

ISSN 0389-4010  
UDC 681.5.033  
681.5.037

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1119

柔軟宇宙構造物に搭載されたアンテナ指向系の  
実験的検討

山口 功 ・ 木田 隆  
上野 誠也 ・ 田中正樹

1991年8月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

1. はじめに .....	2
2. 実験装置 .....	2
2.1 アンテナ指向系 .....	3
2.2 プルーフ・マス・アクチュエータ .....	4
3. 実験結果 .....	6
3.1 基礎実験 .....	6
3.2 制御実験 .....	8
4. 数値解析 .....	12
4.1 詳細モデル .....	12
4.2 簡易モデル .....	12
4.3 シミュレーション結果 .....	13
4.4 考 察 .....	23
5. おわりに .....	29
参考文献 .....	29

# 柔軟宇宙構造物に搭載されたアンテナ指向系の 実験的検討\*

山 口 功\*<sup>1</sup> 木 田 隆\*<sup>1</sup>  
上 野 誠 也\*<sup>2</sup> 田 中 正 樹\*<sup>3</sup>

## Antenna Pointing System Mounted on a Flexible Space Structure

Isao YAMAGUCHI, Takashi KIDA, Seiya UENO  
and Masaki TANAKA

### ABSTRACT

The enhancement of structural damping for suppression of vibrations caused by dynamic interactions of an antenna pointing system mounted on a flexible space structure is examined, and groundbased experimental results performed to demonstrate its efficiency are discussed. Damping augmentation is achieved using a type of Proof-Mass Actuator (PMA) driven by a control law based on Direct Velocity Feedback (DVFB). Experiments show that this actuator successfully stabilizes the structure which is otherwise destabilized by the antenna pointing system. It is additionally found that the antenna pointing system occasionally displays a nonlinear limit-cycle caused by the friction torque. A numerical model is developed to analyze these phenomena and a computer simulation is performed. All experimental results show good agreement with the analysis.

**Keywords:** Antenna Pointing, Damping Augmentation, Proof-Mass Actuator (PMA), Direct Velocity Feedback (DVFB), Nonlinear Limit Cycle

### 概 要

柔軟構造物とそれに搭載されたミッション機器の一例としてのアンテナ指向系の動的干渉によって発生する振動を抑制するための構造減衰の付加と、それを確認するための地上実験に関する研究を行った。このために、プルーフ・マス・アクチュエータと呼ばれる並進型慣性アクチュエータを開発し、これに対して直接、速度をフィードバックする制御系を構成することで減衰付加を実現した。

実験結果から、プルーフ・マス・アクチュエータによる制振効果で全系が安定化されることが、また、これを使用しない場合はアンテナ指向系により系が不安定となることなどが明らか

---

\* 平成3年6月10日受付 (received 10 June 1991)

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

\*2 平成2年度客員研究官(横浜国立大学工学部) (Yokohama National University)

\*3 ㈱東芝・小向工場 (Toshiba Corporation)

かになった。さらに、アンテナ指向制御系の補償器のパラメータによっては、アンテナ駆動系の摩擦トルクによって非線形のリミットサイクルが発生することもわかった。

これらの現象を解析するために、アンテナ指向系を含めた地上実験装置の数値モデルを構築して計算機シミュレーションを行った。すべての実験結果をシミュレーションと比較検討することにより、数値的に評価することができた。

## 1. はじめに

将来の宇宙開発計画のひとつとして、大型の各種アンテナが搭載された大規模宇宙プラットフォームがある。このような宇宙プラットフォームでは、各々のアンテナの指向精度に対する要求が高まり、アンテナ指向制御が必要になってきた。このため、アンテナ指向系、駆動装置、駆動方式などに関して様々な研究が行われている<sup>1)</sup>。また、宇宙プラットフォームにはそれ自身に姿勢制御系が施されているが、この時、アンテナ指向系と宇宙プラットフォーム本体の姿勢制御系の動的干渉が大きな問題となってくる。これは宇宙プラットフォームが大きくなればなるほど、その構造振動の最低次モード周波数が小さくなるためアンテナ指向系によって励起されやすくなり、重要な問題となってくる。

以上のことを念頭において、本稿ではアンテナ指向系との干渉によって引き起こされた構造振動を抑制させるように構造減衰を増大させる手法について研究し、地上実験を通してその手法の有効性について検討を行った。構造減衰の付加は速度信号を直接フィードバックする Direct Velocity FeedBack (DVFB) を基盤にした制御則<sup>2-3)</sup>によって駆動されたプルーフ・マス・アクチュエータ (Proof-Mass Actuator)<sup>4-6)</sup> を用いることで達成される。実験結果から、プルーフ・マス・アクチュエータによる制振効果で全系が安定化されること、また、このアクチュエータを使用しない場合は系がアンテナ指向系により不安定となることなどが実際に示される。さらに、アンテナ指向制御系の補償器のパラメータによっては、アンテナ駆動系の摩擦トルクによって非線形のリミットサイクルが発生することもわかった。

これらの現象を解析するために、アンテナ指向系を含めた地上実験装置の数値モデルを構築して計

算機シミュレーションを行った。すべての実験結果をシミュレーションと比較検討することにより、数値的に評価することができた。

## 2. 実験装置

写真 2.1, 2.2 及び図 2.1 に示すように、地上実験は実験室天井に上端をボルトで固定されたアルミ製パイプによるフレーム構造物を用いて行われた。アンテナ指向装置及びプルーフ・マス・アクチュエータが下端に搭載されているこの柔軟構造物は、 $x$  方向の剛性が  $y$  方向の剛性に比べて十分小さくなる (振動数比で約 1/10) ように設計されている。そのため、構造物の曲げの最低次振動モ

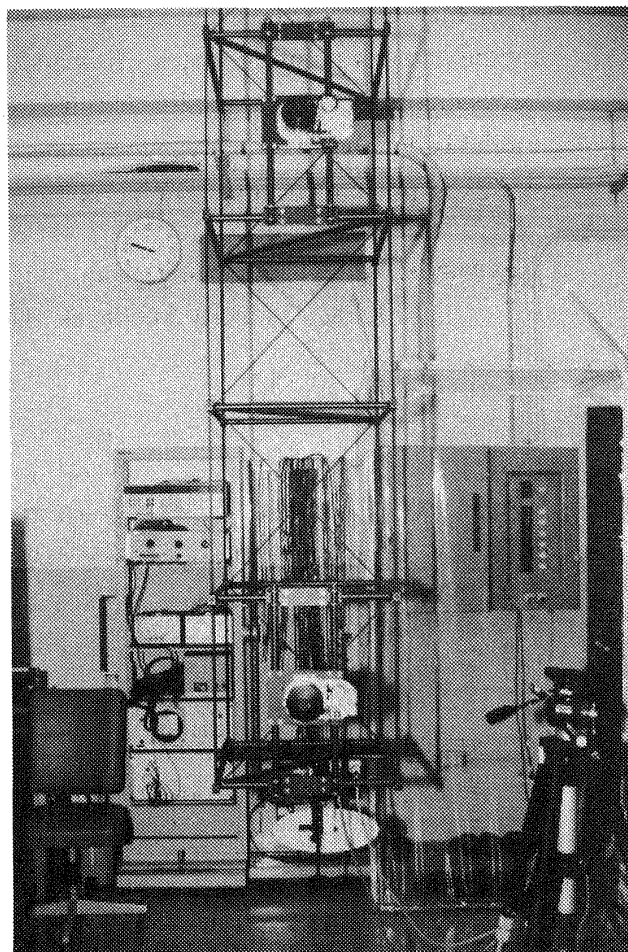


写真 2.1 実験セットアップ

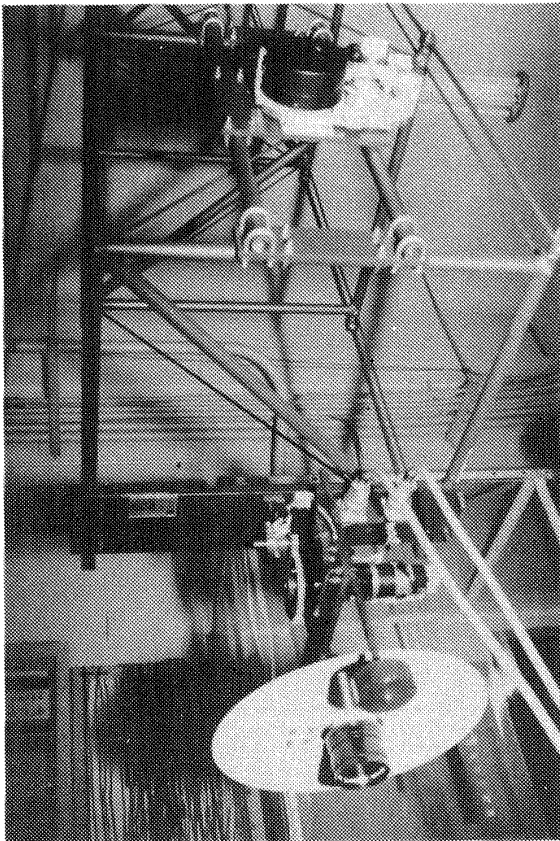


写真 2.2 プルーフ・マス・アクチュエータとアンテナ指向装置

ードは  $x$  方向に現れ、 $y$  軸回りのアンテナ指向装置の運動と容易に干渉が発生する。プルーフ・マス・アクチュエータはこのように励起された構造振動が減衰するように作動させる。以下、アンテナ指向装置及びプルーフ・マス・アクチュエータの機構や制御系について概説する。なお、実験は 2 台のパーソナル・コンピュータ (NEC PC-9801) を独立に動作させて、それぞれの制御系を実現した。制御プログラムは主にフォートランで記述されているが、D/A、A/D 等の入出力部分や割り込み処理の部分はアセンブラで記述されている。

### 2.1 アンテナ指向装置

実験で使用されたアンテナ指向装置は DC サーボ・モータとハーモニック・ドライブ・ギアで構成され、アンテナ回転軸のタコメータ出力により速度フィードバックループが構成されているため、モータへの速度指令が本装置への入力信号となる。

アンテナはその指向方向が実験室床上に置かれた赤外ターゲットへ向くように常に制御される。このため、赤外線を測定するための光学系として、アンテナの中心には半導体位置検出器 (Position Detector) が搭載されているが、これは原理的には軌道上通信アンテナで標準的に使われる RF センサを模擬していると考えてよい。また、アンテナ指向方向と構造物の相対的な角度を測定するた

表 2.1 アンテナ指向装置の仕様 (1. モータ)

型式：(株)ハーモニックドライブシステム RH-11-3001-T

項目	仕様	単位	備考
定格出力	12.3	W	
定格トルク	3.92	Nm	40 kgf-cm
定格電圧	24	V	
定格電流	1.3	A	
定格回転速度	30	rpm	
最大連続トルク	4.41	Nm	45 kgf-cm
最大ピークトルク	7.84	Nm	80 kgf-cm
最大回転速度	2.1	A	
トルク時定数	4.77	Nm/A	48.7 kgf-cm/A
誘起電圧係数	0.5	V/rpm	
質量*	0.56	kg	重量 0.56 kgf
慣性モーメント*	0.0519	kgm <sup>2</sup>	0.530 kgf-cm-s <sup>2</sup>
摩擦トルク	2.29	Nm	23.4 kgf-cm

\* タコジェネレータ付き

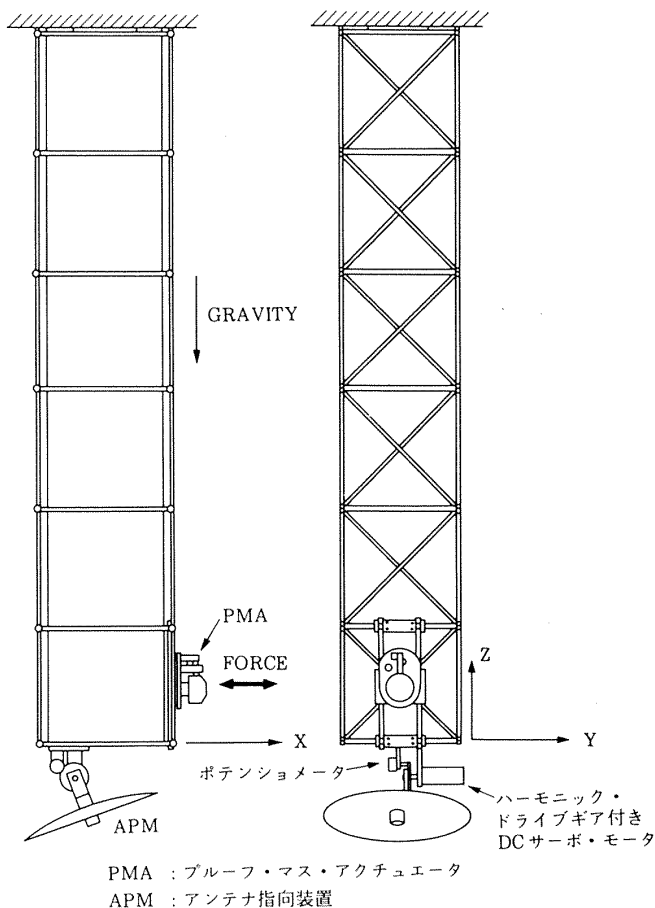


図 2.1 実験装置

表 2.2 アンテナ指向装置の仕様(2. モータドライバ)

型式: (株)ハーモニックドライブシステム HS-250-2

項目	仕様	単位	備考
制御方式	単相全波整流トランジスタ PWM 駆動方式		
供給電源	AC 35 ~ 115	V	50/60 Hz
制御電源	AC 100	V	50/60 Hz
定格出力電圧	± 24	V	
最大出力電圧	± 44	V	
最大連続電流	2	A	
最大ピーク電流	5	A	
電流制限調整範囲	0.2 ~ 5	A	
減定格率	95%以上		
速度制御範囲	1:2000 以上		
速度変動率	± 0.1 % Max.		対負荷変動 0 ~ 100 % に対して
速度指令電圧	-10 ~ +10	V	入力インピーダンス 約 10k Ω
使用温度	0 ~ 50	°C	
使用湿度	95 % RH 以下		結露不可
対振動	1	G	5 ~ 55 Hz
対衝撃	10	G	

めに、本装置にはポテンショメータも搭載されている。表 2.1~2.3 にアンテナ指向装置を構成している各機器の仕様についてまとめる。

アンテナ指向系の制御則は、アンテナ回転軸に対して局所的に速度サーボループをかけているので、PI(比例・積分型)補償器を通してアンテナ指向方向と赤外ターゲットとのずれを表わす、アンテナ指向誤差信号( $\theta_e$ )をフィードバックする制御を行っている。図 2.2 に速度サーボループとPI補償器のブロック線図を示す。

$$v_c = K_p \left( 1 + \frac{K_I}{s} \right) \theta_e \quad (2.1)$$

ここで、 $v_c$  はアンテナ制御系への速度指令信号を、 $K_p$ 、 $K_I$  はそれぞれ比例、積分ゲインを表す。

## 2.2 プルーフ・マス・アクチュエータ

プルーフ・マス・アクチュエータは移動型磁石(Moving Magnet)タイプのピボット型アクチュエータ(図 2.3)であり、永久磁石と継鉄からなるプルーフ・マス(Proof Mass)とコイルを含むベースプレートから構成される(図 2.4)。入力電圧に比例した電磁力が、プルーフ・マスと構造物に固定されたベースプレート間に発生することで構造物の振動を抑制させる。

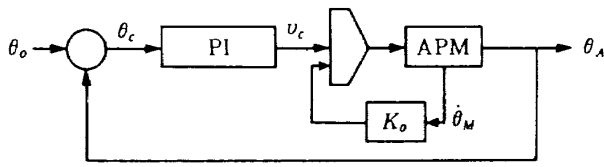
表 2.3 アンテナ指向装置の仕様(3. 位置検出器)

型式: 浜松ホトニクス(株) C-2399-00

項目	仕様
検出器	半導体位置検出素子(S1880)
受光面	10 × 10 mm
レンズ	フジノン CF25L (f=25 mm, F0.85)
レンズマウント	C マウント
測定可能距離	0.85 m 以内 (光量レベル = 8)
入力電圧	AC 100 V ± 10 %
消費電力	約 30 VA
センサヘッド寸法	40(W) × 42(H) × 64(D) mm
センサヘッド重量	約 150 g
コントローラ寸法	175(W) × 72(H) × 267(D) mm
コントローラ重量	約 4 kg
出力電圧(X 軸)	-5 ~ +5 V
出力電圧(Y 軸)	-5 ~ +5 V
出力インピーダンス	500 Ω ± 10 %
外部トリガ信号	TTL 負論理
サンプリング周波数	312.5 Hz
分解能	1/5000
ジッタ	1.5/1000
ドリフト	± 0.5 % / 日

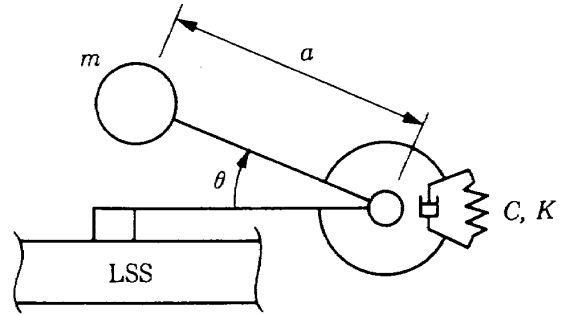
構造物の減衰付加効果を出すために、プルーフ・マス・アクチュエータは DVFB 制御系により制御される。DVFB 制御ではアクチュエータの取付られた場所の構造物の振動速度をフィードバックするためにセンサ・アクチュエータが同位置(colocation)の状態にある。

この実験装置では構造物の振動速度は直接観測



APM : アンテナ指向装置  
PI : PI補償器

図 2.2 アンテナ指向系制御ブロック線図



LSS : 大型宇宙構造物

図 2.3 ピボット型プルーフ・マス・アクチュエータ概念図

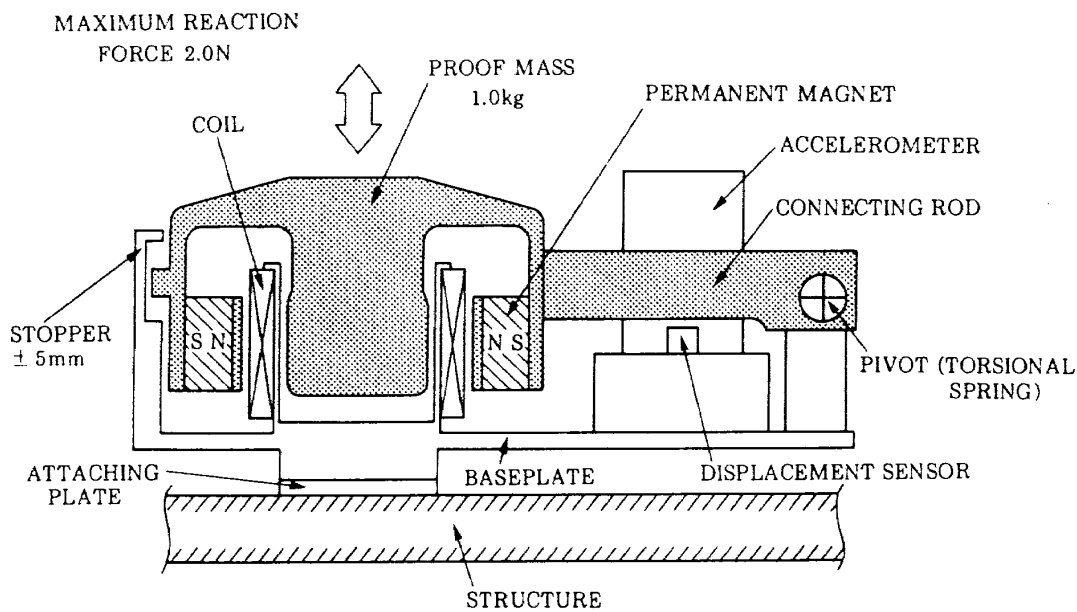


図 2.4 試作プルーフ・マス・アクチュエータ装置

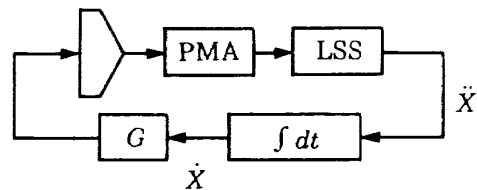
できないので、アクチュエータのベースプレート上に搭載された加速度計の信号を、制御計算機内で数値的に積分することで、構造物の振動速度  $\dot{X}$  として使用している。構造物の振動は一般的に構造振動モードを用いて以下のように表現できる。

$$\dot{X} = \phi \dot{\eta}(t) \quad (2.2)$$

ここで、 $\eta$  は振動モード座標、 $\phi$  はプルーフ・マス・アクチュエータが取り付けられた場所のモードシェープを表す。構造物の振動速度に比例した電磁力  $f$  をフィードバックすることで構造減衰を増加させることができる。

$$f = -G \dot{X}(t) \quad (2.3)$$

ここで  $G$  は DVFB 制御ゲインを表す。プルーフ・マスとベースプレートを結ぶピボットは剛性及び粘性係数共にほとんど零に近く、このため、振動



PMA : プルーフ・マス・アクチュエータ  
LSS : 大型宇宙構造物

図 2.5 プルーフ・マス・アクチュエータ制御系ブロック線図

減衰を付加された構造物の振動方程式は以下のように書き表せる。

$$\ddot{\eta} + (2\zeta\sigma + \phi^T G \phi) \dot{\eta} + \sigma^2 \eta = 0 \quad (2.4)$$

ここで、 $\sigma$  は構造物の振動モード周波数、 $\zeta$  は構造物固有の減衰係数を表す。減衰係数 ( $\zeta$ ) が非

常に小さい場合、DVFB制御ゲイン ( $G$ ) を大きくすることで構造物に対して効果的な減衰付加を達成することができる。図2.5にプルーフ・マス・アクチュエータの制御系のブロック線図を示す。以上がDVFB制御の基本原則であるが、構成が単純であり、理論的には安定な制御則なので、標準的な制御手法といえる。

### 3. 実験結果

はじめに、プルーフ・マス・アクチュエータによる減衰付加効果を調べるための基礎実験を行った。この実験ではアンテナ系は動作させていない。その後、アンテナ指向系との動的干渉によって発

生ずる構造振動を抑制するための制御実験を行った。

#### 3.1 基礎実験

まず、構造物の  $X$  方向の自由減衰を測定するための実験を行った。図3.1にその実験結果を示す。図中  $\ddot{X}$  はプルーフ・マス・アクチュエータの取り付けられた場所での構造物の振動加速度を表す。この図から減衰係数 ( $\zeta$ ) は約0.003と見積もられる。

次の実験は図2.1に示すように最下段の区画に取り付けられた1台のプルーフ・マス・アクチュエータによる減衰付加効果を評価するための実験である<sup>7-12)</sup>。図3.2にこの時の構造物の振動加速

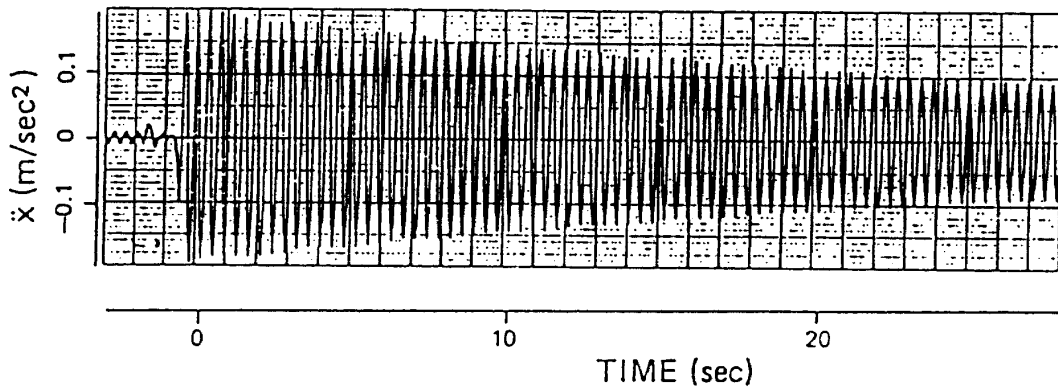


図3.1 構造物の自由減衰

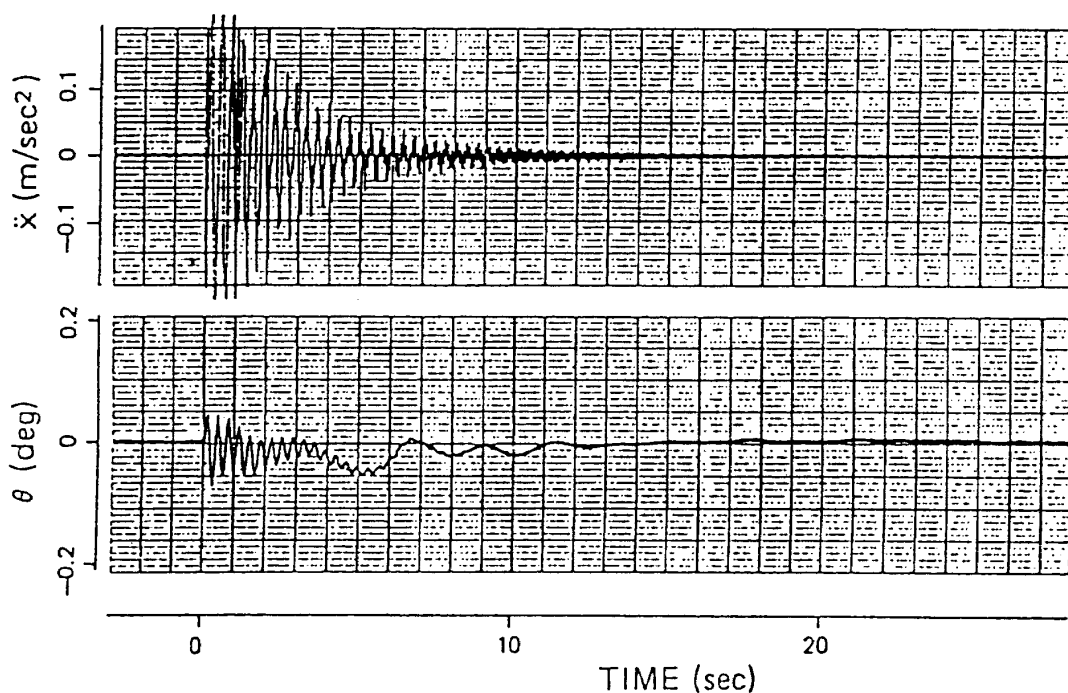


図3.2 プルーフ・マス・アクチュエータによる減衰付加効果 ( $G=1.0$ )



度 ( $\ddot{X}$ ) とアクチュエータの相対運動 ( $\theta$ : 図 2.3 に示すプルーフ・マスの回転角) の応答を表す。この実験では DVFB 制御ゲイン ( $G$ ) を 1.0 としている。実験結果から、構造物の減衰係数は約 0.045 となり、自由減衰の約 10 倍の値になっていることがわかる。

構造減衰は構造物の振動モード周波数や制御系のサンプリング周期等に依存して全系の安定性と深く関わっている。図 3.2 は 1 台のプルーフ・マス・アクチュエータで構造物の 1 次振動モードを安定にすることができたが、DVFB 制御ゲイン ( $G$ ) を 5.0 とした場合、図 3.3 のように構造物の 2 次振動モードが励起されている。この発振は制御系のサンプリング周期による位相遅れが原因と考えられる。

そこで、構造振動の 2 次モードまで制御したい場合は、アクチュエータの位置を変更するか、複

数個のアクチュエータを利用することが有効であると考えられる<sup>13)</sup>。2 台のプルーフ・マス・アクチュエータを使用した場合、制御力は DVFB 制御ゲイン行列を用いて、以下のように記述できる。

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

ここで、 $f_1, f_2$  はそれぞれのアクチュエータによる制御力であり、 $\dot{X}_1, \dot{X}_2$  はそれぞれのアクチュエータが取り付けられた場所での構造物の振動速度を表す。DVFB 制御ゲインの決定には様々な方法があるが、ここでは一例として、閉ループの極配置から、

$$G_{11} = 3.0, \quad G_{12} = G_{21} = -0.3, \quad G_{22} = 0.5$$

とした。この実験結果を図 3.4 に示す。この実験では 2 台目のプルーフ・マス・アクチュエータは 2 次振動モードの振幅が最大の場所である、下から 4 段目の区画に取り付けられた。1 次及び 2 次

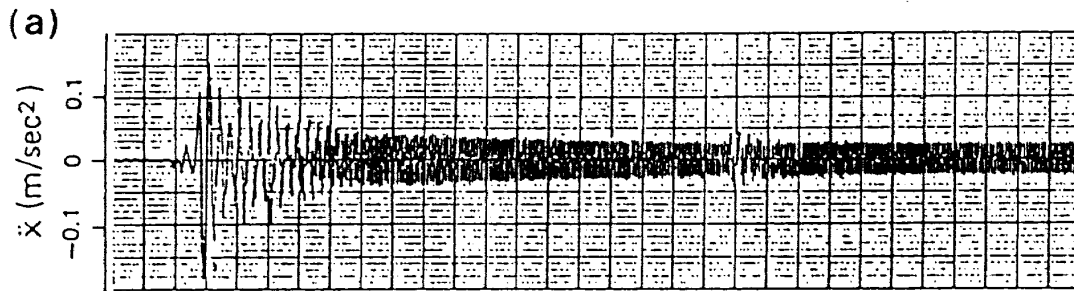


図 3.3 プルーフ・マス・アクチュエータによる 2 次振動モードの励起 ( $G=5.0$ )

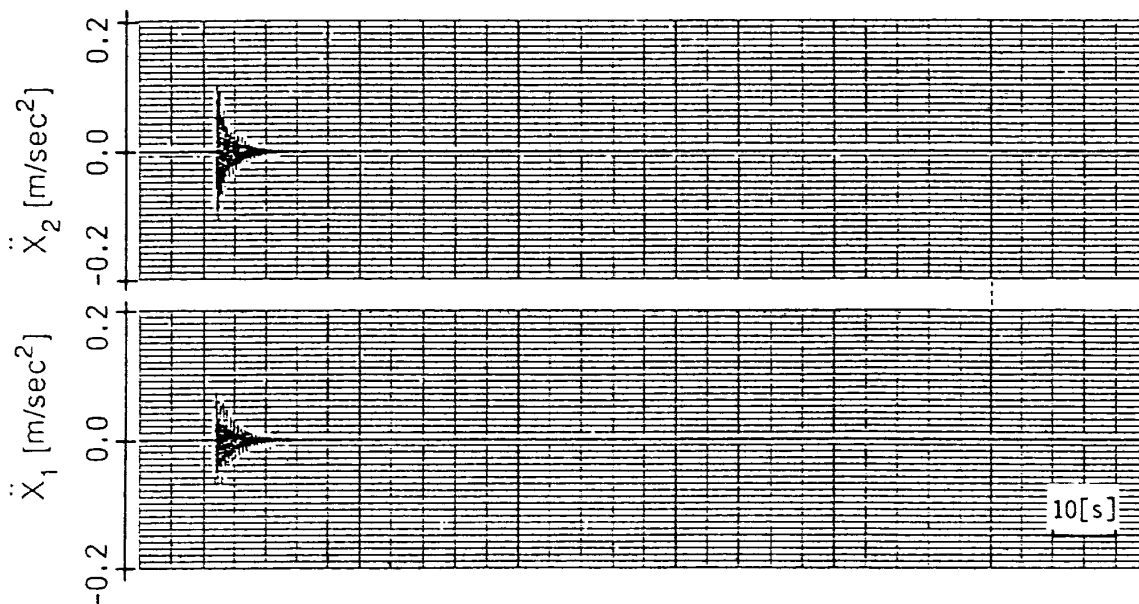


図 3.4 2 台のプルーフ・マス・アクチュエータによる減衰付加効果

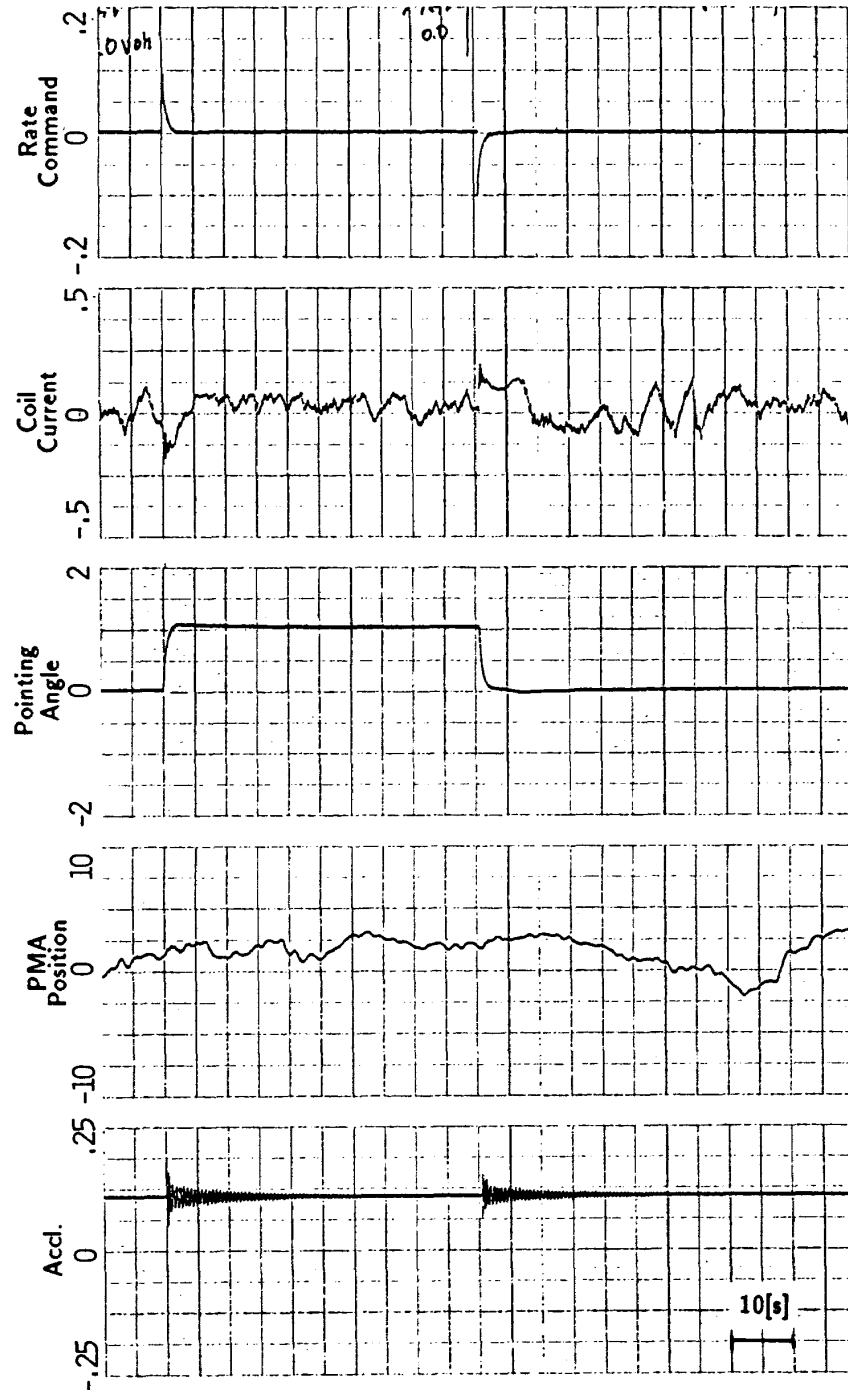
の振動モードともに減衰特性は十分改善されている。本稿では以下、問題を簡単化するために、1台のアクチュエータを用いた実験のみを行い、解析を進めた。

### 3.2 制御実験

次に、アンテナ指向系との動的干渉によって発

生する構造振動を抑制するための制御実験を行った<sup>14-16)</sup>。

アンテナ指向系は前節で述べたように、アンテナ回転軸に対して局所的に速度サーボループをかけているので、PI補償器を通してアンテナ指向誤差信号( $\theta_e$ )をフィードバックする制御を行っている。制御実験は(2.1)式におけるPI補償器の制御



(上から速度指令  $v_c$ 、モータ電流  $i_M$ 、アンテナ指向角  $\theta_A$ 、ブルーフ・マス変位、PMA 取付点加速度)

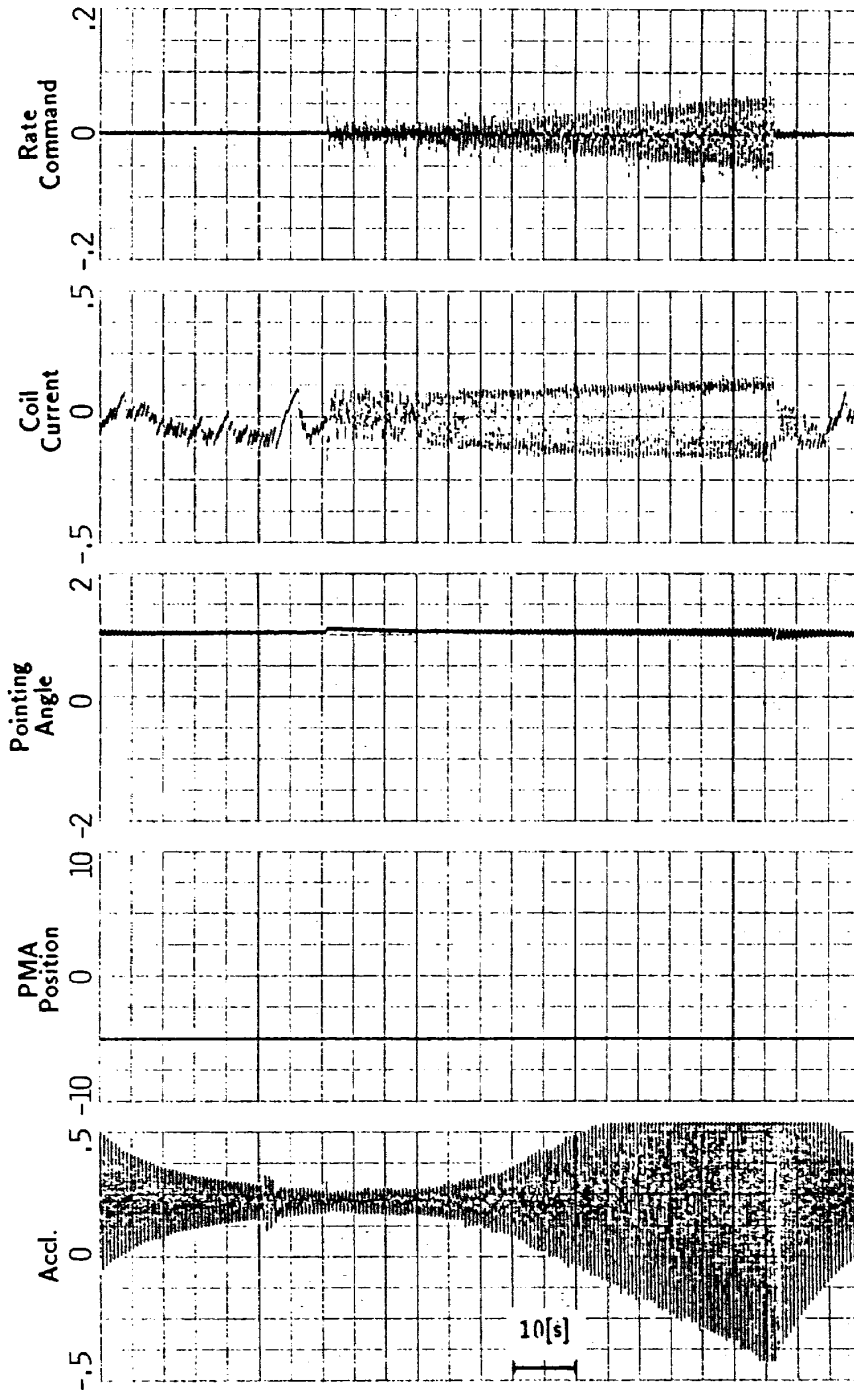
図 3.5 実験結果 1 ( $K_P=0.1$ ,  $K_I=0.1$ )

パラメータ  $K_p$ ,  $K_I$  の値をいろいろ変えた時に、プルーフ・マス・アクチュエータによる構造減衰付加のありなしによって実験結果がどのように変わるかに着目した。

ここでは実験結果を3種類の典型的な応答に分類し、それぞれについて定性的な評価を行った。

結果1

図3.5に  $K_p=K_I=0.1$  のケースの実験結果を示す。この場合、補償器のパラメータ  $K_p$ ,  $K_I$  が十分小さい値なので、プルーフ・マス・アクチュエータによる能動的な減衰付加を行わなくても全系は安定である。このように制御仕様として指向精



(上から速度指令  $v_c$ , モータ電流  $i_M$ , アンテナ指向角  $\theta_A$ , プルーフ・マス変位, PMA 取付点加速度)

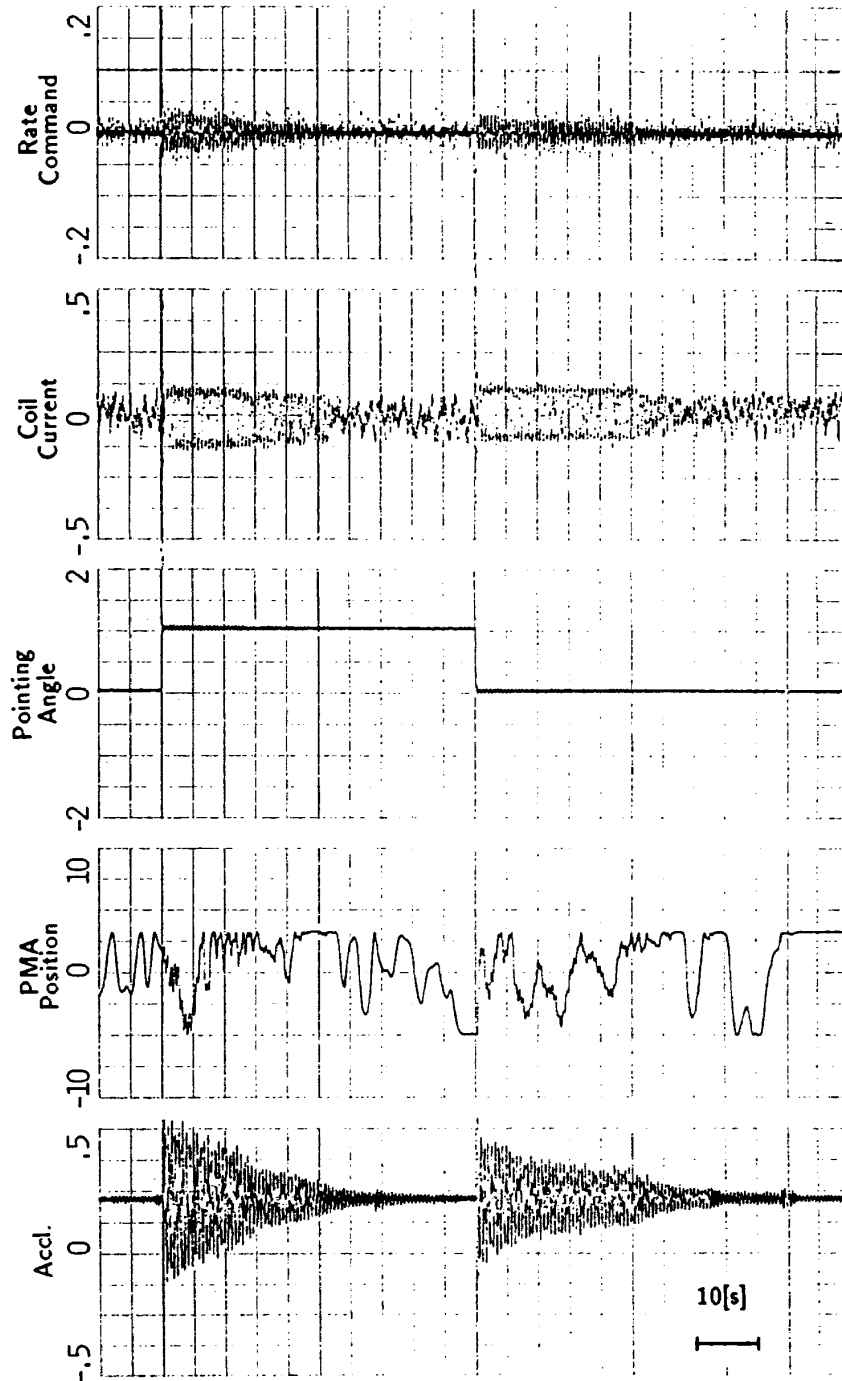
図3.6 実験結果2 - DVFB制御なし - ( $K_p=0.9$ ,  $K_I=0.1$ )

度があまり要求されない場合には、アンテナと構造物の動的干渉といった問題は少ないといえる。

### 結果 2

さらにより良い応答を得るために補償器の比例ゲイン  $K_p$  を増加させてみる。補償器のパラメータが  $K_p=0.9$ ,  $K_I=0.1$  のケースでは、アンテナ指向系の制御系が構造物の曲げ 1 次振動モードを励

起し、全系としては図 3.6 に示すように不安定となった。しかしながら、この同じ状況でプルーフ・マス・アクチュエータによる DVFB 制御を行うことで、系の安定性が回復される。その結果を図 3.7 に示す。この時の DVFB 制御ゲイン  $G=10$  である。構造物への減衰付加により、減衰係数は自由減衰時の約 10 倍となることが実験的に確認され



(上から速度指令  $v_c$ 、モータ電流  $i_M$ 、アンテナ指向角  $\theta_A$ 、プルーフ・マス変位、PMA 取付点加速度)

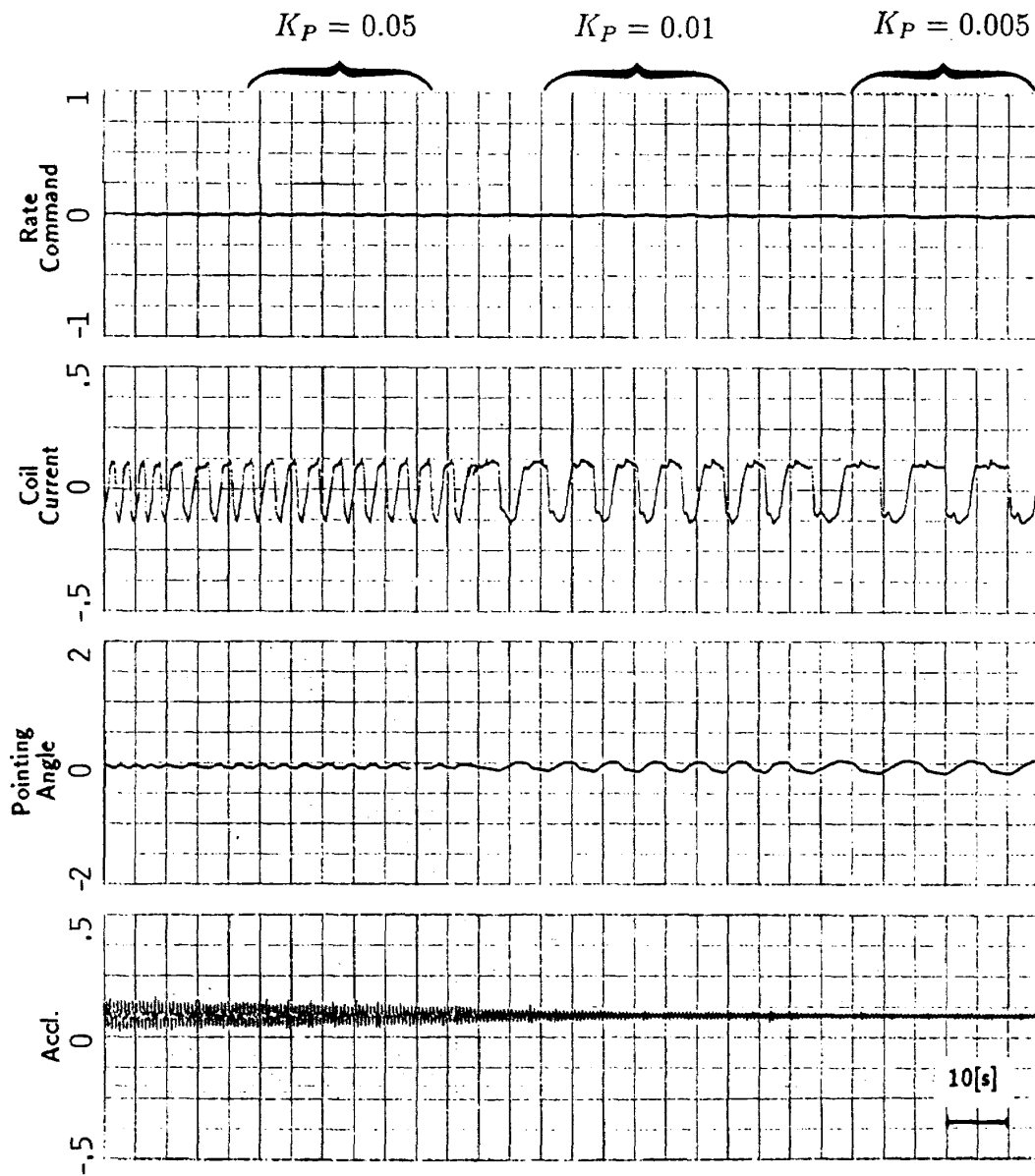
図 3.7 実験結果 2 - DVFB 制御あり - ( $K_p=0.9$ ,  $K_I=0.1$ )

た。このケースでは、アンテナ指向系の制御性能は図3.5の時に比べてはるかに改善されており、安定余裕も十分である。

**結果3**

逆に補償器の積分ゲイン  $K_I$  を増加させた場合、アンテナ指向系は非線形なりミットサイクルに陥る。図3.8では、補償器のゲインが  $K_p=0.05 \sim 0.005$ 、 $K_I=10$  のケースについて実験結果が示さ

れている。この結果から、補償器の比例ゲイン  $K_p$  を小さくすれば小さくするほどリミットサイクルの周期は長くなること ( $K_p=0.05$  のとき周期0.36 [s],  $K_p=0.01$  のとき周期0.68 [s],  $K_p=0.005$  のとき周期1.03 [s]), またリミットサイクルの振動数が構造物の曲げ1次の振動モード周波数に近づけば近づくほど、そのモードを励起することなどがわかる。



(上から速度指令  $v_c$ , モータ電流  $i_M$ , アンテナ指向角  $\theta_A$ , PMA 取付点加速度)

図3.8 実験結果3 ( $K_p=0.05 \sim 0.005$ ,  $K_I=10$ )

## 4. 数値解析

本節では今までに得られた実験結果を解析するために、実験装置の数値モデルを作成する。

### 4.1 詳細モデル

実験結果に現れた非線形なりミットサイクルは、ハーモニック・ドライブ・ギアで発生する静止及びすべり摩擦力によるものと推定される。このような非線形現象まで表現できるように、アンテナ指向系を含めた全系の運動方程式を以下のように導出した。

$$\begin{bmatrix} I_A & 0 & ml\phi \\ 0 & I_M & 0 \\ ml\phi^T & 0 & U+m\phi^T\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_A \\ \ddot{\theta}_M \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_W - T_G \\ T_M + T_G - T_F - C_B\dot{\theta}_M \\ -2\zeta\omega\dot{\eta} - \omega^2\eta \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

ここで、 $\theta_A$ 、 $\theta_M$ 、 $\eta$  はそれぞれアンテナ回転角、アンテナ駆動モータ回転角、そして構造振動モード座標である。トルク入力項のうち、 $T_W$  は重力によって、 $T_G$  はハーモニック・ギア剛性によって発生するものである。モータトルク ( $T_M$ ) はモータ入力電圧 ( $v_M$ ) に比例してモータから発生する。モータ入力電圧 ( $v_M$ ) は速度サーボループによるフィードバック項 ( $K_0\dot{\theta}_M$ ) と速度指令信号 ( $v_c$ ) から構成される。非線形効果を表す摩擦トルク ( $T_F$ ) については後で詳しく論ずることとする。また、 $U$  は単位行列を表している。式中のその他の変数については表 4.1 にまとめた。

$$T_W = -mgl\sin\theta_A \quad (4.2)$$

$$T_G = K_G \left( \theta_A - \frac{1}{n}\theta_M \right) + C_G \left( \dot{\theta}_A - \frac{1}{n}\dot{\theta}_M \right) \quad (4.3)$$

$$T_M = K_t i_M \quad (4.4)$$

$$i_M = K_i v_M \quad (4.5)$$

$$v_M = v_c - K_0\dot{\theta}_M \quad (4.6)$$

速度指令信号 ( $v_c$ ) はアンテナ指向誤差信号 ( $v_s$ ) に対して  $K_P(1+K_I/s)$  型の PI 補償を実現させるために以下のように計算機内で構成される。

$$v_c = K_P(\theta_0 - v_s) + K_I K_P z \quad (4.7)$$

$$\dot{z} = \theta_0 - v_s \quad (4.8)$$

$$v_s = K_s \left( \theta_A + \frac{1}{r}\phi\eta \right) \quad (4.9)$$

ここで、 $z$  は数値積分のための内部変数である。これらの式の中にはプルーフ・マス・アクチュエータの運動方程式は減衰付加効果のみを、構造物の減衰項を  $2\zeta\omega$  の代わりに  $(2\zeta\omega + \phi^T G \phi)$  とすることで代表させた<sup>11)</sup>。ここで、 $\phi$  はプルーフ・マス・アクチュエータの取付点でのモードシェープ、 $G$  はプルーフ・マス・アクチュエータの DVFB 制御ゲインである。

一方、ギアで発生する摩擦トルク ( $T_F$ ) は線形連続型の式では表現できないので、以下のようなアルゴリズムによってモデル化する。

$$T_F = \begin{cases} T_M + T_G & \text{if } \dot{\theta}_M = 0 \\ \alpha T_{FF} \text{sgn}(T_M + T_G) & \text{if } \dot{\theta}_M = 0 \\ T_{FF} \text{sgn}(\dot{\theta}_M) & \text{otherwise} \end{cases} \quad \text{and } |T_M + T_G| \leq \alpha T_{FF} \quad \text{and } |T_M + T_G| > \alpha T_{FF} \quad (4.10)$$

ここで、 $T_{FF}$  はすべり摩擦係数を、 $\alpha$  は静止摩擦係数との比を表す。また、 $\text{sgn}(\cdot)$  は符号関数を表し、以下のように定義される。

$$\text{sgn}(x) = \begin{cases} 1 & x > 0 \\ 0 & x = 0 \\ -1 & x < 0 \end{cases} \quad (4.11)$$

以上の関係をブロック線図で表現すると図 4.1 のようになる。

### 4.2 簡易モデル

アンテナ指向装置単体を簡単に評価するために、

- 構造物の曲げ振動モードを除き、
- ハーモニック・ギア弾性に伴う  $T_G$  を零とし、  
 $\theta_A = (1/n)\theta_M$  とおく

ことによる簡易モデルも検討した。この時は運動方程式は以下のようなになる。

$$\left( I_M + \frac{1}{n} \right) \ddot{\theta}_M = T_M - T_F - C_B\dot{\theta}_A \quad (4.12)$$

ここで、 $T_M$ 、 $T_F$  は詳細モデルで定義されたものと同じである。ただし、 $v_s = K_s \theta_A$  である。

表 4.1 記号及びパラメータ値の一覧

$I_M$	等価モータ・イナーシャ*	$5.19 \times 10^{-4}$	$\text{kgm}^2$
$n$	歯数比	100	-
$K_G$	ギア剛性	$1.21 \times 10^3$	$\text{Nm/rad}$
$C_G$	ギア粘性	4.78	$\text{Nms/rad}$
$I_A$	アンテナ・イナーシャ	0.1181	$\text{kgm}^2$
$m$	アンテナ質量	2.055	$\text{kg}$
$l$	アーム長	0.12	$\text{m}$
$C_B$	ベアリング減衰	$2.29^{-4}$	$\text{Nms/rad}$
$K_0$	アンテナ・サーボループ・ゲイン	$2.87 \times 10^{-2}$	$\text{Vs/rad}$
$K_1$	アンプ・ゲイン	78.0	$\text{A/V}$
$K_t$	モータ定数	$4.77 \times 10^{-2}$	$\text{Nm/A}$
$K_P$	補償器比例ゲイン	-	-
$K_I$	補償器積分ゲイン	-	-
$K_s$	位置検出器センサ・ゲイン	25.78	$\text{V/rad}$
$r$	光路長	0.70	$\text{m}$
$T_{FF}$	すべり摩擦係数	0.02	-
$\alpha$	静止/すべり摩擦係数比	2.0	-
$\phi$	モード形状	{0.3425, -0.1355}	$\text{kg}^{-1/2}$
$\zeta$	モード減衰係数	0.004	-
$\omega$	モード形状	$\text{diag}\{[11.72, 45.77]\}$	$\text{rad/sec}$
$\theta_A$	アンテナ回転角		$\text{rad}$
$\theta_M$	モータ回転角		$\text{rad}$
$\theta_0$	アンテナ目標角		$\text{rad}$
$\eta$	構造物振動モード座標		$\text{kg}^{1/2} \text{ m/s}^2$
$T_W$	重力トルク		$\text{Nm}$
$T_G$	ギア弾性トルク		$\text{Nm}$
$T_F$	摩擦トルク		$\text{Nm}$
$T_M$	モータ駆動トルク		$\text{Nm}$
$i_M$	モータ電流		$\text{A}$
$v_M$	モータ電圧		$\text{V}$
$v_c$	速度指令		$\text{V}$
$v_s$	センサ出力		$\text{V}$
$z$	積分変数		-

\* ハーモニックギア比を考慮した値。

### 4.3 シミュレーション結果

数値解析に用いたパラメータ値は(4.10)式の  $T_{FF}$  と  $\alpha$  を除いてすべて単体試験結果、予備実験結果あるいは各種機器のカタログ値から得られたものであり、表 4.1 に示す。また、構造物の曲げ振動モードは 1 次と 2 次モードまでをシミュレーションで考慮した。参考のため、有限要素解析による構造物の 1 次と 2 次の曲げ振動モード形状を 図 4.2 に示す。

#### 線形振動

図 4.3~4.6 に PI 補償器のパラメータをいろいろ

表 4.2 線形振動のシミュレーション・パラメータ

図 4.3	図 4.4	図 4.5	図 4.6
$K_P = 0.3$	$K_P = 0.5$	$K_P = 0.7$	$K_P = 0.9$
$K_I = 0.1$	$K_I = 0.1$	$K_I = 0.1$	$K_I = 0.1$

ろと変えた場合のシミュレーション結果を示す。各図に対応する PI 補償器のパラメータ  $K_P$ ,  $K_I$  は表 4.2 にまとめた。図 4.6 は  $K_P=0.9$ ,  $K_I=0.1$  の例であるが、この結果は全系が不安定となる実験結果である、図 3.6 に対応する。さらに加えて、

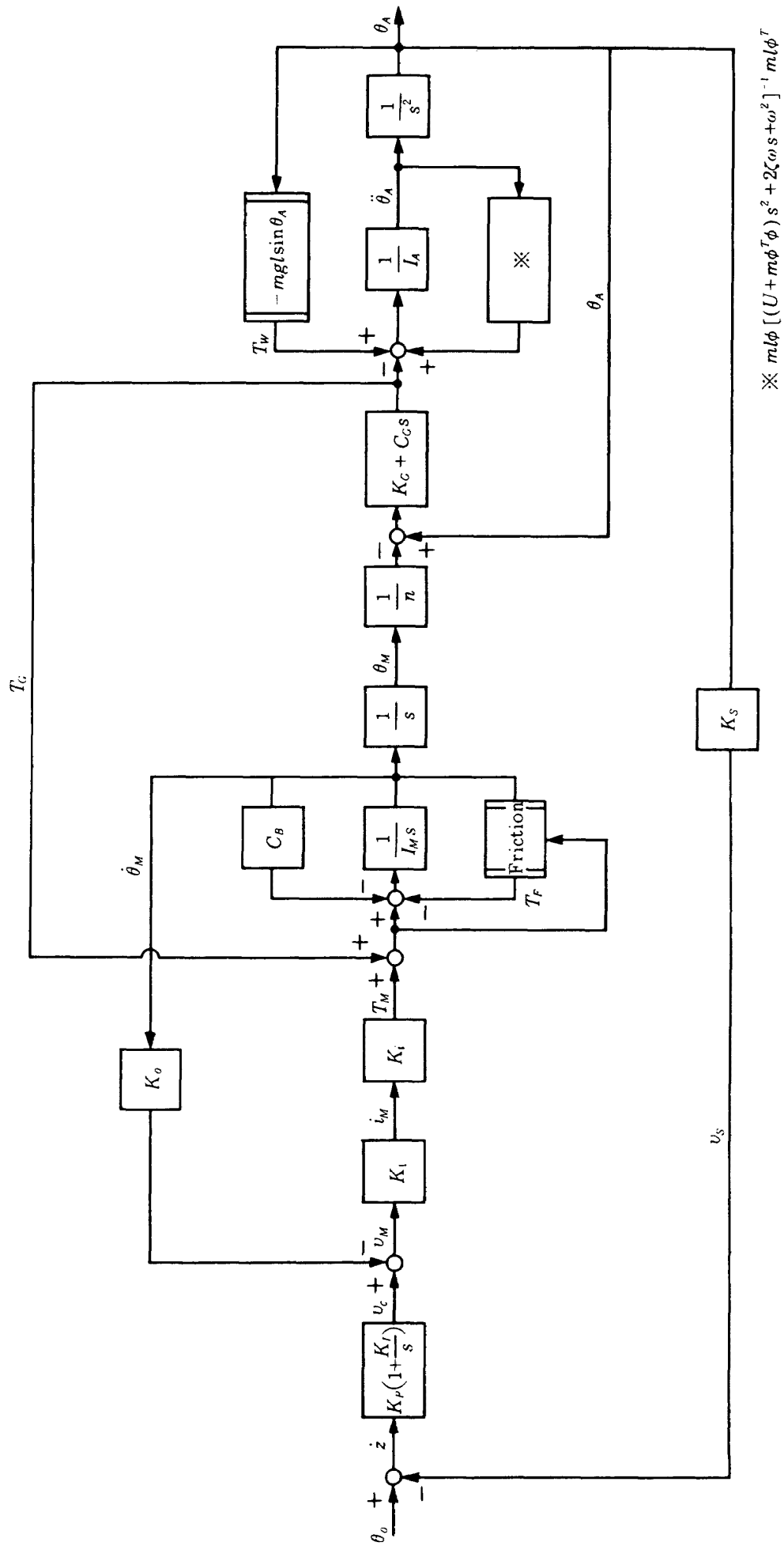
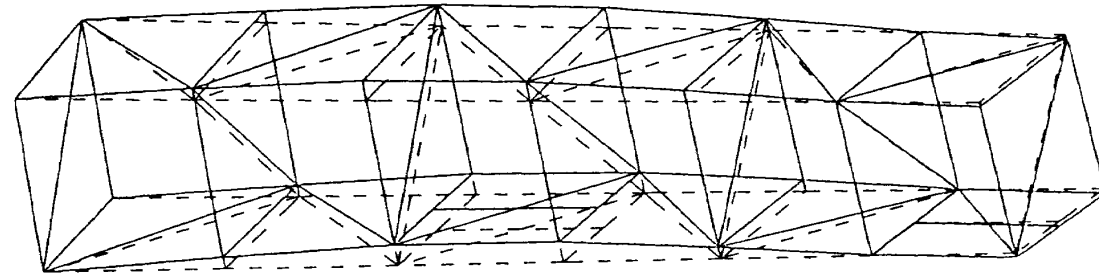
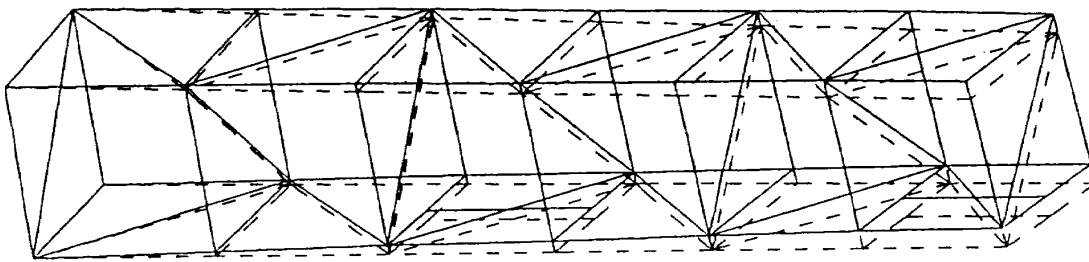


図 4.1 全系のシステムブロック線図

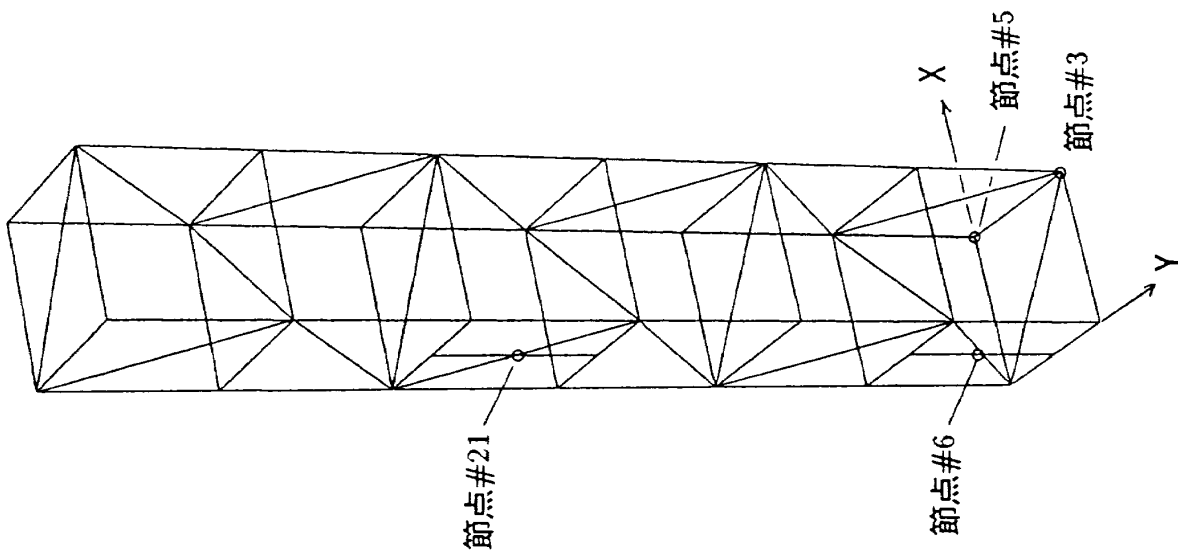




(c) 曲げ 2 次振動モード形状

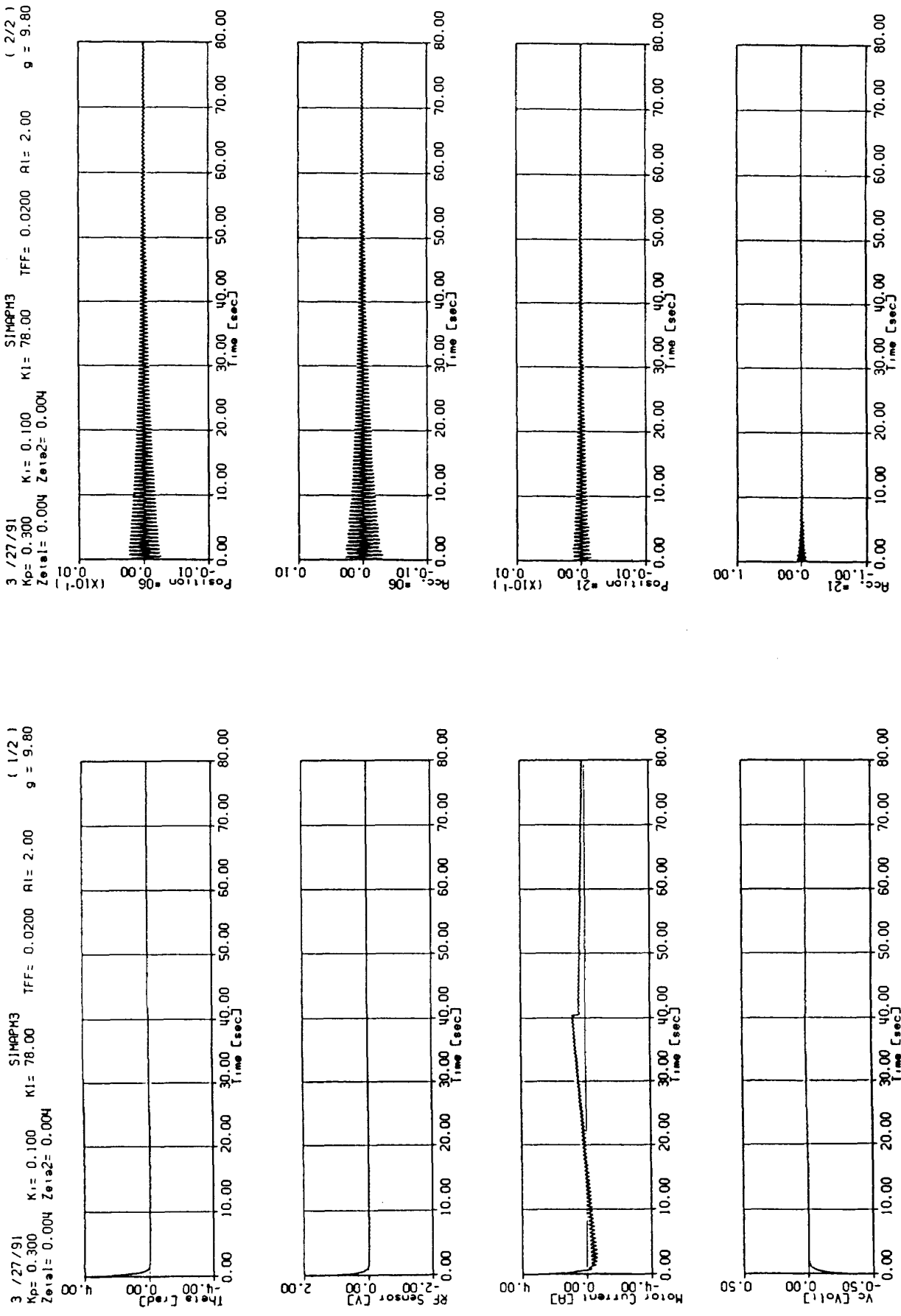


(b) 曲げ 1 次振動モード形状

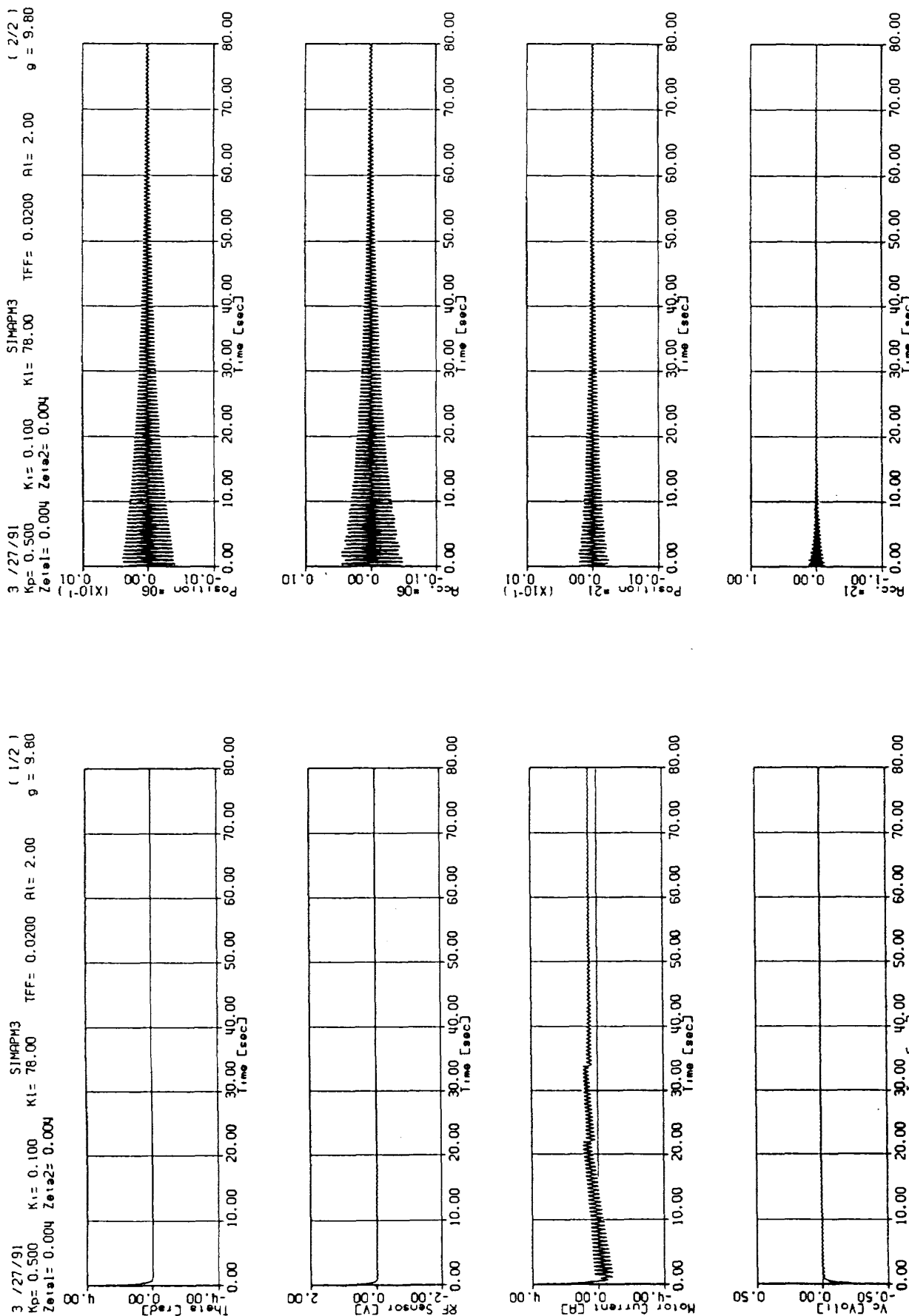


(a) 非変形時

図 4.2 有限要素法による構造物の振動モード

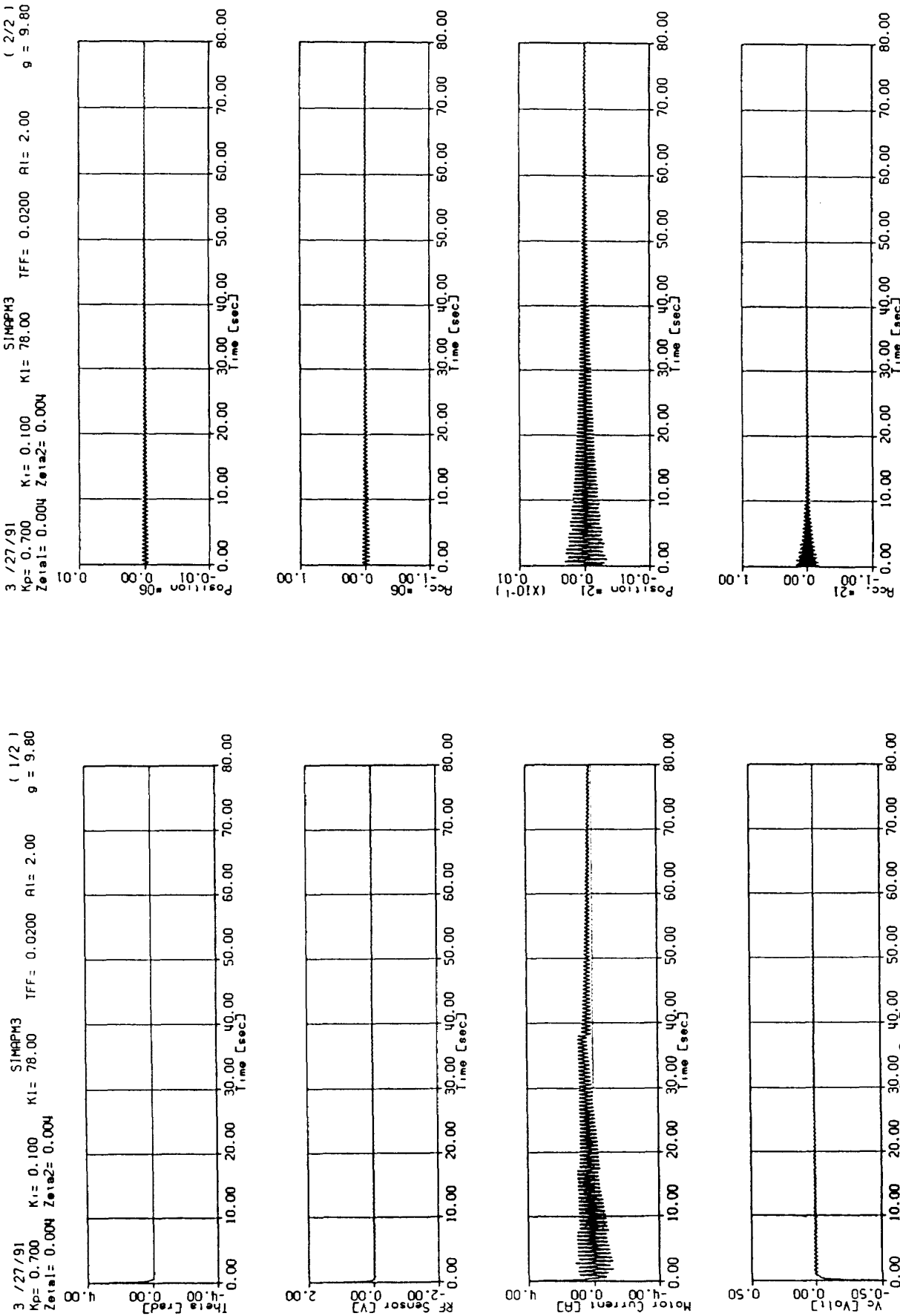


(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , モータ電流 $i_M$ , モータ電圧 $v_c$ , モータ速度指令 $v_c$ ) (上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])  
 図 4.3 線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.3, K_i=0.1$ )



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_s$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ ) (上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])

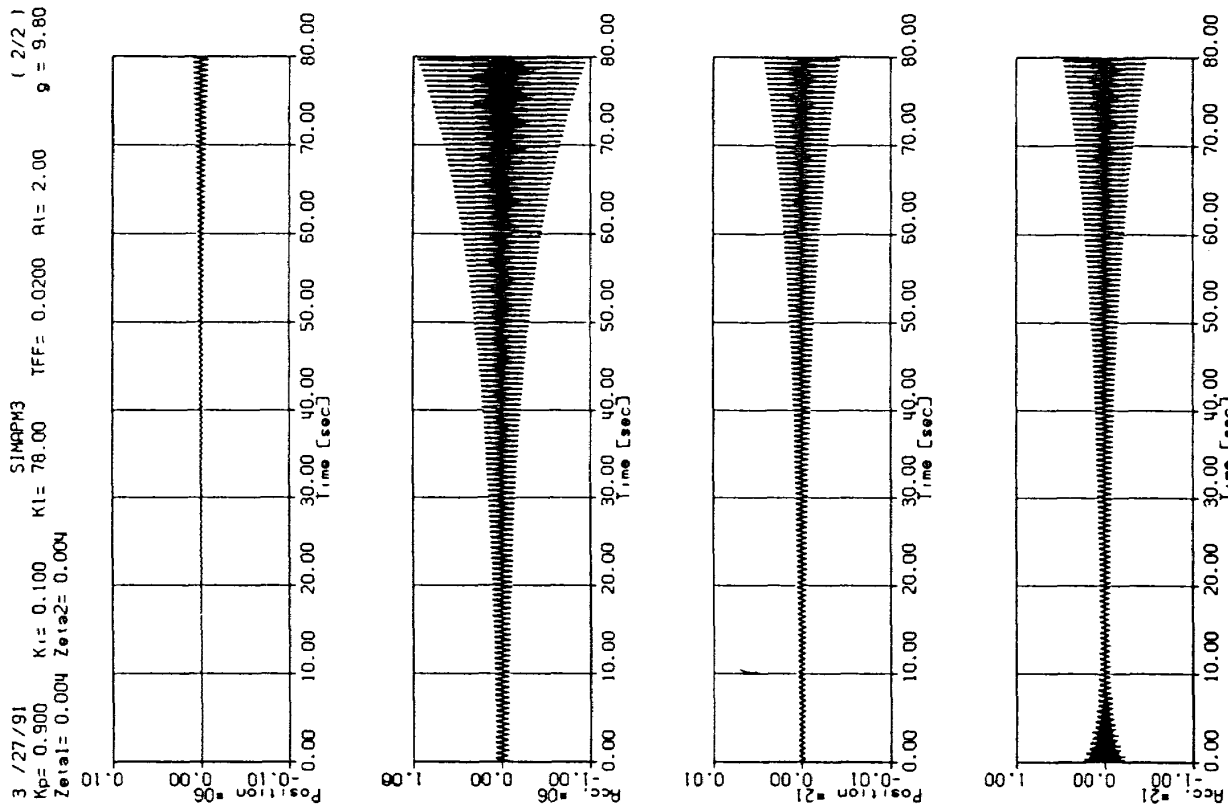
図 4.4 線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.5$ ,  $K_f=0.1$ )



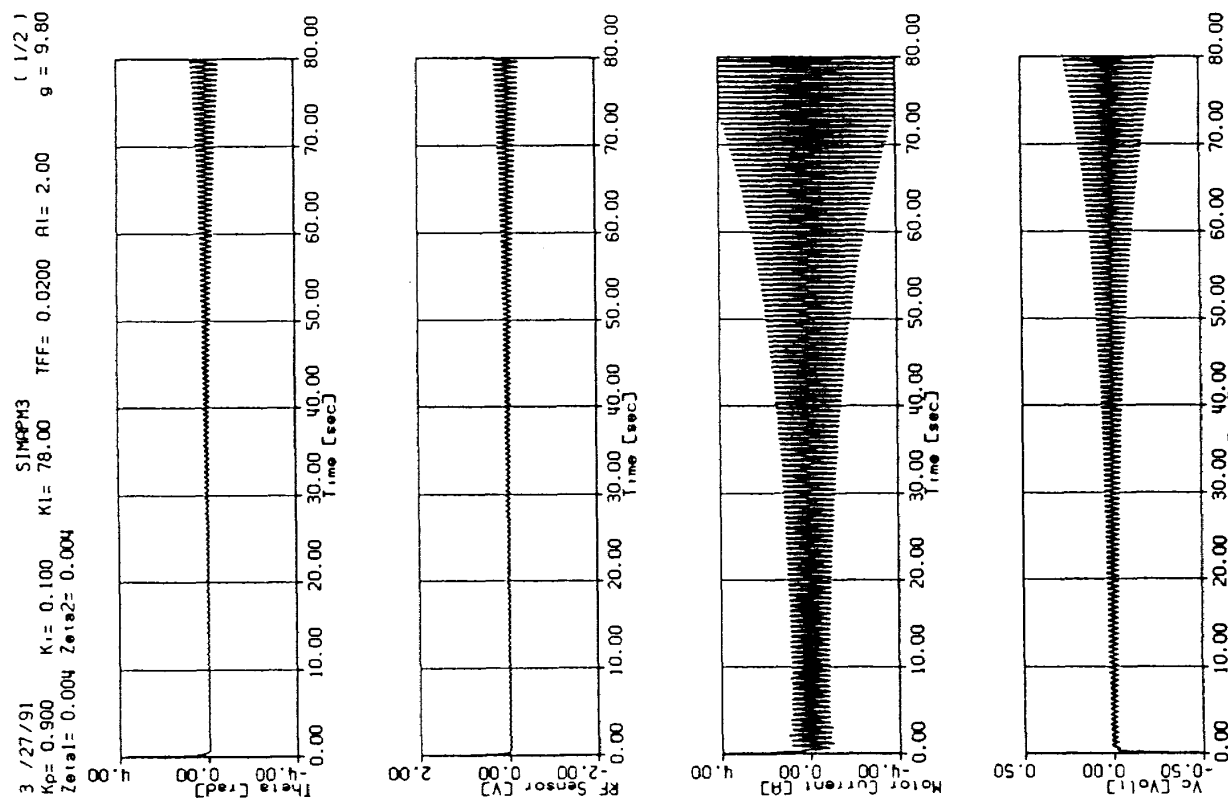
(上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])

(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ )

図 4.5 線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.7$ ,  $K_i=0.1$ )

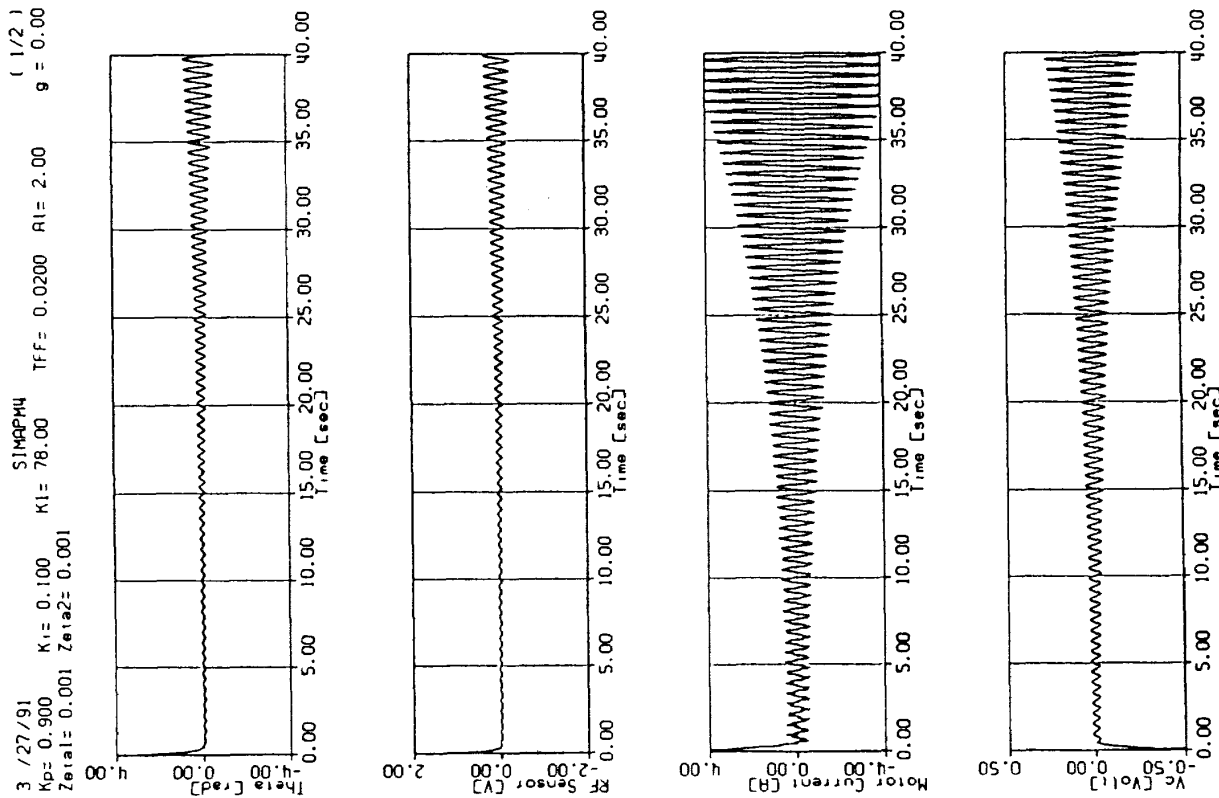
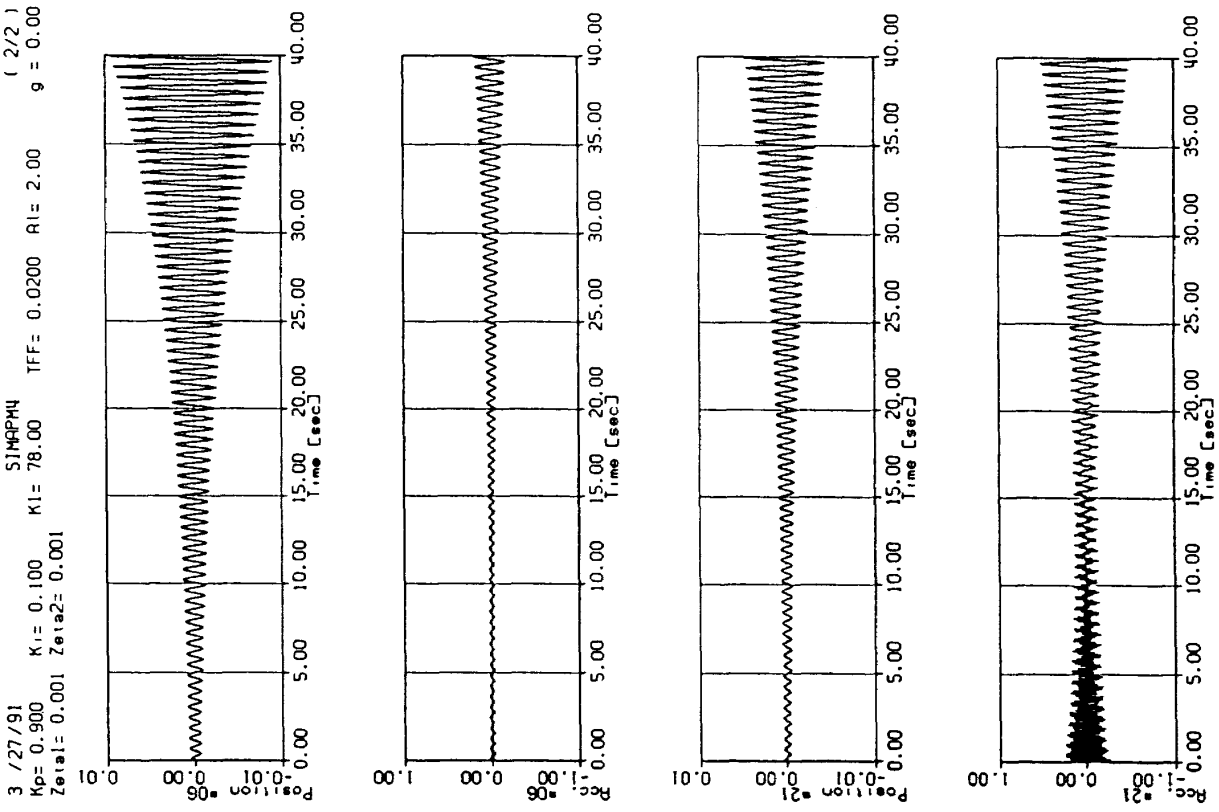


(上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ )

図 4.6 線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.9$ ,  $K_I=0.1$ )



(上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])

(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ )

図 4.7 線形モデルによる線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.9, K_I=0.1$ )

この現象は4.1節の数値モデルから非線形な摩擦項( $T_f$ )を取り除いても発生することが計算機シミュレーションからわかった(図4.7)。このことは、この不安定性が構造物とアンテナ指向系との干渉によって引き起こされる線形な系での問題であることになる。図4.8は図3.6に対応する不安定現象の場合のナイキスト線図であり、この図からも不安定性が確認される。一方、プルーフ・マス・アクチュエータによる構造減衰を付加した( $\zeta=0.01$ ; 自然減衰の2.5倍)場合、図4.9のように系は安定化され、図3.7の実験結果を正確に反映している。この場合のナイキスト線図(図4.10)からも系が安定であることが確認できる。

#### 非線形振動

図4.11~4.14はPI補償器のパラメータ $K_I$ を大きくした場合に顕著となる非線形なリミットサイクルの例である。これら図からわかるようにリミットサイクルは構造物の振動とは無関係に発生している。このシミュレーション結果から得られるリミットサイクルの周期は実験結果と定性的によく一致している。例えば、比例ゲイン $K_p$ の値を

大きくすればするほど、リミットサイクルの周期は小さくなっていく。ところが、実際は表4.3に示すように、定量的にはリミットサイクルの周期はシミュレーション結果と実験結果では正確には一致しなかった。この主な原因としては、摩擦係数の誤差やギア、モータ、アンプ等の機械的、電気的なマイクロの現象まで正確にモデル化されていないためと考えられる。

試みに、構造振動を無視した3.2節の簡易モデルでシミュレーションを行い(図4.15~4.16)、リミットサイクル周期を計算してみる。その周期は、表4.4のようになる。この結果は詳細モデルに基づいた計算よりも実験に近い。理由は2つ考えられる。(1)構造振動との連成によってアンテナ駆動エネルギーはモードの慣性力に一部転換されてアンテナ指向系のループゲインが小さくなる。(2) $\theta_A$ を表現する方程式の不完全さ。もし、(1)が主な原因であるとすれば、干渉係数行列 $ml\phi$ のパラメータ値の誤差とも考えられる。しかしながら、以上の結果は実際上のアンテナ指向系の設計に際して十分な情報を考えていると考えられる。

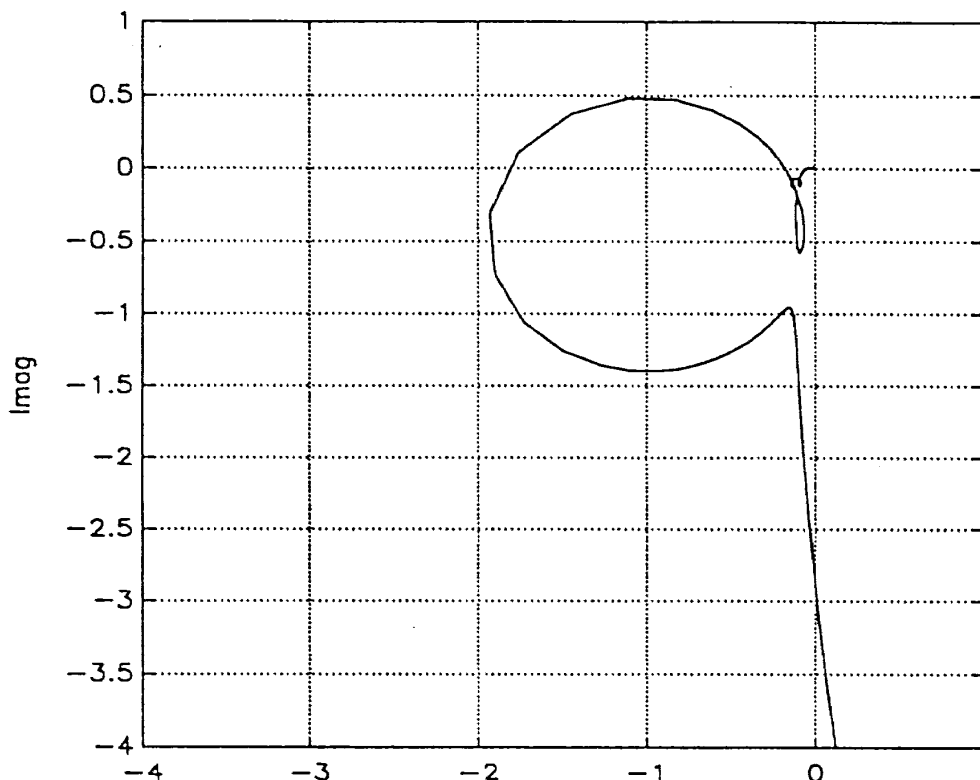
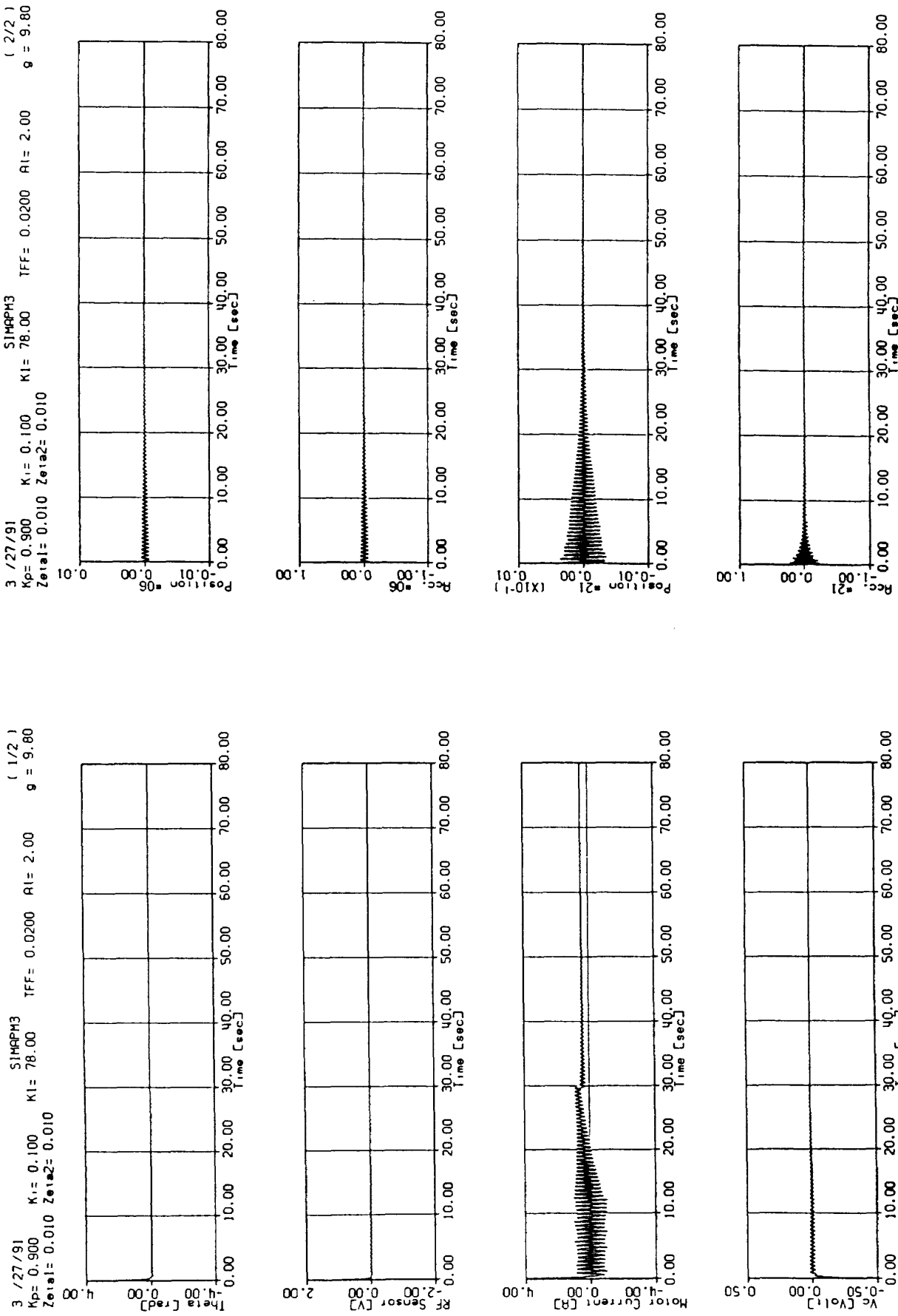


図4.8 線形振動のナイキスト線図 ( $K_p=0.9$ ,  $K_I=0.1$ )



(上から節点#6 変位 [m], #6 加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21 変位 [m], #21 加速度 [m/s<sup>2</sup>])

(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , モータ速度指令 $v_c$ )

図 4.9 DVPB 制御による減衰付加のシミュレーション ( $K_p=0.9, K_I=0.1$ )



表 4.3 詳細モデルによるリミットサイクル周期の比較

	図 4.10	図 4.11	図 4.12	図 4.13	
	$K_P = 0.1$	$K_P = 0.1$	$K_P = 0.01$	$K_P = 0.005$	
	$K_I = 10$	$K_I = 20$	$K_I = 10$	$K_I = 10$	
実験値	2.3	1.4	7.3	10.0	[秒]
計算値	3.9	2.4	12.2	18.6	[秒]

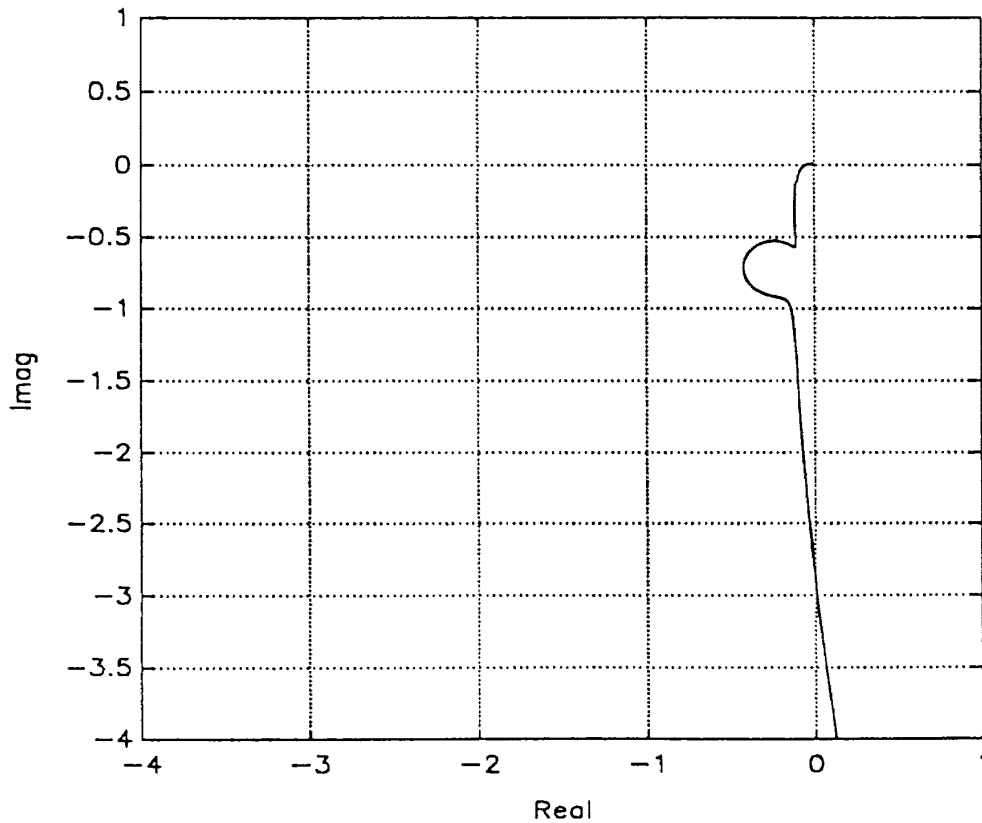


図 4.10 DVFB制御による減衰付加のナイキスト線図 ( $K_P=0.9, K_I=0.1$ )

#### 4.4 考察

アンテナ指向系のPI補償器のフィードバックゲイン  $K_P, K_I$  の値を変えることで様々なシミュレーションを行い、その結果は実験結果と十分な精度をもって一致することを確認した。これらの結果から以下の事実を導き出せる。

1. 比例ゲイン  $K_P$  を大きくすることで、すぐれた制御性能を達成することが可能となる。しかしながら、 $K_P$  を余りにも大きな値にすると全系は不安定になる。この現象は構造物の弾性振動との動的干渉により引き起こされるものであり、運動方程式が線形の領域での問題である。ナイキストの安定判別法でも証明される。この場合は、プルーフ・マス・アクチュエータ/DVFB 制御による減衰付加に

表 4.4 簡易モデルによるリミットサイクル周期の比較

	図 4.14	図 4.15	
	$K_P = 0.1$	$K_P = 0.005$	
	$K_I = 10$	$K_I = 10$	
実験値	2.3	10.0	[秒]
計算値	3.4	12.0	[秒]

より全系を安定化することが可能である。このことは実験からも確認された。

2. アンテナ指向系は積分ゲイン  $K_I$  を大きくすることでリミットサイクルに陥る。このことは運動方程式が線形の領域では説明できないことであり、ギア部の静止及びすべり摩擦を考慮することではじめて数値的に解明される。

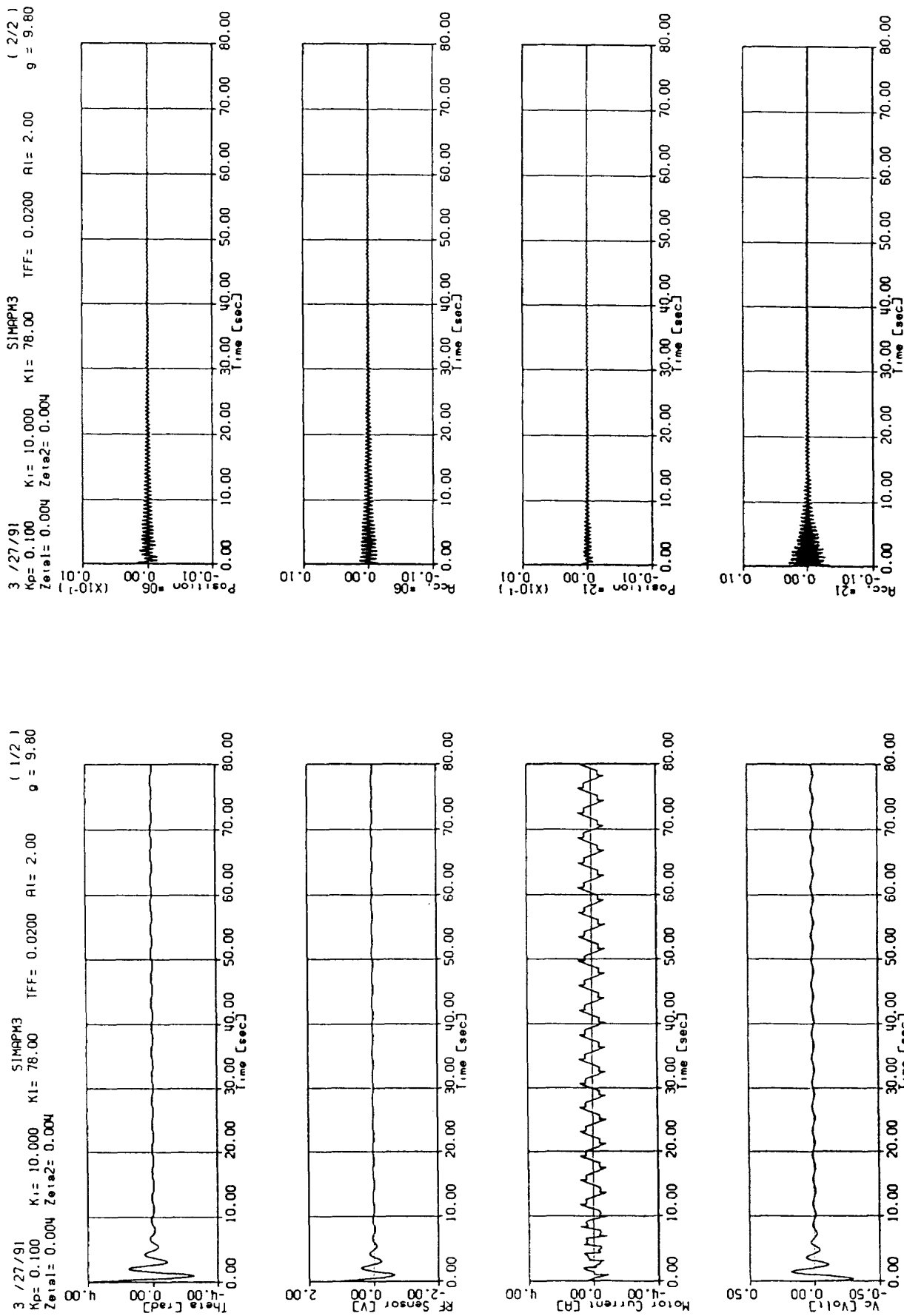
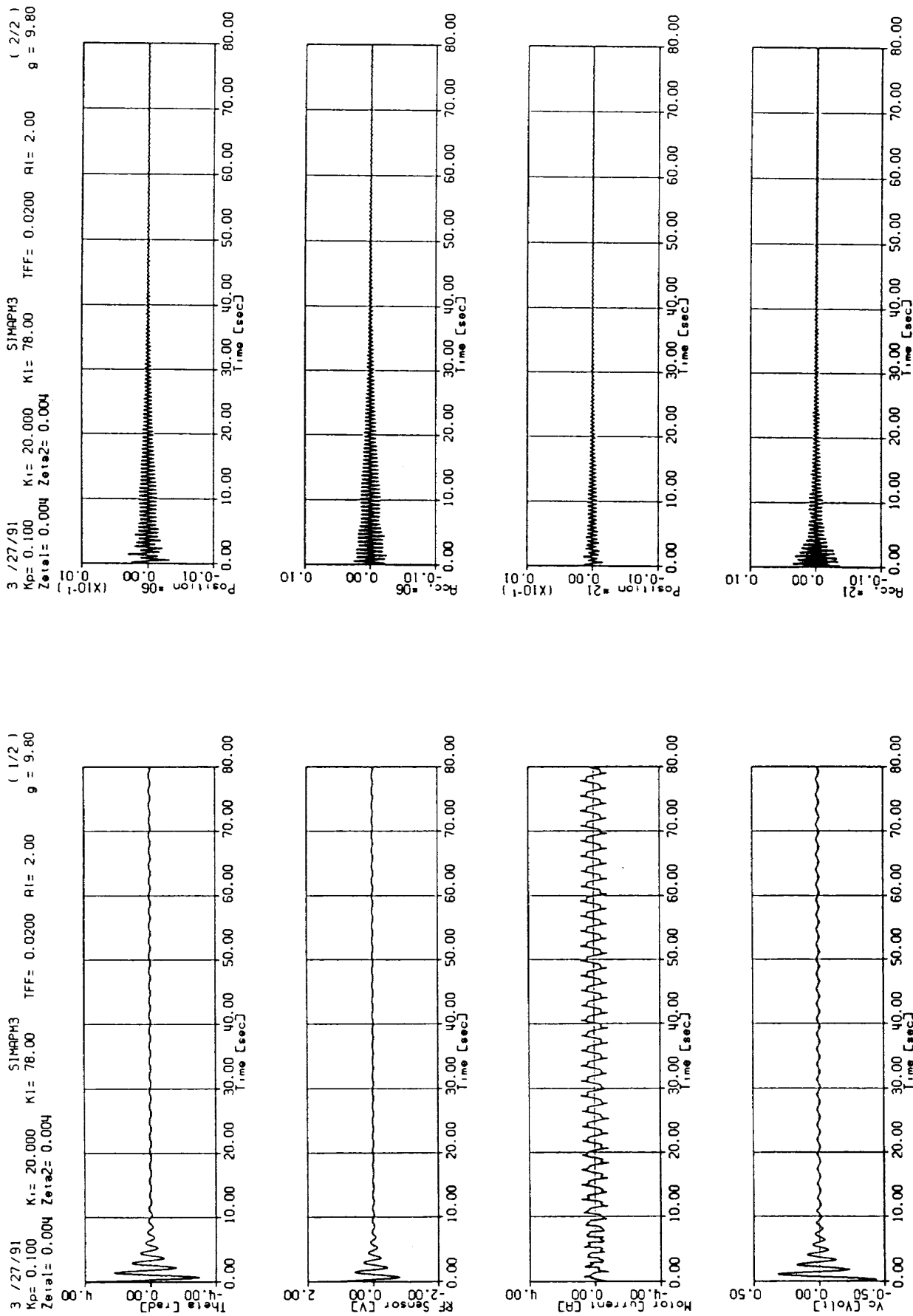


図4.11 非線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.1, K_I=10$ )



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ ) (上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21 変位 [m], #21 加速度 [m/s<sup>2</sup>])  
 図 4.12 非線形振動のシミュレーション ( $K_p=0.1$ ,  $K_I=20$ )

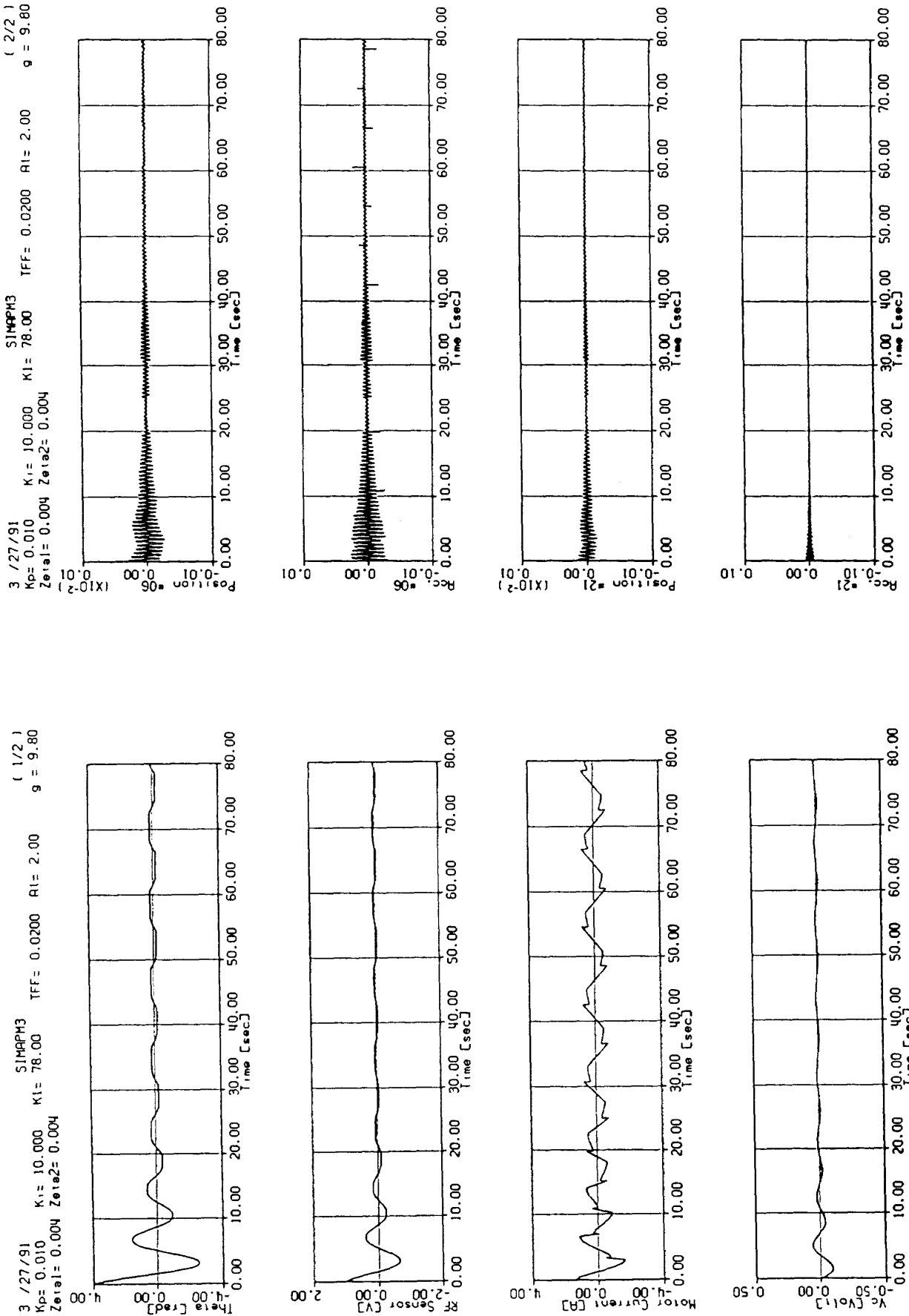
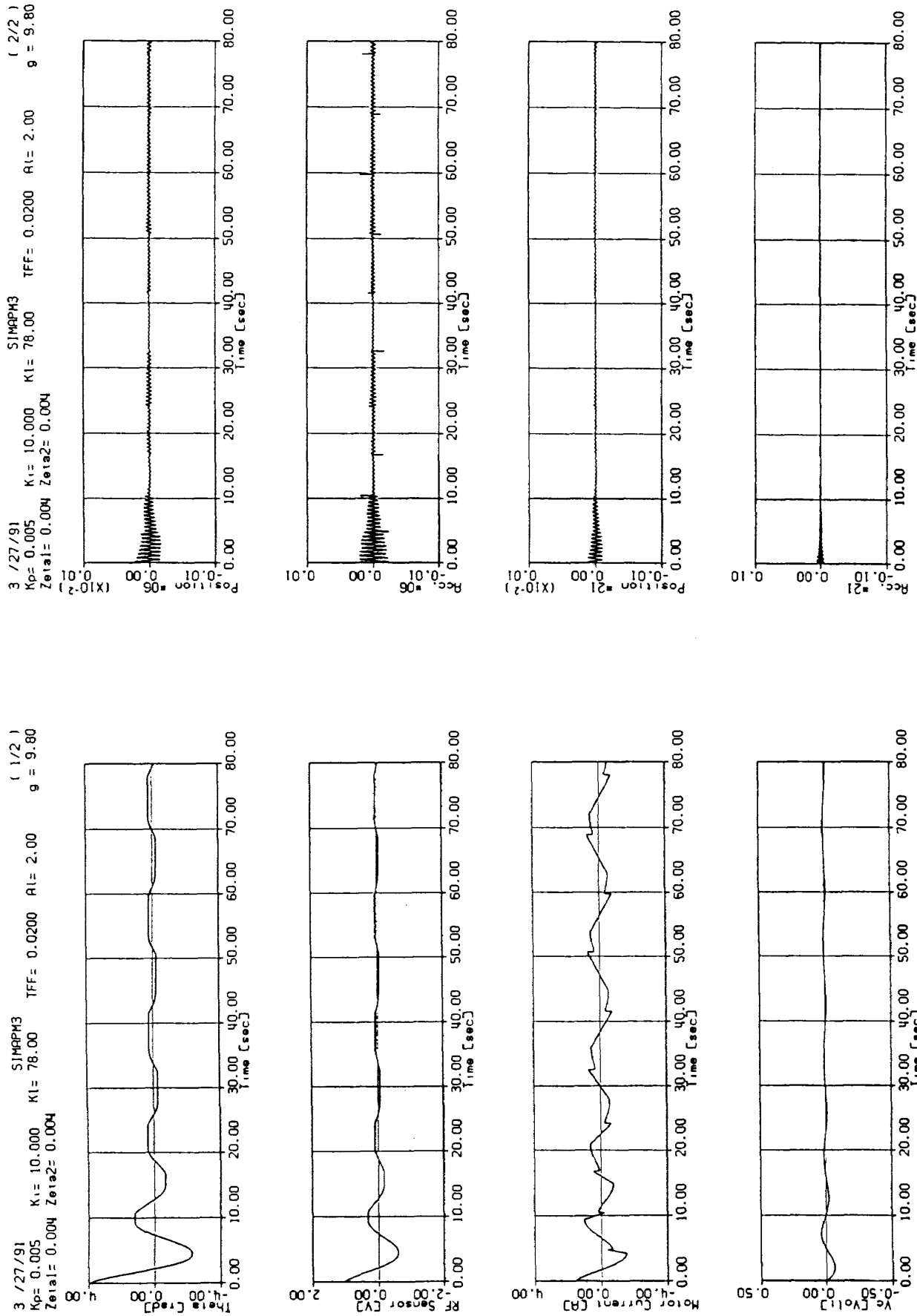


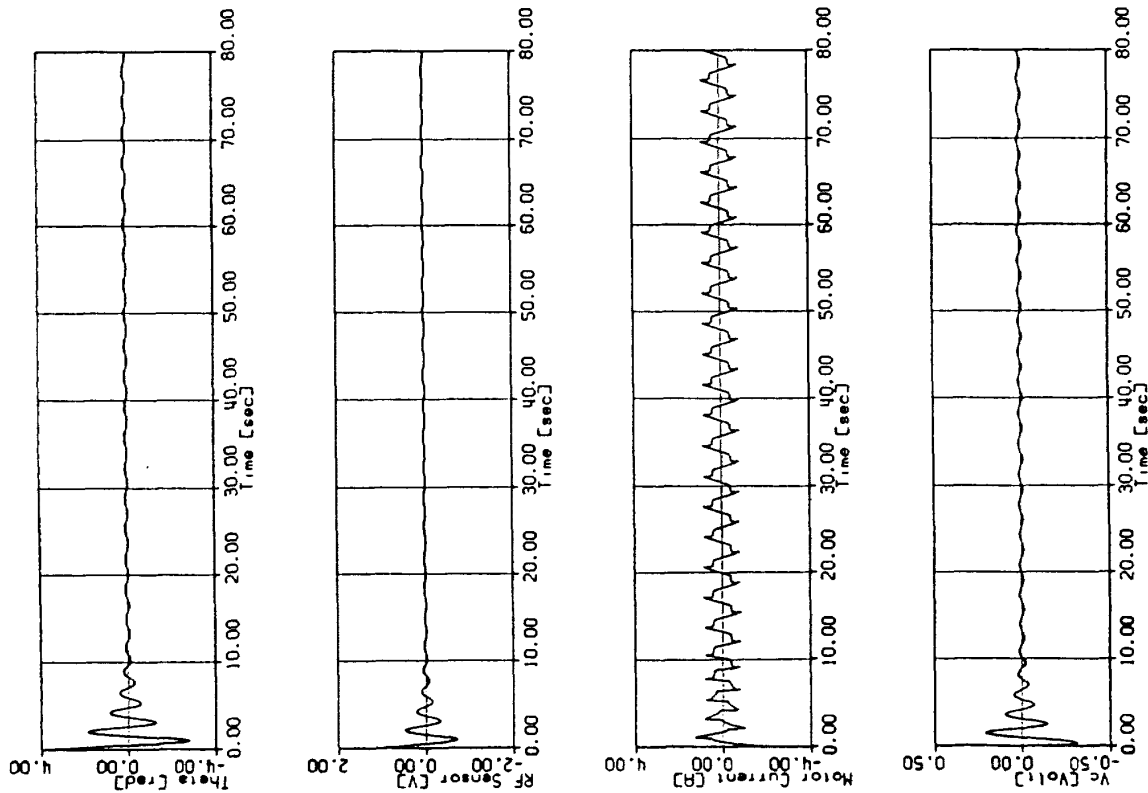
図 4.13 非線形振動のシミュレーション ( $K_P=0.01, K_I=10$ )



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_s$ , モータ電流 $i_M$ , モータ電圧 $v_c$ , 速度指令 $v_c$ ) (上から節点#6変位 [m], #6加速度 [m/s<sup>2</sup>], #21変位 [m], #21加速度 [m/s<sup>2</sup>])

図 4.14 非線形振動のシミュレーション ( $K_P = 0.005$ ,  $K_I = 10$ )

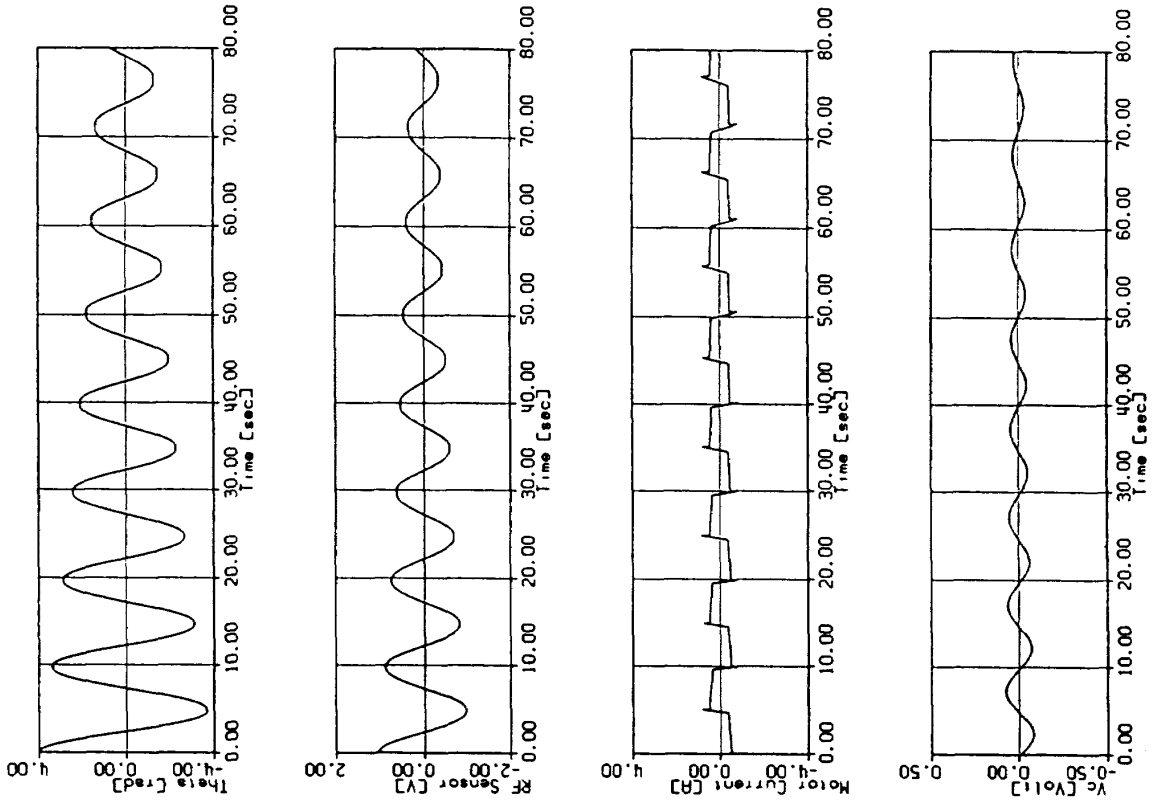
3 / 27 / 91  $K_p = 0.100$   $K_i = 10.00$   $K_f = 78.00$  TFF = 0.0200  $R_I = 2.00$



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ )

図 4.15 簡易モデルでのシミュレーション ( $K_p=0.1, K_f=10$ )

3 / 27 / 91  $K_p = 0.005$   $K_i = 10.00$   $K_f = 78.00$  TFF = 0.0200  $R_I = 2.00$



(上からモータ軸角度 $\theta_M$ , アンテナ指向誤差 $v_e$ , モータ電流 $i_M$ , 速度指令 $v_c$ )

図 4.16 簡易モデルでのシミュレーション ( $K_p=0.005, K_f=10$ )

## 5. おわりに

宇宙構造物に搭載されたアンテナ指向系と構造物本体の動的干渉について実験的に検討を行った。プルーフ・マス・アクチュエータによる能動的な減衰付加の有効性が確認された。本稿では、アンテナ指向系の制御系は古典的なPI制御系に限定されていたが、今後は、最適制御による制御系の適用についても検討を続けたい。また、基礎実験でも示したように2台のアクチュエータを用いることにより複数の振動モードを制御することが可能である。これは多入力多出力系の制御問題になるが、現在、検討されている様々な制御理論が応用できるものと考えられる。

本研究にあたって、プルーフ・マス・アクチュエータの設計・製作及び制振実験に関して、(株)東芝 嶋本吉春、平子敬一両氏に多大のご協力と貴重なご助言を頂戴した。深甚なる謝意を表したい。

## 参 考 文 献

- 1) 下世古, 狼: 「大型衛星技術と放送ミッション」, 日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第355号, 昭和58年.
- 2) M. J. Balas: "Direct Velocity Feedback Control of Large Space Structures," *Journal of Guidance, Control*, Vol.2, No.3, 1979.
- 3) J. N. Aubrun and G. Margulies: "Low-Authority Control of Large Space Structures," NASA CR-3495, 1982.
- 4) D. C. Zimmerman, D. J. Inman and G. C. Horner: "Dynamic Characterization and Microprocessor Control of the NASA/UVA Proof-Mass Actuator," AIAA Paper 84-1077, 1984.
- 5) T. Kida, I. Yamaguchi, Y. Ohkami, Y. Shimamoto, K. Hirako and S. Ueno: "A Preliminary Study on a Linear Inertial Actuator for LSS Control," *Proceedings of the 15th International Symposium on Space Technology and Science*, 1986.
- 6) 狼, 木田, 岡本, 山口, 平子, 上野, 本江, 嶋本: 「柔軟構造物制振用アクチュエータの開発」, 第30回宇宙科学技術連合講演会, 昭和61年.
- 7) 木田, 山口, 嶋本, 本江, 平子, 上野: 「慣性力アクチュエータによる構造物の制振実験(その1) - 安定解析」, 第31回宇宙科学技術連合講演会, 昭和62年.
- 8) 木田, 山口, 嶋本, 本江, 平子, 上野: 「慣性力アクチュエータによる構造物の制振実験(その2) - 地上実験」, 第31回宇宙科学技術連合講演会, 昭和62年.
- 9) 木田, 山口, 嶋本, 本江, 平子, 上野: 「大規模宇宙構造物の能動ダンピング-地上実験および安定性に関する考察」, 第4回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 昭和62年.
- 10) T. Kida, I. Yamaguchi, Y. Ohkami, Y. Shimamoto, K. Hirako and S. Ueno: "Experimental Results of LSS Damping Enhancement with Active Mass Damper," *Proceedings of the 16th International Symposium on Space Technology and Science*, 1988.
- 11) 木田, 山口, 上野, 平子: 「大型宇宙構造物のDVFB制御-安定性に関する考察およびその地上実験結果」, 計測自動制御学会論文集, Vol.25, No.12, 1989.
- 12) 木田, 山口, 上野, 田中: 「PMAによる大型宇宙構造物の振動制御」, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1114, 平成3年.
- 13) T. Kida, Y. Ohkami, O. Okamoto, I. Yamaguchi, Y. Shimamoto, A. Motoe, K. Hirako and S. Ueno: "LSS Damping Enhancement Using Linear Inertial Actuator," *Proceedings of the Pacific Basin International Symposium on Advances in Space Science Technology and its Applications*, 1987.
- 14) T. Kida, I. Yamaguchi, S. Ueno, M. Tanaka and K. Hirako: "Antenna Pointing System on Flexible Structures," *Proceedings of*

- the 17th International Symposium on Space Technology and Science, 1990.
- 15) 木田, 山口, 上野, 田中, 平子: 「LSSとアンテナ指向系の動的干渉に関する実験検討」, 第34回宇宙科学技術連合講演会, 平成2年.
- 16) M. Tanaka, K. Hirako, S. Ueno, T. Kida, and I. Yamaguchi: "On Damping Enhancement of LSS with the Antenna Pointing System," First Joint US/JAPAN Conference on Adaptive Structures, 1990.



---

## 航空宇宙技術研究所報告1119号

平成3年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区西早稲田2-1-18

---

