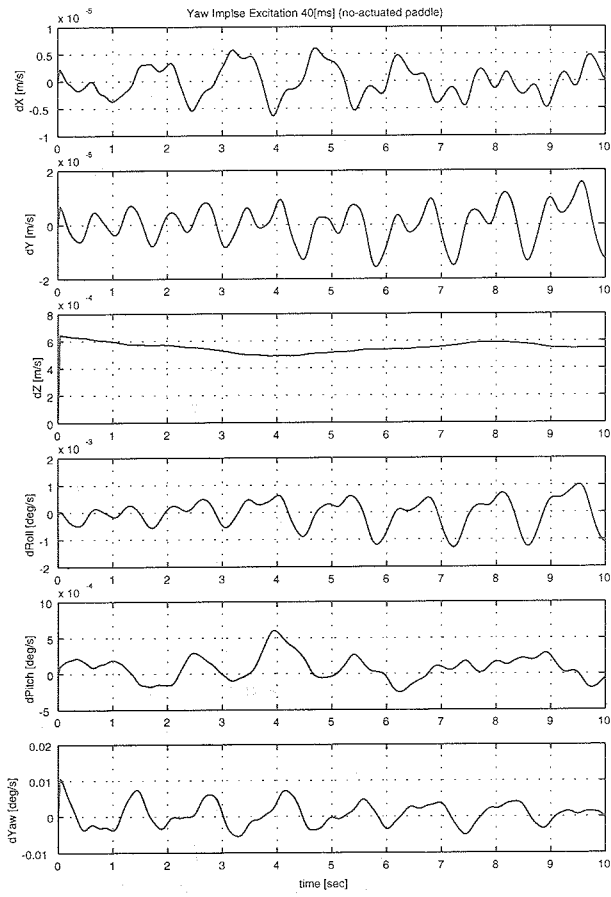


図3.4.1-10: +Yaw 方向インパルス加振応答 (並進速度, 姿勢角速度)

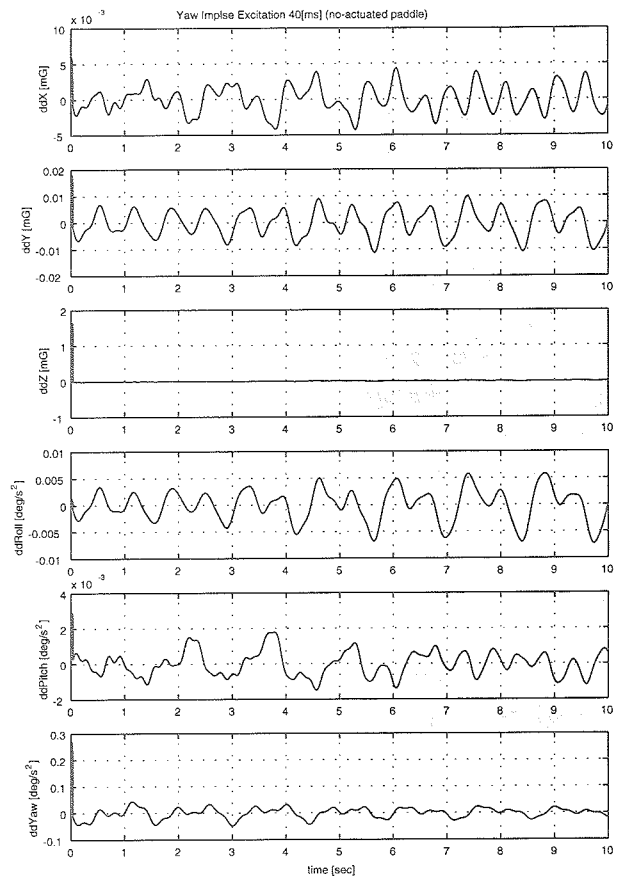


図3.4.1-11: +Yaw 方向インパルス加振応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

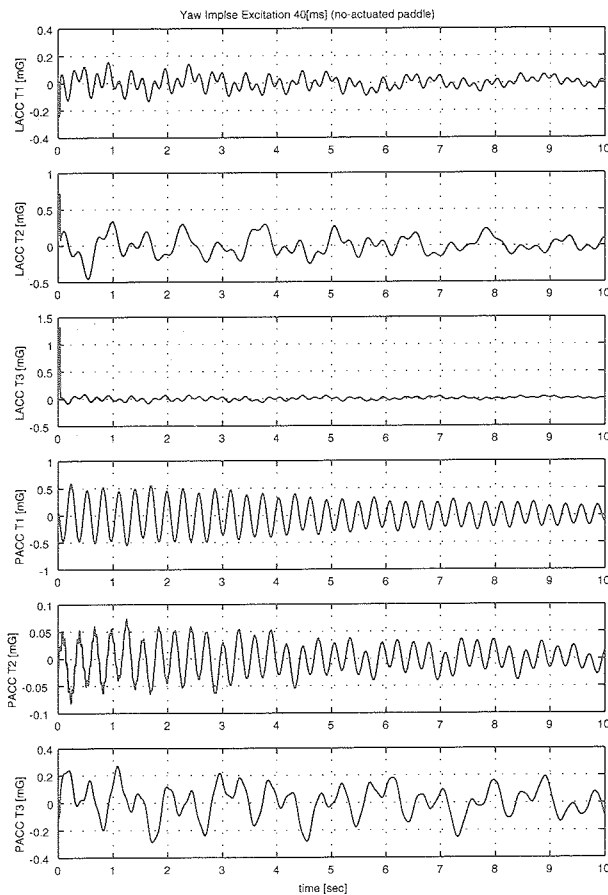


図3.4.1-12: +Yaw 方向インパルス加振応答 (構体, パドル搭載加速度計)

3.4.2 ステップ応答

定常姿勢制御中のシステムに3軸方向に目標角を与えステップ応答を行った場合のシミュレーション結果を示す。システムに目標角が与えられることにより、姿勢制御のためのリアクションホイールがトルクを発生し、これによりシステムの加振が行われる。今回のシミュレーションでは姿勢制御目標角を3軸それぞれ方向に+0.5[deg]とした。図3.4.2-1～図3.4.2-4に+Roll方向のステップ応答解析結果、図3.4.2-5～図3.4.2-8に+Pitch方向のステップ応答解析結果及び図3.4.2-9～図3.4.2-12に+Yaw方向のステップ応答解析結果を示す。

加速度応答の解析結果を見ると、ホイールによる駆動であるため、かなりゆっくりとした変動となっている。また、加速度レベルは、現在想定されている構体搭載加速度計の感度10[μG]では測定困難なものとなっていることも分かる。

3.4.3 ランダム応答

姿勢制御用の4つのスラスタによるランダム加振解析を行った。0～4の一様乱数 r_n を500[msec]毎に発生させ、 r_n の値により噴射するスラスタ及びスラスタ噴射時間 Δt を、以下のように設定した。

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Thrust No.2} \quad \Delta t = 500 \times r_n \quad \text{in case } 0 \leq r_n < 1 \\ \text{Thrust No.3} \quad \Delta t = 500 \times (r_n - 1) \quad \text{in case } 1 \leq r_n < 2 \\ \text{Thrust No.4} \quad \Delta t = 500 \times (r_n - 2) \quad \text{in case } 2 \leq r_n < 3 \\ \text{Thrust No.5} \quad \Delta t = 500 \times (r_n - 3) \quad \text{in case } 3 \leq r_n < 4 \end{array} \right. \quad (3.4.3-1)$$

ただしスラスタは、最小噴射幅を40[msec]とし噴射時間 Δt はその整数倍とした。各スラスタにより発生される推力を表3.4.3-1に示した(表2.4.2-2は打ち上げ前の最新のデータであり、本解析の用いたデータは旧版であるため、数値が整合しない部分がある)。

図3.4.3-1に一様乱数 r_n に基づき作動されたスラスタによって発生された3軸方向の並進力、及びモーメントを示した。その加振力によって求められた応答解析結果を図3.4.3-2～図3.4.3-5に示した。

加速度応答の解析結果を見ると、姿勢制御用のスラス

タは一基当たり推進力が22[N]と比較的大きいため、それにより発生される加速度は十分大きなものとなっている。また、応答の帯域も広いものとなっている。ただし、重心の変位及び速度を見ると、Z正方向への並進していることが観察され、試験を行う際には十分な注意を要する。

3.5 PDM動作時の影響

本節では、システム同定のための加振試験の際に、PDMの動作が加速度計測等と与える影響について検討を行う。太陽電池パドルは、定常運転時には1パルス0.003[deg]、周期0.72[sec]で駆動される。今回の解析では、太陽電池パドルは図3.5-1に示されるパターンで駆動されるものとして、太陽電池パドルの慣性力等の影響を、システムに取り入れた。

図3.5-2～図3.5-5に、PDMの作動を考慮した場合のRoll軸周りのインパルス加振解析結果(インパルス幅40[ms])を、及び図3.5-6～図3.5-9に、PDMの作動を考慮した場合のRoll軸周りのステップ応答解析結果(目標角0.5[deg])を示した。ここで、太陽電池パドルは角度90[deg]から駆動を始めるものとした。

解析結果を見ると、重心の変位および回転角の応答値には、PDM作動の影響はあまり現れていない。しかし、加速度応答を見るとその影響が現れており、特にステップ応答解析結果においては、もとの加速度レベルが小さいためPDM作動による加速度に埋まってしまっている。PACCT3は南側太陽電池パドル根元のヨーク端部の面外方向の加速度であるため、PDM作動の影響を特に大きく受けている。

このように、加振試験の際の加速度計測において、PDM作動の影響は無視することができない。一方、図3.5-1に示すPDM駆動パターン等に関しては、完全にモデル化することは非常に難しく、PDM作動の影響を定量化することは困難である。従って、加振試験の際には太陽電池パドルの駆動させないことが望ましい。

表 3.4.3-1: スラスタによって発生される並進力, トルク

方向	Fx[N]	Fy[N]	Fz[N]	Tx[Nm]	Ty[Nm]	Tz[Nm]
Thrust No.2	-4.29	4.29	21.15	-18.68	33.98	-10.68
Thrust No.3	4.29	4.29	21.15	-18.68	-31.87	10.25
Thrust No.4	-4.29	-4.29	21.15	17.57	33.98	10.45
Thrust No.5	4.29	-4.29	21.15	17.57	-31.87	-10.03

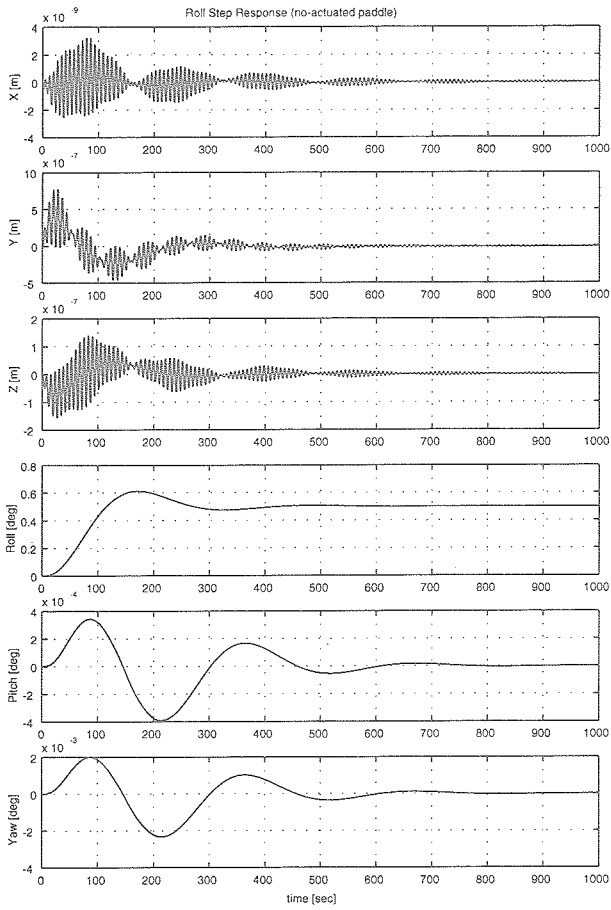


図 3.4.2-1: +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進変位, 姿勢角)

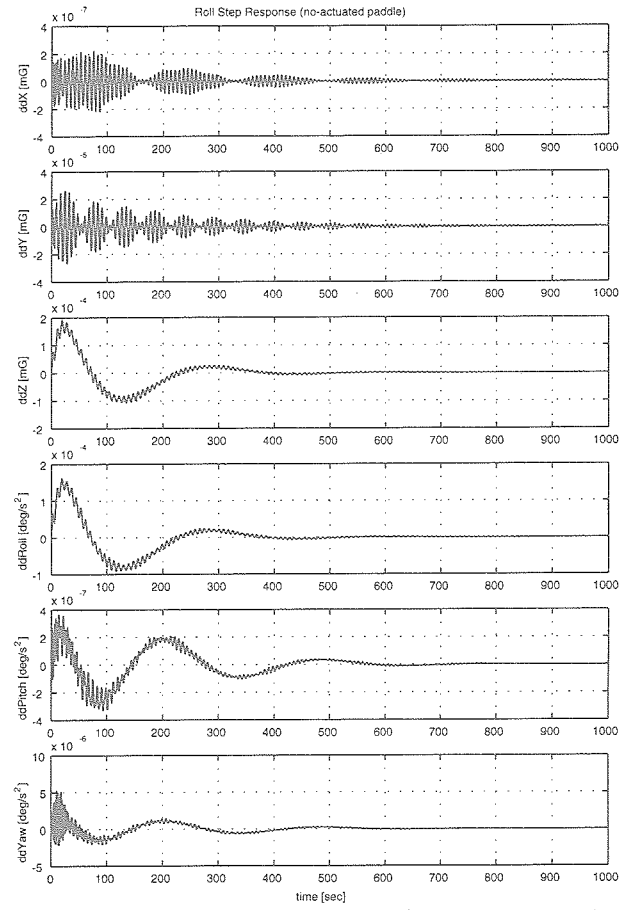


図 3.4.2-3: +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

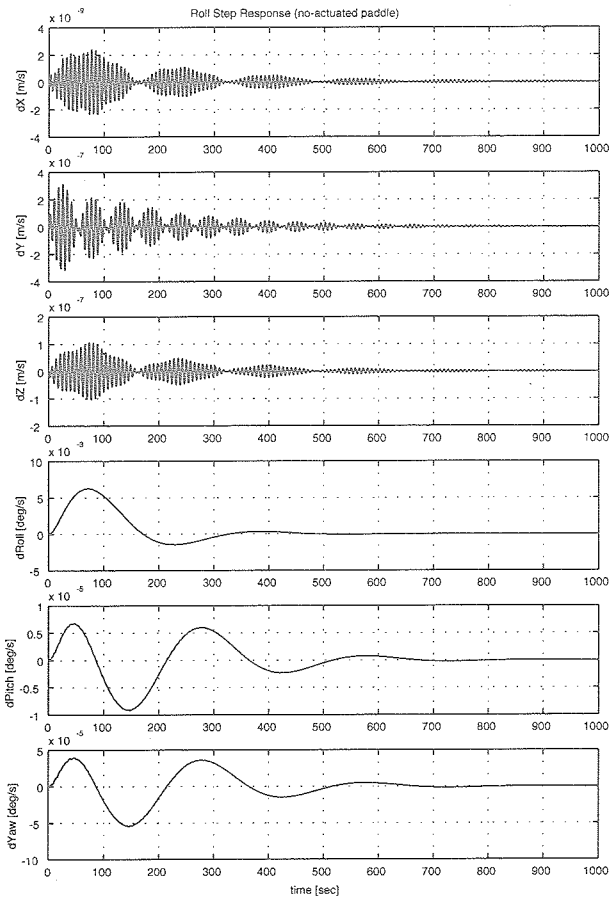


図 3.4.2-2: +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進速度, 姿勢角速度)

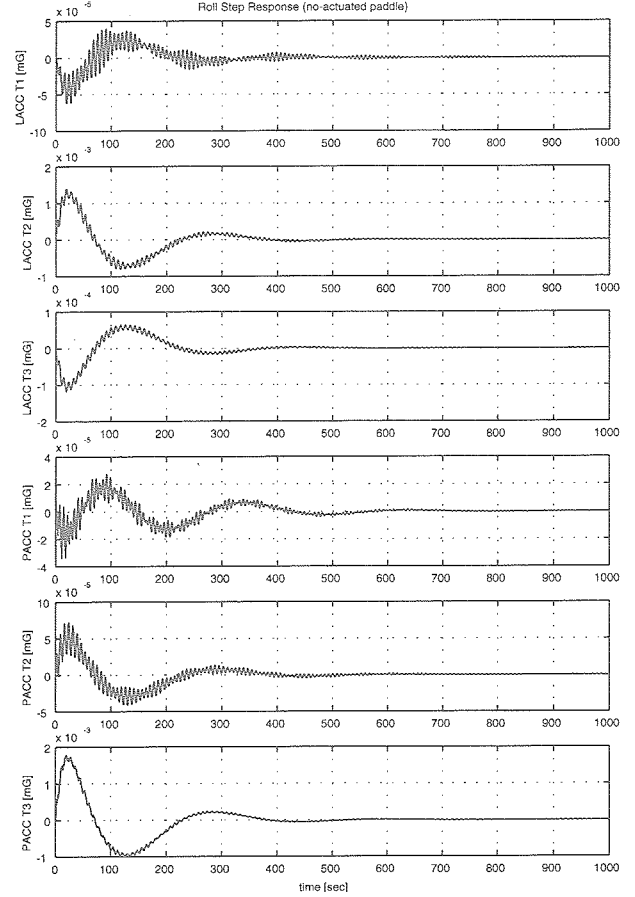


図 3.4.2-4: +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (構体, パドル搭載加速度計)

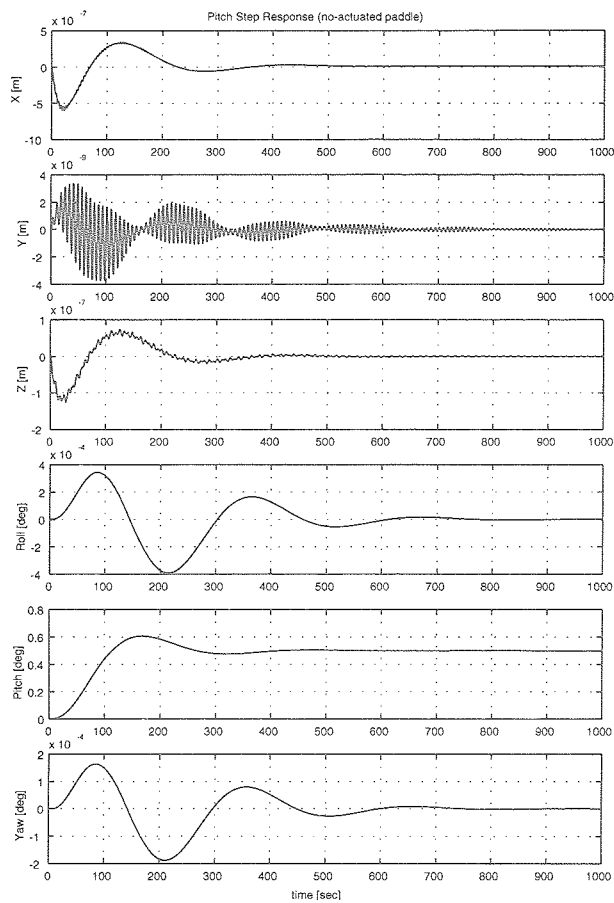


図 3.4.2-5: +Pitch 方向 0.5 度ステップ応答 (並進変位, 姿勢角)

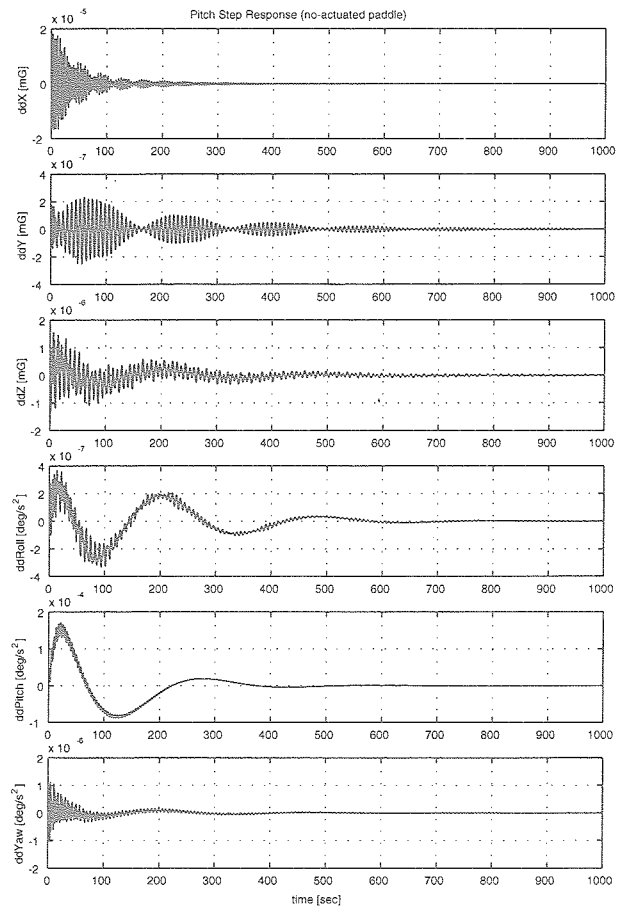


図 3.4.2-7: +Pitch 方向 0.5 度ステップ応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

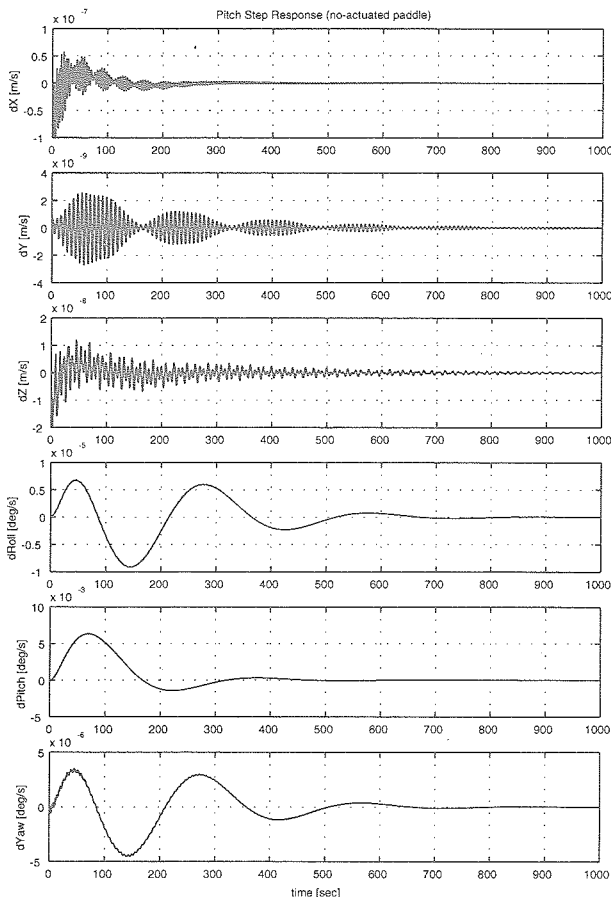


図 3.4.2-6: +Pitch 方向 0.5 度ステップ応答 (並進速度, 姿勢角速度)

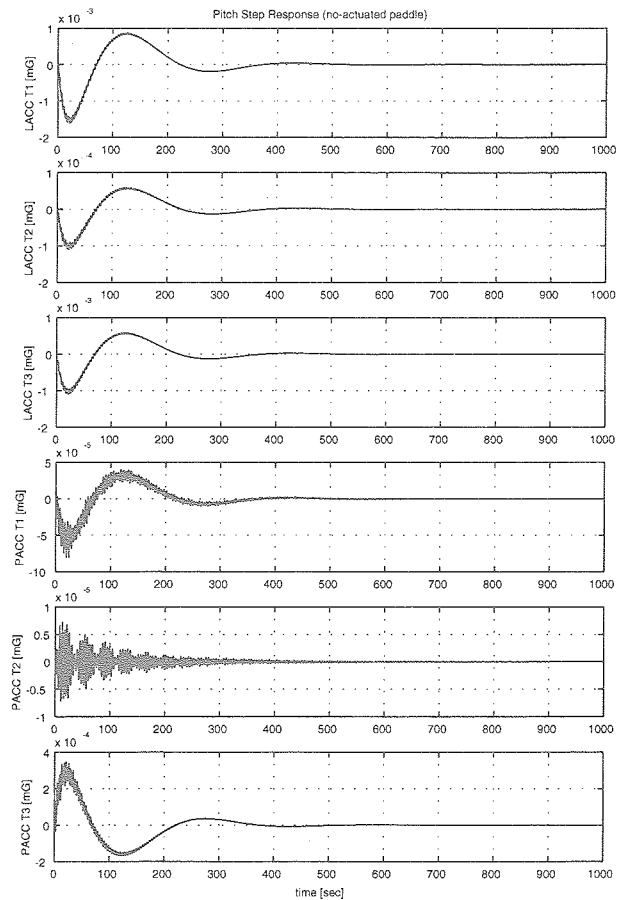


図 3.4.2-8: +Pitch 方向 0.5 度ステップ応答 (構体, パドル搭載加速度計)

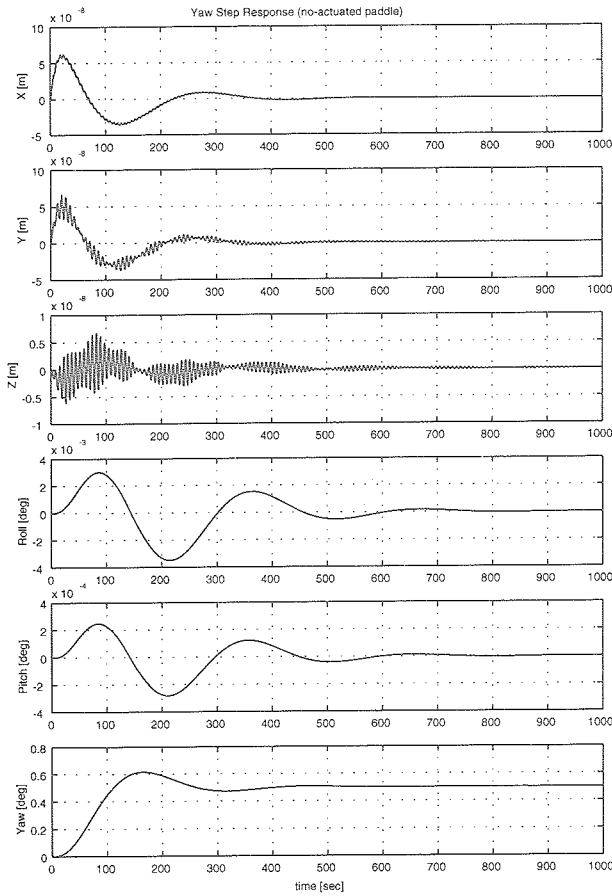


図 3.4.2-9: +Yaw 方向 0.5 度ステップ応答 (並進変位, 姿勢角)

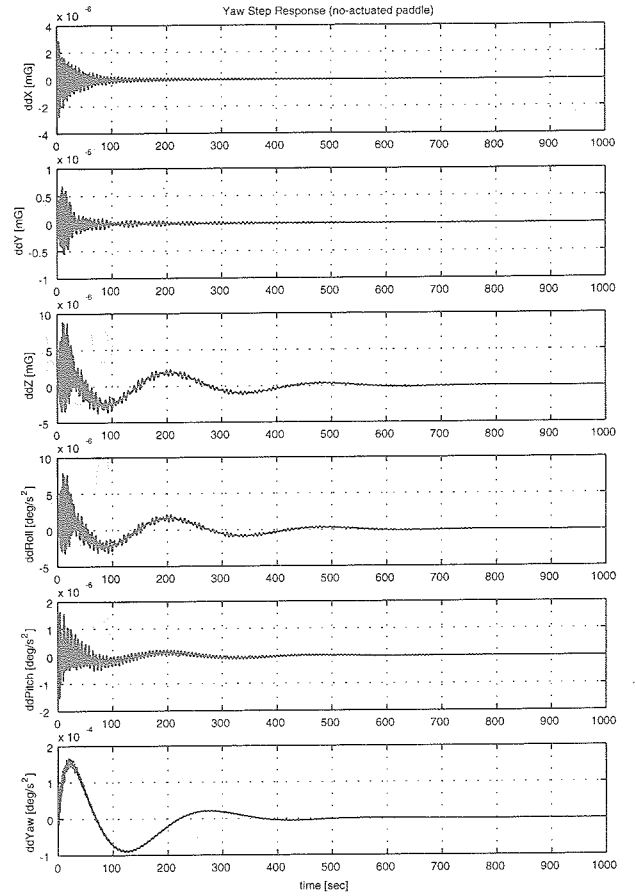


図 3.4.2-11: +Yaw 方向 0.5 度ステップ応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

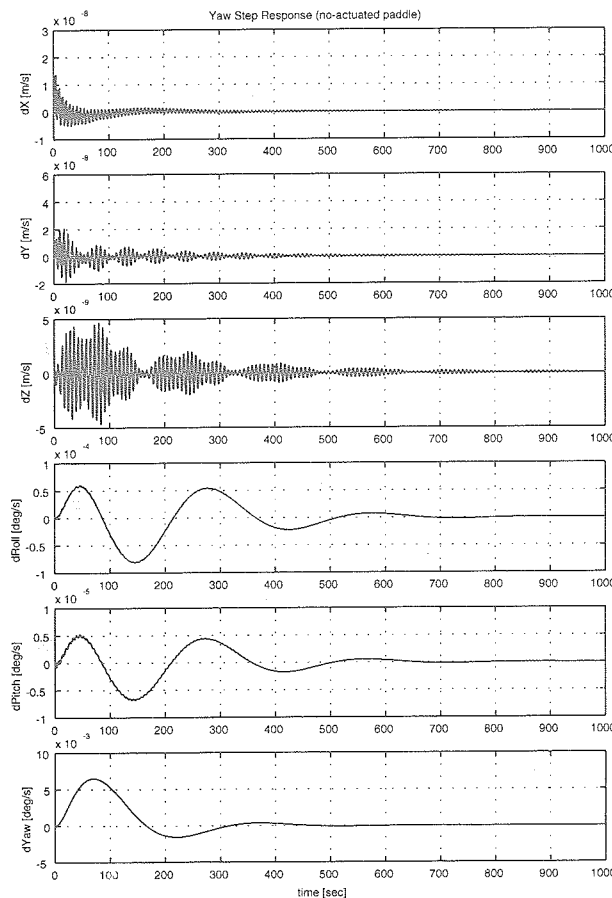


図 3.4.2-10: +Yaw 方向 0.5 度ステップ応答 (並進速度, 姿勢角速度)

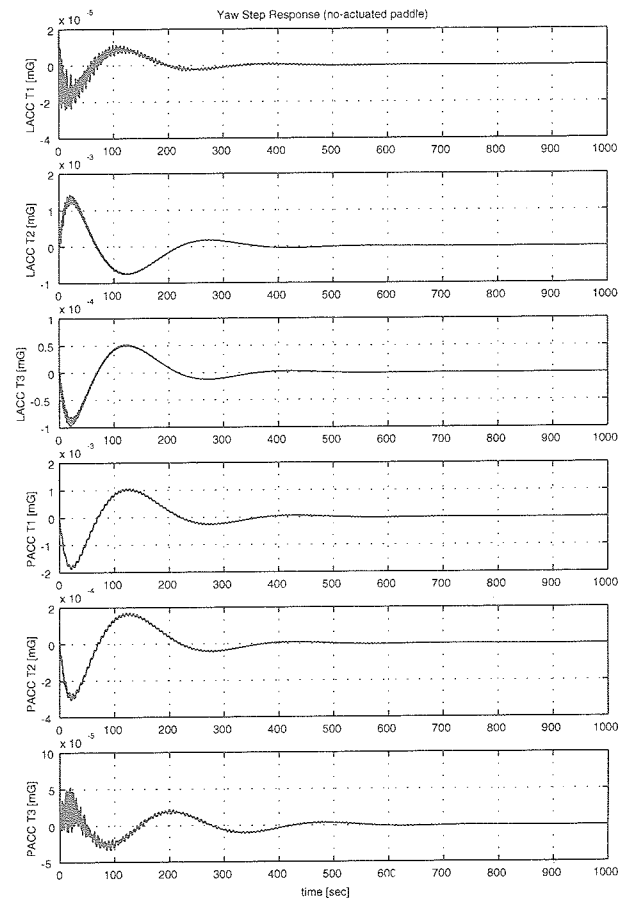


図 3.4.2-12: +Yaw 方向 0.5 度ステップ応答 (構体, パドル搭載加速度計)

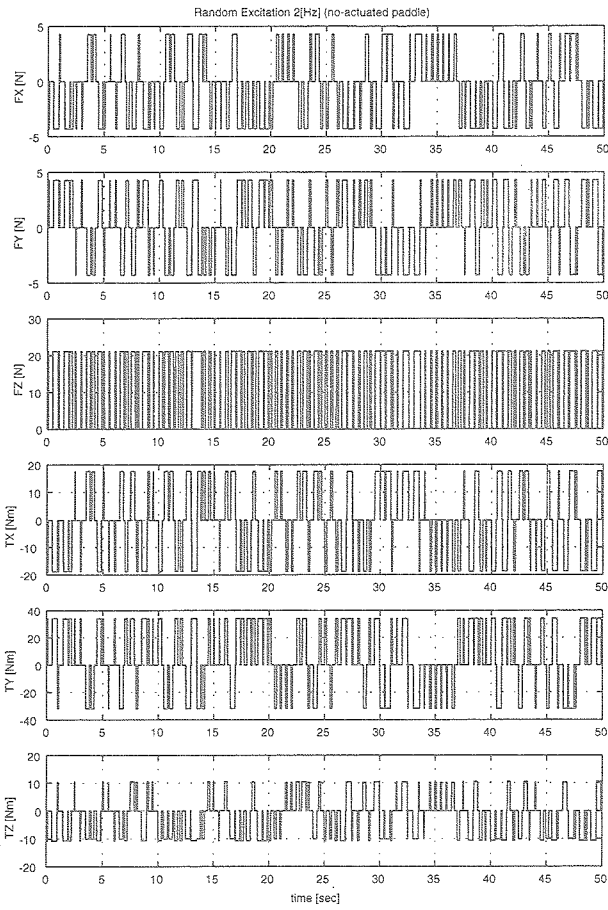


図 3.4.3-1: ランダム加振応答加振力, 加振トルク

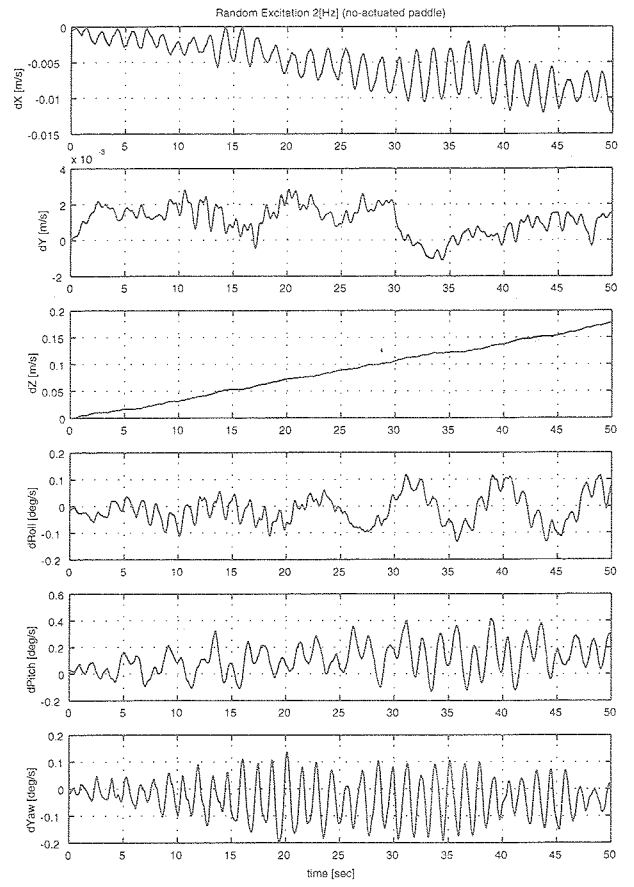


図 3.4.3-3: ランダム加振応答 (並進速度, 姿勢角速度)

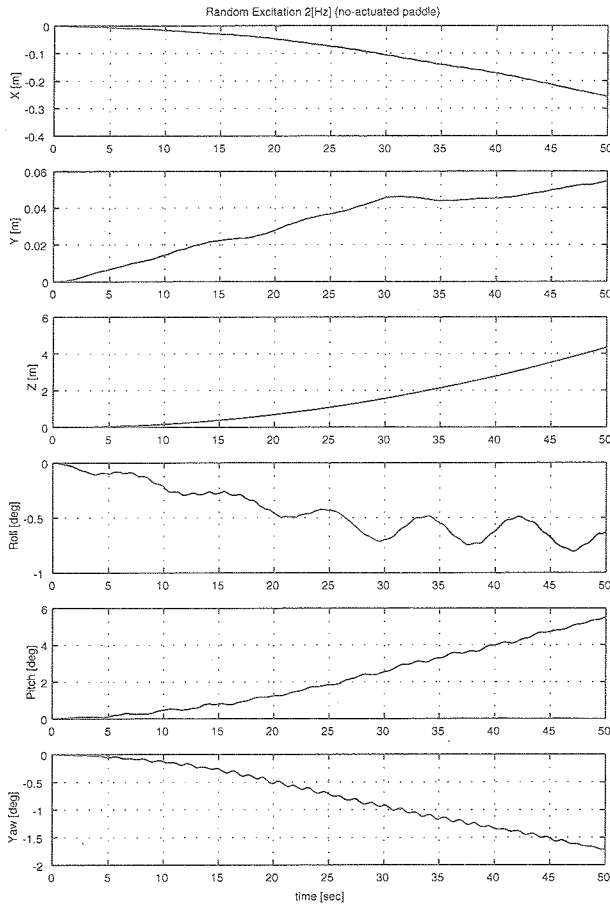


図 3.4.3-2: ランダム加振応答 (並進変位, 姿勢角)

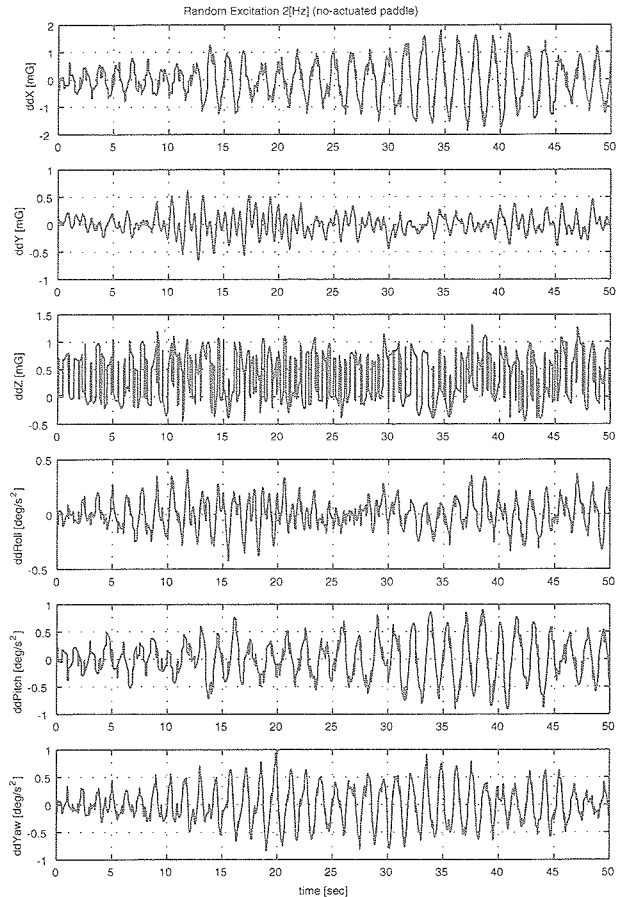


図3.4.3-4: ランダム加振応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

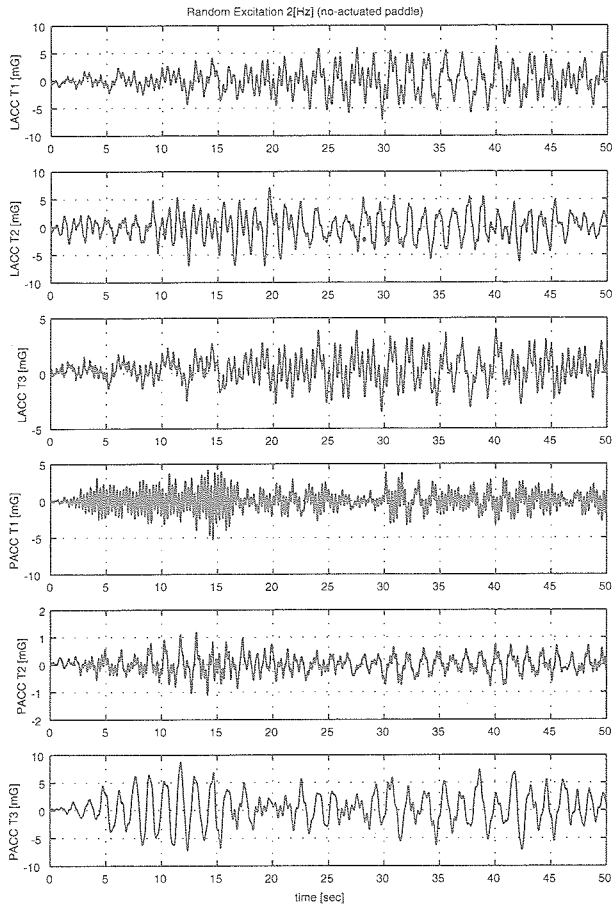


図3.4.3-5: ランダム加振応答(構体, パドル搭載加速度計)

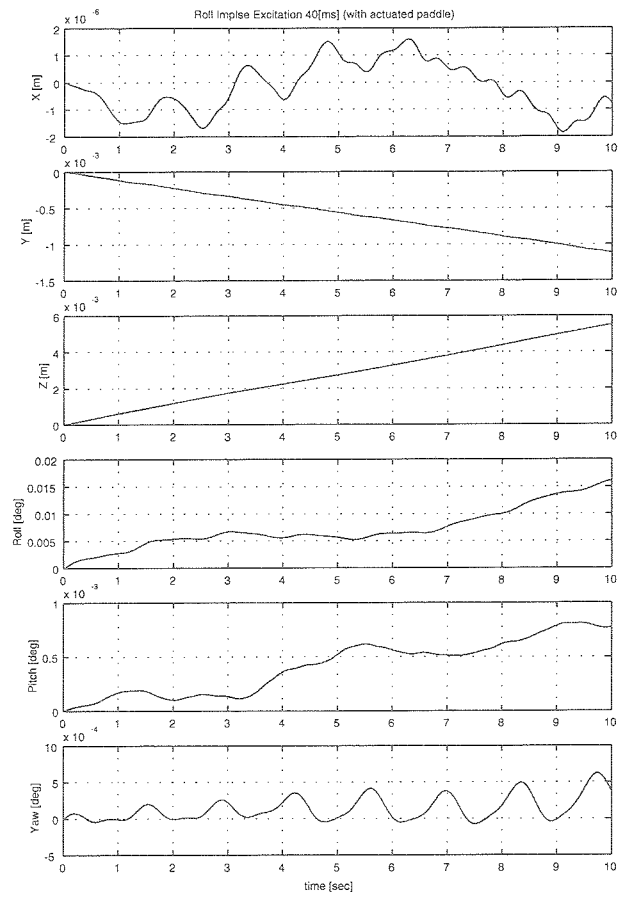


図 3.5-2: PDM 作動時の +Roll 方向インパルス加振応答 (並進変位, 姿勢角)

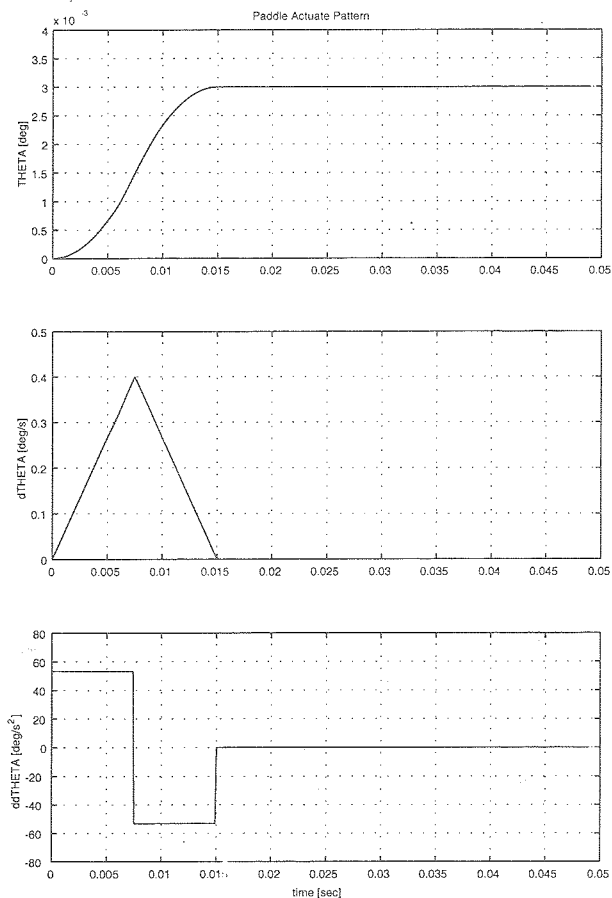


図 3.5-1: PDM 駆動パターン (上から PDM 回転角度, PDM 回転角速度, PDM 回転角加速度)

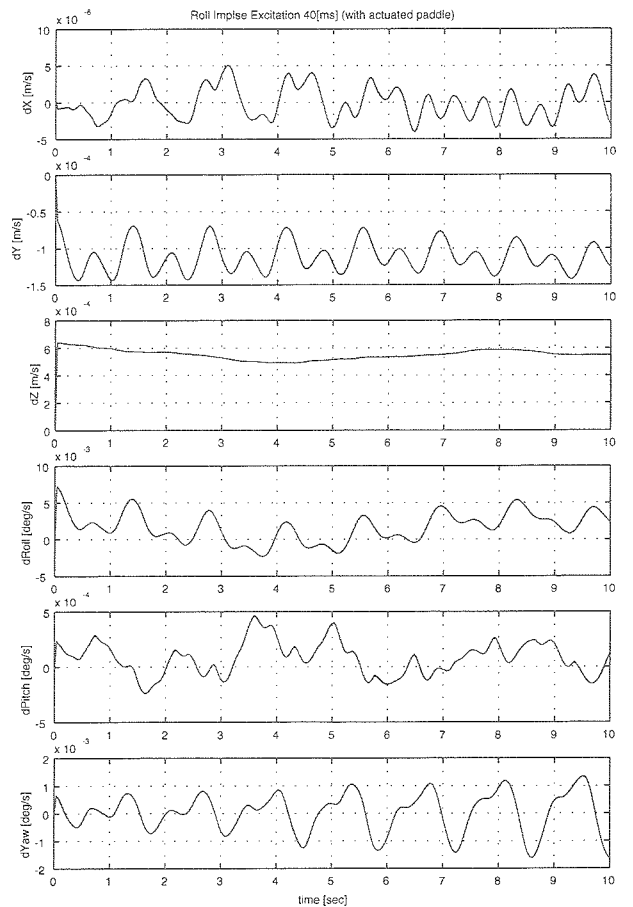


図 3.5-3: PDM 作動時の +Roll 方向インパルス加振応答 (並進速度, 姿勢角速度)

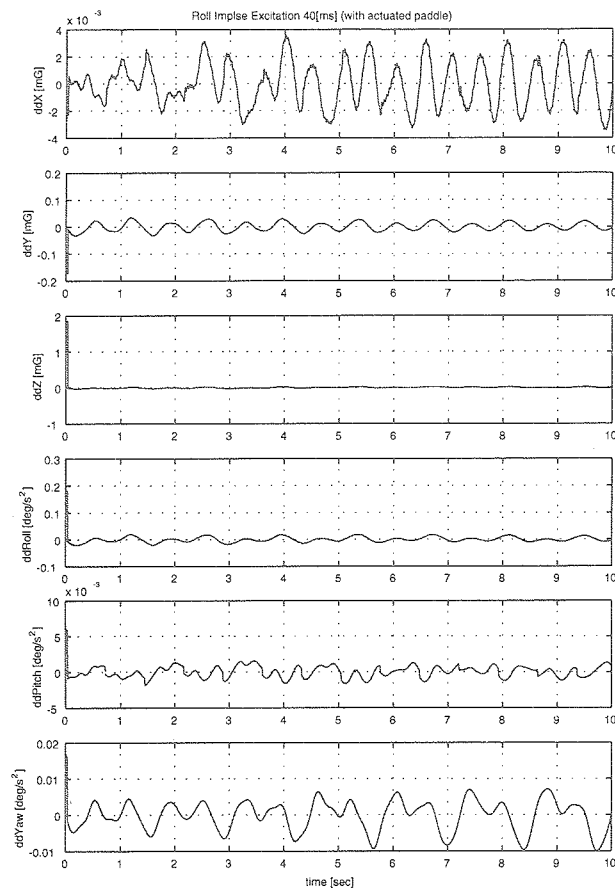


図 3.5-4: PDM 作動時の +Roll 方向インパルス加振応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

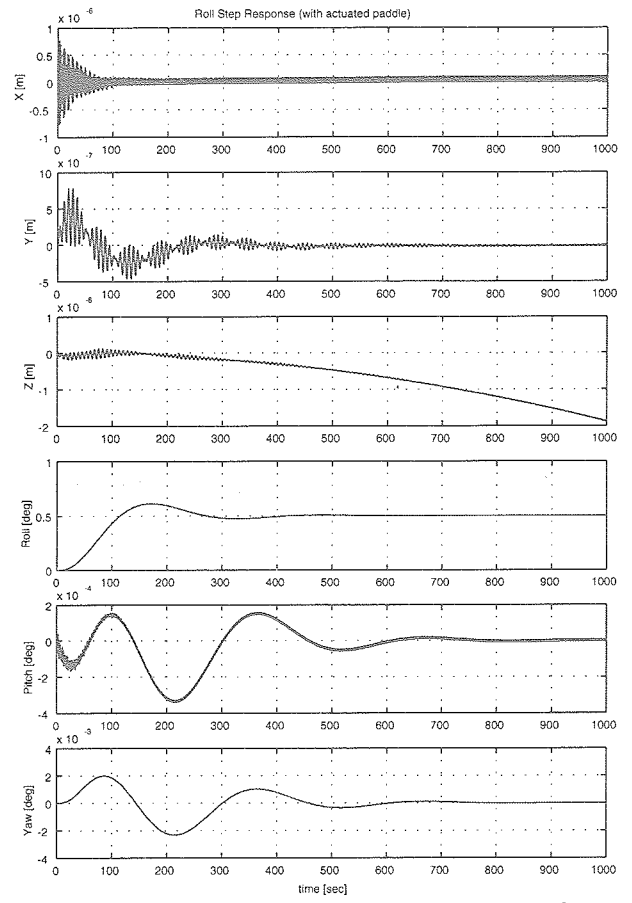


図 3.5-6: PDM 作動時の +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進変位, 姿勢角)

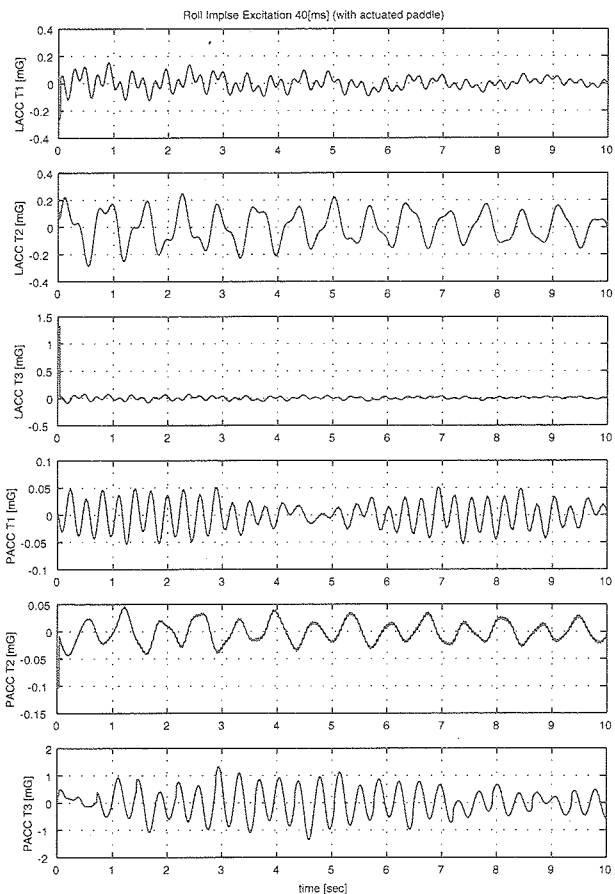


図 3.5-5: PDM 作動時の +Roll 方向インパルス加振応答 (構体, パドル搭載加速度計)

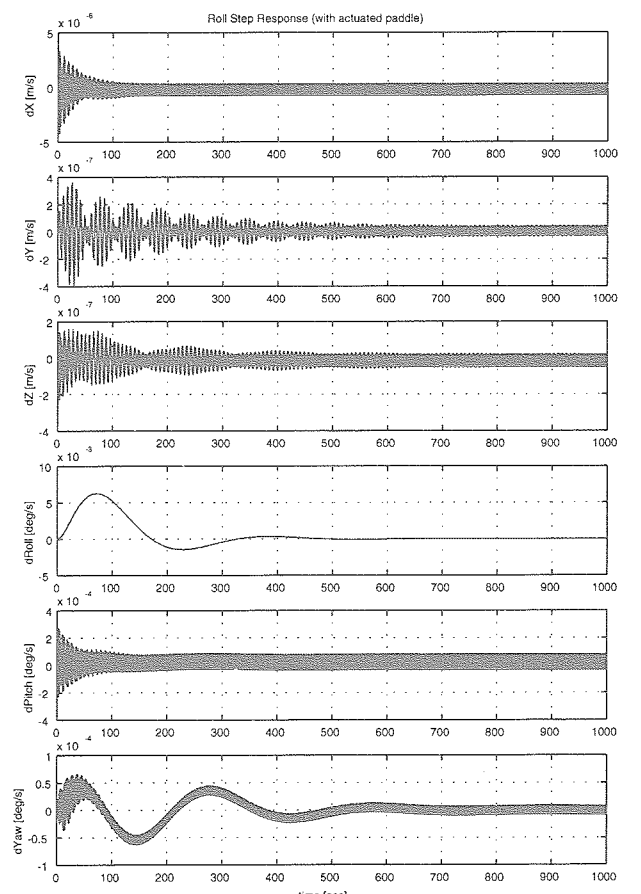


図 3.5-7: PDM 作動時の +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進速度, 姿勢角速度)

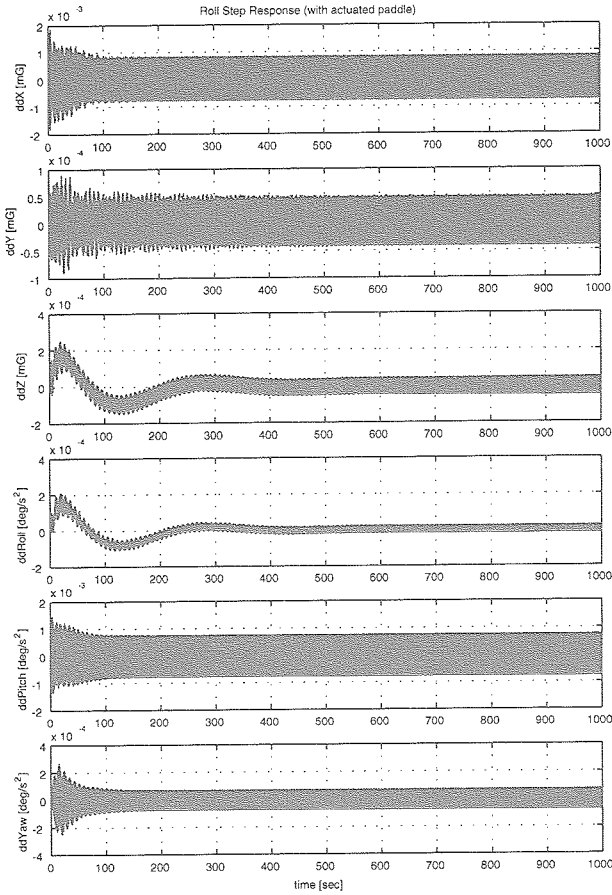


図 3.5-8: PDM 作動時の +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (並進加速度, 姿勢角加速度)

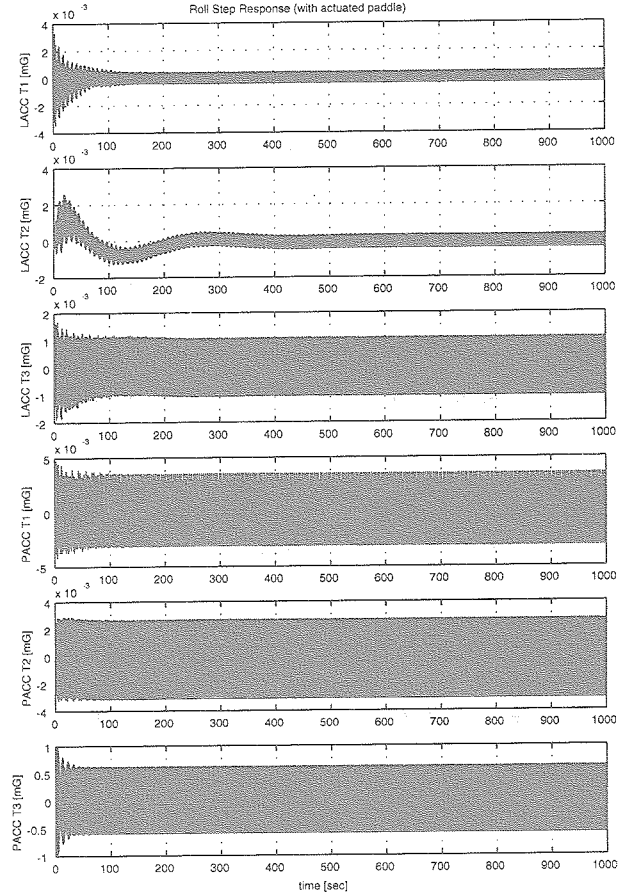


図 3.5-9: PDM 作動時の +Roll 方向 0.5 度ステップ応答 (構体, パドル搭載加速度計)

4. 軌道上システム同定理論

4.1 ERAによる同定

本節ではインパルス加振によるシステム応答列から構成されるハンケル行列の特異値分解に基づいた、固有システム実現化法 (ERA) の適用例について紹介する。適用例としてETS-VIと同様の制御系なしの開ループ系での同定例 (4.1.1) と、本研究で新規に開発した制御系稼働状態での開ループ系での同定アルゴリズムを適用した例 (4.1.2) について検討した。

4.1.1 開ループ系でのインパルス応答によるシステム同定

開ループ系でのインパルス加振によるシステム同定アルゴリズムについてはETS-VIの場合と同様であり、そのアルゴリズムの詳細は参考文献 [1] が詳しい。ここではまずETS-VIIIの並進運動と回転運動を含んだ線形のダイナミクスモデルを導出し、そのモデルに対して理想的なインパルストルクが入力された場合のシステム同定結果と実際のアクチュエータとして搭載されるRCS噴射を利用した場合のシステム同定結果について報告する [9] - [12]。

モデリング 衛星全系の並進・回転運動と柔軟付属物の弾性振動の運動方程式は以下のように与えられる。まず各変数を次のように定義する。

- m_b : 中心構体 (剛体部分) の質量
- m_{ai} : i-th 柔軟付属物の質量
- I_b : 中心構体のその重心回りの慣性イナーシャ
- I_{ai} : i-th 柔軟付属物のその重心回りの慣性イナーシャ
- r_b : 全系の重心からの中心構体の重心位置
- r_{ai} : 全系の重心からの i-th 付属物の重心位置
- R_{ai} : 全系の重心からの i-th 柔軟付属物の I/F 点位置
- C_i : 衛星固定座標系からの i-th 柔軟付属物座標系の DCM ($\{a_i\} = C_i\{b\}$)
- δ_i^0 : i-th 柔軟付属物の並進の干渉行列
- δ_i^1 : i-th 柔軟付属物の回転の干渉行列
- γ : 太陽電池パドル回転角 (セル面が $-x_b$ 方向を原点, $+y_b$ 方向へ回転)

図 4.1.1 に ETS-VIII の定常運用時の軌道上外観図と各座標系の定義を示す。この図はパドル角度が 0 度の場合である。以下、柔軟付属物の番号付けでは

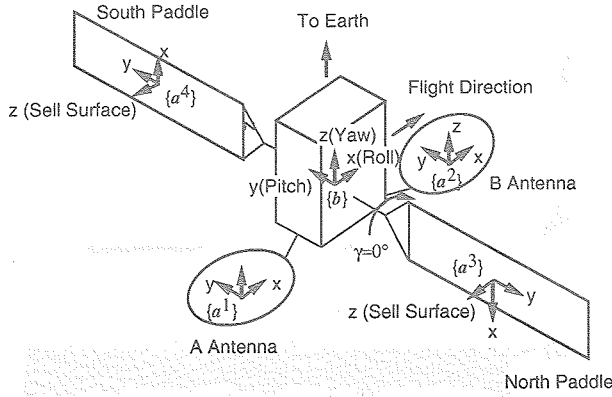


図 4.1.1-1: 技術試験衛星 VIII 型 (ETS-VIII) の座標系の定義

- $i = 1$: 西面 A アンテナ ($-x_b$ 側)
- $i = 2$: 東面 B アンテナ ($+x_b$ 側)
- $i = 3$: 北面太陽電池パドル ($-y_b$ 側)
- $i = 4$: 南面太陽電池パドル ($+y_b$ 側)

とする。また、太陽電池パドル回転角 γ をセル面が $-x_b$ 方向を基準として定義すると

$C^1 = C^2 =$ 単位行列

$$C^3 = \begin{bmatrix} -\sin\gamma & 0 & -\cos\gamma \\ 0 & -1 & 0 \\ -\cos\gamma & 0 & \sin\gamma \end{bmatrix}, C^4 = \begin{bmatrix} \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos\gamma & 0 & \sin\gamma \end{bmatrix} \quad (4.1.1-1)$$

となる。衛星全系の並進、回転及び柔軟パドル・アンテナの弾性振動の運動方程式は $r = [r_x \ r_y \ r_z]^T$ を衛星全系の並進、 $\theta = [\theta_{roll} \ \theta_{pitch} \ \theta_{yaw}]^T$ を衛星全系の姿勢角、 $\eta_i (i = 1 \sim 4)$ をアンテナ・パドルの弾性振動を表すモード座標、 ζ_i 、 Ω_i をそれぞれ η_i に対応するモード減衰比、モード角振動数とすると

$$M\ddot{r} + \Lambda^T \dot{\theta} + \sum_{i=1}^4 \Gamma_i \ddot{\eta}_i = f \quad (4.1.1-2)$$

$$\Lambda \ddot{r} + I \ddot{\theta} + \sum_{i=1}^4 \Delta_i \ddot{\eta}_i - \tilde{H}_{WB} \dot{\theta} = t \quad (4.1.1-3)$$

$$\Gamma_i^T \ddot{r} + \Delta_i^T \dot{\theta} + \ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \Omega_i \dot{\eta}_i + \Omega_i^2 \eta_i = 0 \quad (i = 1 \sim 4) \quad (4.1.1-4)$$

ここで、 M 、 I 、 Λ 、 Γ_i 、 Δ_i はそれぞれ

$$M = m_b + \sum_{i=1}^4 m_{ai} \quad (4.1.1-5)$$

$$I = I_b - m_b \tilde{R}_b \tilde{r}_b + \sum_{i=1}^4 C_i^T I_{ai} C_i - \sum_{i=1}^4 m_{ai} \tilde{r}_{ai} \tilde{r}_{ai}^T \quad (4.1.1-6)$$

$$\Lambda = m_b \tilde{r}_b + \sum_{i=1}^4 m_{ai} \tilde{r}_{ai} \quad (4.1.1-7)$$

$$\Gamma_i = C_i^T \delta_i^0 \quad (4.1.1-8)$$

$$\Delta_i = \tilde{R}_{ai} C_i^T \delta_i^0 + C_i^T \delta_i^1 \quad (4.1.1-9)$$

であり、また H_{WB} はホイールが生成するバイアスモーメント量で

$$H_{WB} = \begin{bmatrix} 0 \\ -h_{WB} \\ 0 \end{bmatrix}, \tilde{H}_{WB} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & h_{WB} \\ 0 & 0 & 0 \\ -h_{WB} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-10)$$

となる。

ここでの計算では各変数の具体的な数値は以下のように設定した。

$$m_b = 2367 \quad (4.1.1-11)$$

$$m_{a1} = m_{a2} = 170 \quad (4.1.1-12)$$

$$m_{a3} = m_{a4} = 121 \quad (4.1.1-13)$$

$$I_b = \begin{bmatrix} 8075 & 0 & 0 \\ 0 & 7551 & 0 \\ 0 & 0 & 3028 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-14)$$

$$I_{a1} = \begin{bmatrix} 2580 & 169 & -1600 \\ 169 & 5790 & 8.6 \\ -1600 & 8.6 & 6330 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-15)$$

$$I_{a2} = \begin{bmatrix} 2760 & -169 & 1790 \\ -169 & 5860 & -0.48 \\ 1790 & -0.48 & 6210 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-16)$$

$$I_{a3} = I_{a4} = \begin{bmatrix} 2925 & 0 & 0 \\ 0 & 57.5 & 0 \\ 0 & 0 & 2983 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-17)$$

$$r_b = \begin{bmatrix} 0.035 \\ 0.014 \\ 2.114 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-18)$$

$$r_{a1} = \begin{bmatrix} -8.832 \\ -0.049 \\ -2.508 \end{bmatrix} - r_{CG}, r_{a2} = \begin{bmatrix} 9.246 \\ -0.049 \\ -2.057 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-19)$$

$$r_{a3} = \begin{bmatrix} 0 \\ -11.12 \\ 1.5 \end{bmatrix} - r_{CG}, r_{a4} = \begin{bmatrix} 0 \\ 11.12 \\ 1.5 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-20)$$

$$R_{a1} = \begin{bmatrix} -0.84 \\ 0 \\ 0.25 \end{bmatrix} - r_{CG}, R_{a2} = \begin{bmatrix} 0.84 \\ 0 \\ 0.25 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-21)$$

$$R_{a3} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1.15 \\ 1.5 \end{bmatrix} - r_{CG}, R_{a4} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1.15 \\ 1.5 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-22)$$

ここで、 r_{CG} は全系の重心位置を表し、

$$Mr_{CG} = m_b \begin{bmatrix} 0.035 \\ 0.014 \\ 2.114 \end{bmatrix} + m_{a1} \begin{bmatrix} -8.832 \\ -0.049 \\ -2.508 \end{bmatrix} + m_{a2} \begin{bmatrix} 9.246 \\ -0.049 \\ -2.057 \end{bmatrix} + m_{a3} \begin{bmatrix} 0 \\ -11.12 \\ 1.5 \end{bmatrix} + m_{a4} \begin{bmatrix} 0 \\ 11.12 \\ 1.5 \end{bmatrix} \quad (4.1.1-23)$$

の関係から求められる。また並進，回転の干渉行列 δ_{ai}^0 ， δ_{ai}^1 は以下のように与えられる。

δ_{a1}^0 (A アンテナ)				
振動モード	振動数 [Hz]	X	Y	Z
1次	1.2622E-01	1.2322E+00	-5.9010E+00	-7.4254E+00
2次	1.2889E-01	-8.3926E-01	-6.7336E+00	6.4647E+00
3次	4.8434E-01	-1.0837E+01	1.0258E+00	2.0054E+00
4次	5.4836E-01	2.8802E+00	4.5114E+00	-5.0170E-01
5次	1.2787E+00	3.9646E-02	7.1214E+00	1.9502E-01
6次	1.9546E+00	-3.9746E+00	-1.3649E-01	-2.2356E+00
7次	3.2734E+00	-3.5027E-02	2.4774E+00	4.6117E-02
8次	4.7735E+00	8.5024E-01	8.1259E-02	-6.3823E-01

δ_{a1}^1 (A アンテナ)				
振動モード	振動数 [Hz]	RX	RY	RZ
1次	1.2622E-01	-2.3961E+00	-9.8425E+01	8.3388E+01
2次	1.2889E-01	-5.2529E-01	8.4740E+01	9.5995E+01
3次	4.8434E-01	1.5564E+01	2.3107E+01	-3.7300E+00
4次	5.4836E-01	5.6668E+01	-6.5571E+00	-1.8324E+01
5次	1.2787E+00	1.9421E+01	-5.3755E-01	-1.2590E+01
6次	1.9546E+00	-8.5850E-01	1.5541E+00	3.3507E-01
7次	3.2734E+00	2.5304E+00	-6.5877E-02	-3.4950E+00
8次	4.7735E+00	2.1744E-01	-4.3640E-01	-6.7709E-02

δ_{a2}^0 (B アンテナ)				
振動モード	振動数 [Hz]	X	Y	Z
1次	1.2465E-01	-9.2064E-01	-4.2027E+00	-8.8573E+00
2次	1.2853E-01	-2.9221E-01	7.9237E+00	-4.6726E+00
3次	4.8264E-01	1.0562E+01	1.0072E+00	2.7575E+00
4次	5.3512E-01	-2.7619E+00	4.5889E+00	-6.6549E-01
5次	1.2548E+00	3.9836E-02	-7.1174E+00	-2.1363E-01
6次	1.9849E+00	4.0641E+00	-1.2151E-01	-1.7593E+00
7次	3.2148E+00	-2.8723E-02	-2.4066E+00	-5.6654E-02
8次	4.7662E+00	-5.3909E-01	9.4441E-02	-1.0529E+00

δ_{a2}^1 (B アンテナ)				
振動モード	振動数 [Hz]	RX	RY	RZ
1次	1.2465E-01	2.2921E+00	1.1797E+02	-6.0501E+01
2次	1.2853E-01	-6.5158E-01	6.1537E+01	1.1509E+02
3次	4.8264E-01	1.5052E+01	-2.22975E+01	4.9231E+00
4次	5.3512E-01	5.5673E+01	6.1953E+00	2.3188E+01
5次	1.2548E+00	-1.8210E+01	-3.6268E-01	-1.5289E+01
6次	1.9849E+00	-7.0236E-01	-1.5116E+00	-3.6455E-01
7次	3.2148E+00	-2.0973E+00	-3.0666E-02	-4.0241E+00
8次	4.7662E+00	1.9248E-01	4.5034E-01	7.8891E-02

$\delta_{a3}^0, \delta_{a4}^0$ (太陽電池パドル)				
振動モード	振動数 [Hz]	X_t	Y_t	Z_t
1次	7.71E-02	2.06E-05	5.07E-05	-8.89E+00
2次	2.11E-01	9.51E+00	1.19E-04	8.81E-07
3次	3.77E-01	-1.46E-07	1.30E-06	4.80E+00
4次	7.46E-01	1.03E-07	-8.79E-07	-2.24E+00
5次	2.67E+00	-2.82E-09	7.87E-08	3.83E-03
6次	3.36E+00	1.39E-08	-2.35E-07	1.44E+00
9次	5.86E+00	-7.65E-10	-2.57E-08	1.38E-02
10次	2.22E+01	4.58E+00	4.92E-03	-3.71E-09
32次	2.42E+01	-9.45E-02	8.73E+00	-9.68E-13

$\delta_{a3}^1, \delta_{a4}^1$ (太陽電池パドル)				
振動モード	振動数 [Hz]	X_r	Y_r	Z_r
1次	7.71E-02	-1.19E+02	-2.86E-04	5.84E-05
2次	2.11E-01	-6.19E-07	1.46E-07	-1.20E+02
3次	3.77E-01	1.63E+01	1.38E-03	-1.43E-06
4次	7.46E-01	-4.25E+00	-1.87E-02	-2.59E-09
5次	2.67E+00	7.43E-03	-7.54E+00	-9.76E-09
6次	3.36E+00	1.89E+00	-5.64E-04	8.86E-10
9次	5.86E+00	1.22E-02	-7.61E-01	-5.19E-10
10次	2.22E+01	-2.92E-10	2.65E-11	-1.21E+00
32次	2.42E+01	1.58E-14	-1.83E-14	2.47E-02

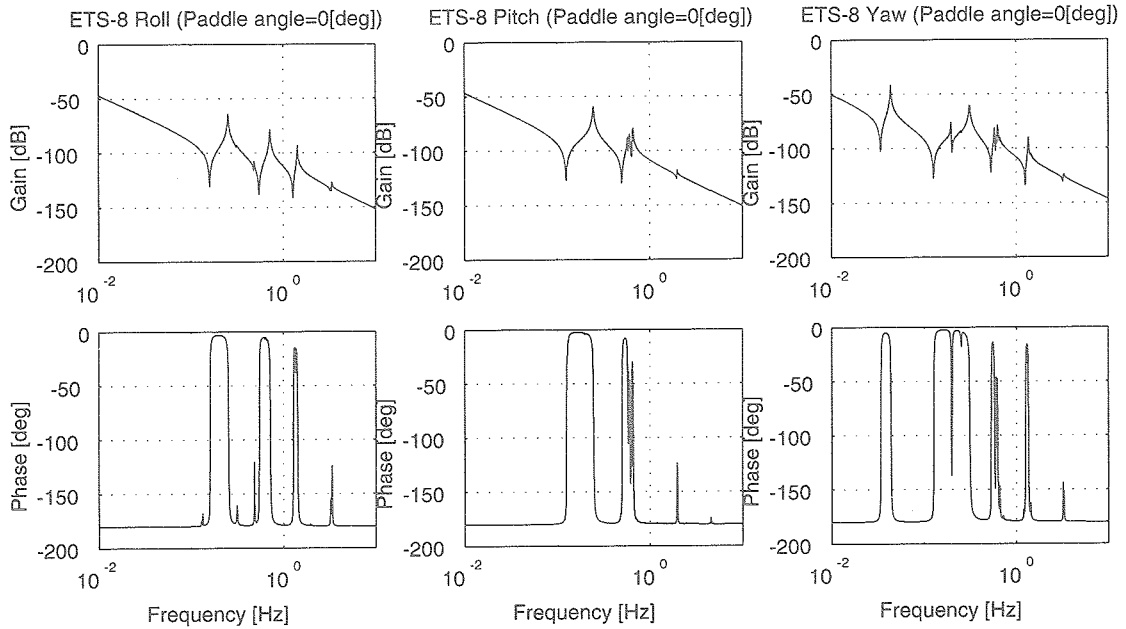


図 4.1.1-2: パドル角度 0 度での各軸回りのボード線図 (左からロール, ピッチ, ヨー軸, 上側がゲイン, 下側が位相曲線)

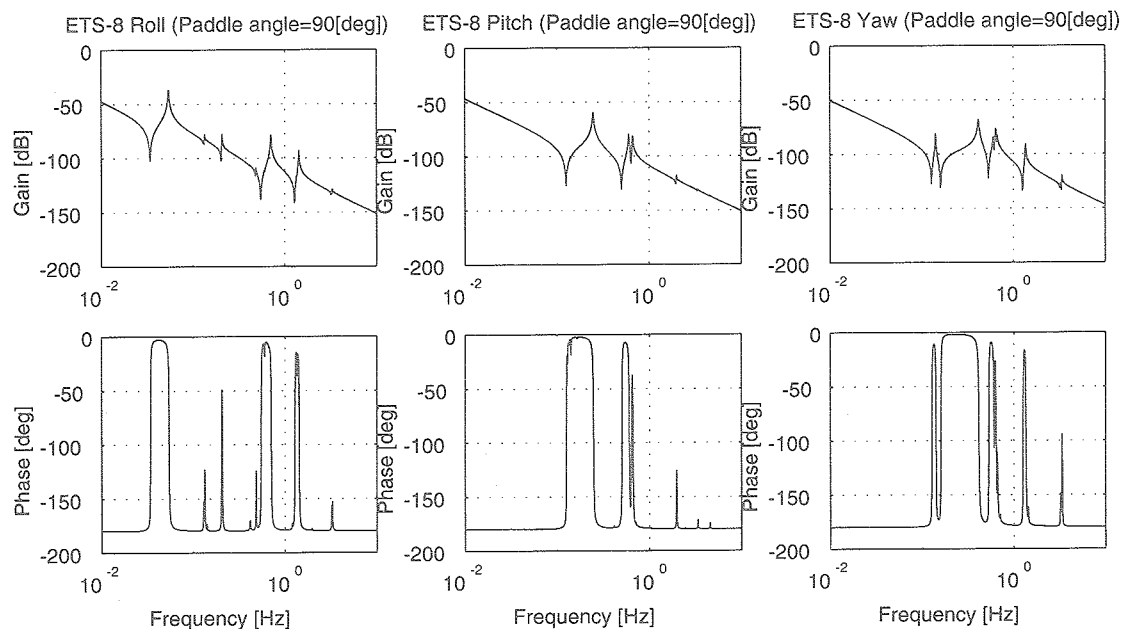


図 4.1.1-3: パドル角度 90 度での各軸回りのボード線図 (左からロール, ピッチ, ヨー軸, 上側がゲイン, 下側が位相曲線)

さて、以上のモデルで $\gamma = 0$ 及び 90 度の場合の各軸の伝達特性をボード線図で表すと図 4.1.1-2 及び 4.1.1-3 のようになる。ここではバイアスモーメント量はないものとした。

理想的な矩形波入力によるシステム同定 各軸に理想的なトルクが入力された場合の姿勢角からのデータを用いた ERA によるシステム同定の一例を図 4.1.1-4 ~ 4.1.1-9 に示す。図 4.1.1-4 はロール軸への矩形波入力時への姿勢

角, レート, トルク入力の各変数の時間変化を, 図 4.1.1-5 にはロール姿勢角からの同定結果をボード線図で示す。図 4.1.1-6 ~ 4.1.1-9 にはそれぞれピッチ, ヨー軸への矩形波入力による時間変化と同定結果を示す。どのケースでもトルク入力軸回りの理想的な場合を想定して, その大きさは 20[Nm], 噴射幅は 2 サイクル分 (125[msec]) とした。いずれの図とも同定結果の実線とノミナルモデルの破線はほとんど重なっており, 十分な精度で同定が行われていることがわかる。

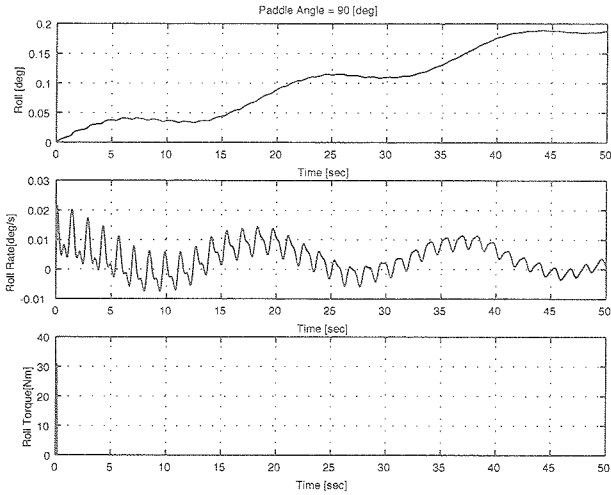


図 4.1.1-4: パドル角度 90 度でのロール軸回り加振結果の姿勢角, 姿勢レート, 入力トルクの時間応答

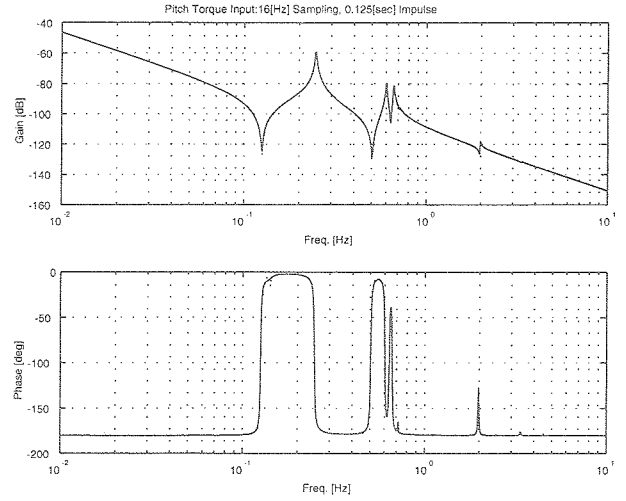


図 4.1.1-7: パドル角度 90 度でのピッチ軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデルとの比較 (破線)

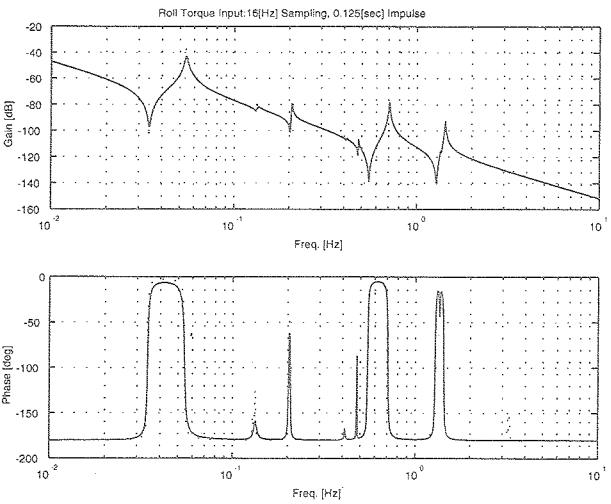


図 4.1.1-5: パドル角度 90 度でのロール軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデルとの比較 (破線)

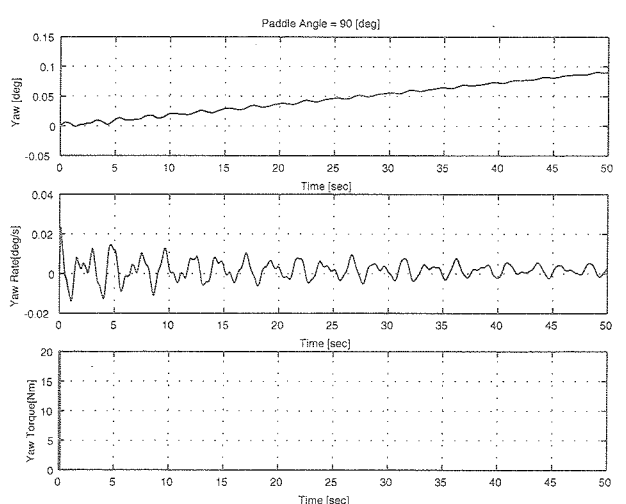


図 4.1.1-8: パドル角度 90 度でのヨー軸回り加振結果の姿勢角, 姿勢レート, 入力トルクの時間応答

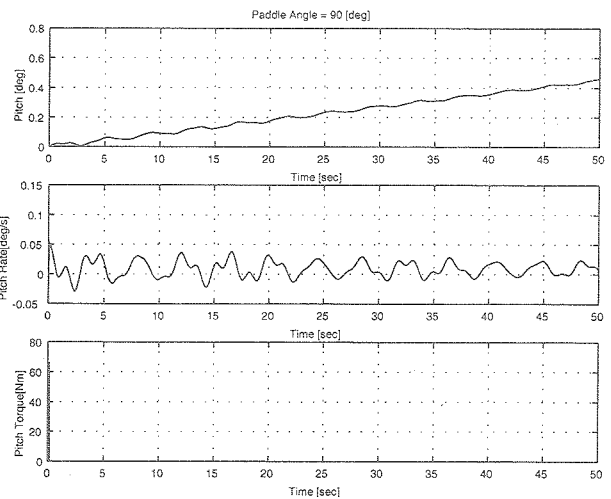


図 4.1.1-6: パドル角度 90 度でのピッチ軸回り加振結果の姿勢角, 姿勢レート, 入力トルクの時間応答

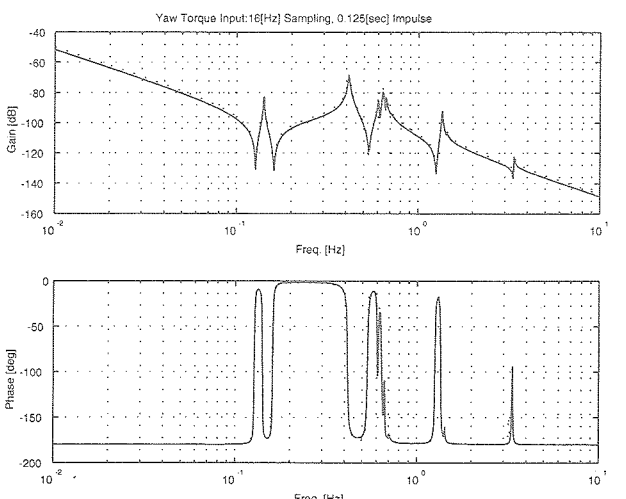


図 4.1.1-9: パドル角度 90 度でのヨー軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデルとの比較 (破線)

RCS噴射によるシステム同定 最後に実際に搭載されるRCSを利用した矩形波入力について検討する。A系を利用することを想定して、jAスラスタ(j=2~5)の取付位置を R_{jA} 、推力方向を e_{jA} とすると並進力、トルクはそれぞれ

$$f_j = \sum_{j=2}^5 e_{jA} u_j \quad (4.1.1-24)$$

$$t_j = \sum_{j=2}^5 \tilde{R}_{jA} e_{jA} u_j \quad (4.1.1-25)$$

となる。ここで u_j をスラスタ駆動信号とし、0もしくは22[N]の値をとる。 e_{jA} 及び R_{jA} の具体的な数値は以下の通りである。

$$R_{2A} = \begin{bmatrix} -1.15 \\ -1.15 \\ 0 \end{bmatrix} - r_{CG}, R_{3A} = \begin{bmatrix} 1.15 \\ -1.15 \\ 0 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-26)$$

$$R_{4A} = \begin{bmatrix} -1.15 \\ 1.15 \\ 0 \end{bmatrix} - r_{CG}, R_{5A} = \begin{bmatrix} 1.15 \\ 1.15 \\ 0 \end{bmatrix} - r_{CG} \quad (4.1.1-27)$$

$$e_{2A} = \begin{bmatrix} -\cos 45^\circ \sin \theta_j \\ \sin 45^\circ \sin \theta_j \\ \cos \theta_j \end{bmatrix}, e_{3A} = \begin{bmatrix} \cos 45^\circ \sin \theta_j \\ \sin 45^\circ \sin \theta_j \\ \cos \theta_j \end{bmatrix} \quad (4.1.1-28)$$

$$e_{4A} = \begin{bmatrix} -\cos 45^\circ \sin \theta_j \\ -\sin 45^\circ \sin \theta_j \\ \cos \theta_j \end{bmatrix}, e_{5A} = \begin{bmatrix} \cos 45^\circ \sin \theta_j \\ -\sin 45^\circ \sin \theta_j \\ \cos \theta_j \end{bmatrix} \quad (4.1.1-29)$$

ここでスラスタ配置によるキャント角 θ_j は20度としたが、現状での最新値は16度となっている。

スラスタ配置と推力方向の関係から各軸への入力時には以下のような組合せ(2本同時の噴射)が必要となる(表2.4.2-2は打ち上げ前の最新のデータであり、本解析の用いたデータは旧版であるため、数値が整合しない部分がある)。

各軸へのトルク入力時のスラスタ噴射の組合せ			
加振軸	方向	組合せ	有効トルク[Nm]
ロール	正	4A + 5A	30.7520
	負	2A + 3A	-31.2141
ピッチ	正	2A + 4A	66.2621
	負	3A + 5A	-61.9656
ヨー	正	3A + 4A	24.4747
	負	2A + 5A	-24.4747

さて、ここでは各軸正方向へRCSを最大推力22[N]で2サイクル分(125[msec])噴射した場合の姿勢角からの同定結果を図4.1.1-10~4.1.1-18に示す。図4.1.1-10は口

ール軸正方向噴射(4A+5A)のときの並進、回転の各変数の時間履歴、図4.1.1-11は各変数のレート(角速度)の時間履歴、図4.1.1-12はロール姿勢角からの同定結果を示す。図4.1.1-13以降も同様である。図4.1.1-12では0.13[Hz]近辺のアンテナに起因する振動モードの同定が正しく行われていないが、これはロール軸への感度が小さいためと考えられる。ピッチ軸、ヨー軸に関しては1[Hz]以下の振動モードは正しく同定されていることがわかる。また、各軸の加振とも、Z正方向への並進運動が発生していることがわかる。

4.1.2 閉ループ系でのステップ応答によるシステム同定

従来ではプラントの直前に外乱 d としてRCSによるインパルス加振を入力して、プラント単体のモデルを同定していたが、この手法ではRCSスラスタの大きさを別途、特定する必要があり、容易ではない。そこで本稿では、プラントのステップ応答列からの閉ループ系の同定法について検討する[8]。

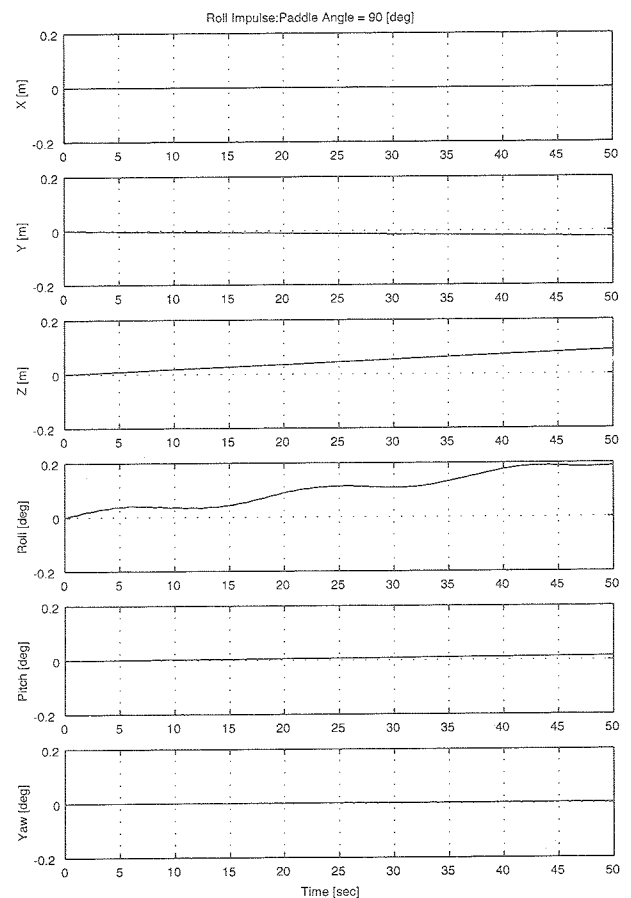


図4.1.1-10: パドル角度90度でのRCSによるロール軸回り加振結果(上から並進X,Y,Z位置、回転ロール、ピッチ、ヨー姿勢角)

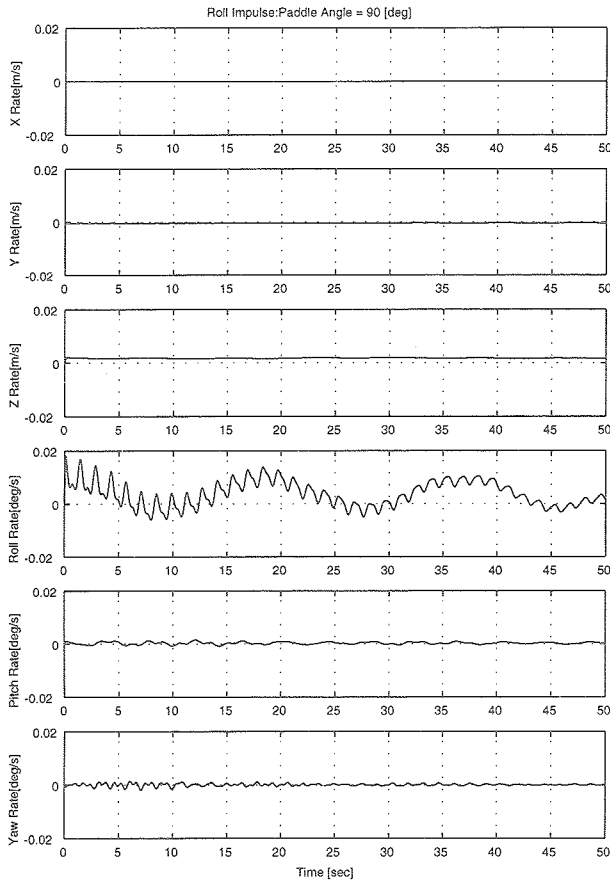


図 4.1.1-11: パドル角度 90 度での RCS によるロール軸回り加振結果 (上から並進 X,Y,Z 速度, 回転ロール, ピッチ, ヨー姿勢レート)

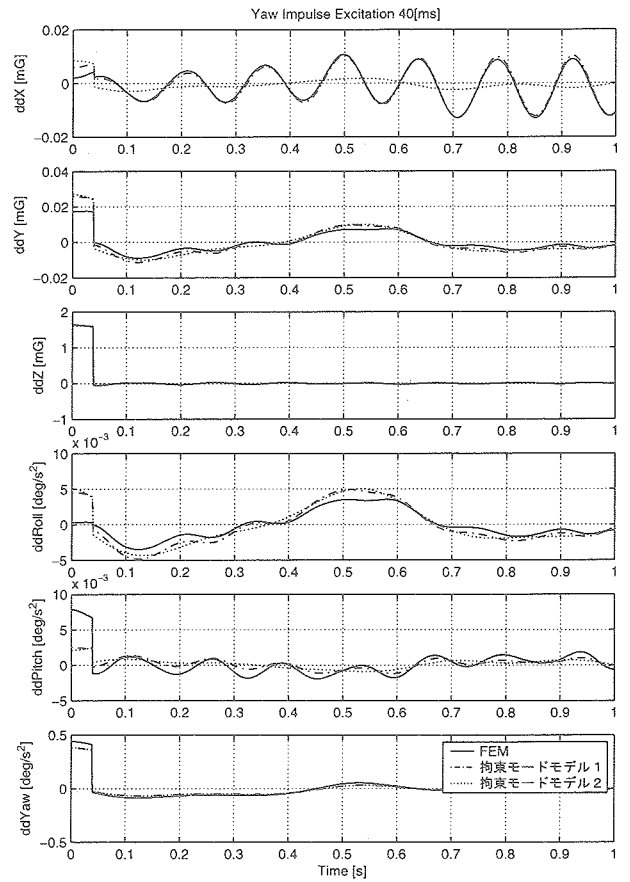


図 4.1.1-13: パドル角度 90 度での RCS によるピッチ軸回り加振結果 (上から並進 X,Y,Z 位置, 回転ロール, ピッチ, ヨー姿勢角)

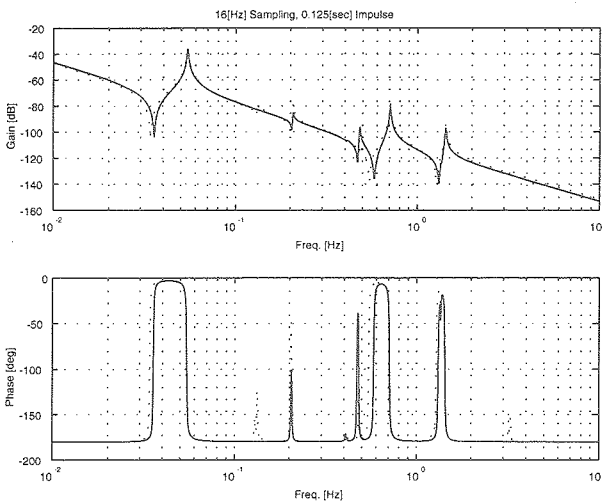


図 4.1.1-12: パドル角度 90 度での RCS によるロール軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデル (破線) の比較

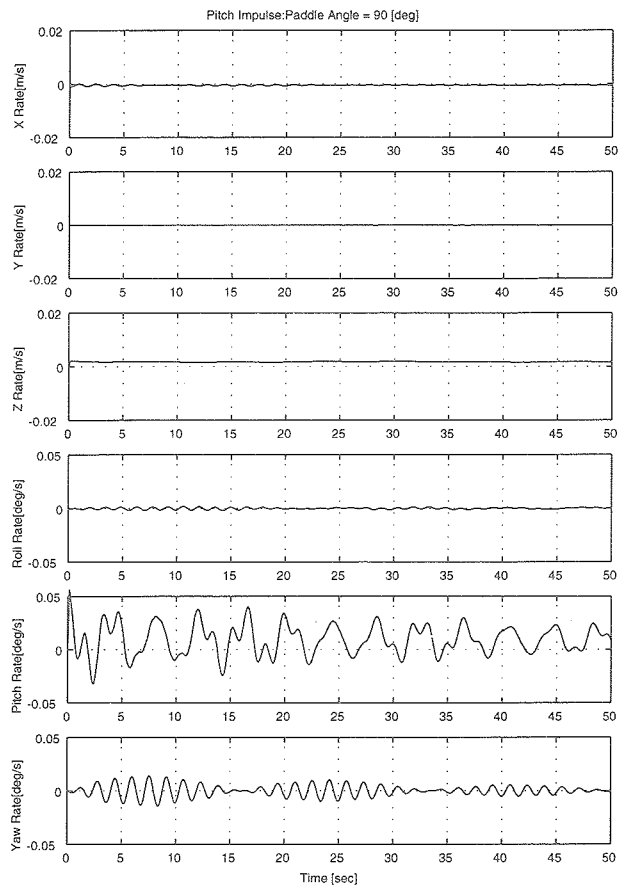


図 4.1.1-14: パドル角度 90 度での RCS によるピッチ軸回り加振結果 (上から並進 X,Y,Z 速度, 回転ロール, ピッチ, ヨー姿勢レート)

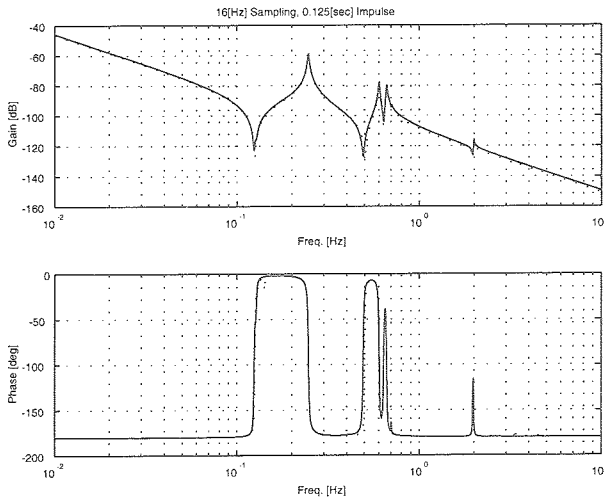


図 4.1.1-15: パドル角度 90 度での RCS によるピッチ軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデル (破線) の比較

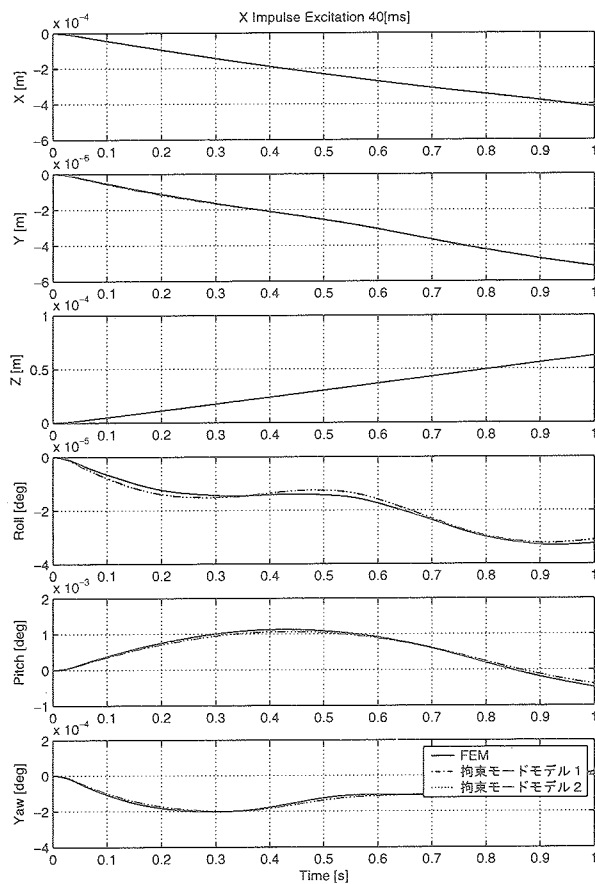


図 4.1.1-16: パドル角度 90 度での RCS によるヨー軸回り加振結果 (上から並進 X,Y,Z 位置, 回転ロール, ピッチ, ヨー姿勢角)

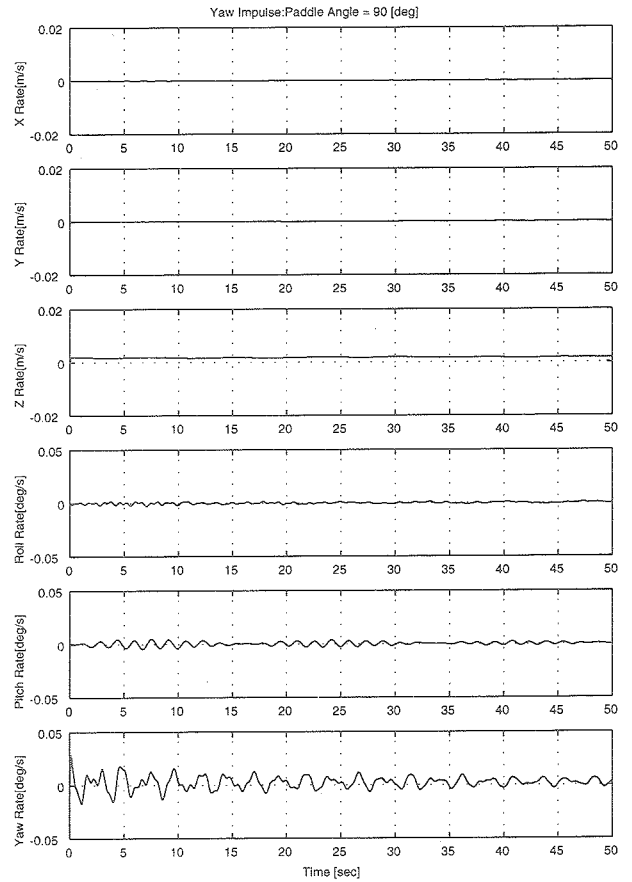


図 4.1.1-17: パドル角度 90 度での RCS によるヨー軸回り加振結果 (上から並進 X,Y,Z 速度, 回転ロール, ピッチ, ヨー姿勢レート)

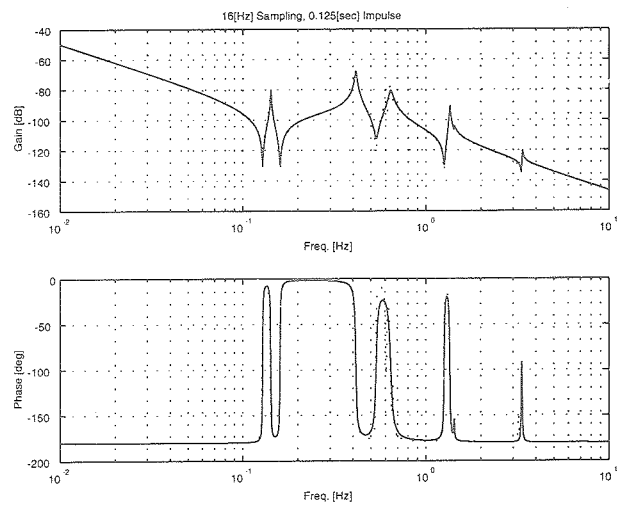


図 4.1.1-18: パドル角度 90 度での RCS によるヨー軸回り同定結果 (実線) とノミナルモデル (破線) の比較

特異値分解による閉ループ系の実現法 図4.1.2-1において目標値 r にステップを入力して、その応答 y を観測し、その観測値のみからプラント P を同定することを考える。その際、外乱 d は無視できる(ETS-VIIIの静止軌道上での太陽輻射圧外乱トルクは 10^{-3} [Nm]程度、重力傾度外乱トルクは 10^{-6} [Nm]程度と見積もられているため、計測時間が10分程度を想定した場合、剛体モードの同定には影響があるものの、振動モードの同定には影響はほとんどないと考えられる)ものとし、制御器の出力 u は測定しない。 $r=r(t)$ は時刻0においてステップが入力されるとすると、

$$r = \begin{cases} r_0 & t \geq 0 \\ 0 & t < 0 \end{cases} \quad (4.1.2-1)$$

となる。図4.1.2-1において目標値 r から観測値 y までの閉ループ系を $G(s)$ とすると

$$y = G(s)r \quad (4.1.2-2)$$

であるが、この $G(s)$ を状態空間で

$$G(s) = \begin{bmatrix} A_G & B_G \\ C_G & D_G \end{bmatrix} \quad (4.1.2-3)$$

と表現すると、これは状態量 x を用いた状態方程式と観測方程式

$$\dot{x} = A_G x + B_G r \quad (4.1.2-4)$$

$$y = C_G x + D_G r \quad (4.1.2-5)$$

と等価である。さて、(4.1.2-1)式のようなステップ入力が入った場合、(4.1.2-4)式の状態方程式では一般解を解析的に得ることが可能である。この場合は、 x の一般解は

$$\begin{aligned} x(t) &= \int_0^t e^{A_G(t-\tau)} B_G r d\tau \\ &= e^{A_G t} (I - e^{-A_G t}) A_G^{-1} B_G r_0 \\ &= A_G^{-1/2} e^{A_G t} (I - e^{-A_G t}) A_G^{-1/2} B_G r_0 \end{aligned} \quad (4.1.2-6)$$

である。これより、(4.1.2-5)式の観測値 y の時刻歴は

$$y(t) = (C_G A_G^{-1/2} e^{A_G t} (I - e^{-A_G t}) A_G^{-1/2} B_G + D_G) r_0 \quad (4.1.2-7)$$

となる。これより、十分に時間が経過した後の観測値 y の収束値 y_∞ はシステム行列 A_G が負定(固有値がすべて負)であると仮定して

$$y_\infty = (-C_G A_G^{-1} B_G + D_G) r_0 \quad (4.1.2-8)$$

となる。以下、観測値は Δt 秒間隔でサンプリングされ離散的に得られるとすると、第 n 番目の観測値 y_n は

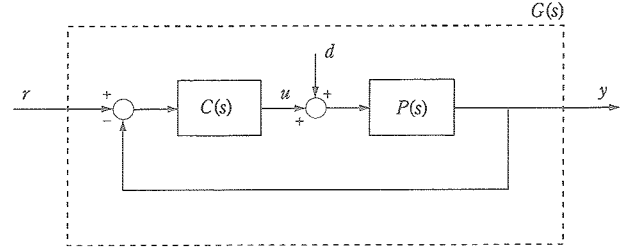


図4.1.2-1: 閉ループ系のブロック線図

$$\begin{aligned} y_n &= y((n-1)\Delta t) \\ &= (C_G A_G^{-1/2} e^{A_G t(n-1)\Delta t} (I - e^{-A_G t}) A_G^{-1/2} B_G + D_G) r_0 \end{aligned} \quad (4.1.2-9)$$

となり、これからオフセット量に相当する y_∞ を除き、 r_0 で割った分だけハンケル行列を構成する。

$$\begin{aligned} H_0 &= \begin{bmatrix} (y_1 - y_\infty)/r_0 & (y_2 - y_\infty)/r_0 & (y_3 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ (y_2 - y_\infty)/r_0 & (y_3 - y_\infty)/r_0 & (y_4 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ (y_3 - y_\infty)/r_0 & (y_4 - y_\infty)/r_0 & (y_5 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} C_G A_G^{-1} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ C_G A_G^{-1/2} e^{A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{2A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ C_G A_G^{-1/2} e^{2A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{3A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} C_G A_G^{-1/2} \\ C_G A_G^{-1/2} e^{A_G \Delta t} \\ C_G A_G^{-1/2} e^{2A_G \Delta t} \\ \vdots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_G^{-1/2} B_G e^{A_G \Delta t} & A_G^{-1/2} B_G e^{2A_G \Delta t} & A_G^{-1/2} B_G \cdots \end{bmatrix} \\ &= O^* G^* \end{aligned} \quad (4.1.2-10)$$

実際には O^* と G^* は H_0 の特異値分解の結果

$$H_0 = USV^T \quad (4.1.2-11)$$

を利用して以下のように構成することができる。

$$O^* = US^{1/2} \quad (4.1.2-12)$$

$$G^* = S^{1/2} V^T \quad (4.1.2-13)$$

このとき、さらにハンケル行列 H_1 を

$$\begin{aligned} H_1 &= \begin{bmatrix} (y_2 - y_\infty)/r_0 & (y_3 - y_\infty)/r_0 & (y_4 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ (y_3 - y_\infty)/r_0 & (y_4 - y_\infty)/r_0 & (y_5 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ (y_4 - y_\infty)/r_0 & (y_5 - y_\infty)/r_0 & (y_6 - y_\infty)/r_0 & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} C_G A_G^{-1/2} e^{A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{2A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ C_G A_G^{-1/2} e^{2A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{3A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ C_G A_G^{-1/2} e^{3A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & C_G A_G^{-1/2} e^{4A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G & \cdots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= \begin{bmatrix} C_G A_G^{-1/2} \\ C_G A_G^{-1/2} e^{A_G \Delta t} \\ C_G A_G^{-1/2} e^{2 A_G \Delta t} \\ \vdots \end{bmatrix} e^{A_G \Delta t} [A_G^{-1/2} B_G e^{A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G e^{2 A_G \Delta t} A_G^{-1/2} B_G \dots] \\
 &= O^* e^{A_G \Delta t} G^*
 \end{aligned}
 \tag{4.1.2-14}$$

とできるので、 H_0 と H_1 を用いて

$$\begin{aligned}
 e^{A_G \Delta t} &= O^{-1} H_1 G^{*-1} \\
 &= S^{-1/2} U^T H_1 V S^{-1/2}
 \end{aligned}
 \tag{4.1.2-15}$$

となり、これより閉ループ系の状態空間での各行列は

$$A_G = \frac{1}{\Delta t} \log_m (S^{-1/2} U^T H_1 V S^{-1/2})
 \tag{4.1.2-16}$$

$$B_G = S^{-1/2} V^T \text{の左 } B_G \text{ 列}
 \tag{4.1.2-17}$$

$$C_G = U S^{-1/2} \text{の上 } C_G \text{ 行} * A_G^{-1/2}
 \tag{4.1.2-18}$$

$$D_G = y_\infty / r_0 + C_G A_G^{-1} B_G
 \tag{4.1.2-19}$$

と実現される。

開ループ系の復元法 特異値分解により閉ループ系のシステム $G(s)$ が状態空間で実現されたとすると

$$G(s) = (I + P(s)C(s))^{-1} P(s)C(s)
 \tag{4.1.2-20}$$

であるから、これを $P(s)$ について解くことにより

$$P(s)C(s) = G(s)(I - G(s))^{-1}
 \tag{4.1.2-21}$$

となる。よって制御器 $C(s)$ が可逆ならば

$$P(s) = G(s)(I - G(s))^{-1} C(s)^{-1}
 \tag{4.1.2-22}$$

と計算できる。

具体的には制御器の状態空間での表記を

$$C(s) = \begin{bmatrix} A_c & B_c \\ C_c & D_c \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-23}$$

とすれば $C(s)^{-1}$ は

$$C(s)^{-1} = \begin{bmatrix} A_c - B_c D_c^{-1} C_c & B_c D_c^{-1} \\ -D_c^{-1} C_c & D_c^{-1} \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-24}$$

となり、(4.1.2-3) 式及び (4.1.2-24) 式を (4.1.2-22) 式に代入することでプラント $P(s)$ は

$$P(s) = \begin{bmatrix} A_p & B_p \\ C_p & D_p \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-25}$$

ただし、

$$A_p = \begin{bmatrix} A_G + B_G(I - D_G)^{-1} B_G D_c^{-1} C_c - B_G(I - D_G)^{-1} D_G D_c^{-1} C_c & \\ O & A_c - B_c D_c^{-1} C_c \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-26}$$

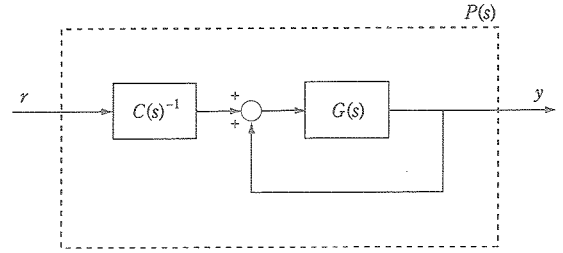


図 4.1.2-2: 開ループ系 $P(s)$ に相当するブロック線図

$$B_p = \begin{bmatrix} B_G(I - D_G)^{-1} D_c^{-1} \\ B_c D_c^{-1} \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-27}$$

$$C_p = [(I - D_G)^{-1} C_G \quad -(I - D_G)^{-1} D_G D_c^{-1} C_c]
 \tag{4.1.2-28}$$

$$D_p = [(I - D_G)^{-1} D_G D_c^{-1}]
 \tag{4.1.2-29}$$

一方、制御器 $C(s)$ に逆システムが存在しない場合、代数的に計算できるのは (4.1.2-21) 式

$$P(s)C(s) = G(s)(I - G(s))^{-1}
 \tag{4.1.2-30}$$

$$= \begin{bmatrix} A_G + B_G(I - D_G)^{-1} B_G(I - D_G)^{-1} \\ (I - D_G)^{-1} C_G & (I - D_G)^{-1} D_G \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-31}$$

までとなる。そこでここでは右辺 $G(s)(I - G(s))^{-1}$ の極、即ち $A_G + B_G(I - D_G)^{-1} B_G(I - D_G)^{-1}$ の固有値のうち制御器 $C(s)$ の極に相当する部分を除いたものをプラントの極として、システム行列を構築できるものとし、入出力行列 B, C については時系列データから直接カーブフィット法により同定する方法を検討する。

以下、プラント $P(s)$ には直達項 D_p は存在しないものとして

$$P(s) = \begin{bmatrix} A_p & B_p \\ C_p & O \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-32}$$

とし、制御器 $C(s)$ は

$$C(s) = \begin{bmatrix} A_c & B_c \\ C_c & D_c \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-33}$$

とすると開ループ系 $G(s)$ は

$$G(s) = \begin{bmatrix} A_p - B_p D_c C_p & B_p C_c \\ -B_c C_p & A_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_p D_c \\ B_c \\ O \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-34}$$

$$= \begin{bmatrix} A^* & B^* \\ C^* & O \end{bmatrix}
 \tag{4.1.2-35}$$

とできるので、ステップ応答時の観測量の予測値 \hat{y}_n は

$$\hat{y}_n = C^* (e^{A^*(n-1)\Delta t} - I) A^{*-1} B^* r_0
 \tag{4.1.2-36}$$

である。ここでさらに簡単のため、コロケーションモデルを想定して例えば角度計測が可能な場合、入出力行列 B_p, C_p はモードシェープ ϕ を用いて

$$B_p = \begin{bmatrix} O \\ \phi^T \end{bmatrix} \quad (4.1.2-37)$$

$$C_p = [\phi \ O] \quad (4.1.2-38)$$

という形になるため、この ϕ を未知パラメータとみなして(4.1.2-35) 式の A^* , B^* , C^* が ϕ により変動する量であると考えられる。

$$A^* = A^*(\phi) \quad (4.1.2-39)$$

$$B^* = B^*(\phi) \quad (4.1.2-40)$$

$$C^* = C^*(\phi) \quad (4.1.2-41)$$

これらを(4.1.2-36) 式に代入することでステップ応答時の観測量の予測値 \hat{y}_n も ϕ の変動に影響を受け、

$$\hat{y}_n = \hat{y}_n(\phi) \quad (4.1.2-42)$$

とみなせる。そこで、 ϕ の誤差変分を $\delta\phi$ をするとそれに対応する観測量の変動分 δy_n は観測量 y_n とその予測値 \hat{y}_n との差に相当して

$$\delta y_n = y_n - \hat{y}_n \quad (4.1.2-43)$$

$$= -\frac{\partial y_n}{\partial \phi^T} \delta \phi^T \quad (4.1.2-44)$$

となり、 $n = 1, 2, \dots$ として、十分な個数の観測量から最小2乗法を適用して ϕ の誤差変分 $\delta\phi$ を δy_n を用いて修正することが可能である。(4.1.2-44) 式をまとめて縦に書き並べると

$$\begin{bmatrix} \delta y_1 \\ \delta y_2 \\ \delta y_3 \\ \vdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial y_1 / \partial \phi^T \\ \partial y_2 / \partial \phi^T \\ \partial y_3 / \partial \phi^T \\ \vdots \end{bmatrix} \delta \phi^T \quad (4.1.2-45)$$

(4.1.2-45) 式右辺の疑似逆行列が存在すれば $\delta\phi$ は

$$\delta \phi^T = \begin{bmatrix} \partial y_1 / \partial \phi^T \\ \partial y_2 / \partial \phi^T \\ \partial y_3 / \partial \phi^T \\ \vdots \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \delta y_1 \\ \delta y_2 \\ \delta y_3 \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (4.1.2-46)$$

として求められる。

ETS-VIII による数値例 以上の検討結果の妥当性を確認するために、ETS-VIII の拘束モードモデルを用いて数値シミュレーションを行った。シミュレーションではETS-VIII のロール軸回りにステップを入力して、その際のロール姿勢角速度データからシステム同定を行った。姿勢制御系は現在設計中の EM ベースのものを適用し、具体的な制御器の構成はホイールの速度ループを含んだ以下

のような形にした。

$$C(s) = \frac{T_{\alpha}s+1}{T_{\beta}s+1} \frac{1}{T_w s+1} [K_{px} \ K_{\alpha}] \quad (4.1.2-47)$$

ここで、 T_{β} , T_{α} , T_w , K_{px} , K_{α} はそれぞれ 2, 10, 3, 22, 1137 である。この制御器は2入力（ロール姿勢角度とそのレート）1出力（ロール制御トルク）という構成であり、逆システムは存在しない。そこで以下では前節後半で検討したような観測量からのカーブフィット法を適用して同定を行った。

その結果、図 4.1.2-3 が上から、観測ロール姿勢角、観測ロールレート、同定モデルによるロール姿勢角の再現値、同定モデルによるロールレートの再現値である。また図 4.1.2-4 には、上側が同定モデルのボード線図（ゲイン曲線と位相曲線、以下同じ構成）、下側には参考として、ノミナルモデル（数値シミュレーション時に用いた元モデル）のボード線図も示した。

図 4.1.2-4 からわかるように、閉ループ系からの同定では本来存在しないモード（他軸からの回り込み）が観測されてしまうことがおこることがわかる。この点については今後も検討が必要である。

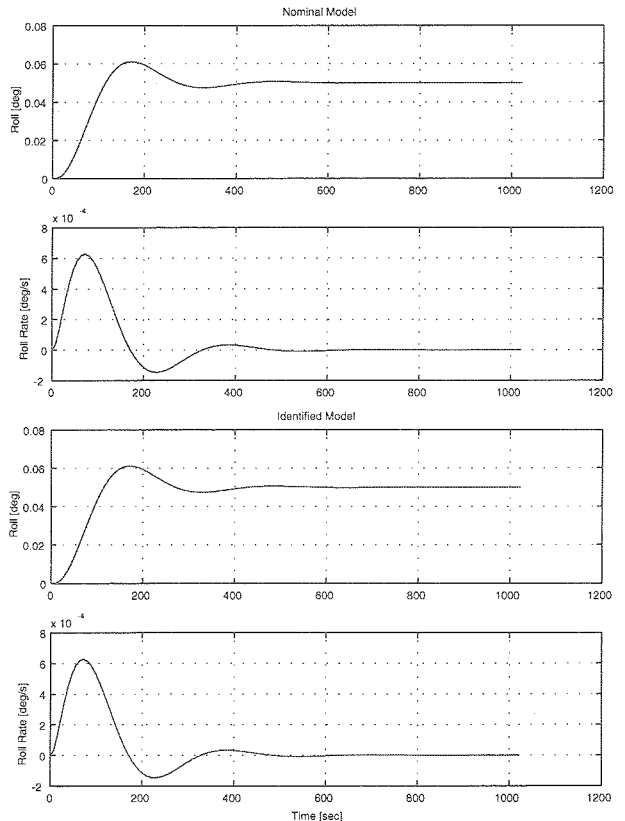


図 4.1.2-3: 数値シミュレーションによるステップ応答、（上から、観測ロール姿勢角、観測ロールレート、同定モデルによるロール姿勢角の再現値、同定モデルによるロールレートの再現値）

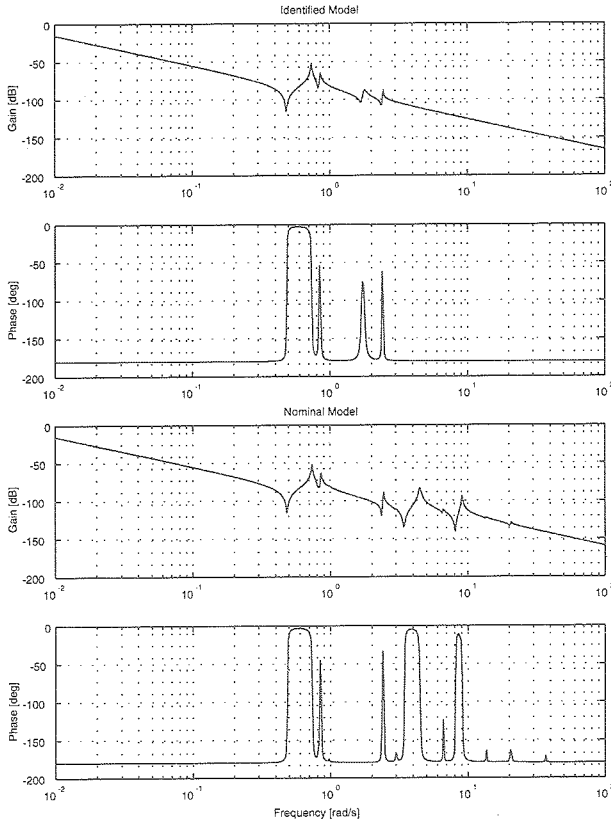


図4.1.2-4: 同定モデルとノミナルモデルのボード線図での比較

4.2 部分空間法による同定

4.2.1 N4SID (Numerical algorithms for Subspace State Space System Identification) [2]

次のような線形時不変離散時間システムを考える。

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + w_k \quad (4.2.1-1)$$

$$y_k = Cx_k + Du_k + v_k \quad (4.2.1-2)$$

ここで

$$E \begin{bmatrix} w_k \\ v_k \end{bmatrix} (w_k^T \ v_k^T) = \begin{bmatrix} Q^s & S^s \\ (S^s)^T & R^s \end{bmatrix} \delta_{kl} \quad (4.2.1-3)$$

$A, Q^s \in \mathbb{R}^{n \times n}, B \in \mathbb{R}^{n \times m}, C \in \mathbb{R}^{l \times n}, D \in \mathbb{R}^{l \times m}, S \in \mathbb{R}^{n \times l}, R^s \in \mathbb{R}^{l \times l}$ 。なお $u_k \in \mathbb{R}^m$ は入力ベクトル, $y_k \in \mathbb{R}^l$ は出力ベクトル, $x_k \in \mathbb{R}^n$ は状態ベクトル, $v_k \in \mathbb{R}^l, w_k \in \mathbb{R}^n$ は入力と無相関零平均の正規性白色雑音である。

ブロックハンケル行列 $H \in \mathbb{R}^{2(m+l)i \times j}$ を

$$H = 1/\sqrt{j} \begin{bmatrix} U_{0j-1} \\ Y_{0j-1} \end{bmatrix} \quad (4.2.1-4)$$

$$U_{0j-1} = \begin{bmatrix} u_0 & u_1 & \cdots & u_{j-1} \\ u_1 & u_2 & \cdots & u_j \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u_{i-1} & u_i & \cdots & u_{i+j-2} \end{bmatrix} \quad (4.2.1-5)$$

$$Y_{0j-1} = \begin{bmatrix} y_0 & y_1 & \cdots & y_{j-1} \\ y_1 & y_2 & \cdots & y_j \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ y_{i-1} & y_i & \cdots & y_{i+j-2} \end{bmatrix} \quad (4.2.1-6)$$

とし, そのRQ分解を考える。

$$H = RQ^T \quad (4.2.1-7)$$

この分解は以下のように書き表される。

$$\begin{bmatrix} U_{0j-1} \\ U_{ii} \\ U_{i+1|2i-1} \\ Y_{0j-1} \\ Y_{ii} \\ Y_{i+1|2i-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ R_{21} & R_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} & 0 & 0 & 0 \\ R_{41} & R_{42} & R_{43} & R_{44} & 0 & 0 \\ R_{51} & R_{52} & R_{53} & R_{54} & R_{55} & 0 \\ R_{61} & R_{62} & R_{63} & R_{64} & R_{65} & R_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_1^T \\ Q_2^T \\ Q_3^T \\ Q_4^T \\ Q_5^T \\ Q_6^T \end{bmatrix} \quad (4.2.1-8)$$

次に以下の特異値分解のドミナントな特異値 Σ_1 からシステムのランク n を決定する。

$$(L_1^1 \ 0 \ L_1^3) R_{1:4,1:4} Q_{1:4}^T = (U_1 \ U_2) \begin{pmatrix} \Sigma_1 & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \end{pmatrix} V^T Q_{1:4}^T \quad (4.2.1-9)$$

ここで L_1^1, L_1^3 は以下の式で得られる行列である。

$$\begin{aligned} & R_{5:6,1:4} R_{1:4,1:4}^{-1} \begin{bmatrix} U_{0j-1} \\ Y_{0j-1} \end{bmatrix} \\ &= (L_1^1 \ L_1^2 \ L_1^3) \begin{bmatrix} U_{0j-1} \\ U_{j|2i-1} \\ Y_{0j-1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.2.1-10)$$

さらに K についての最小二乗問題を解く。

$$\min_K \left\| \begin{bmatrix} \Sigma_1^{-1/2} (U_1^\dagger R_{5:6,1:4}) \\ R_{5:5,1:4} \end{bmatrix} - K \begin{bmatrix} \Sigma_1^{-1/2} U_1^T R_{5:6,1:4} \\ R_{2:3,1:4} \end{bmatrix} \right\|_F^2 \quad (4.2.1-11)$$

(\dagger は Moore-Penrose 疑似逆行列を表し, 下線は行列の最後から l 個の行ベクトルを削除することを表す。)

最小二乗解 K を

$$K = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} \quad (4.2.1-12)$$

とすると A, C は

$$A = K_{11}, C = K_{21} \quad (4.2.1-13)$$

となり B, D は

$$\begin{bmatrix} K_{12} \\ K_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B - A \Gamma_i^\dagger \begin{pmatrix} D \\ \Gamma_{i-1} B \end{pmatrix} \Gamma_{i-1}^\dagger H_{i-1}^d - A \Gamma_i^\dagger \begin{pmatrix} 0 \\ H_{i-1}^d \end{pmatrix} \\ D - C \Gamma_i^\dagger \begin{pmatrix} D \\ \Gamma_{i-1} B \end{pmatrix} - C \Gamma_i^\dagger \begin{pmatrix} 0 \\ H_{i-1}^d \end{pmatrix} \end{bmatrix} \quad (4.2.1-14)$$

$$\Gamma_i = U_1 \Sigma_1^{1/2}, \Gamma_{i-1} = \underline{\Gamma}_i \quad (4.2.1-15)$$

$$H_{i-1}^d = \begin{pmatrix} D & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CB & D & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & D & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{i-3}B & CA^{i-4}B & CA^{i-5}B & \dots & D \end{pmatrix} \quad (4.2.1-16)$$

を解くことにより求められる。これらのシステムマトリクスからモーダルパラメータ（固有振動数，モード減衰比，モードシェイプ）を計算できる [5]。

4.2.2 同定例

前節で取り上げたスラストおよびリアクションホイールを用いたランダム加振時の同定例を示す。

スラストランダム加振 開ループおよび閉ループシステムをスラストによりランダム加振したケースを想定してシミュレーションを行い，その応答時系列を用いて部分空間法により同定を行った。#2-#9 のスラストを16Hzの周期でランダムに一つずつ噴射する加振時の応答を，図4.2.2-1-図4.2.2-5（開ループ）および図4.2.2-6-図4.2.2-10（閉ループ）に示す。同定では構体重心の並進加速度および衛星姿勢角を観測量とした。なお時系列のサンプリング周期は16Hz，データ長は2000とした。制御系はPD制御と位相遅れ補償のみの構成で2次フィルタ，姿勢決定系は考慮していない。

ホイールランダム加振 開ループおよび閉ループシステムをリアクションホイールによりランダム加振したケースを想定してシミュレーションを行い，その応答時系列を用いて部分空間法により同定を行った。ロール，ピッチ，ヨーの3軸を同時に16Hzの正規性白色信号を用いてランダム加振時の応答を，図4.2.2-11-図4.2.2-15（開ループ）図4.2.2-16-図4.2.2-20（閉ループ）に示す。同定では衛星姿勢角を観測量とした。スラスト加振と比べ安全な加振と考えられるので時系列のサンプリング周期は16Hz，データ長は9600とした。制御系はスラストランダム加振と同じものとした。

4.2.3 同定結果

スラストランダム加振およびホイールランダム加振から同定された固有振動数とモード減衰比を表4.2.3-1にまとめる。スラストを用いた加振ではすべてのモードが同定されたが，ホイールを用いた加振では対称モードは励起されないため同定されていない。図4.2.3-1-図4.2.3-6ノミナルモデルと同定されたパラメータから再構築したシステムの周波数伝達関数を示す（実線：同定結果，点線：ノミナルモデル）。どのケースも十分な精度で同定されている。

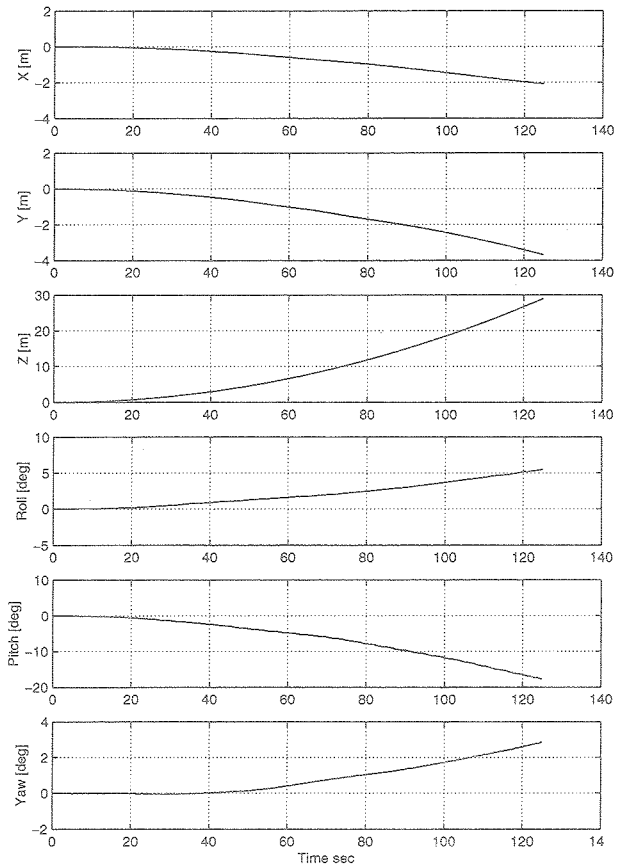


図4.2.2-1: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [1/5]

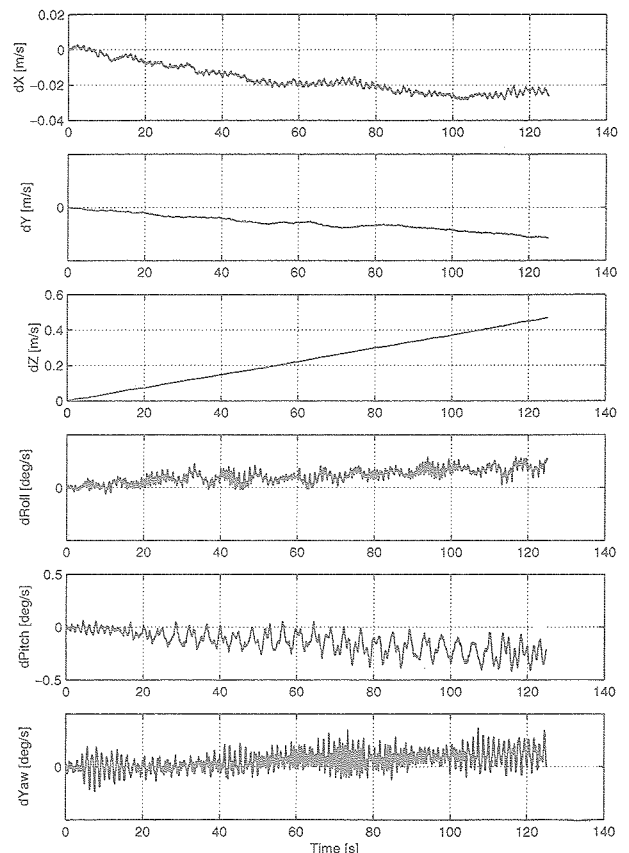


図4.2.2-2: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [2/5]

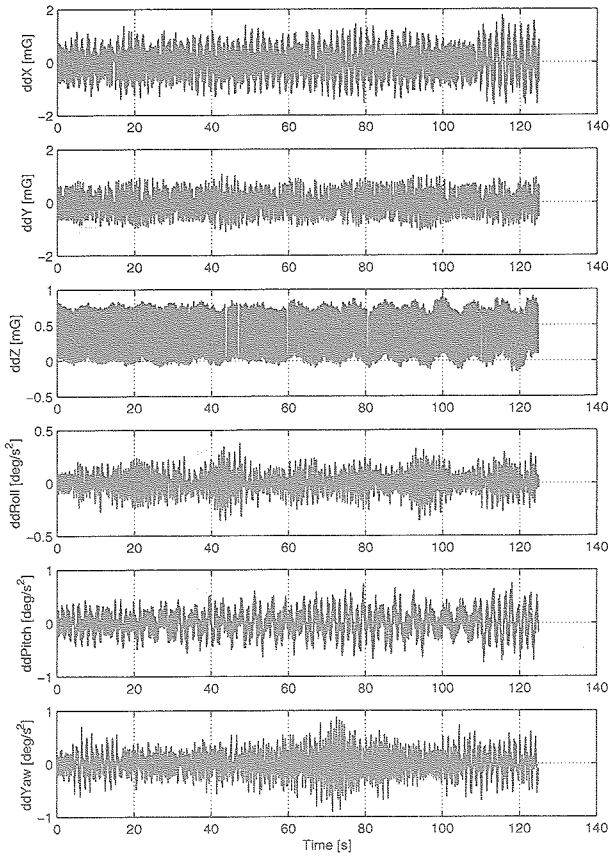


図4.2.2-3: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [3/5]

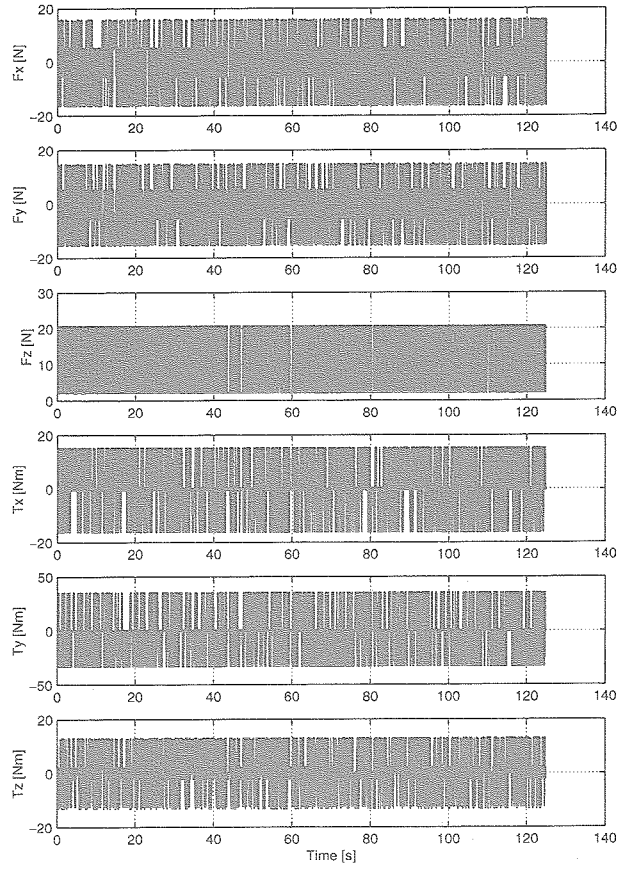


図4.2.2-5: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [5/5]

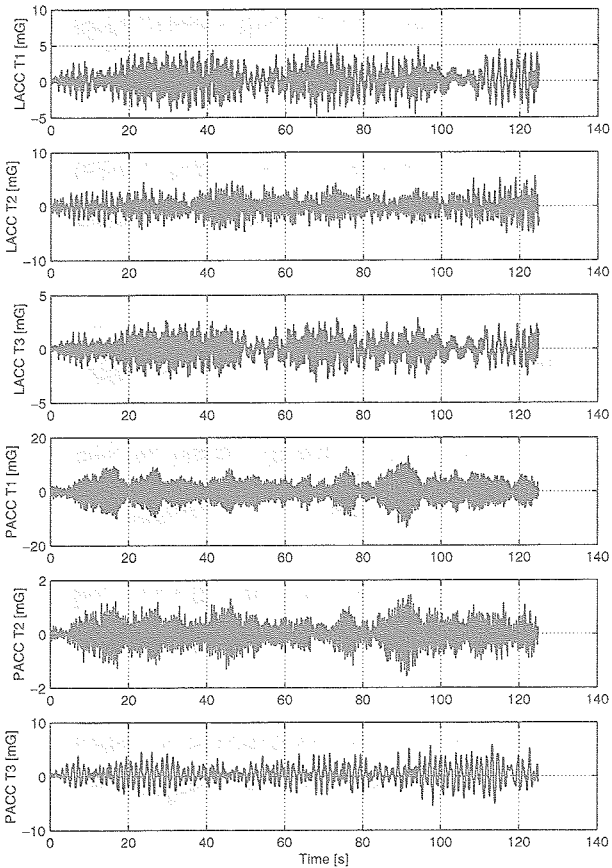


図4.2.2-4: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [4/5]

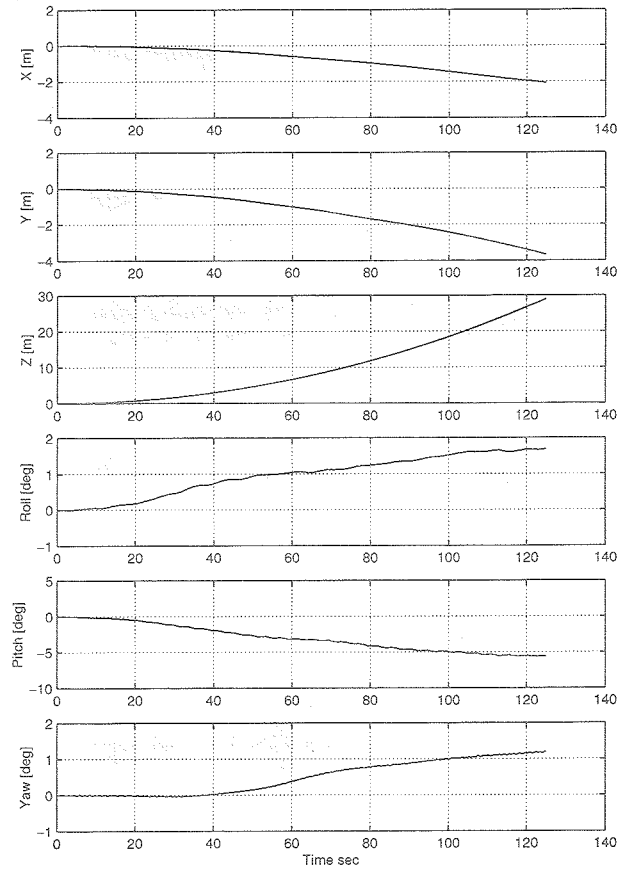


図4.2.2-6: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [1/5]

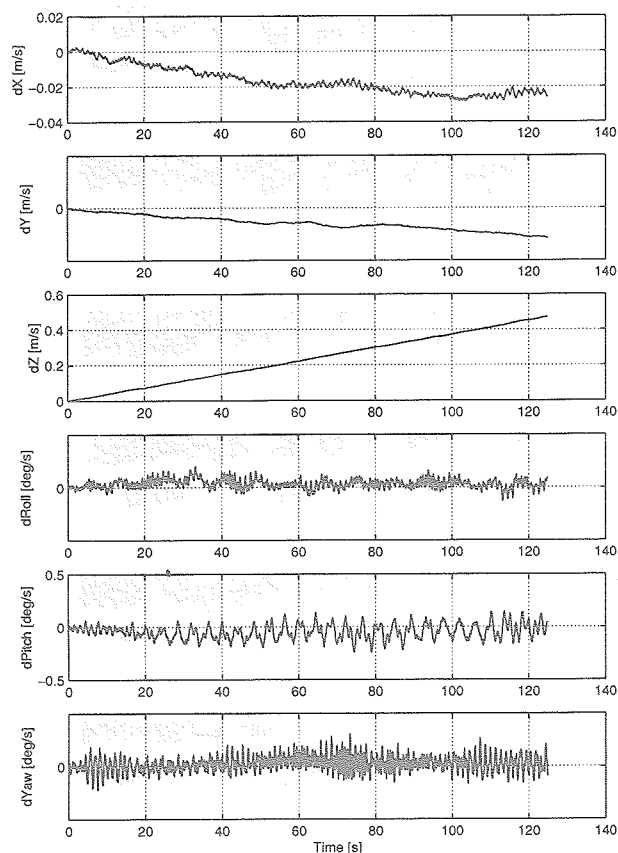


図4.2.2-7: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [2/5]

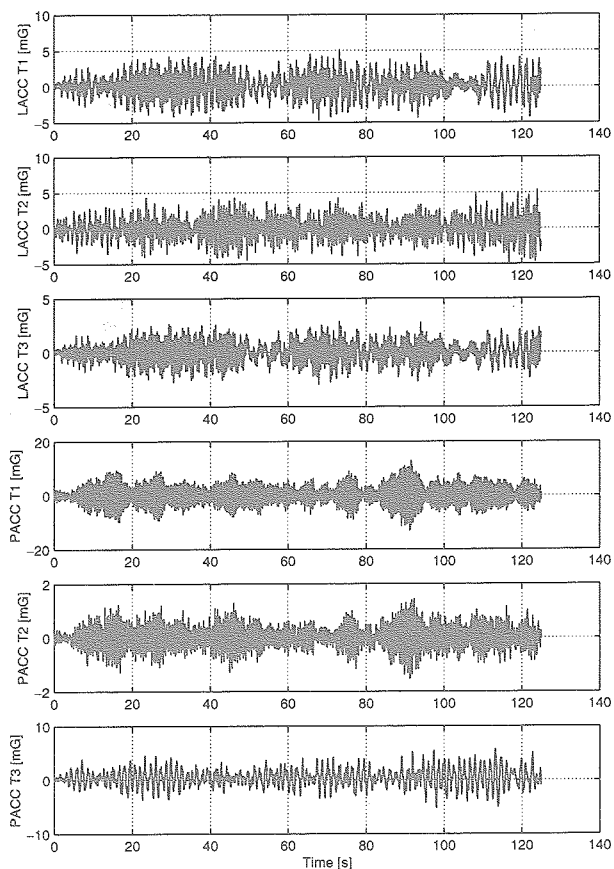


図4.2.2-9: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [4/5]

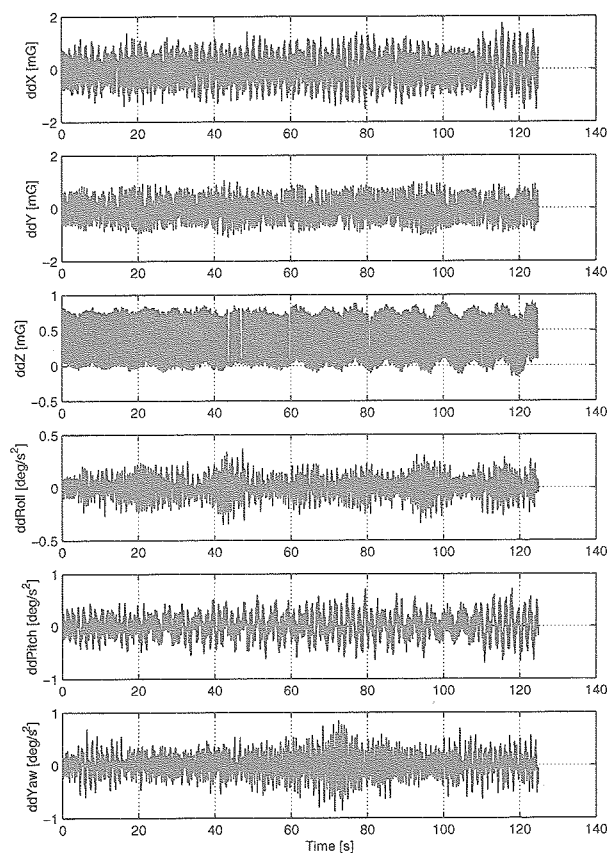


図4.2.2-8: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [3/5]

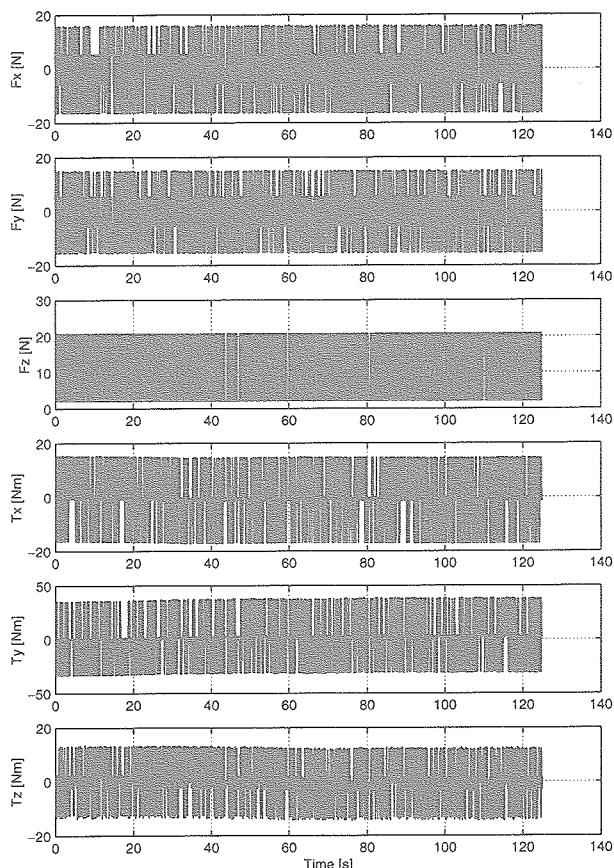


図4.2.2-10: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [5/5]

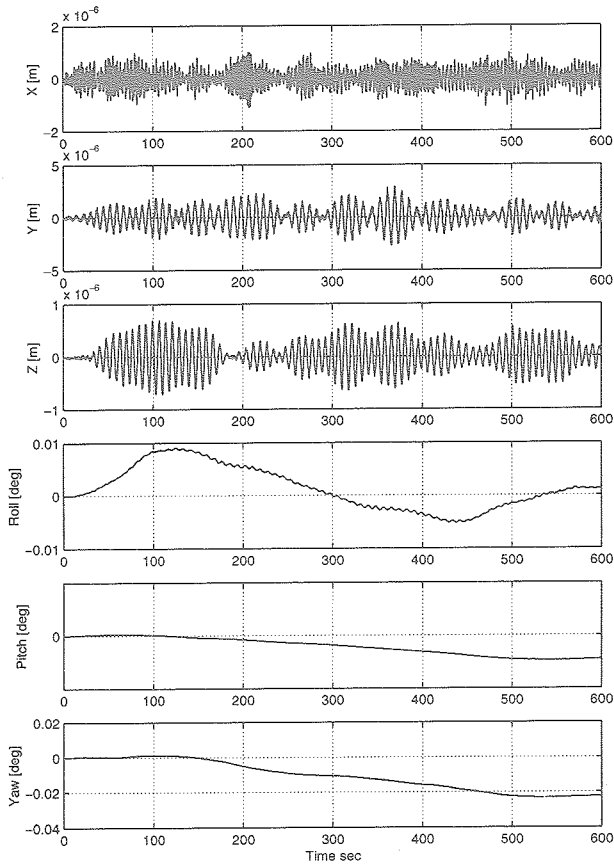


図4.2.2-11: 開ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [1/5]

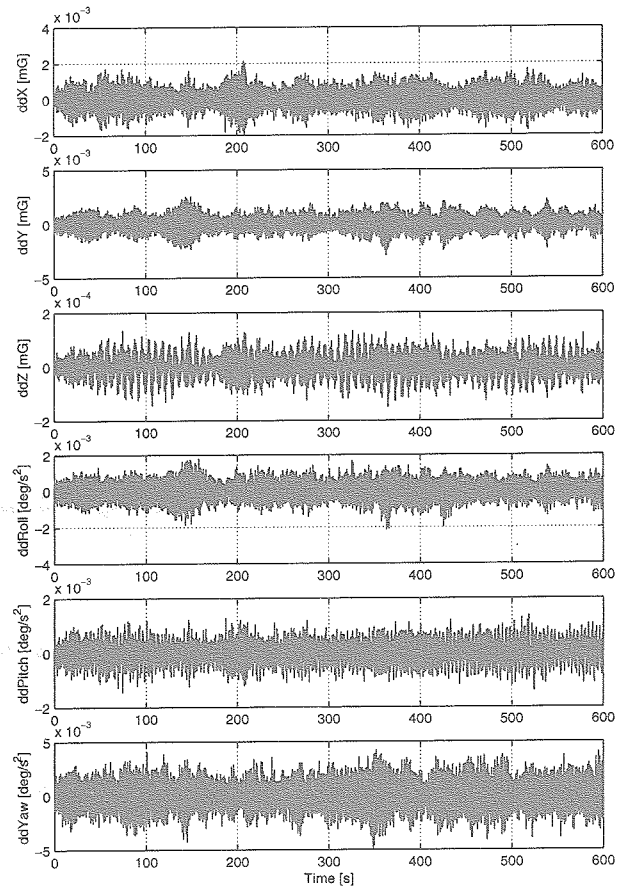


図4.2.2-13: 開ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [3/5]

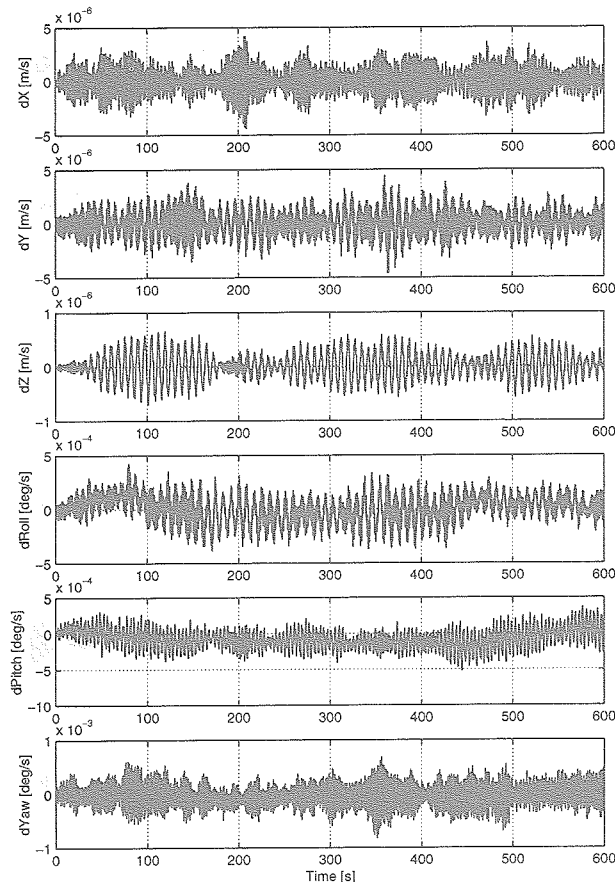


図4.2.2-12: 開ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [2/5]

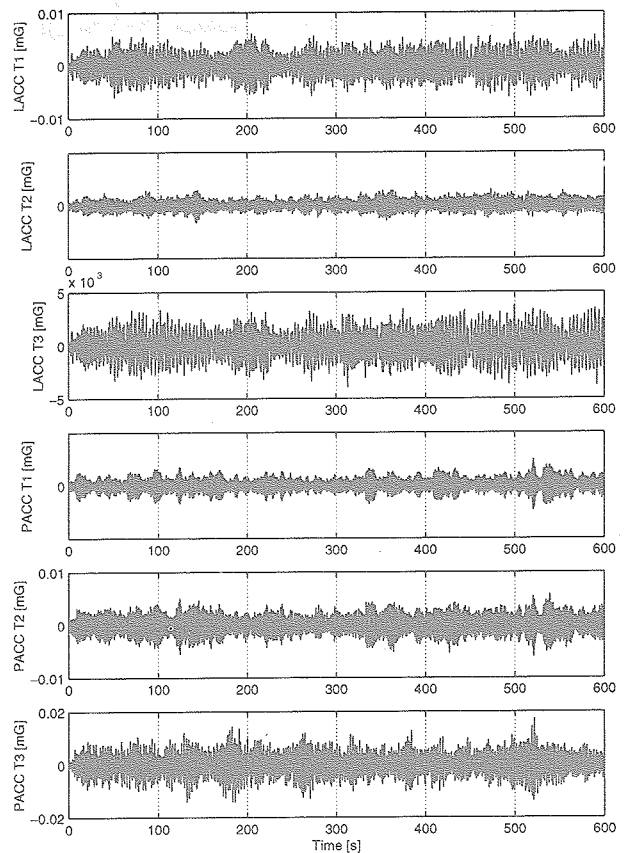


図4.2.2-14: 開ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [4/5]

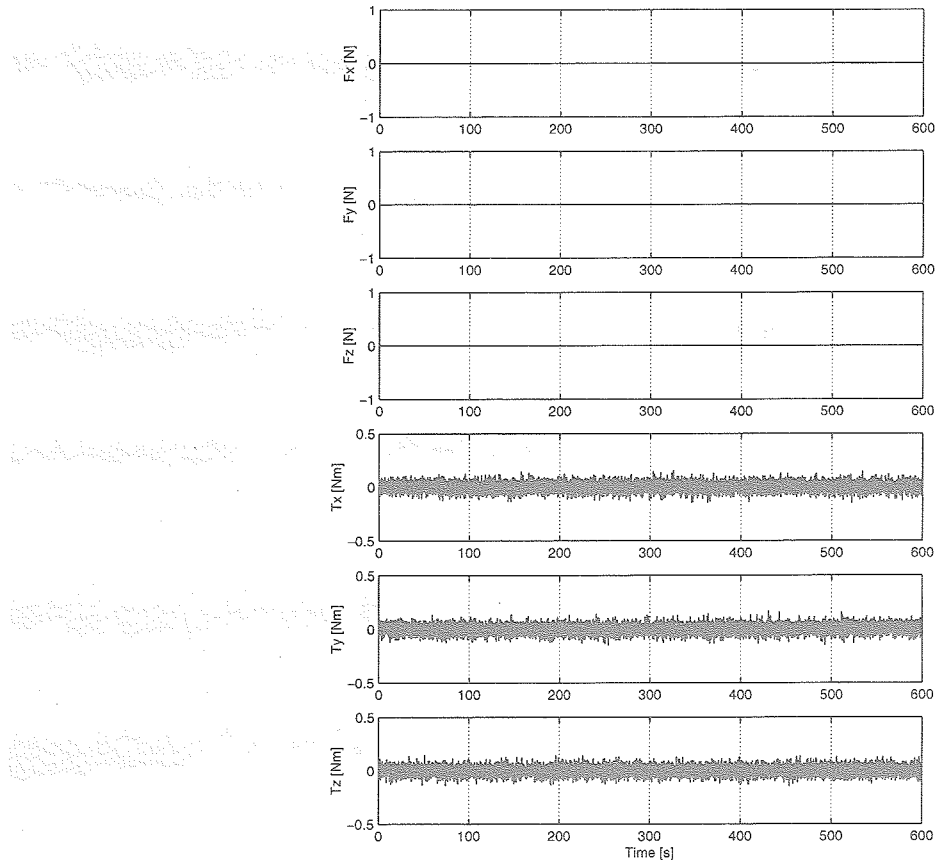


図4.2.2-15: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [5/5]

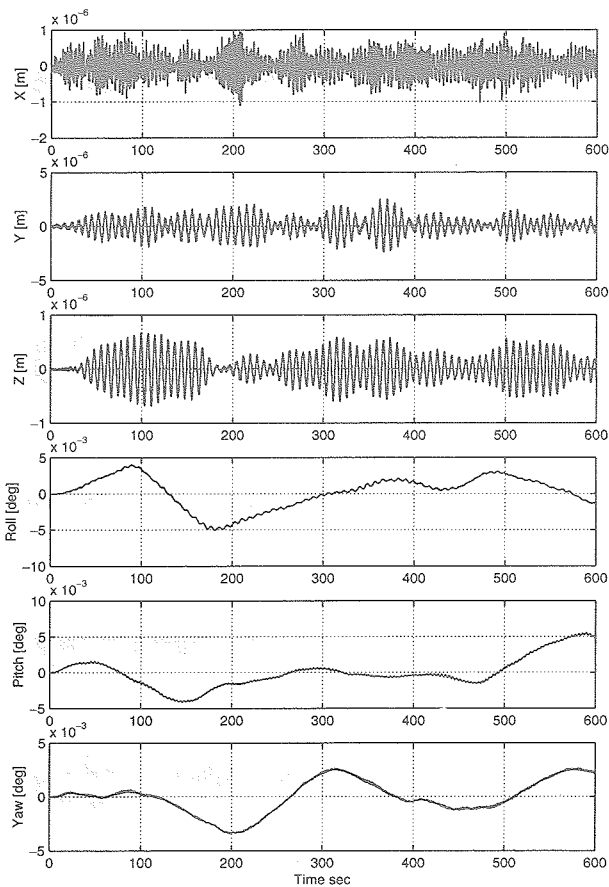


図4.2.2-16: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [1/5]

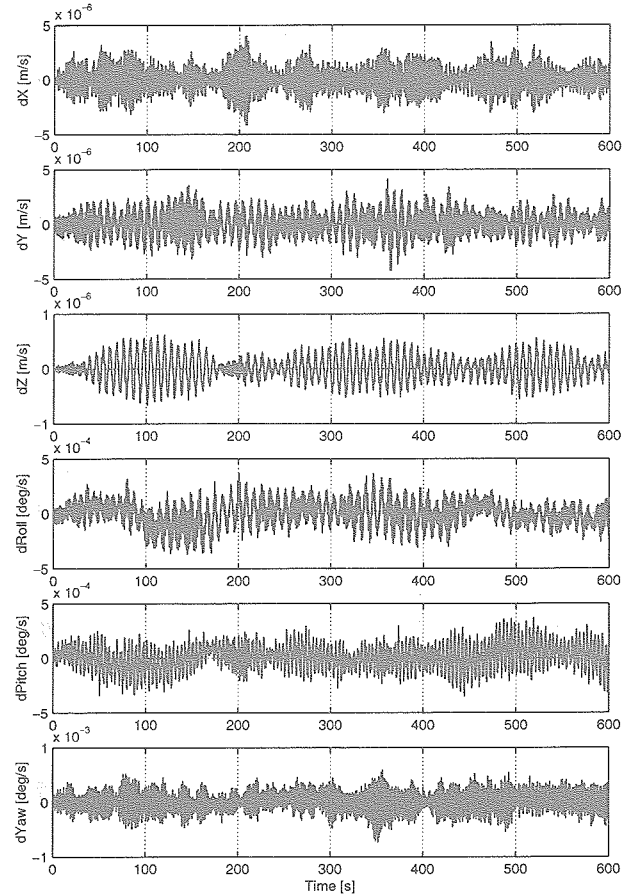


図4.2.2-17: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [2/5]

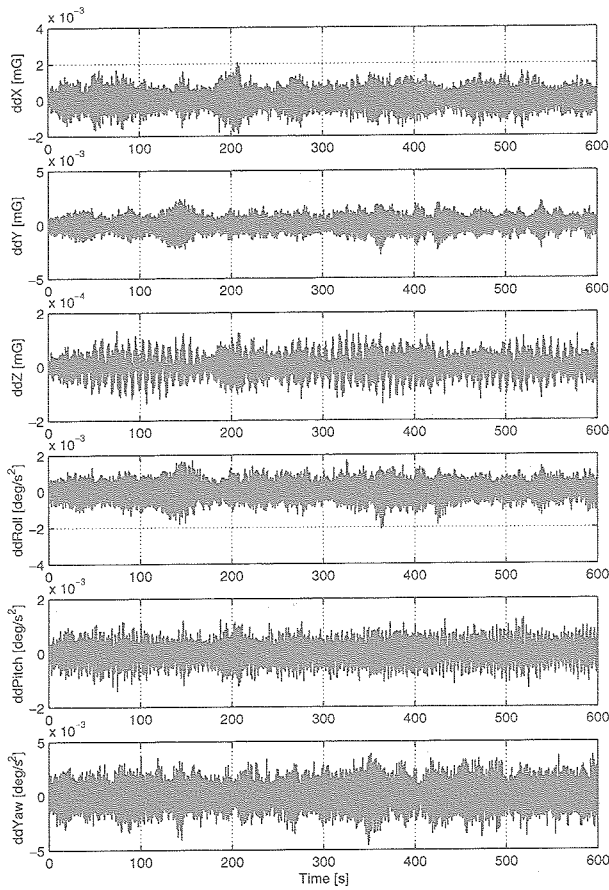


図4.2.2-18: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [3/5]

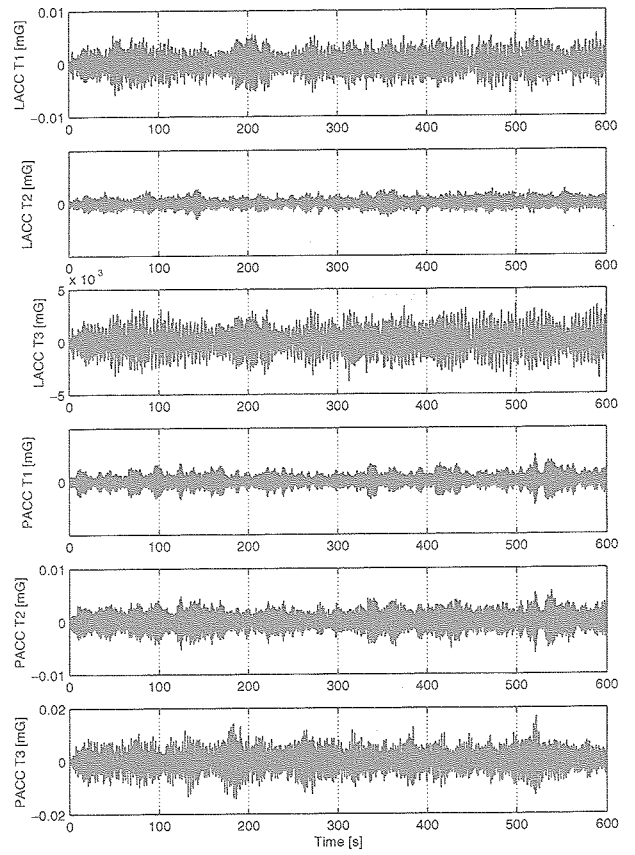


図4.2.2-19: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [4/5]

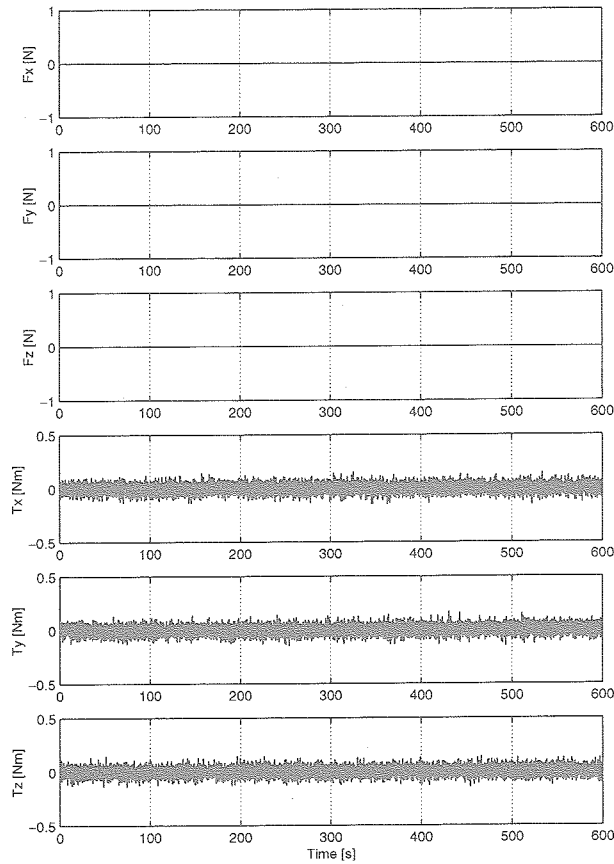


図4.2.2-20: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 [5/5]

表 4.2.3-1: ランダム加振から同定された固有振動数 Hz, (モード減衰比%)

Nomianal Model	Thruster Random		Wheel Random	
	Open Loop	Closed Loop	Open Loop	Closed Loop
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)		
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)		
0.0000(-)	0.0000(-)	0.0000(-)		
0.0789(0.511)	0.0789(0.511)	0.0789(0.511)		
0.1177(0.702)	0.1177(0.702)	0.1177(0.706)	0.1177(0.708)	0.1177(0.708)
0.1301(0.522)	0.1301(0.522)	0.1301(0.522)		
0.1364(0.583)	0.1364(0.583)	0.1364(0.585)	0.1364(0.570)	0.1364(0.570)
0.1544(0.545)	0.1544(0.545)	0.1544(0.546)	0.1544(0.546)	0.1544(0.546)
0.2175(0.519)	0.2175(0.519)	0.2175(0.519)		
0.2441(0.907)	0.2441(0.907)	0.2441(0.912)	0.2441(0.911)	0.2441(0.911)
0.3805(0.505)	0.3805(0.505)	0.3805(0.505)		
0.3899(0.518)	0.3899(0.518)	0.3899(0.518)	0.3899(0.518)	0.3899(0.518)
0.4818(0.754)	0.4818(0.754)	0.4817(0.757)	0.4817(0.757)	0.4817(0.757)
0.4850(0.502)	0.4850(0.502)	0.4850(0.502)	0.4849(0.509)	0.4849(0.509)
0.6257(0.773)	0.6257(0.773)	0.6257(0.776)	0.6257(0.776)	0.6257(0.776)
0.7194(0.706)	0.7194(0.706)	0.7193(0.708)	0.7193(0.708)	0.7193(0.708)
0.7463(0.500)	0.7463(0.478)	0.7463(0.499)		
0.7544(0.532)	0.7544(0.532)	0.7544(0.532)	0.7544(0.532)	0.7544(0.532)
0.7587(1.434)	0.7587(1.434)	0.7582(1.444)	0.7582(1.444)	0.7582(1.444)
1.0548(0.501)	1.0548(0.501)	1.0548(0.501)		
1.0592(0.505)	1.0592(0.505)	1.0592(0.505)	1.0592(0.505)	1.0592(0.505)
1.4427(0.858)	1.4427(0.858)	1.4421(0.865)	1.4421(0.865)	1.4421(0.865)
1.4574(0.641)	1.4574(0.641)	1.4573(0.643)	1.4573(0.643)	1.4573(0.643)
1.9650(0.503)	1.9650(0.503)	1.9650(0.503)	1.9650(0.503)	1.9650(0.503)
2.0028(0.508)	2.0028(0.508)	2.0028(0.508)	2.0028(0.508)	2.0028(0.508)
2.1637(0.500)	2.1637(0.500)	2.1637(0.500)		
2.1661(0.502)	2.1661(0.502)	2.1661(0.502)	2.1661(0.502)	2.1661(0.502)
2.6743(0.500)	2.6743(0.500)	2.6743(0.500)	2.6746(0.500)	2.6746(0.500)
2.6746(0.500)	2.6746(0.500)	2.6746(0.500)		
3.2381(0.507)	3.2381(0.507)	3.2380(0.507)	3.2380(0.507)	3.2380(0.507)
3.2938(0.505)	3.2938(0.505)	3.2937(0.505)	3.2937(0.505)	3.2937(0.505)
3.3869(0.505)	3.3869(0.505)	3.3869(0.505)	3.3869(0.505)	3.3869(0.505)
3.4352(0.541)	3.4352(0.541)	3.4350(0.544)	3.4350(0.544)	3.4350(0.544)
4.7684(0.500)	4.7684(0.500)	4.7684(0.500)		
4.7769(0.501)	4.7769(0.501)	4.7769(0.501)	4.7750(0.510)	4.7750(0.510)
5.8629(0.500)	5.8629(0.500)	5.8629(0.500)		
5.8632(0.501)	5.8632(0.501)	5.8632(0.501)	5.8631(0.501)	5.8631(0.501)

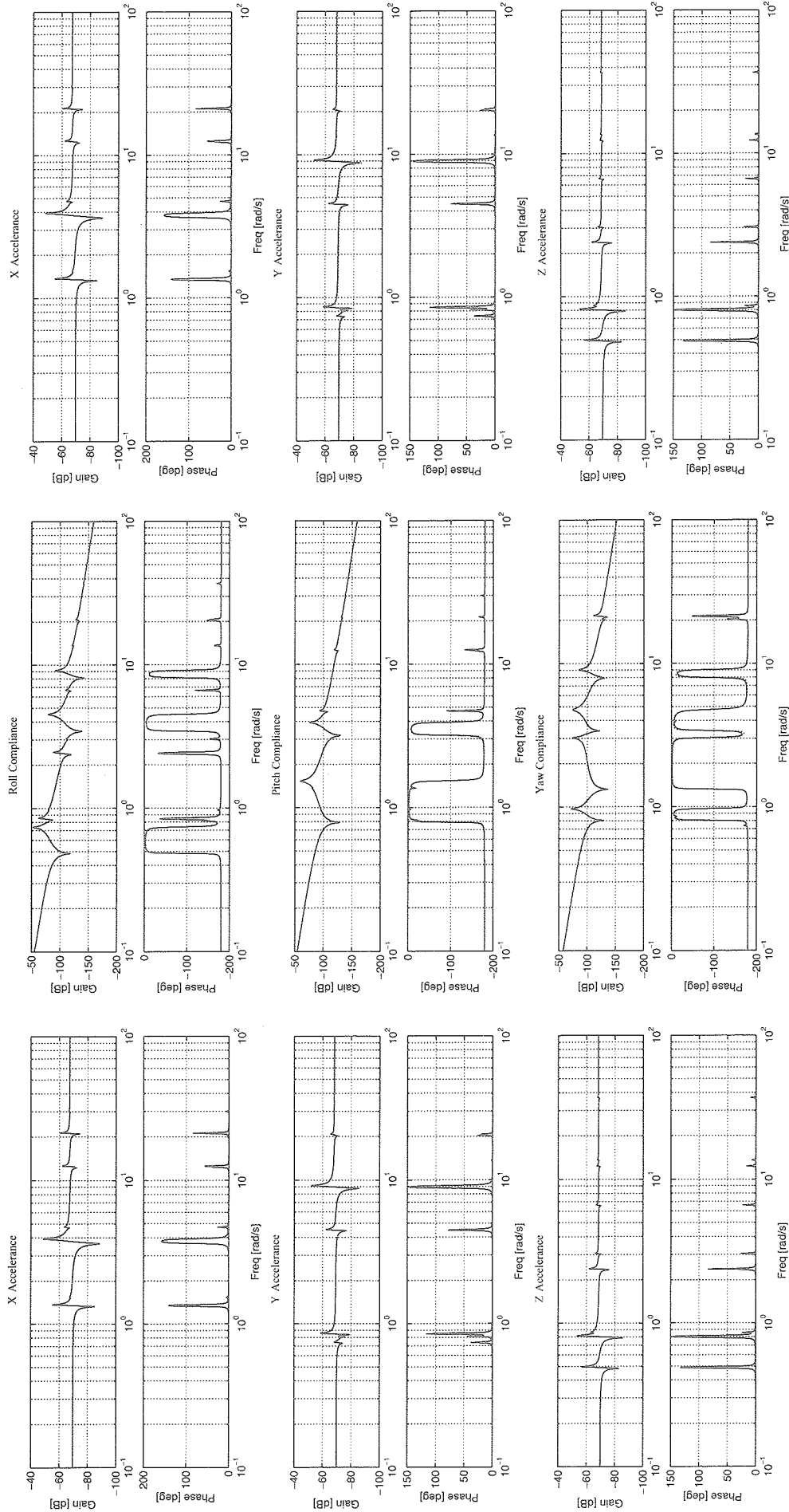


図4.2.3-3: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [1/2] (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

図4.2.3-2: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [2/2] (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

図4.2.3-1: 開ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [1/2] (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

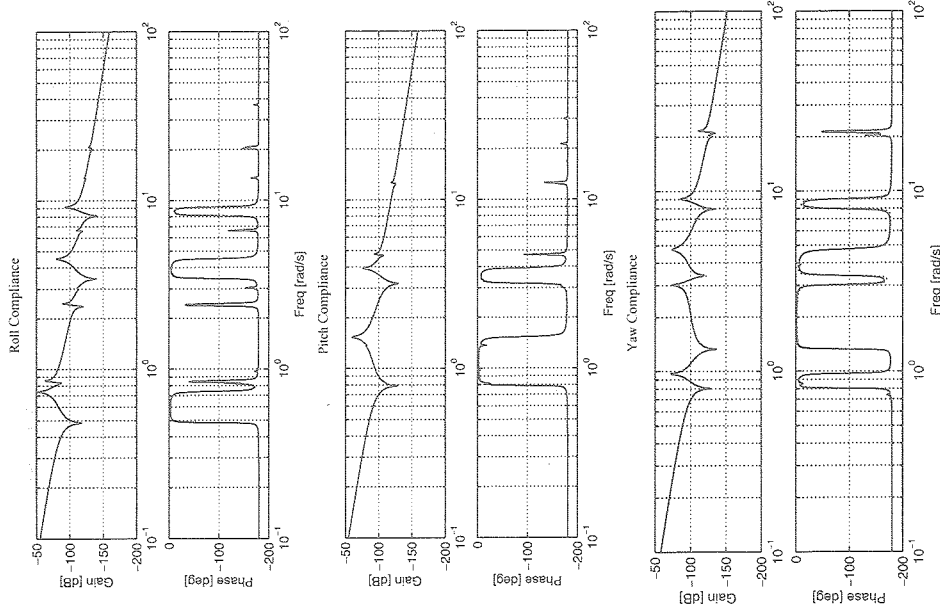


図4.2.3-4: 閉ループ系でのスラストによるランダム加振の応答 [2/2] (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

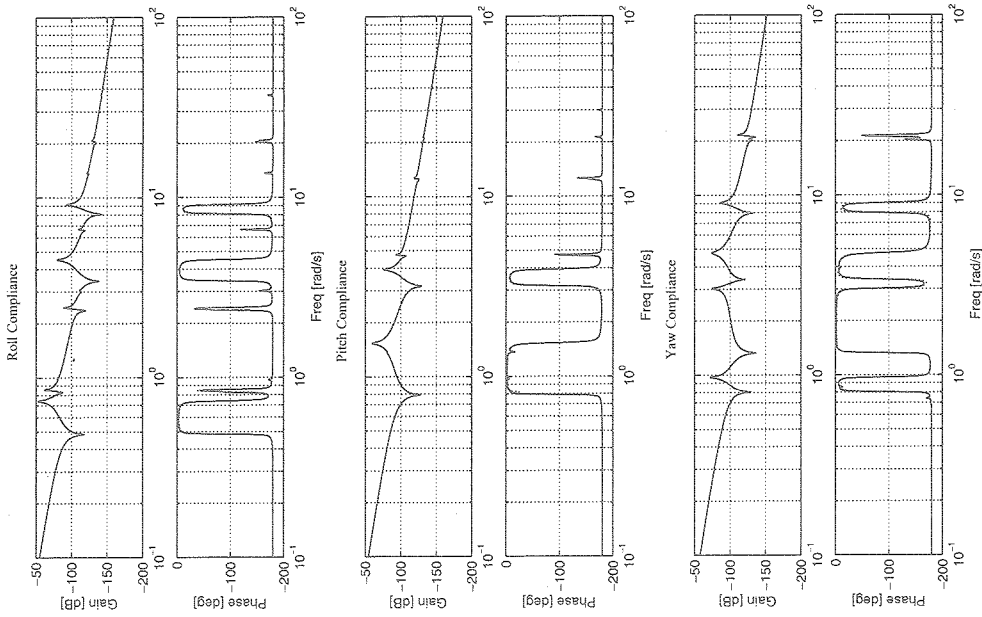


図4.2.3-5: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

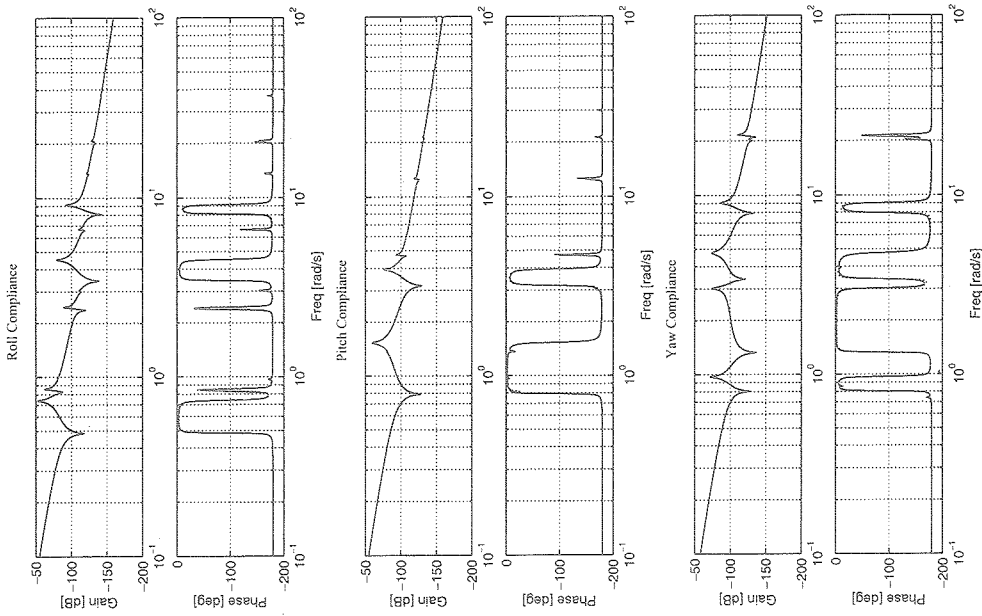


図4.2.3-6: 閉ループ系でのホイールによるランダム加振の応答 (実線: 同定モデル, 破線: ノミナルモデル)

4.3 拡張カルマンフィルタによる同定

構造のダイナミクスが n 次の正規モードの重ね合わせで表されるとすると、振動方程式は

$$\ddot{\eta}(t) + 2\Xi\Omega\dot{\eta}(t) + \Omega^2\eta(t) = \Phi^T u \quad (4.3-1)$$

$$\Xi = \text{diag}(\zeta_1, \dots, \zeta_n) \quad (4.3-2)$$

$$\Omega = \text{diag}(\omega_1, \dots, \omega_n) \quad (4.3-3)$$

$$\Phi = [\phi_1, \dots, \phi_n] \quad (4.3-4)$$

ここで ζ_i , ω_i , ϕ_i はそれぞれ i 次のモード減衰比, 固有角振動数, モードシェイプを表す。同定すべきモーダルパラメータを,

$$\theta = [\zeta_1, \dots, \zeta_n, \omega_1, \dots, \omega_n, \phi_1^T, \dots, \phi_n^T] \quad (4.3-5)$$

として

$$x(t) = \begin{pmatrix} \eta(t) \\ \dot{\eta}(t) \end{pmatrix} \quad (4.3-6)$$

を用いると、式(4.3-1)は変位観測の場合、

$$\dot{x}(t) = A(\theta)x(t) + B(\theta)u(t) \quad (4.3-7)$$

$$y = C(\theta)x(t) \quad (4.3-8)$$

$$A(\theta) = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -\Omega^2 & -2\Xi\Omega \end{bmatrix} \quad (4.3-9)$$

$$B(\theta) = \begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T \end{bmatrix} \quad (4.3-10)$$

$$C(\theta) = [\Phi \ 0] \quad (4.3-11)$$

となる。サンプリング時間 Δt で離散化して平均値 0 の正規白色雑音である観測雑音 v_t , プラント雑音 w_t を導入すると離散時間での状態方程式は

$$x_{t+1} = A_d(\theta)x_t + B_d(\theta)u_t + D_d(\theta)w_t \quad (4.3-12)$$

$$y_t = C(\theta)x_t + v_t \quad (4.3-13)$$

のように線形確率システムとなる。このシステムの未知パラメータ θ の同定問題は適応フィルタリング問題として定式化することができる。新たに状態量として

$$z_t = \begin{pmatrix} x_t \\ \theta_t \end{pmatrix} \quad (4.3-14)$$

を導入すると式(4.3-12), (4.3-13)は

$$z_{t+1} = f(z_t, w_t) \quad (4.3-15)$$

$$y_t = h(z_t, v_t) \quad (4.3-16)$$

$$f(z_t, w_t) = A_d(\theta)x_t + B_d(\theta)u_t + D_d(\theta)w_t \quad (4.3-17)$$

$$h(z_t, v_t) = C(\theta)x_t + v_t \quad (4.3-18)$$

と表される。このシステムの状態量 z_t は時系列データ u_t , z_t より拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter: EKF) を用いて逐次的に推定でき、元の線形システムの状態量 x_t と未知パラメータ θ_t の同定を同時に行うことが可能である。

システムが閉ループ系で観測ノイズが存在する場合、一般に周波数伝達関数に基づく従来の同定方法では伝達関数の推定に問題が生じそのままでは適用できない。本方法はノイズの統計量やパラメータの初期値が必要とする欠点があるが、閉ループ系にも適用可能である。

4.4 その他の方法

軌道上実験では、本稿で述べた同定方法に加え、FFT や MEM に基づいたスペクトル解析の古典的手法等、なるべく多くの同定手法を用いて同定を行い、加振状況に適した手法の選択、同定結果クロスチェックの検討をする予定である。

また、構体や柔構造物に搭載される加速度計の情報を用いて衛星の質量や慣性イナーシャ特性、全系の重心位置の推定¹⁰⁾も行う予定である。

5. 後期利用段階における軌道上制御実験の提案

5.1 緒言

5.1.1 経緯と目的

ETS-VI では当時最先端の制御理論であったロバスト制御理論の軌道上での実証試験を世界に先駆けて実施し、この分野におけるわが国の技術力を示すことができた。軌道上実証試験に用いた制御則をアルゴリズムから分類すると次の3つになる。

1. H_∞ によるレギュレータ
2. 正規規約分解を用いた H_∞ 制御
3. H_∞ の 2 自由度制御系, サーボ系

これらは H_∞ 制御の設計法のほとんどをカバーしている。しかし ETS-VI の実験結果は、そのままでは、ETS-VIII のようなクラスの大型衛星には適用できない。残された課題は次の2つである。

1. 多入力多出力系としての制御系設計
 2. 太陽電池パドルの回転によるモード・パラメータ変動に対するロバスト安定化
- これら2項目が解決できれば将来予想される大型通信

衛星に共通した制御系設計法が確立できるであろう。

このような制御実験とは別に ETS-VI にも ETS-VIII にも衛星メーカが設計したバス制御系がある。それらは、いずれも PID あるいは進み遅れ補償と高周波数帯域のゲインを低減させるローパスフィルタで構成されている。このような古典的な設計法の限界は 1 入力 1 出力系にしかな本質的に適用できない点にある。ETS-VIII でさえも、ロール・ピッチ・ヨーの軸間の動的な干渉が比較的小さいと仮定して、同様の古典的な設計法が使われているが、この考え方はいずれ限界になるであろう。

5.1.2 制御アルゴリズム

上述の課題を解決するための制御アルゴリズムとして、次に挙げるものを想定している。

1. パラメータ変動に対するロバスト制御

- (a) ロバストゲインスケジューリング制御:パドル回転による低周波数領域のモーダルパラメータの変動に応じて制御則の (A,B,C,D) 行列を変化させる方式である。実装時には線形時不変系と誤差モデルのフィードバック結合を計算しながら用いる。
- (b) μ 設計:高周波数帯域の振動モードとパドル回転による低周波数のモーダルパラメータ変動をモデル誤差としてそれらに対してロバスト安定でかつロバスト性能を満たす制御則を設計する。得られる制御器は線形時不変系。
- (c) 受動性を使った制御:衛星本体の姿勢角度と角速度の観測量に 3×3 の定数行列ゲインをかけてフィードバックする。高域で位相が 90 度すすむようなシステムになる。

2. 適応制御

- (a) 自動チューニング型:あらかじめ与えられたフルオーダーのモデルではなく、同定の精度向上に伴って制御帯域を自動的に広げていくようなオンライン、適応機能を有する制御系

これらのうち、ロバストゲインスケジューリング制御を用いた姿勢制御系の設計法について、以下で詳細に報告する。

5.2 ゲインスケジューリング状態フィードバック制御

この手法は、パラメータのスプライン関数となる正定対称行列による二次形式をリアプノフ関数の候補とし、その存在条件を有限個の LMI へと帰着させ、LMI の解を用いて制御則を構成するものである。また、LMI へと帰着させる際、分割した点をさらに細かく細分化することにより必要十分条件へと近づけることができ、他のゲインスケジューリング制御と比較してより保守性を排除した制御器の設計が期待できる。

いま状態フィードバック制御のスケジューリングについて、(5.2-1) 式のような LPV システム (以下 Σ と呼ぶ) を考える。

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(\theta)x(t) + B(\theta)w(t) + B_u(\theta)u(t) \\ z(t) &= C(\theta)x(t) + D(\theta)w(t) + D_u(\theta)u(t) \end{aligned} \quad (5.2-1)$$

ここで、パラメータ θ と $\dot{\theta}(=\omega)$ の変動範囲を $\theta(t) \in \Theta_{\text{val}} := [\underline{\theta}, \bar{\theta}]$, $\dot{\theta}(t) = \omega(t) \in \Omega_{\text{val}} := [\underline{\omega}, \bar{\omega}]$ とし、このような関数 $\theta(\cdot)$ の集合を Θ と記す。このとき $A(\theta)$ などの係数行列は、パラメータ θ の一次スプラインとする。つまり、ある整数 $N_\Sigma \geq 0$ に対して、 Θ_{val} の分割を $D^\Sigma = \{\theta = \theta_0^\Sigma, \theta_1^\Sigma, \dots, \theta_{N_\Sigma}^\Sigma, \theta_{N_\Sigma+1}^\Sigma = \bar{\theta}\}$ ($N_\Sigma \geq 0$, $\theta_i^\Sigma < \theta_{i+1}^\Sigma$) としたとき、

$$\begin{aligned} A(\theta) &= A_i^\Sigma + \frac{\theta - \theta_i^\Sigma}{\theta_{i+1}^\Sigma - \theta_i^\Sigma} (A_{i+1}^\Sigma - A_i^\Sigma) \\ \theta &\in [\theta_i^\Sigma, \theta_{i+1}^\Sigma], i=0,1,\dots,N_\Sigma \end{aligned} \quad (5.2-2)$$

と与えられる。そのほかの係数行列もこれと同様とする。

また性能指標として、システム Σ の L_2 ゲインを次のように定義する。

$$\|\Sigma\| = \sup\{\|z\| \mid \theta(\cdot) \in \Theta, w \in L_2, \|w\| \leq 1\},$$

(ただし自律系は $x=0$ で指数安定とする)。

システム Σ に対し、スケジューリングされた状態フィードバック Γ

$$u(t) = F(\theta)x(t) \quad (5.2-3)$$

を施した閉ループ系 ($\Sigma\Gamma$ と表記する) が、指数安定かつ L_2 ゲイン性能 $\|\Sigma\Gamma\| < \gamma$ を達成するための条件は、次のパラメータ依存の行列不等式を任意の (θ, ω) について満たす $P(\theta)$ と $F(\theta)$ が存在することである [15]。

$$P(\theta) \geq 0 \quad (5.2-4)$$

$$\begin{bmatrix} Q_c(\theta, \omega) & P(\theta)B(\theta) & C_c^T(\theta) \\ B^T(\theta)P(\theta) & -\gamma I & D^T(\theta) \\ C_c(\theta) & D(\theta) & -\gamma I \end{bmatrix} \leq 0 \quad (5.2-5)$$

$$Q_c(\theta, \omega) = \omega \frac{\partial P(\theta)}{\partial \theta} + A_c(\theta)^T P(\theta) + P(\theta)A_c(\theta)$$

$$A_c(\theta) = A(\theta) + B_u(\theta)F(\theta)$$

$$C_c(\theta) = C(\theta) + D_u(\theta)F(\theta)$$

文献 [15] の結果から、次の定理にある有限個の LMI を解くことでゲイン $F(\theta)$ が求められる。

[定理 1] [15] 次の (I) と (II) は等価である。

(I) θ の連続関数 $F(\theta)$ と、1 回連続微分可能な対称行列値関数 $P(\theta)$ が存在して、任意の (θ, ω) に対して式 (5.2-4), (5.2-5) を満たす。

(II) D^Σ の細分となる分割 $D = \{\theta = \theta_0, \theta_1, \dots, \theta_N, \theta_{N+1} = \bar{\theta}\} \subset D^\Sigma$ ($N \geq 0$, $\theta_k < \theta_{k+1}$) に対し、 X_k, W_k ($k=0, 1, \dots$,

$N+1$) が存在し, $\omega = \underline{\omega}, \bar{\omega}$ について次の LMI を満たす.

$$X_k > 0, \quad k=0,1,\dots,N+1 \quad (5.2-6)$$

$$\begin{bmatrix} Q_{cl(k)} & B_k & S_k^T \\ B_k^T & -\gamma I & D_k^T \\ S_k & D_k & -\gamma I \end{bmatrix} := J_{cl(k)} < 0, \quad (5.2-7)$$

$(k = 0,1,\dots,N)$

$$\begin{bmatrix} Q_{cl(k)}^- & B_k & S_k^T \\ B_k^T & -\gamma I & D_k^T \\ S_k & D_k & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.2-8)$$

$(k = 1,2,\dots,N+1)$

$$J_{cl(k)} + \frac{1}{2}(L_{cl(k)} + L_{cl(k)}^T) < 0, \quad (5.2-9)$$

$(k = 0,1,\dots,N)$

ここで,

$$Q_{cl(k)} := X_k A_k^T + A_k X_k + B_{u(k)} W_k + W_k^T B_{u(k)}^T - \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta X_k$$

$$Q_{cl(k)}^- := X_k A_k^T + A_k X_k + B_{u(k)} W_k + W_k^T B_{u(k)}^T - \frac{\omega}{\Delta\theta_{k-1}} \Delta X_{k-1}$$

$$S_k := C_k X_k + D_{u(k)} W_k$$

$$L_{cl(k)} := \begin{bmatrix} L_{11} & 0 & 0 \\ \Delta B_k^T & 0 & 0 \\ L_{31} & \Delta D_k & 0 \end{bmatrix}$$

$$L_{11} := \Delta A_k X_k + A_k \Delta X_k + \Delta B_{u(k)} W_k + B_{u(k)} \Delta W_k$$

$$L_{31} := \Delta C_k X_k + C_k \Delta X_k + \Delta D_{u(k)} W_k + D_{u(k)} \Delta W_k$$

であり, $\Delta\theta_k := \theta_{k+1} - \theta_k, \Delta P_k := P_{k+1} - P_k, A_k := A(\theta_k), \Delta A_k := A(\theta_{k+1}) - A(\theta_k)$ とおく. $B_k, \Delta B_k$ など同様に定義する.

このとき

$$X(\theta) = X_k + \frac{\theta - \theta_k}{\theta_{k+1} - \theta_k} (X_{k+1} - X_k)$$

$$W(\theta) = W_k + \frac{\theta - \theta_k}{\theta_{k+1} - \theta_k} (W_{k+1} - W_k)$$

$$(\theta \in [\theta_k, \theta_{k+1}], \quad k = 0,1,\dots,N)$$

と定義することで, $P(\theta), F(\theta)$ は

$$F(\theta) := W(\theta)X(\theta)^{-1}$$

$$P(\theta) := \left\{ \frac{1}{l} \int_{\theta - \frac{l}{2}}^{\theta + \frac{l}{2}} X(h) dh \right\}^{-1}$$

で与えられる. ここで l は十分小さな正数である.

5.3 可変オブザーバの設計

現実には, すべての状態量を観測することは出来ない. 前節の結果はそのままでは宇宙構造物の制御問題には適用できない. そこで, オブザーバを使用して状態量を推定し, その推定値を用いて前節のフィードバックを実現する. ただし, LPV システムに対してオブザーバを使用する場合は, 参照モデルもパラメータ変動を持つので, パラメータ変動を考慮した可変なオブザーバの設計が必要となる. ここでは, 定理 1 を利用し, 次のようにしてパラメータ依存のゲインをもつオブザーバを設計する.

いま, 式(5.2-1) の LPV システム Σ における観測量 y を,

$$y = C_y(\theta)$$

とする. Σ に対するオブザーバのダイナミクスを,

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A(\theta)\hat{x} + B_u(\theta)u + L(\theta)(y - \hat{y}) \\ \hat{y} &= C_y(\theta)\hat{x} \end{aligned} \quad (5.3-1)$$

と記述する. $L(\theta)$ はオブザーバゲインである. このとき,

$$\begin{aligned} \dot{e} &= (A(\theta) - L(\theta)C_y(\theta))e + B(\theta)w \\ z &= e \end{aligned} \quad (5.3-2)$$

(ただし $e = x - \hat{x}$) という誤差システムにおいて, L_2 ゲイン性能を達成する問題は, (5.2-4), (5.2-5) 式と同様のパラメータ依存の行列不等式を解く問題に帰着され, 前節の議論と同様にして次の定理が得られる.

[定理 2] D^z のある細分 D と, $Y_k, L_k (k=0, 1, \dots, N+1)$ が存在し, $\omega = \underline{\omega}, \bar{\omega}$ について, LMI(5.3-3)-(5.3-6) を満たせば, 式(5.3-2) の L_2 ゲイン性能を達成するオブザーバゲイン $L(\theta)$ が存在する.

$$Y_k = Y_k^T > 0, \quad k=0,\dots,N+1 \quad (5.3-3)$$

$$\begin{bmatrix} Q_k & Y_k B_k & I \\ B_k^T Y_k & -\gamma I & 0 \\ I & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} := J_k < 0, \quad k=0,\dots,N \quad (5.3-4)$$

$$\begin{bmatrix} Q_k^- & Y_k B_k & I \\ B_k^T Y_k & -\gamma I & 0 \\ I & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad k=1,\dots,N+1 \quad (5.3-5)$$

$$J_k + \frac{1}{2}(R_k + R_k^T) < 0, \quad k=0,\dots,N \quad (5.3-6)$$

ただし,

$$Q_k := \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta Y_k + (A_k^T - C_{y(k)}^T L_k^T) Y_k + Y_k (A_k - L_k C_{y(k)})$$

$$Q_k^- := \frac{\omega}{\Delta\theta_{k-1}} \Delta Y_{k-1} + (A_k^T - C_{y(k)}^T L_k^T) Y_k + Y_k (A_k - L_k C_{y(k)})$$

$$R_k := \begin{bmatrix} * & 0 & 0 \\ B_k^T \Delta Y_k + \Delta B_k^T Y_k & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$(* := (A_k - L_k C_{y(k)})^T \Delta Y_k + \Delta (A_k - L_k C_{y(k)})^T \Delta Y_k)$$

であり, $\Delta \theta_k := \theta_{k+1} - \theta_k$, $\Delta Y_k := Y_{k+1} - Y_k$, $A_k := A(\theta_k)$, $\Delta A_k := A(\theta_{k+1}) - A(\theta_k)$ とおく。 B_k , ΔB_k などと同様に定義する。このときオブザーバゲイン $L(\theta)$ は

$$L(\theta) = L_k + \frac{\theta - \theta_k}{\theta_{k+1} - \theta_k} (L_{k+1} - L_k),$$

$$\theta \in [\theta_k, \theta_{k+1}], \quad k = 0, 1, \dots, N$$

で求まる。

このオブザーバと、前節における状態フィードバックを組み合わせることで、安定な制御系を構成することができる。しかしそれぞれのシステムにおいて保証されている L_2 ゲイン性能は、これらを独立に設計した場合には、組み合わせたシステム全体に対しては保証することができない。この点を考慮し、次節では出力フィードバックによるゲインスケジューリングの可能性について検討する。

5.4 出力フィードバックへの拡張

以下、出力フィードバックに対応させるため、LPV システム Σ に観測出力 y を加え、以下のように書き直す。

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A(\theta)x + B_1(\theta)w + B_2(\theta)u \\ z &= C_1(\theta)x + D_{11}(\theta)w + D_{12}(\theta)u \\ y &= C_2(\theta)x + D_{21}(\theta)w + D_{22}(\theta)u. \end{aligned} \quad (5.4-1)$$

各係数行列は 5.2 節同様、式 (5.2-2) のように与えられるとする。

文献 [3, 17] では、一般的な LPV システムに対して、出力フィードバックによって L_2 ゲイン性能を保証するための条件を導出している。以降の記述では、特に θ への依存性を明示する必要のない場合は、各行列の (θ) の表記を省略する。

[補題 1] 式 (5.4-2)-(5.4-4) を満たす正数 γ と正定対称な X, Y が存在するとき、 $\|\Sigma\| < \gamma$ を満足する出力フィードバックコントローラ Γ が存在する。

$$\begin{aligned} -\omega \frac{dX}{d\theta} + (A^T - C_1^T D_{12} B_2^T)X + X(A - B_2 D_{12}^T C_1) \\ - X(B_2 B_2^T - \frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^T)X + C_1^T C_1 \\ - C_1^T D_{12} D_{12}^T C_1 < 0, \end{aligned} \quad (5.4-2)$$

$$\omega \frac{dY}{d\theta} + (A - B_1 D_{21}^T C_2)Y + Y(A^T - C_2^T D_{21} B_1^T)$$

$$\begin{aligned} - Y(C_2^T C_2 - \frac{1}{\gamma^2} C_1^T C_1)Y + B_1 B_1^T \\ - B_1 D_{21}^T D_{21} B_1^T < 0, \end{aligned} \quad (5.4-3)$$

$$\rho(XY) < \gamma^2, \quad (5.4-4)$$

このときコントローラ Γ は式 (5.4-5) で得られる。

$$\begin{aligned} \dot{x} &= [A - B_1 D_{21}^T C_2 - Y C_2^T C_2 + \gamma^2 Y C_1^T C_1 \\ &\quad - (B_2 D_{12}^T C_1 - B_2 B_2^T X + \gamma^2 Y C_1^T D_{12} D_{12}^T C_1 \\ &\quad + \gamma^2 Y C_1^T D_{12} B_2^T X)U]x + (B_1 D_{21}^T + Y C_2^T)y \\ u &= -(D_{12}^T C_1 + B_2^T X)U \\ U &:= (I - \gamma^2 YX)^{-1} \end{aligned} \quad (5.4-5)$$

この条件自体は、無限個のパラメータ依存 Riccati 不等式で表されているが、一部の項を省略することで（保守的な条件となるが）パラメータ依存の LMI 条件に書き直すことができる。

[補題 2] 以下の行列不等式

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \star & M C_1^T & B_1 \\ C_1 M & -\gamma I & 0 \\ B_1^T & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \\ \begin{bmatrix} \star & P B_1 & C_1^T \\ B_1^T P & -\gamma I & 0 \\ C_1 & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \\ \begin{bmatrix} M & I \\ I & P \end{bmatrix} > 0 \end{aligned}$$

ここで、

$$\begin{aligned} \star &:= \omega \frac{dM}{d\theta} + (A - B_2 D_{12}^T C_1)M \\ &\quad + M(A^T - C_1^T D_{12} B_2^T) - \gamma B_2 B_2^T \\ \star &:= -\omega \frac{dP}{d\theta} + P(A - B_1 D_{21}^T C_2) \\ &\quad + (A^T - C_2^T D_{21} B_1^T)P - \gamma C_2^T C_2 \end{aligned}$$

を満足する M, P が存在する時、式 (5.4-2) ~ (5.4-4) を満足する X, Y は、 $X = \gamma M^{-1}$, $Y = \gamma P^{-1}$ で与えられる。

[証明] 式 (5.4-2)-(5.4-3) 左辺それぞれの最終項 $(-C_1^T D_{12} D_{12}^T C_1$ 及び $-B_1 D_{21}^T D_{21} B_1^T)$ は明らかに負定であるので、これらを省略した式を十分条件として考える。その条件式から補題 2 の LMI への変換は、有界実補題及び Schur 補題から明らか。

この無限個の LMI 条件の解とコントローラは、文献 [15] の結果を直接適用することで、以下の定理のように、有限個の LMI 条件の解から導出される。

[定理 3] LPV システム Σ において,

$$\begin{aligned} D_{11}(\theta) &= 0, D_{22}(\theta) = 0, \\ D_{12}^T(\theta)D_{12}(\theta) &= I, D_{21}(\theta)D_{21}^T(\theta) = I, \end{aligned} \quad (5.4-6)$$

を仮定する。

D^Σ の細分となる分割 $D = \{\theta = \theta_0, \theta_1, \dots, \theta_N, \theta_{N+1} = \bar{\theta}\} \subset D^\Sigma$ ($N \geq 0, \theta_k < \theta_{k+1}$) に対し, $\omega = \underline{\omega}, \bar{\omega}$ について以下の LMI を満足する $M_k, P_k (k = 0, 1, \dots, N+1)$ が存在するとき, Σ の L_2 ゲイン性能を保証する出力フィードバックコントローラが存在する。

$$M_k > 0, \quad k = 0, 1, \dots, N+1 \quad (5.4-7)$$

$$\begin{bmatrix} Q_{M(k)} & M_k C_{1(k)} & B_{1(k)} \\ C_{1(k)} M_k & -\gamma I & 0 \\ B_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-8)$$

$$k = 0, 1, \dots, N$$

$$\begin{bmatrix} Q_{M(k)}^- & M_k C_{1(k)} & B_{1(k)} \\ C_{1(k)} M_k & -\gamma I & 0 \\ B_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-9)$$

$$k = 1, 2, \dots, N+1$$

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \begin{bmatrix} Q_{M1}^x & M_{k+1} C_{1(k)} & B_{1(k)} \\ C_{1(k)} M_{k+1} & -\gamma I & 0 \\ B_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} \\ & + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} Q_{M2}^x & M_k C_{1(k+1)} & B_{1(k+1)} \\ C_{1(k+1)} M_k & -\gamma I & 0 \\ B_{1(k+1)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-10) \\ & k = 0, 1, \dots, N \end{aligned}$$

$$P_k > 0, \quad k = 0, 1, \dots, N+1 \quad (5.4-11)$$

$$\begin{bmatrix} Q_{P(k)} & P_k B_{1(k)} & C_{1(k)} \\ B_{1(k)} P_k & -\gamma I & 0 \\ C_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-12)$$

$$k = 0, 1, \dots, N$$

$$\begin{bmatrix} Q_{P(k)}^- & P_k B_{1(k)} & C_{1(k)} \\ B_{1(k)} P_k & -\gamma I & 0 \\ C_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-13)$$

$$k = 1, 2, \dots, N+1$$

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \begin{bmatrix} Q_{P1}^x & P_{k+1} B_{1(k)} & C_{1(k)} \\ B_{1(k)} P_{k+1} & -\gamma I & 0 \\ C_{1(k)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} \\ & + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} Q_{P2}^x & P_k B_{1(k+1)} & C_{1(k+1)} \\ B_{1(k+1)} P_k & -\gamma I & 0 \\ C_{1(k+1)} & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5.4-14) \\ & k = 0, 1, \dots, N \end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} M_k & I \\ I & P_k \end{bmatrix} > 0, \quad k = 0, 1, \dots, N+1 \quad (5.4-15)$$

ここで各行列 Q^* は以下の通りである。

$$\begin{aligned} Q_{M(k)} &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta M_k \\ &+ (A_k - B_{2(k)} D_{12(k)}' C_{1(k)}) M_k \\ &+ M_k (A_k' - C_{1(k)}' D_{12(k)} B_{2(k)}' \\ &- \gamma B_{2(k)} B_{2(k)}') \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{M(k)}^- &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_{k-1}} \Delta M_{k-1} \\ &+ (A_k - B_{2(k)} D_{12(k)}' C_{1(k)}) M_k \\ &+ M_k (A_k' - C_{1(k)}' D_{12(k)} B_{2(k)}' \\ &- \gamma B_{2(k)} B_{2(k)}') \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{M1}^x &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta M_k \\ &+ (A_k - B_{2(k)} D_{12(k)}' C_{1(k)}) M_{k+1} \\ &+ M_{k+1} (A_k' - C_{1(k)}' D_{12(k)} B_{2(k)}' \\ &- \gamma B_{2(k)} B_{2(k)}') \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{M2}^x &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta M_k \\ &+ (A_{k+1} - B_{2(k+1)} D_{12(k+1)}' C_{1(k+1)}) M_k \\ &+ M_k (A_{k+1}' - C_{1(k+1)}' D_{12(k+1)} B_{2(k+1)}' \\ &- \gamma B_{2(k+1)} B_{2(k+1)}') \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{P(k)} &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta P_k \\ &+ P_k (A_k - B_{1(k)} D_{21(k)}' C_{2(k)}) \\ &+ (A_k' - C_{2(k)}' D_{21(k)} B_{1(k)}') P_k \\ &- \gamma C_{2(k)}' C_{2(k)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{P(k)}^- &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_{k-1}} \Delta P_{k-1} \\ &+ P_k (A_k - B_{1(k)} D_{21(k)}' C_{2(k)}) \\ &+ (A_k' - C_{2(k)}' D_{21(k)} B_{1(k)}') P_k \\ &- \gamma C_{2(k)}' C_{2(k)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{P1}^x &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta P_k \\ &+ P_{k+1} (A_k - B_{1(k)} D_{21(k)}' C_{2(k)}) \\ &+ (A_k' - C_{2(k)}' D_{21(k)} B_{1(k)}') P_{k+1} \\ &- \gamma C_{2(k)}' C_{2(k)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_{P2}^x &:= \frac{\omega}{\Delta\theta_k} \Delta P_k \\ &+ P_k (A_{k+1} - B_{1(k+1)} D_{21(k+1)}' C_{2(k+1)}) \\ &+ (A_{k+1}' - C_{2(k+1)}' D_{21(k+1)} B_{1(k+1)}') P_k \\ &- \gamma C_{2(k+1)}' C_{2(k+1)} \end{aligned}$$

このとき出力フィードバックコントローラの一つは式 (5.4-5) で得られる。ただし,

$$U(\theta) = (I - \gamma^2 Y(\theta) X(\theta))^{-1},$$

$$X(\theta) = \gamma^{-1} M^{-1}(\theta), Y(\theta) = \gamma^{-1} P^{-1}(\theta)$$

であり、 $M(\theta)$, $P(\theta)$ は

$$M(\theta) = \frac{1}{l} \int_{\theta - \frac{l}{2}}^{\theta + \frac{l}{2}} M_s(h) dh,$$

$$M_s(\theta) = M_k + \frac{\theta - \theta_k}{\theta_{k+1} - \theta_k} (M_{k+1} - M_k), \quad (5.4-16)$$

$$k = 0, 1, \dots, N+1$$

$$P(\theta) = \frac{1}{l} \int_{\theta - \frac{l}{2}}^{\theta + \frac{l}{2}} P_s(h) dh,$$

$$P_s(\theta) = P_k + \frac{\theta - \theta_k}{\theta_{k+1} - \theta_k} (P_{k+1} - P_k), \quad (5.4-17)$$

$$k = 0, 1, \dots, N+1$$

(l は十分小さな正数) で定義される。

式 (5.4-16), (5.4-17) の $M(\theta)$, $P(\theta)$ が、文献^[3] のパラメータ依存 Riccati 方程式の解の一つとなる。

5.5 大型柔軟衛星モデルによる設計例

本研究では、Fig.5.5-1 のような、2 枚の太陽電池パドルと 2 枚の大型アンテナを持つ大型柔軟衛星をモデルとして扱う。太陽電池パドルは 24 時間で 1 回転するものとする。衛星の回転運動及び柔軟構造物の振動の方程式は、

$$J\ddot{\Psi} + \sum_{i=1}^4 \Delta_i \ddot{\mu}_i = u \quad (5.5-1)$$

$$\Delta_i^T \ddot{\Psi} + \ddot{\mu}_i + 2\zeta_i \Omega_i \dot{\mu}_i + \Omega_i^2 \mu_i = 0, \quad i = 1, \dots, 4 \quad (5.5-2)$$

観測方程式は

$$y = \Psi \quad (5.5-3)$$

となる。ここで Ψ は姿勢角、 (μ_1, μ_2) および (μ_3, μ_4) はそれぞれ太陽電池パドルとアンテナの弾性振動を表す

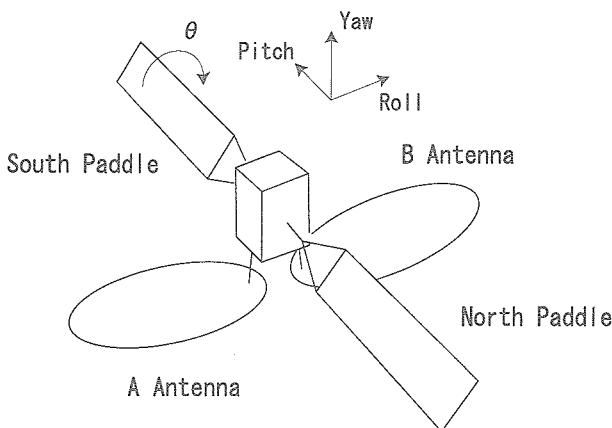


図 5.5-1: 大型柔軟構造衛星のモデル

拘束モード座標である。また J は衛星全系の慣性モーメントであり、 Δ_i は弾性振動との干渉を表す行列であり、太陽電池パドル角 θ に依存して変動する。また、 Ω_i はそれぞれ弾性振動モード減衰比とモード角振動数行列である。式 (5.5-1) (5.5-2) (5.5-3) をまとめると、式 (5.5-4) の拘束モードモデルを得る。

$$M\ddot{q} + D\dot{q} + Kq = H^T u, y = H^T q \quad (5.5-4)$$

さらにモード低次元化のために、式 (5.5-4) から導出される固有値問題を解き、固有ベクトルからなる座標変換行列を構成して、式 (5.5-4) の拘束モードモデルを非拘束モードモデル^[19] に変換してこれを制御対象モデルとするが、これらは太陽電池パドルが回転することにより、LPV モデルとなる。ここでは、Fig.5.5-1 に示されるような大型柔軟構造衛星を想定したパラメータを用い、制御性能を評価する。この衛星モデルは、回転 (Ψ) の 3 自由度の剛体モードと、太陽電池パドルの弾性振動モード (μ_1 ,

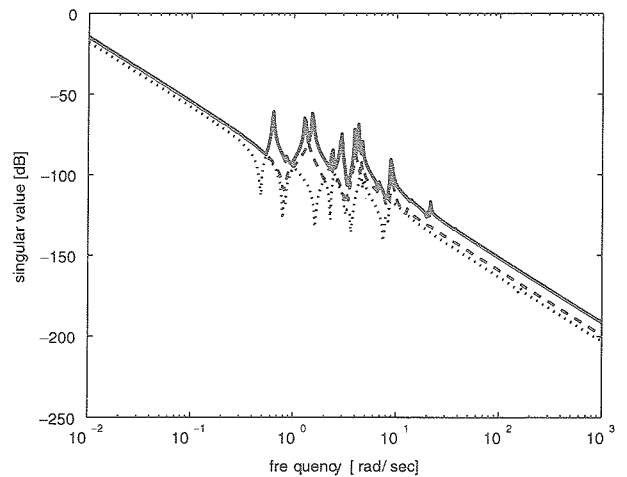


図 5.5-2: 全系の特異値 (最大特異値が実線, 中間特異値が破線, 最小特異値が点線)

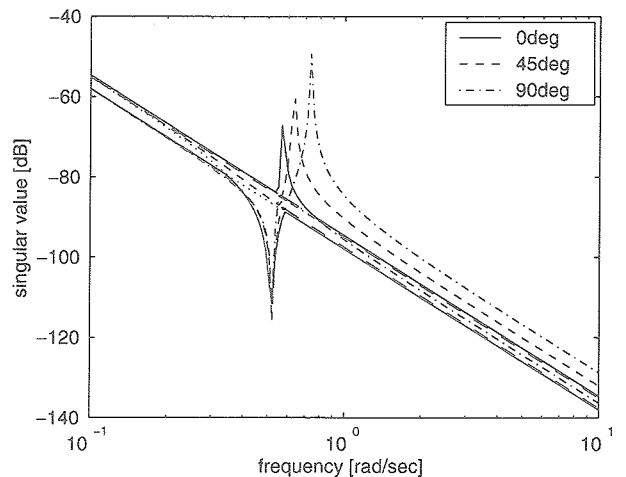


図 5.5-3: 制御モードの周波数変動

μ_2) をそれぞれ11自由度, 大型アンテナの弾性振動モード (μ_1, μ_2) をそれぞれ8自由度を有する系である。この時の入力 u から出力 y までの伝達関数行列 (3行3列) の3つの特異値は, パドル角が 45° のとき, Fig.5.5-2 の実線, 点線, 破線ようになる。また, Fig.5.5-3に振動1次モードの周波数の変動を示す。以下, 制御器設計の段階では, このパラメータ変動による各係数行列の変化を, いくつかの代表点で分割し, 一次スプライン関数で近似したLPVモデルを用いる。

5.6 状態フィードバック制御の柔軟構造物への適用

一般的に, 柔軟構造物の振動を制御する場合, すべての振動モードを制御することはできないので, 剛体モードと低次振動モードを制御し, 高次の振動モードに対してロバスト安定となる制御系を構成する。ここでは, 制御モードをロール, ピッチ, ヨーの各軸剛体モード3次と振動1次モードの4次とし, 残余モードに関しては, 分子, 分母ともに2次の周波数重み関数で置き換えて一般化プラントを設計する。低次元モデルを

$$\dot{x}_c = A_c(\theta)x_c + B_c(\theta)u \quad (5.6-1)$$

$$y = C_c(\theta)x_c \quad (5.6-2)$$

高周波帯域の残余モードに対する周波数重み関数を

$$\dot{x}_w = A_w x_w + B_w u \quad (5.6-3)$$

$$y = C_w x_w + D_w u \quad (5.6-4)$$

としたとき, 一般化プラントの状態方程式は, 状態変数を $x = [x_c^T, x_w^T]^T$ とすると,

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} A_c & 0 \\ 0 & A_w \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 & B_c C_c \\ 0 & B_w C_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_w \\ w_\lambda \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_c \\ B_w \end{bmatrix} u \\ &= A(\theta)x + B_1(\theta)w + B_2(\theta)u \end{aligned} \quad (5.6-5)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} z_w \\ z_\lambda \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & C_w \\ \lambda & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 & D_w C_c \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_w \\ w_\lambda \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_w \\ 0 \end{bmatrix} u \\ &= C_1 x + D_{11}(\theta)w + D_{12}u \end{aligned} \quad (5.6-6)$$

$$\begin{aligned} y &= [C_c \ 0]x + [I \ 0] \begin{bmatrix} w_w \\ w_\lambda \end{bmatrix} \\ &= C_2(\theta)x + D_{21}w \end{aligned} \quad (5.6-7)$$

となる。

ここでは, 1次モードの抑制効果を目的とし, 状態量 x_r を制御量とする。この一般化プラントに対し, 前述の制御系設計によって閉ループ系の L_2 ゲインを1未満にできれば, 高次の振動モードに対してロバストなゲインスケジューリング制御が実現できる。また, このとき設計さ

れた制御器 $F(\theta)$ は, 低次元モデルの状態量と重み関数の状態量を含むので, 制御入力は, $F(\theta) = [F_c(\theta), F_w(\theta)]$ としたとき,

$$\begin{aligned} u &= F_c(\theta)x_c + F_w(\theta)x_w \\ &= (I - F_w(\theta)(sI - A_w)^{-1}B_w)^{-1}F_c(\theta)x_c \end{aligned} \quad (5.6-8)$$

となる。式(5.6-8)で表現される制御則は, 周波数重み関数の逆を含む状態フィードバック制御則となる。これは, 周波数重み関数が広域通過特性を持つ場合, 低域通過特性を持つフィルターを挿入した制御器を構成したことに等価であり, これによって高次モードに対するロバスト安定性が保証されている。

スケジューリングされたオブザーバを

$$\dot{\hat{x}} = A_c(\theta)\hat{x}_c + B_c(\theta)u + L(\theta)(y - \hat{y}) \quad (5.6-9)$$

$$\hat{y} = C_c(\theta)\hat{x}_c \quad (5.6-10)$$

としたとき, オブザーバを併合した実際の制御器は,

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\hat{x}}_c \\ \dot{\hat{x}}_w \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_c - LC_c + B_c F_c & B_c F_w \\ B_w F_c & A_w + B_w F_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_c \\ \hat{x}_w \end{bmatrix} \\ &\quad + \begin{bmatrix} L \\ 0 \end{bmatrix} y \\ &= A_k(\theta)x_k + B_k(\theta)y \end{aligned} \quad (5.6-11)$$

$$u = [F_c \ F_w] \begin{bmatrix} \hat{x}_c \\ \hat{x}_w \end{bmatrix} = C_k(\theta)x_k \quad (5.6-12)$$

となる。

以上を基に, スケジューリングをモデルの対称性を考慮して $0 \sim 90^\circ$ の範囲で行い, 制御器設計の際にモデルを近似するための分割点を $[0^\circ \ 20^\circ \ 70^\circ \ 90^\circ]$ とし, 前述の状態フィードバック制御系設計を用いて3入力3出力の制御器を設計した。この制御器を用いた閉ループ系の L_2 ゲイン性能は, 特異値線図から1未満になることが確認できたため, 制御系は高次の振動モードに対してロバスト安定であると言える。

設計した制御器をモデルにフィードバックし, インパルス応答シミュレーションにより性能を評価する。代表例として設計分割点のパドル角 0° と分割内挿点のパドル角 45° における結果を Fig.5.6-1, 5.6-2 に示す。これらの図ではロール軸まわりにインパルス外乱を加えたときのロール, ピッチ, ヨーの応答と制御入力の応答を第1列に, ピッチ, ヨー軸まわりのインパルス外乱に対する応答をそれぞれ2,3列に示している。図に示した例以外の $0 \sim 90^\circ$ においてもほぼ均一の性能となり, 安定な結果が得られている。

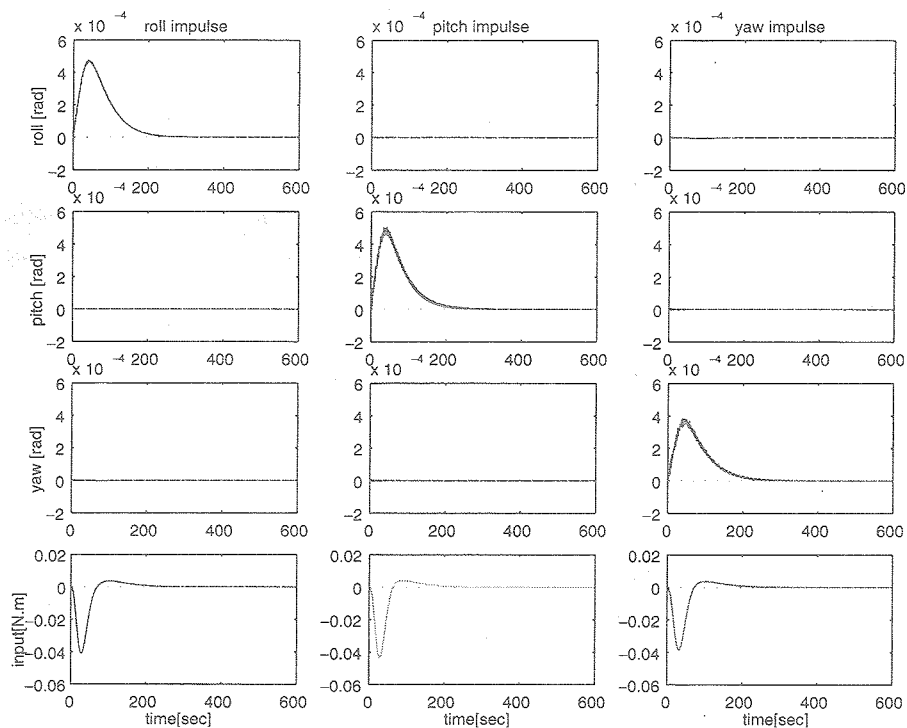


図 5.6-1: 状態推定フィードバックによるインパルス応答 (パドル角=0度)

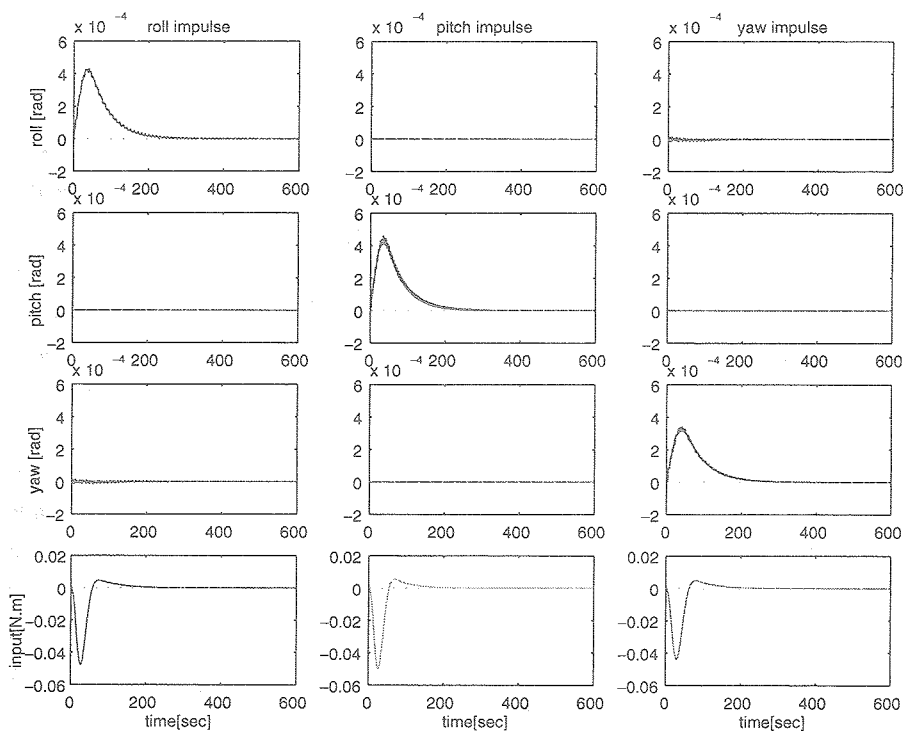


図 5.6-2: 状態推定フィードバックによるインパルス応答 (パドル角=45度)

5.7 出力フィードバック制御の柔軟構造物への適用

状態フィードバックの時と同様に、制御対象のモデルを低次元化し、残余モードは周波数重み関数で置き換えて扱うこととする。制御モード、残余モード、周波数重み関数は、状態フィードバックのときと同様とする。このときの一般化プラントは次式となる。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_c \\ \dot{x}_w \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_c & 0 \\ 0 & A_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ x_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & B_c \\ 0 & B_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_c \\ w_w \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} B_c \\ B_w \end{bmatrix} u \\ &= A(\theta)x + B_1(\theta)w + B_2(\theta)u \end{aligned} \tag{5.7-1}$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} z_w \\ z_\lambda \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & C_w \\ \lambda C_c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ x_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & D_w \\ \lambda I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_w \\ w_\lambda \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} D_w \\ 0 \end{bmatrix} u \\ &= C_1x + D_{11}(\theta)w + D_{12}u \end{aligned} \tag{5.7-2}$$

$$\begin{aligned} y &= \begin{bmatrix} C_c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ x_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_w \\ w_\lambda \end{bmatrix} + 0u \\ &= C_2x(\theta) + D_{21}w \end{aligned} \tag{5.7-3}$$

この一般化プラントは条件 (5.4-6) を満たさないが、loopshifting 法などを用いて、等価な制御系に変換することで容易に回避できる。また、制御性能の向上を目的とし、ここではロバスト安定度指定法^[18]を制御系設計に組み込んだ。状態フィードバックの時と同様に、0 ~ 90°

の範囲でスケジューリングを行い、分割を [0° 20° 70° 90°] とし、前述の出力フィードバック制御系設計を用いて3入力3出力の制御器を設計した。設計した制御器を用い、インパルス応答シミュレーションにより性能を評価する。代表例として設計分割点のパドル角0° と分割内挿点のパドル角45° における結果をFig.5.7-1, 5.7-2に示す。本設計例においても0~90° においてほぼ均一の性能であることが確認でき、安定な結果が得られた。しかし外乱応答の特性は明らかに状態フィードバック制御の場合よりも劣っている。これは、状態フィードバック制御の設計では、状態量が直接利用できることを仮定してフィードバックゲイン $F(\theta)$ だけを最適化しているのに対して、出力フィードバック制御では観測量に施す動的な制御器 $A_k(\theta)$, $B_k(\theta)$, $C_k(\theta)$ のすべての最適解を求めるために結果が保守的になっているものと考えられる。しかし、状態フィードバック制御では、 $F(\theta)$ の設計とは別にオブザーバを設計しなければならない。しかもその設計は、5.3 節で述べたように最終的な特異値線図を見ながら調整する作業が必要となる。これに対して、出力フィードバック制御はそのようなチューニングを行うことなく系統的に安定化制御器を計算することができる。

5.8 結言

本研究では、パラメータ変動と構造振動の2つの制御課題をもつ大型衛星に対する姿勢制御について、ロバス

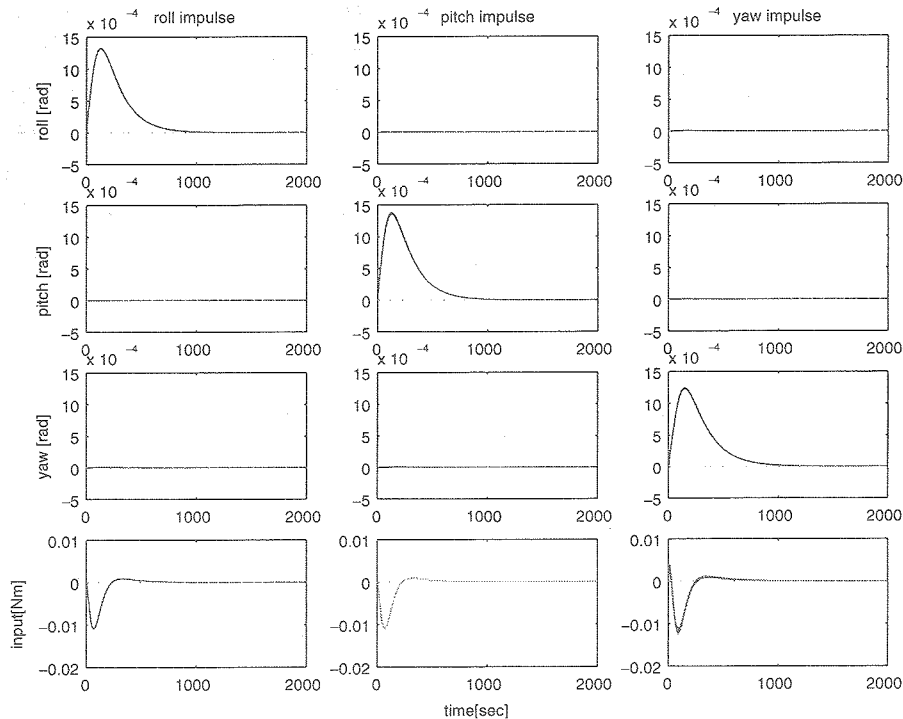


図 5.7-1: 出力フィードバックによるインパルス応答 (パドル角 = 0 度)

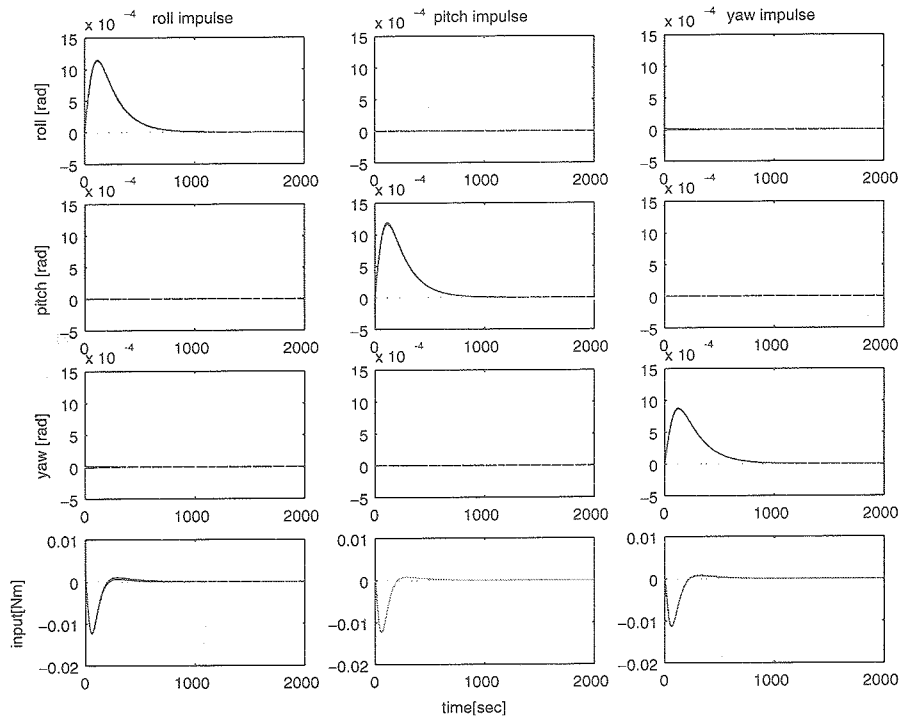


図 5.7-2: 出力フィードバックによるインパルス応答 (パドル角 =45 度)

トゲインスケジューリング制御のための2つの設計法を導出した。まず状態フィードバック制御を実現するためにゲインスケジューリング状態推定器を導出し、推定器併用の状態フィードバック制御を行った。次に、動的な出力フィードバック制御器のスケジューリング制御について検討した。この制御則は、状態フィードバックを導出した際と同様の議論に基づいて導出できる。これらの設計法を回転する太陽電池パドルを有する大型柔軟構造衛星の数学モデルに適用してその有効性を示した。

このゲインスケジューリング制御を用いるためには、パラメータ変動に従い、各時刻毎にコントローラの導出を行なう必要がある。その導出には逆行列計算が含まれるので、計算負荷の観点からこれを実際にオンボードで行なうのは難しい。そのため、実際の運用の際には、パラメータの各点におけるコントローラの導出をあらかじめ行ない、メモリに記憶させておくなどの処置が必要になる。また、今回の設計例では、設計時に用いた衛星のスプライン近似モデルと、シミュレーションにおける衛

星モデルとの誤差に対するロバスト性を、厳密には保証していない。この近似誤差も考慮に入れた設計手法の確立は今後の課題である。

6. おわりに

本稿では、平成17年度に打上を予定している ETS-VIII による実験システムについて解説し、全系軌道上形態での柔構造特性のシステム同定試験手法およびロバスト姿勢制御系を適用した次世代高精度姿勢制御実験案について述べた。ここで提案する手法は、ETS-VIII のみならず柔構造付着物を有する一般的な人工衛星に対して有効であり、本実験の遂行によって、今後ますます大型化・柔構造化する衛星に必須となる技術が確立できると期待される。

本稿では述べられなかった同定試験手法及び制御実験案についても、現在検討が進められている。また、ここで述べた手法についても、今後更に改善を進め、軌道上実験に向けた準備を行う予定である。

7. 略語表

略語	英文	和文
A		
ACC	ACCelerometer	加速度計
ACS	Attitude Control System	姿勢制御系
B		
BC	Bass Controller	バス制御器
BPS	Bi-Propellant System	2液式推進系
D		
DWELL	DWELL	詳細テレメトリデータ (1[Hz]のHKテレメトリ中にデータをバッキングして16[Hz]のデータを送信できる機能がある)
E		
EKF	Extended Kalman Filter	拡張カルマンフィルタ
EM	Engineering Model	エンジニアリングモデル
ESA	Earth Sensor Assembly	地球センサ
ERA	Eigensystem Realization Algorithm	固有システム実現化法
H		
H/W	Hard Ware	ハードウェア
I		
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置
L		
LEM	Launch environment Monitor	打ち上げ環境モニタ
LDR	Large Deployable Re.ector	大型展開アンテナ
LMI	Linear Matrix Inequality	線形行列不等式
LPV	Linear Parameter Varying	線形パラメータ時変
LSB	Least Signi.cant Bit	最小ビット
M		
MO	Magneto-Optical disk	光磁気ディスク
N		
NA	Not Applicable	適応せず
P		
PFM	Proto-Flight Model	プロトフライトモデル
PID	Propotional Integral Derivative control	比例積分微分制御
R		
RAM	Random Access Memory	ランダムアクセスメモリ
RCS	Reaction Control System	ガスジェット装置
RIGA	Rate Integrated Gyro Assembly	積分型ジャイロ装置
RIM	Remote Interface Module	遠隔インターフェイスモジュール
RT	Remote Terminal	遠隔端末
RTC	Real Time Control	実時間制御
RW	Reation Wheel	リアクションホイール
RX	Receiver	受信側アンテナ
S		
SC	Spacecraft Computer	衛星搭載計算機
SOCP	Spacecraft Orbital Checkout Procedure	軌道上衛星チェックアウト手順書
SPS	Solar array Paddle Subsystem	太陽電池パドル系
T		
TX	Transmmiter	送信側アンテナ

8. 関連文書

- [1] NAL-NASDA 共同研究成果報告書：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，平成 8 年 3 月。
- [2] PETER VAN OVERSCHEE and BART DE MOOR: N4SID: Subspace algorithms for the identification of combined deterministic-stochastic systems, *Automatica*, Vol. 30, No. 1, pp. 75–93, 1994.
- [3] RyoWatanabe: L^2 gain and h^∞ control of linear systems with scheduling parameter, *Proc. 33rd Conference on Decision and Control*, pp. 1412–1414, 1994.
- [4] 葛西時雄, 井川寛隆, 山口 功, 小松敬治, 佐野政明, 木田 隆, 本間正修: 技術試験衛星 VIII 型を用いた軌道上システム同定の予備検討, 第 43 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 183–188, 1999.
- [5] 葛西時雄, 山口 功, 佐野政明, 児子健一郎, 池田正文, 井川寛隆: 技術試験衛星 VIII 型による軌道上システム同定の検討(その 2) – 一定常制御中の同定 –, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 444–449, 2000.
- [6] 葛西時雄, 小松敬治, 佐野政明, 関口毅, 山口慶剛: ETS-VI 軌道上同定実験(その 3) – 制御中の同定 –, 第 39 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 493–494, 1995.
- [7] 関口 毅, 山田克彦, 千田有一, 山口 功, 足立修一: ETS-VI による軌道上同定実験(第 2 報 ランダム加振, 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 62, No. 603, pp. 68–75, 1996.
- [8] 山口 功, 葛西時雄, 木田 隆, 児子健一郎, 池田正文, 井川寛隆: 技術試験衛星 VIII 型による軌道上システム同定の検討(その 3) – ステップ応答時の同定 –, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 450–455, 2000.
- [9] 山口 功, 石川伸一, 千田有一, 山田克彦, 足立修一: ETS-VI による軌道上同定実験(第 1 報 インパルス加振, 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 62, No. 603, pp. 60–67, 1996.
- [10] 山口 功, 木田 隆: 大型宇宙構造物の同定実験 – 矩形波入力による時間領域での同定 –, 計測自動制御学会論文集, Vol. 28, No. 8, pp. 982–990, 1992.
- [11] 山口 功, 木田 隆: 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, NAL TR-1294, 1994.
- [12] 山口 功, 木田 隆, 関口 毅: 閉ループ系のインパルス応答列による開ループ系の同定とその宇宙構造物への応用 – 技術試験衛星 VI 型を用いた軌道上加振データによる実験例 –, 計測自動制御学会論文集, Vol. 33, No. 4, pp. 311–313, 1997.
- [13] 児子健一郎, 池田正文, 小松敬治, 葛西時雄, 山口 功: 技術試験衛星 VIII 型による軌道上システム同定の検討(その 1) – 軌道制御中の同定 –, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 439–443, 2000.
- [14] 千田有一, 山口慶剛, 曾我広志, 木田 隆, 山口 功, 関口 毅: h^∞ 制御と 2 自由度制御による ets-vi の軌道上制御実験, 計測自動制御学会論文集, Vol. 32, No. 12, pp. 1620–1628, 1996.
- [15] 増淵 泉: スプライン型のパラメータ依存二次形式を用いたゲインスケジューリング制御系の設計, 計測自動制御学会論文集, Vol. 35, No. 3, pp. 319–325, 1999.
- [16] 池田正文, 米澤克雄, 本間正修, 児子健一郎, 市川信一郎, 狼 嘉彰, 小松敬治: 技術試験衛星 VIII 型(ETS-VIII)の制御系概要及び柔構造制御実験に関する検討, 第 43 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 449–454, 1999.
- [17] 内田健康: ゲインスケジューリング, 計測と制御, Vol. 34, No. 3, pp. 182–187, 1995.
- [18] 内田健康ほか: h^∞ 制御の実プラントへの応用, コロナ社, 1996.
- [19] 木田 隆: スペースクラフトの制御, コロナ社, 1994.
- [20] 木田 隆, 山口 功, 千田有一, 関口 毅: h^∞ 制御による ets-vi の軌道上での姿勢制御制御実験, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 45, No. 520, pp. 284–294, 1997.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-007

発行日 2004年12月1日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3935
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区宮前1-20-19

© 2004 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

