

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-803

多目的プラットフォームの振動解析

稿 武 敏 ・ 狼 嘉 彰

中 井 暎 一 ・ 只 川 嗣 朗

1984年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

多目的プラットフォームの振動解析*

塙 武敏** 狼 嘉彰***
中井 暎一**** 只川 嗣朗*****

Vibration Analysis of a Multipurpose Platform
by Taketoshi HANAWA, Yoshiaki OHKAMI, Eiichi NAKAI
and Tsuguo TADAKAWA

ABSTRACT

This paper presents some results of the vibration analysis for simplified models of a multipurpose geostationary platform. The analysis approach is based on the energy method that has been applied by one of authors using assumed mode functions for the purpose of analysing aircraft vibration problems. For the detailed analysis, the finite element method is widely used, but in a preliminary analysis the method described here is also useful since it is computationally tractable and easy to handle although there are constraints on the configuration complexity.

The paper consists of two parts. The first part describes a mission model of the proposed platform containing six missions of communication and broadcasting. Launch sequences and deployments of the platform, and mass and inertia properties of the constituent modules are briefly explained.

The second part presents the analysis procedure, together with the simplifying assumptions, and the main results. The analyses are performed not only for the final platform of cross type and T-letter configuration but also for the interim stages of construction. The results are shown in figures with numerical tables.

1. まえがき

スペースシャトルの本格的運用により、宇宙空間における諸活動のレベルは飛躍的に向上しつつある。約30トンのペイロードを有人サポートによって軌道

上で展開・操作し、必要に応じて組み立て・回収という作業も可能となった。このような実利用に不可欠の基本技術の一つは軌道上で大規模宇宙構造物（Large Space Structures, LSS と略す）を構築し、制御するテクノロジーである。このテクノロジーは構造材料、制御、宇宙工学等の諸分野にまたがる学際的な色彩が強く、広範な技術課題を含み、ランデブードッキング技術もキーテクノロジーの一つとして位置づけられる^{1)~11)}

本稿では、静止軌道上においてランデブードッキ

* 昭和59年2月7日 受付
** 機体第二部
*** 宇宙研究グループ
**** 元機体第二部長
***** 宇宙開発事業団

ング技術により構築される多目的プラットフォームをミッションモデルとして想定し^{5), 6), 12)~15)}構築中及び最終形態でのプラットフォームの構造振動を解析した。

次章において、プラットフォームのミッション・モデルについて説明し、打ち上げシーケンス、質量特性、バスモジュールのシステム要求を簡単に述べる。第3章では、振動解析のための近似条件を明らかにし、解析式の要点を説明した後、プラットフォームの構築各段階における形状の推移に対して振動解析を加え、その結果をまとめた。最終形態は6ミッションを有する十字型と3ミッションを有するT字型である。

2. スペースプラットフォーム

増大する通信の需要にこたえて、静止通信衛星は年々数多くなっている。静止軌道は又放送、気象等の衛星にも使用されその重要度は高まるばかりである。しかしながら、静止軌道と周波数資源の有限性のため、静止衛星の数に制限がある。この問題の解決と経済的コストを追求するため、現在その検討が進められている。大型静止多目的衛星(以下スペースプラットフォームと呼ぶ)、Satellite clustersはその解決方法の有力な候補である。FY54からFY55の2年間NAL/NASDAの共同研究「ランデブ・ドッキング技術の研究」の一環として行ったスペースプラットフォームの概念検討結果を以下に述べる^{2)~5)}。

スペースプラットフォームは従来型の衛星と異なり1回の打ち上げで静止軌道上に打ち上げられるのではなく、数回に分割され打ち上げられ、ランデブ・ドッキング技術を使用して静止軌道上で構築される。このようなスペースシステムズは打ち上げ用ロケット、スペースプラットフォームの中心となるバスモジュール、ミッション機器を運ぶサービスモジュール及びサービスモジュールとバスモジュール間を往復しランデブ・ドッキング機能とマニピュレータを持つテレオペレータからなる。輸送手段は次のように仮定する。打ち上げ用ロケットは現在構想段階になるHI-Bロケットを使用する。HI-Bロケットは3段式ロケットで静止軌道への打ち上げ能力は1トン、フ

ェアリングの径は3m、3段は固体ロケットでスピニング安定方式を採用している。

構築手順はまずバスモジュールの打ち上げから始まる。静止軌道に打ち上げられた後、三軸姿勢安定に移行する。次にテレオペレータが打ち上げられ、同様に三軸姿勢安定に移行する。テレオペレータは能動的にランデブ・ドッキングを行う機能を有し、種々のハンドリングを行うためのマニピュレータを持つ。テレオペレータは通常バスモジュールとドッキングした状態で待機しているがミッション機器、補修用機器を搭載したサービスモジュールが静止軌道に投入されると、バスモジュールから離れ、サービスモジュールにランデブ・ドッキングし、サービスモジュールをバスモジュールまで運搬し、再びバスモジュールとドッキングし、マニピュレータを使用して、バスモジュールに結合し、スペースプラットフォームを構築していく。サービスモジュールはミッション機器や補修用機器を搭載し、ドリフト軌道に投入されてから、静止化を行い、テレオペレータにドッキングされるまでは、通常の静止衛星と同様の働きをする。バスモジュールに結合した後は、スペースプラットフォームの構体の一部をなす。スペースプラットフォームシステムズ(スペースプラットフォーム、テレオペレータ、サービスモジュール)の概念図を図2.1に示す。又バスモジュールの打ち上げから組立完了までのシーケンスを図2.2と表2.1に示す。(詳細は文献(3), (4)を参考のこと)。

スペースプラットフォーム

ミッションモデル

1990年代のスペースプラットフォームを検討するに当たって、まずどのようなミッションがあるか調査を行う必要がある。NASDAの調査結果によると、通信(固定、移動)、放送、地球観測、科学観測他多数の需要があった。この中でスペースプラットフォームのミッションペイロードとしては通信と放送のみを想定した。というのは通信の需要は年々増えていたし、又今後も増え続けるだろうからである。スペースプラットフォームのミッションとして取り上げた例を表2.2に示す。

質量特性、ディメンジョン

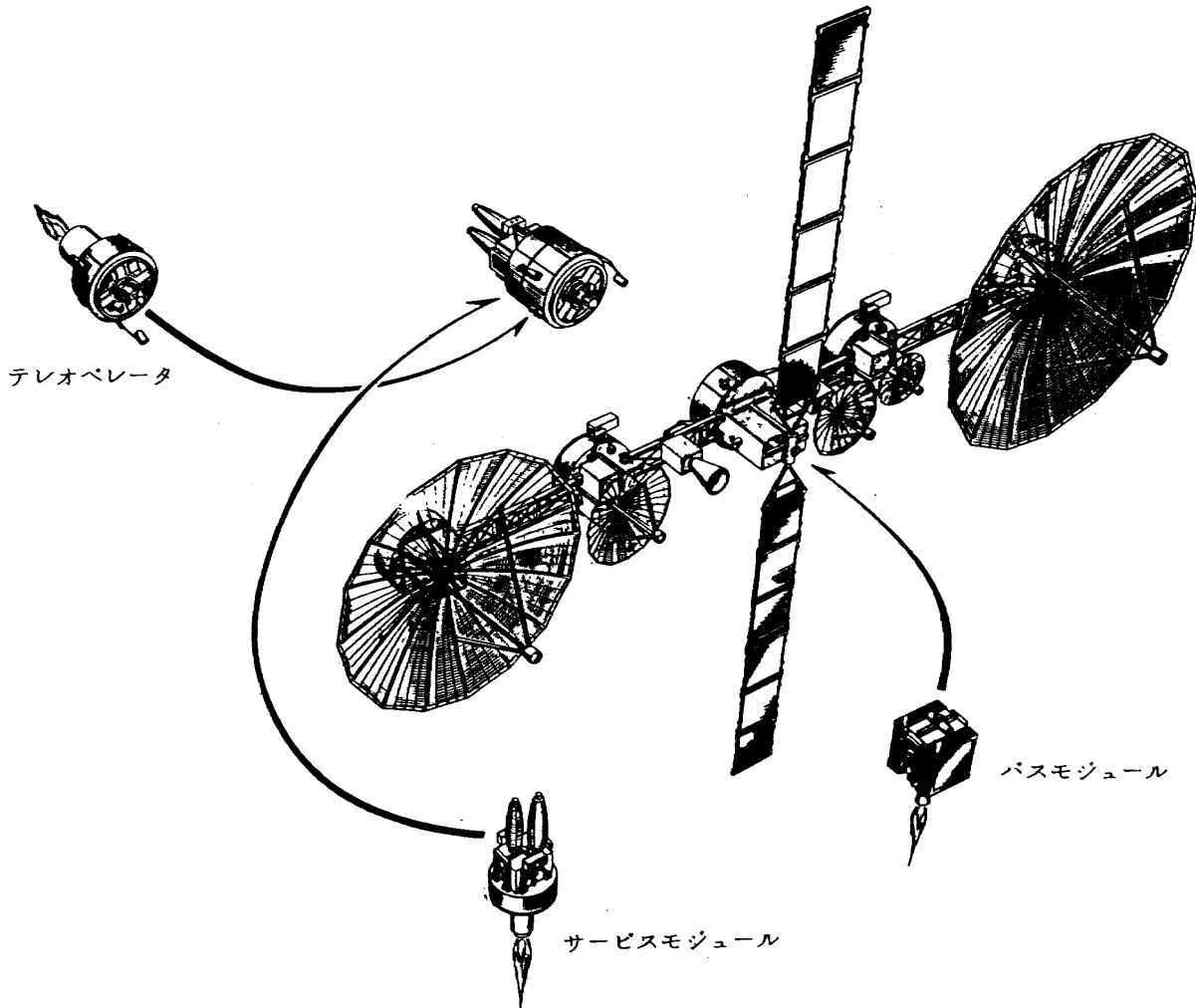


図 2.1 スペースプラットフォームシステムズ

表 2.1 打上げシーケンス

打上げシーケンス

- ① バスモジュールの打上げ。
- ② バスモジュール単独での三軸姿勢の確立及び軌道位置の確保。
- ③ テレオペレータの打上げ。
- ④ テレオペレータのバスモジュールとのランデブー及びドッキング。
- ⑤ サービスモジュール(1号機)の打上げ。
- ⑥ サービスモジュール単独での三軸姿勢の確立及び軌道制御(プレランデブー)。
- ⑦ テレオペレータのバスモジュールからの分離。
- ⑧ テレオペレータのサービスモジュール(1号機)とのランデブー及びドッキング。
- ⑨ サービスモジュールを曳航した状態でのテレオペレータのバスモジュールとのランデブー及びドッキング。
- ⑩ テレオペレータのマニピレータによるサービスモジュールのバスモジュールへの結合, 組立て。
- ⑪ ⑤~⑩の繰り返し。(サービスモジュール 2号機以降)

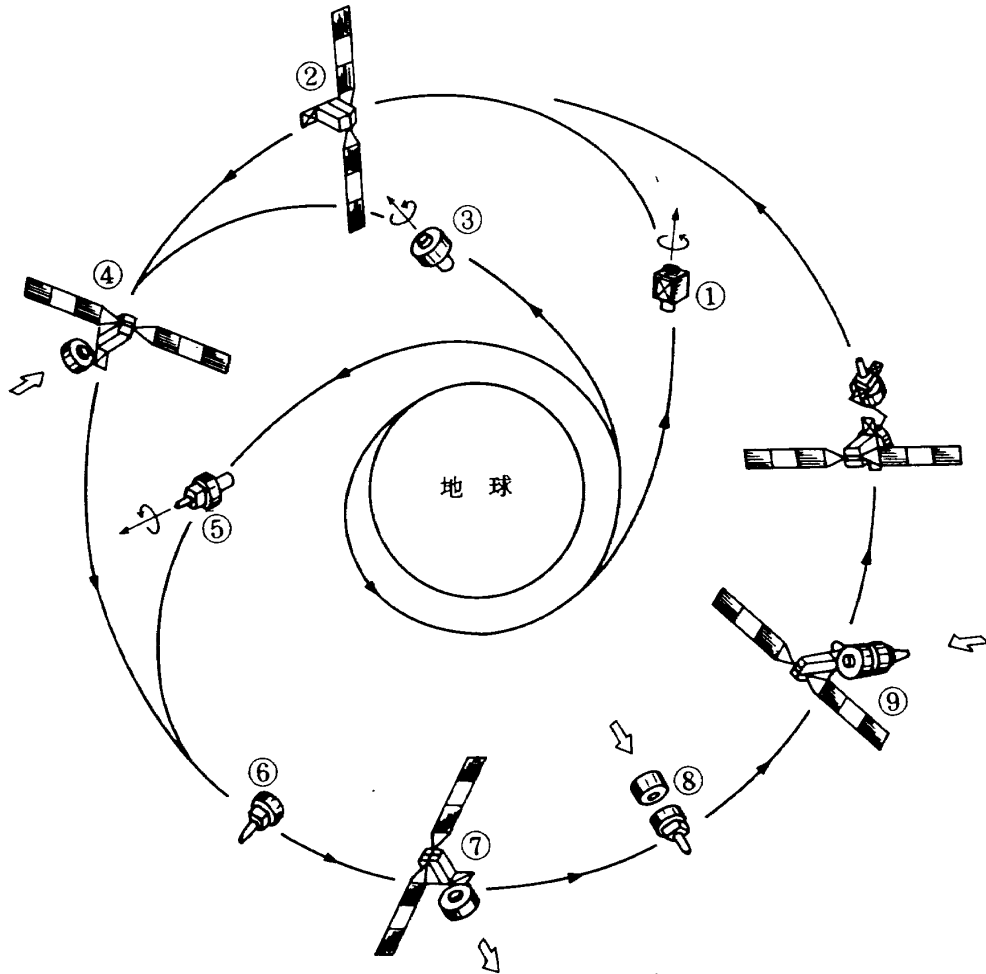


図 2.2 打上げから構築までのシーケンス

スペースプラットフォームの重量は、バスモジュール、サービスモジュール及びミッション機器重量の総和で5,580kgであるスペースプラットフォームの軌道上形状、質量分布を、それぞれ、図 2.3 と図 2.4 に示す。慣性モーメントは

$$I_{xx} \doteq 4 \times 10^{10} \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{yy} \doteq 2.9 \times 10^{11} \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{zz} \doteq 3.3 \times 10^{11} \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

である。図 2.4 に示すように、重心は中心よりPMSAT よりに 0.5 m ずれた所にある。

バスモジュール
システム要求

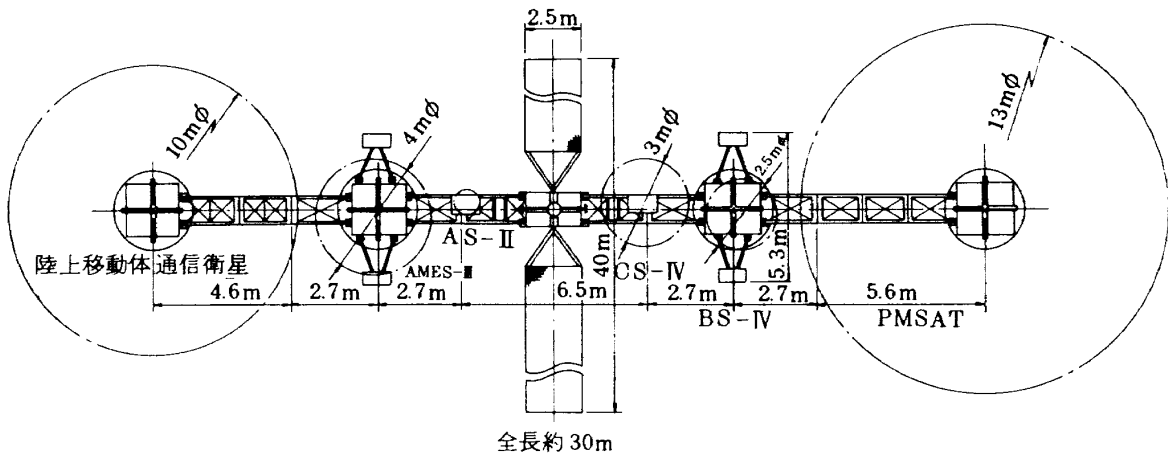


図 2.3 組立て後の形状 (6 ミッション)

表 2.2 ミッション要求

	位置	位置精度	姿勢精度	寿命	ミッション重量	アンテナ直径	消費電力	備考
通信衛星 (CS-4)	130°E 140°E	±0.1°	0.03°	7年以上	230 kg (アンテナ 50 トラポン 180)	2~3 m	1.2 kW	<ul style="list-style-type: none"> • Cバンド 6/4 GHz, Kバンド 30/20 GHz • アンテナ: Kバンドはマルチビーム (20~30)
放送衛星 (BS-4)	110°E	±0.1°	ロール 0.1° ピッチ 0.1° ヨー 0.5°	10年	360 kg	2.5 m	8.0 kW	<ul style="list-style-type: none"> • アンテナ: 7ホーンによる成型ビームアンテナ • 周波数: TV TBD/12 GHz
実用陸上 移動体衛星 (LAND)	140°E	TBD	ロール 0.1° ピッチ 0.1°	3年以上	230 kg (アンテナ 150 トラポン 80)	10 m	2.1 kW	<ul style="list-style-type: none"> • 周波数: UHF~7/8 GHz • アンテナ: マルチビーム
航行衛星 (AMES-III)	105°E & 165°E	TBD	ロール 0.1° ピッチ 0.1°	3年	300 kg (アンテナ 60 トラポン 240)	4 m	1.9 kW	<ul style="list-style-type: none"> • 周波数: 衛星~地上局 約 5 GHz 衛星~ユーザ 約 1.5 GHz • アンテナ: スポットビームアンテナ
航空衛星 (AS-II)	170°W	±0.1°	ロール 0.1° ピッチ 0.1°	7年	450 kg	TBD	1.9 kW	<ul style="list-style-type: none"> • アンテナ: 通信用-Lバンド-マルチビームアンテナ グローバルビームアンテナ 測位用-Lバンド-長さ30mの直交するバー の先端に4個,中央に3個のグローバル ビームアンテナ
警察移動衛星 (PMSAT)	TBD	TBD	TBD	5年	500 kg	13 m	1.0 kW	<ul style="list-style-type: none"> • 周波数: 350/350 MHz, 30/20 GHz

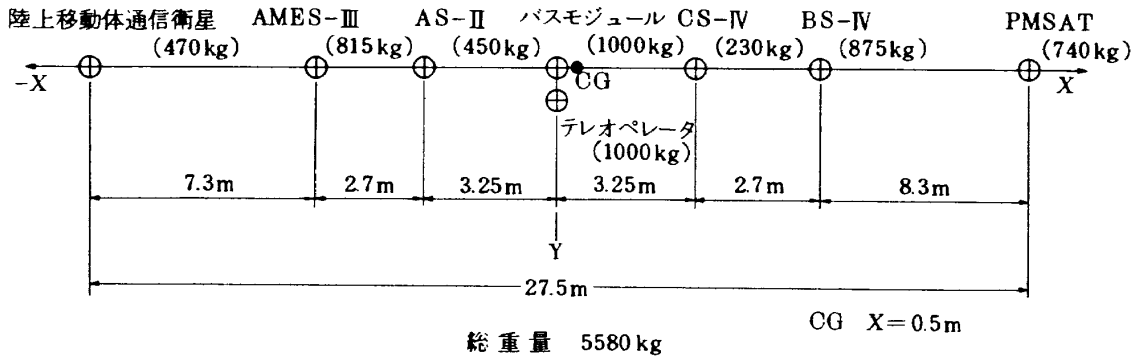


図 2.4 GSP軌道上質量分布

バスモジュールに対するシステム要求は次の通り。

- 寿命は約10年
- 電力は 22kW (BOL), 15kW (EOL)
- ミッション機器の制御
- ミッション機器のハウスキーピングデータの取得及び地上への伝送
- テレオペレータと地上間の中継
- 姿勢精度は 0.1°
- H-IB ロケットで打上げ可能 (重量 1 トン以内)

重量特性, ディメンション

バスモジュールの重量特性を表 2.3 に示す。バスモジュールの打上げ時形状, その時の質量特性及び軌道上におけるバスモジュールの質量特性をそれぞれ, 図 2.5, 表 2.4, 表 2.5 に示す。

システム構成

バスモジュールは, 通信及びデータ処理系 (C & DH), 電源系 (EPS), 軌道姿勢制御系 AACS, 推進系, ランデブ・ドッキング系等からなる。バスモジュールのシステムブロック図を図 2.6 に示す。通信及びデータ処理系は搭載コンピュータを採用したデータバス方式 (図 2.7) である。バスモジュールの消費電力見積りは, 次の通り。

C & DH	124W
AACS	84W (325W _{max})
EPS	50W
推進系	20W
(イオンエンジン)	(2kW)
(MPD推進器)	(20kW)
制御系	100W

表 2.3 バスモジュールの重量特性

サブシステム名称	重量 (kg)
通信およびデータ処理系	70
電源系	
太陽電池パドル	135 × 2
バッテリー	25
シャント	7.5 × 2
PCU	20 × 2
	<hr/> 350
補助推進系	
推進薬	50
ハードウェア	20
	<hr/> 70
姿勢軌道制御系	
CMG	66 × 3
その他	40
	<hr/> 240
構体系	
モジュールボックス	20 × 4
枠体, ドッキングコーン	60
展開アーム	15 × 2
	<hr/> 170
熱制御系	40
メカニカルインテグレーション, マージンエレクトリカルインテグレーション	60
	<hr/> 計 1,000 kg

パドル系 50W
計 428W
バスモジュール電力系ブロック図を図 2.8 に示す。ランデブ・ドッキングサブシステムはテレオ

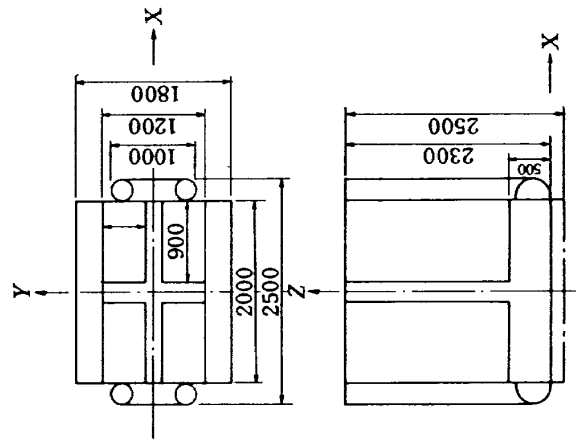


図 2.5 バスモジュールの打上時形状 (1/2)

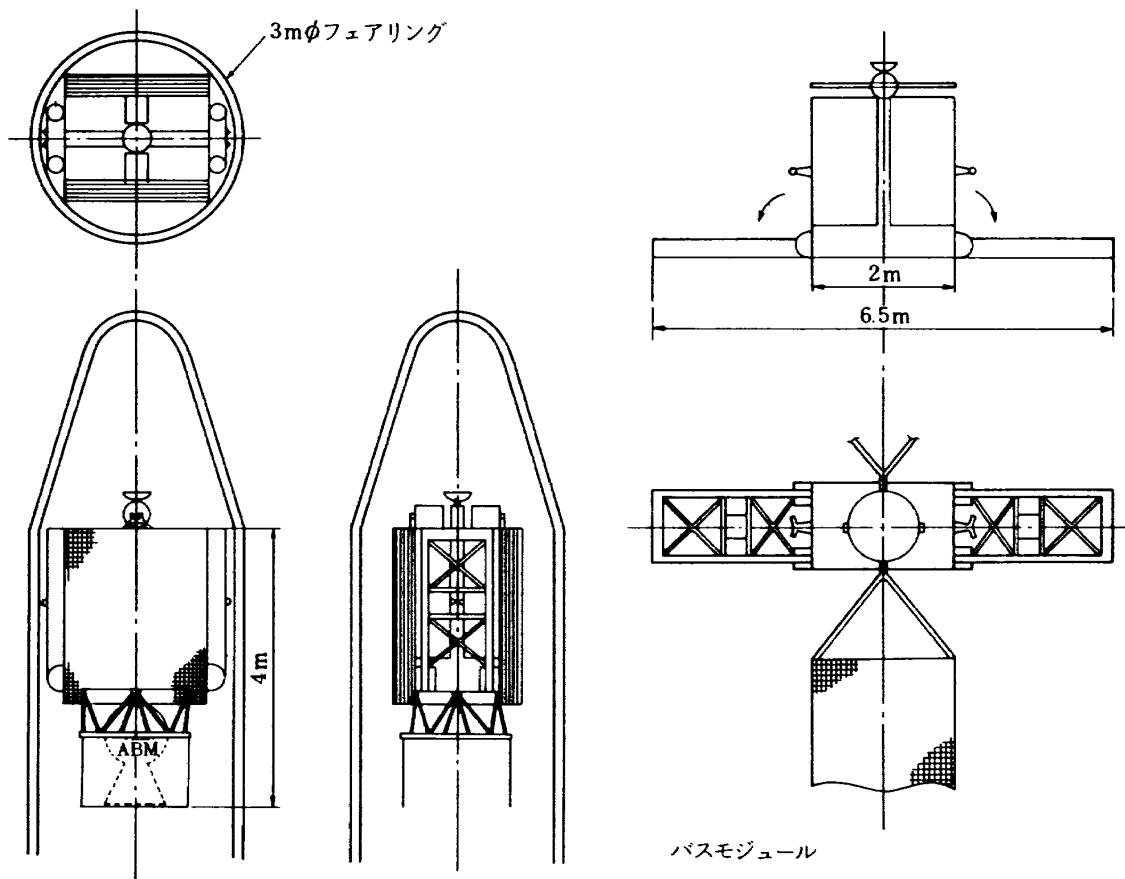


図 2.5 バスモジュールの打上時形状 (2/2)

表 2.4 打上形状でのバスモジュール質量特性

名 称	重量(kg)	X(mm)	Y(mm)	Z(mm)	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
モジュールボックス #1	142.5	550	500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #2	142.5	550	-500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #3	142.5	-550	500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #4	142.5	-550	-500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
ソーラパドル #1	135	0	750	1050	7.0×10^7	11.5×10^7	4.5×10^7
" #2	135	0	-750	1050	7.0×10^7	11.5×10^7	4.5×10^7
展開アーム #1	15	1110	0	1150	7.8×10^6	9.05×10^6	1.25×10^6
" #2	15	-1110	0	1150	7.8×10^6	9.05×10^6	1.25×10^6
構体その他	130	0	0	500	1.56×10^7	5.89×10^7	4.33×10^7

計 1,000 kg 0 0 1181

$$\text{C.G.回り} \begin{cases} I_{xx} = 7.12 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \\ I_{yy} = 8.01 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \\ I_{zz} = 6.78 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \end{cases}$$

表 2.5 軌道上でのバスモジュール質量特性

名 称	重量(kg)	X(mm)	Y(mm)	Z(mm)	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
モジュールボックス #1	142.5	550	500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #2	142.5	550	-500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #3	142.5	-550	500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
" #4	142.5	-550	-500	1400	3.85×10^7	4.81×10^7	9.62×10^6
ソーラパドル #1	135	0	10600	2600	4.5×10^9	7.03×10^7	4.57×10^9
" #2	135	0	-10600	2600	4.5×10^9	7.03×10^7	4.57×10^9
展開アーム #1	15	2150	0	125	1.25×10^6	6.6×10^6	7.85×10^6
" #2	15	-2150	0	125	1.25×10^6	6.6×10^6	7.85×10^6
構体その他	130	0	0	500	1.56×10^7	5.89×10^7	4.33×10^7

1569 mm ソーラパドル 片翼 $20\text{m} \times 2.5\text{m}$ ^L ^W

$$\text{C.G.回り} \begin{cases} I_{xx} = 4.017 \times 10^{10} \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \\ I_{yy} = 1.23 \times 10^9 \\ I_{zz} = 4.003 \times 10^{10} \end{cases}$$

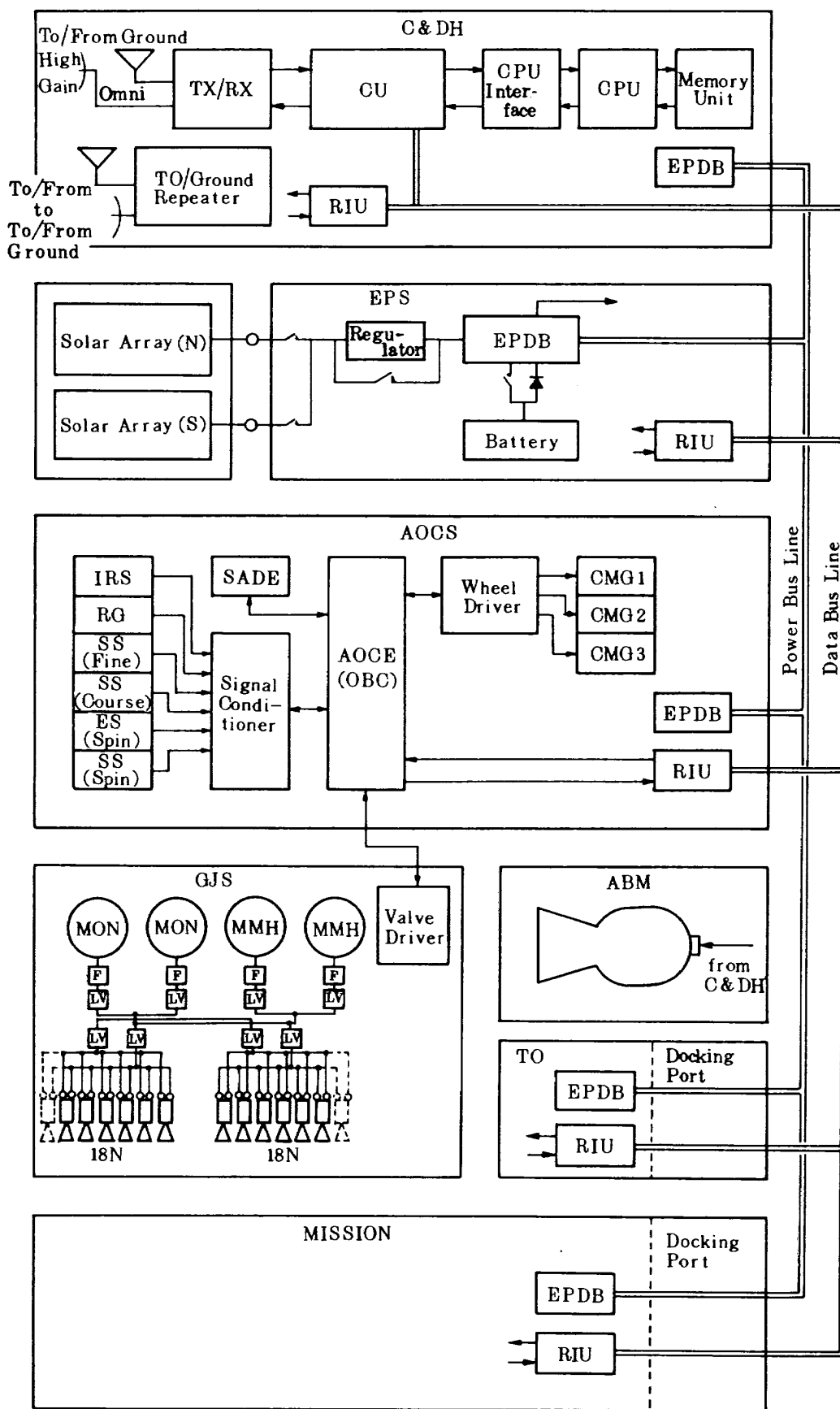


図 2.6 バスモジュールの機能ブロック図

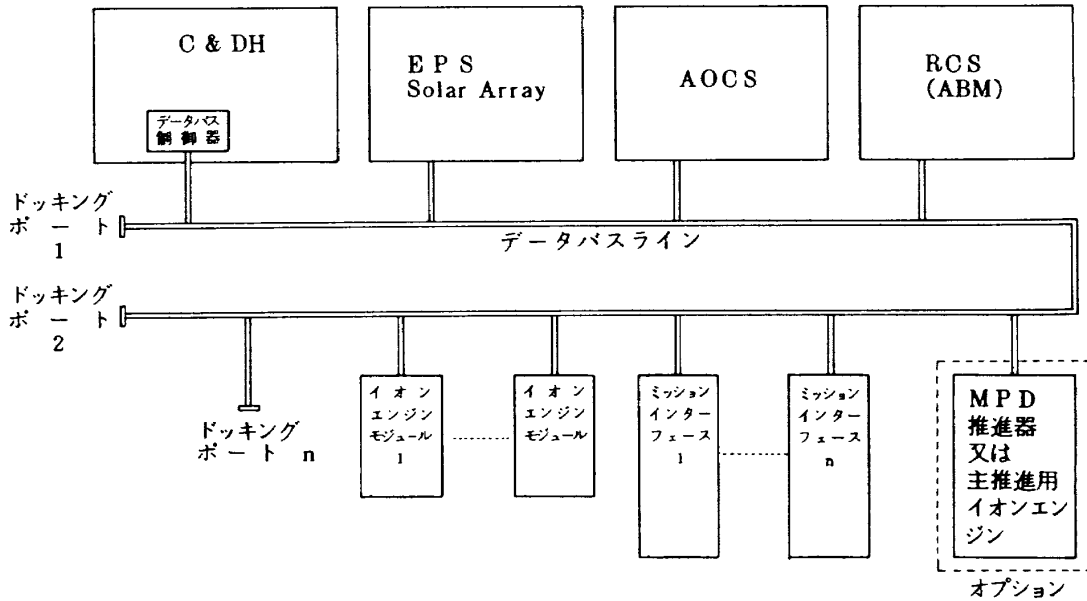


図 2.7 バスモジュール データバス系ブロック図

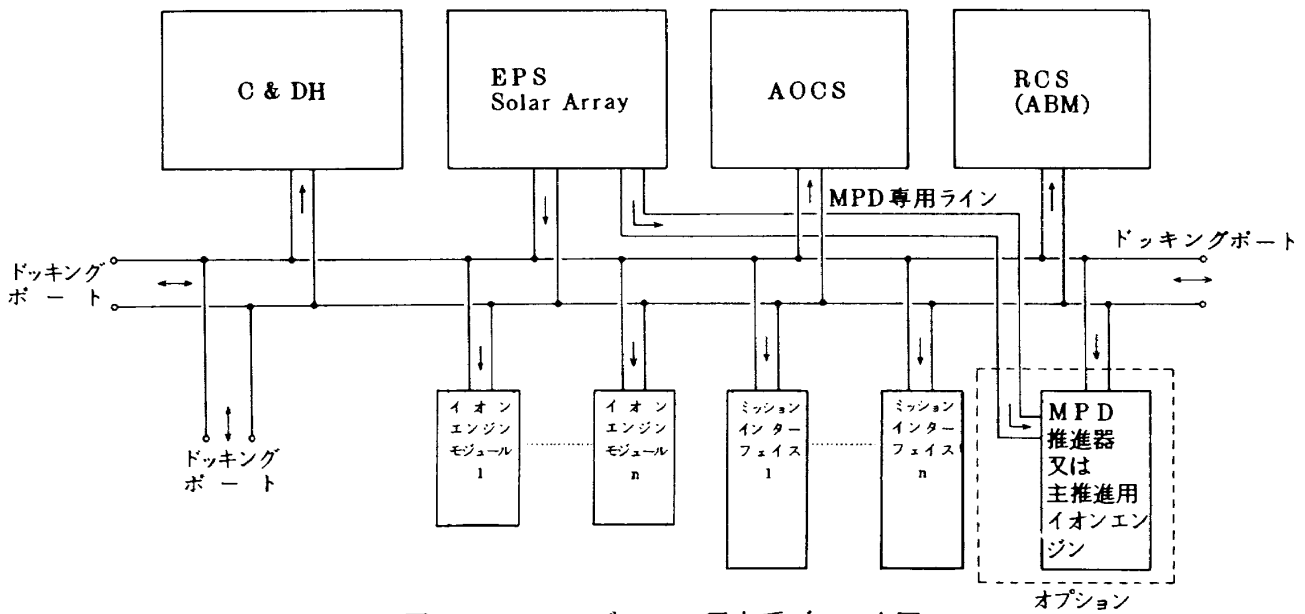


図 2.8 バスモジュール電力系ブロック図

ペレータがすべて能動的に行動するので、ドッキングポート、レーザ反射板等の受動装置からなる。バスモジュールサブシステムの要約を表 2.6 に示す。

3. プラットフォームの振動解析

前章で想定し、規定したプラットフォームの形状及びパラメータに基いて、たわみ関数を仮定したエネルギー法による解析を行なう。プラットフォーム構築各段階における形状の推移と解析のための近似条件および数値解析の手法を簡単に述べた後に、数値

解析結果を示し、考察を加える。

3.1 解析のための近似

想定した衛星は図 2.1 及び図 2.3 に示す大型パラボラアンテナ等およびパドルを有するものであるが、解析するにあたって、サービス・モジュール部のアンテナ等は集中質量とみなし剛な物体に置き換えた。

サービス・モジュールを結合する展開アームは二本の複合材円筒を主とした構造であるが、これは、一本の等価な曲げおよび捩り剛性をもつ梁に換算した。

表 2.6 バスモジュールシステム設計サマリ 1/2

	項 目	内 容
1	C & DH シ ス テ ム	<ul style="list-style-type: none"> データバスラインシステム テレオペレータ用中継器 S ⇄ Ku Sbandトランスポンダ OBCの採用及びRIUの設置
2	電 力 シ ス テ ム	<ul style="list-style-type: none"> フローティングバスシステム (20V~35V) 電力分配器 他のバスモジュールとの電力の輪通 22kW (BOL), 15kW (EOL) NiH系バッテリー
3	姿 勢 制 御 系	<ul style="list-style-type: none"> バス部は0.1°程度とし、それ以上はミッション側で制御する。 地球センサ, レート積分ジャイロ, 精及び粗太陽センサスピ地球センサ, スピン太陽センサ コントロールモーメントジャイロ (CMG) OBC
4	推 進 系	<ul style="list-style-type: none"> 打ち上げ時にはガスジェットにより姿勢制御を行う。(一液式又は二液式) 静止軌道投入はMPD推進器(又はABM)を用いる。 静止軌道上での姿勢制御はイオンエンジンを用いる。
5	E M C 設 計	<ul style="list-style-type: none"> EMC管理の強化, サセプティビリティの強化 データバスラインとして光ファイバの採用
6	熱 設 計	<ul style="list-style-type: none"> 各サブシステム及びミッション間は熱的にアイソレートする。 各サブシステム及びミッション自体でクローズする熱設計を行う。
7	ランデブ・ドッキング系	<ul style="list-style-type: none"> ドッキングポート, 反射板等の受動装置のみ。 電氣的, 機械的インタフェースを持つ。

パドルは、等価な曲げと捩り剛性の梁に換算した値を用いた。

パドルとバス部との結合は剛としたが、次々と結合して構築するサービス・モジュールを結合する展開アーム部は部分的に均一な梁とし、結合部の剛性の低下は、アーム部全体の剛性の低下に換算して、その影響を吟味した。展開アーム部の質量は他の質量と比較して省略できるとみて、この部分の慣性質量は考慮していない。数値解析用定数は表 3.1 に、また構造パラメータは表 3.2 に示した。これらの数

値は三菱電気K・Kより提供されたものを用いた。

この様に近似した数学モデルを図 3.1 に示している。

3.2 解析式

数値解析は、先に開発した航空機全系振動解析用プログラムを利用した¹⁶⁾

このプログラムは、エネルギー法によるものである。今回の人工衛星解析では、航空機の場合の主翼は任意の後退角を持つプログラムにしてあるので、

表 3.1 プラットフォーム・モジュール慣性パラメータ

モジュール番号	名称	質量	慣性モーメント	
			I_P	I_R
1	LAND	$4.70 \times 10^2 \text{ kg}$	$1.408 \times 10^3 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$	$1.408 \times 10^3 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
2	AMES-III	9.20×10^2	8.906×10^2	8.906×10^2
3	AS-II	4.50×10^2	0.0	0.0
4	BUS+TO	$9.20 \times 10^2 \times 2$	$(4.655 \times 10^3)^*$ $(7.257 \times 10^5)^{**}$ 5.376×10^3	$(4.655 \times 10^3)^*$ $(4.842 \times 10^5)^{**}$ 5.331×10^3
5	CS-N	2.30×10^2	9.143×10	9.143×10
6	BS-N	9.20×10^2	8.423×10^2	8.423×10^2
7	PMSAT	6.90×10^2	2.319×10^3	2.319×10^3

注) *, **は各々図3.4のOLD DATA, NEW DATAに対応。
 図3.4の定数変化参照。

計算寸法 +型衛星 (T型衛星, 共通定数)

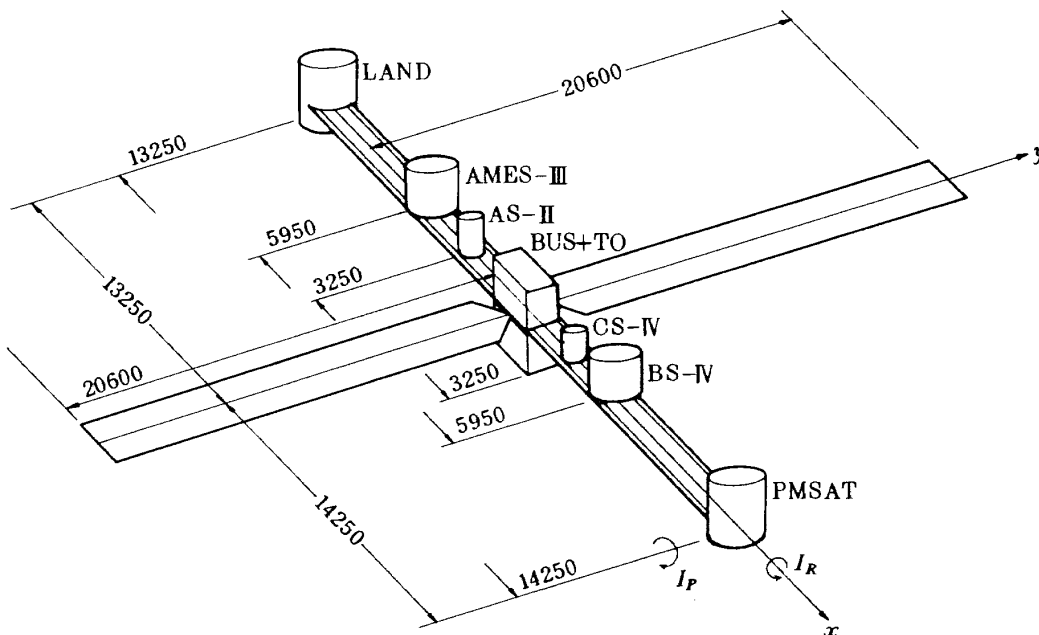


図 3.1 (a) 解析用の数学モデル

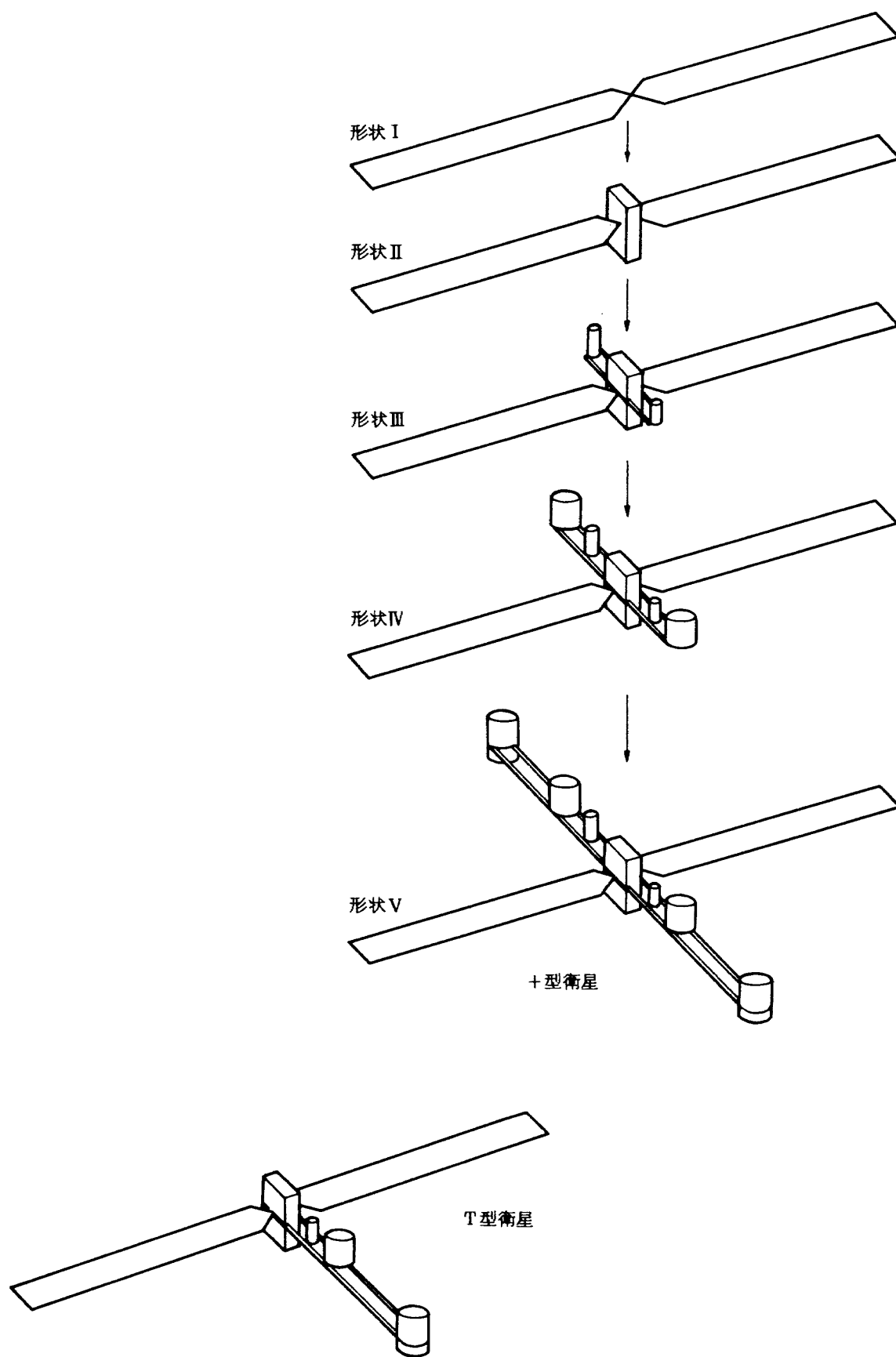


図 3.1 (b) プラットフォーム形状の推移

表 3.2 プラットフォーム柔構造体の構造パラメータ

名 称	EI	PA	GJ	PI
太陽電池パドル	$8.232 \times 10^5 \text{ kg m}^3 \text{ s}^{-2}$	6.750 kg m^{-1}	$2.538 \times 10^2 \text{ kg m}^3 \text{ s}^{-2}$	3.516 kg m
梁 (主構造)	9.604×10^5	0.0	9.103×10^5	0.0

この主翼に相当する太陽電池パドル部は、胴体に相当するサービス・モジュール部軸と直交する特殊ケースとすることによって利用できる。

今回の人工衛星解析用に変更した部分は、サービス・モジュールを結合する展開アーム部の歪エネルギー計算式であって、先の航空機用プログラムの胴体部歪エネルギーの計算式を、つぎに述べる展開アーム部の歪エネルギー計算式に変えた。

サービス・モジュール間の展開アーム部の6区間を考え、その1区間について、 i 点の変位を基準とした $i+1$ 点の変位を考え、この $i, i+1$ 点を結合する梁の歪エネルギーを求める。この関係は、よく知られているように(3.1), (3.2)式のように表わされる(図3.2参照)。

こゝに、 U_{siD} は曲げによる $i, i+1$ 間の歪エネルギー、また、 U_{siT} は振りによる $i, i+1$ 間の歪エネルギーを示す。

$$U_{siD} = \frac{1}{2} \left\{ \left\{ w_{i+1} - (w_i + L_i w_{i,x}) \right\}, \left\{ w_{i+1,x} - w_{i,x} \right\} \right\} \cdot \begin{bmatrix} \frac{12(EI)_i}{L_i^3} & -\frac{6(EI)_i}{L_i^2} \\ -\frac{6(EI)_i}{L_i^2} & \frac{4(EI)_i}{L_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \left\{ w_{i+1} - (w_i + L_i w_{i,x}) \right\} \\ \left\{ w_{i+1,x} - w_{i,x} \right\} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

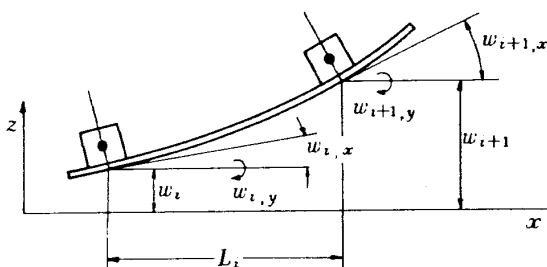


図 3.2 撓みに関する変数の定義

$$U_{siT} = \frac{1}{2} \frac{(GJ)_i}{L_i} (w_{i+1,y} - w_{i,y})^2 \quad (3.2)$$

こゝに、 $w_{i,y}$ 等は、全系の $x-y$ 平面からの撓みを(3.3)式で表わすから、この式から求められる。

$$w = \sum a_{mn} x^m y^n \quad (3.3)$$

結合部の剛性低下の影響をみる場合には、(3.1), (3.2)式の stiffness・マトリクスの成分常数を一様に何割か低下した常数として、その影響をみるにとどめた。

パドル部および全系の振動解析式は文献(16)を参照していただきたい。

3.3 解析した系の形状

数値解析は、この衛星の構築を考え、図3.1(b)及び図3.3(a), (b)の上部に示すように、第一の打上げ後の形状から、最終的な十字型衛星になるまでの、中間段階における代表的な系についての振動解析を行なった。

また、特殊なケースとしてサービス・モジュール部の一部分の欠除した図3.1(b), 図3.9に示すT字型の衛星の場合と、サービス・モジュール部、およびバス・テレオペレータ部のない、パドル部のみ(両側)の場合についても行なった。実際の計算は、全系十字型衛星の解析を先ず行なって、部分的に、常数を消して行き、中間段階の形状の系を解析したものである。

3.4 解析結果と考察

数値解析は、固有振動数係数と固有振動の振動モードを求めた。以下各図を参照しつつ結果の説明と簡単な考察を述べる。

図 3.3 (a), (b)は、十字型衛星の構築途中から完成時までの形状の中から代表的な形状とバス部のないパドル部だけの形状の系について、夫々の場合の固有振動数係数と振動モードの例を併記したものである。振動モードの詳細な説明は別図に示した。

図 3.3 (a)は対称振動の場合の固有振動数係数の図である。対称振動とは、こゝでは、サービス・モジュール部の軸を対称軸としたものである。パドルは対称であるが、このサービス・モジュール部は中心部を基準にして前後に対称でないの、この軸を対称軸にしている。

厳密に言えば、図 2.1でもわかるように、パドル部の平面とサービス部の平面とは、バス部を境にして同一平面とみられないが、こゝの解析では、パドル面とサービス・モジュール部面とは同一平面にあると仮定している。実際には、この様に単純に対称と逆対称に分離しない連成の複雑なモードの振動が生じるとされる。この種の解析は有限要素法によって明らかにされるものであろう。

横座標軸にはサービス・モジュールの付加状態を

示す。例えば、 $(\frac{3}{2} 4 \frac{5}{2})$ はパドル部と中心バス・テレオペ部、4、およびサービス・モジュール部の3、5モジュールで、この3、5のモジュールの質量および慣性モーメントが $\frac{1}{2}$ になった場合の系を表す。図上部のモデルに対応する系を示す。

右端は中心部バス・テレオペのないパドル部だけの状態を示す。

縦座標軸には、この系の数値解析結果による固有振動数係数 R_i を示す。

この R_i は、片持パドル部の曲げ振動換算定数を基準にした振動数係数で統一した、つまり、振動数を求める場合次の式 (3.4)

$$f_{Hz} = \frac{R_i}{2\pi b^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (3.4)$$

の表示に用いる R_i を示している。このため図右端の厳密解のわかっている捩り振動の振動数係数もこの式に合うように、与えられた曲げおよび捩りの定数、 EI と GJ との比等を用いて(3.4)式の形に換算した値で示した。

計算は三種類の試験関数を用いたので、その区別

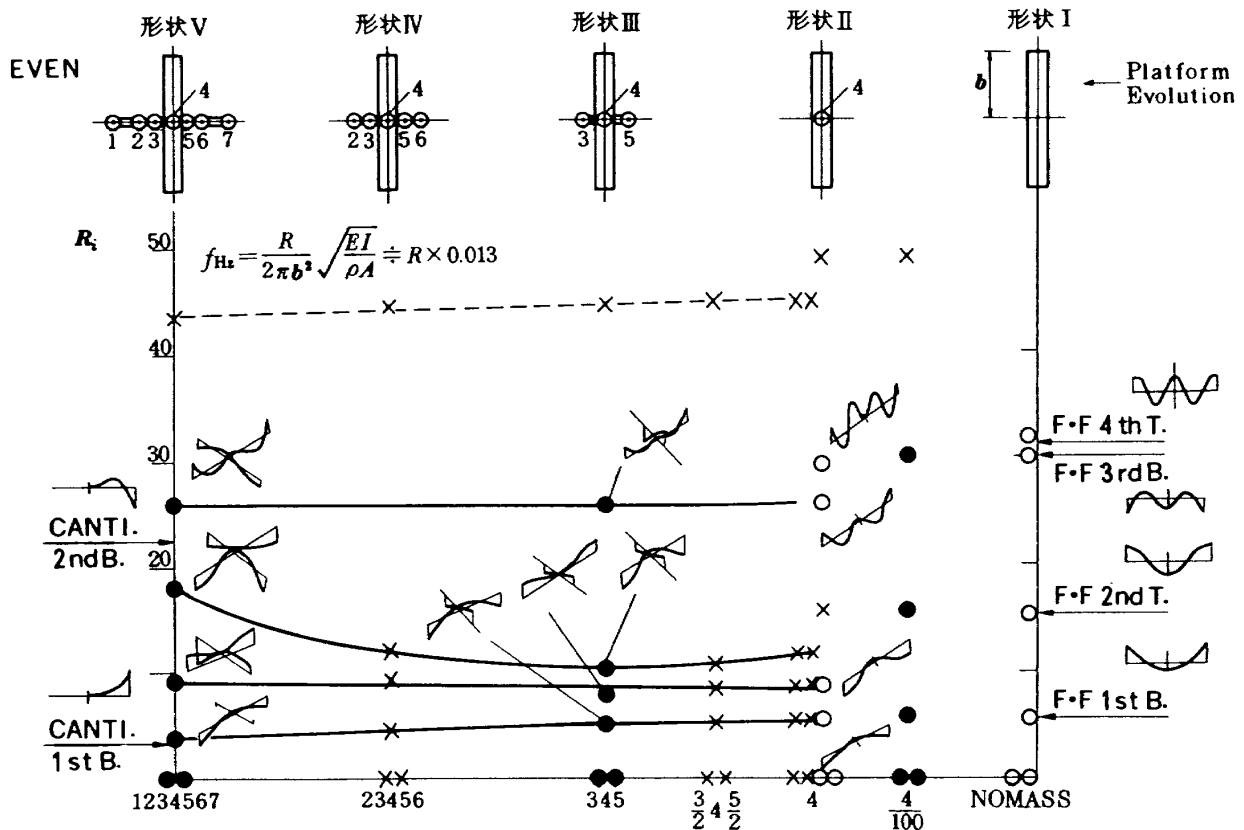


図 3.3 (a) プラットフォームの形状推移と対称振動

も黒丸、白丸および×記号で示した。

黒丸、白丸は12項近似であり、×記号は8項近似による計算結果である。×記号の下方低次の振動に、黒丸と白丸とのみが表示されて×記号のないのは、ほとんども黒丸、白丸と一致しているため省略したものもある。

モードは曲げ変位のみを示し、大略のモードの目安とした。詳しくは別図を参照していただきたい。

解析結果によると、低次の4箇では、ほとんど満足する値であると思われる。

以上の解析結果について次の様な点に注目したい。

先づ、全系の振動解析を何らかの方法によって行なう必要があること。次に集中慣性モーメントのある系ではこの部分が剛であるとしても、他の弾性部分系との連成によって、種々の連成のしかたにより、弾性部分のみで想像するモード以外に、その近傍に数箇の固有振動が生じることであろう。

この図で、横軸のサービス・モジュール部分の変化はステップ的であっても、振動数の変化の様子はほとんど連続的とみられるが、中心部、バス・テレオ

ペ部の消失したパドル部のみの系への接続は不明確である。

サービス・モジュール部の慣性モーメントとパドル部との連成により、パドル部の変形から見れば同じようなモードでも異なった振動数のモードが近接してみられるが、中心部が消失した場合への過渡的な系の解析にはより詳しい吟味が必要であろう。

右側の厳密解との対応は低次の振動においてはほとんどこの近似解の値で満足されるものである。

横軸(345)の場合の第四モードの図で、パドルとサービス・モジュール部との結合点が分離しているが、これは縮尺の相違によるもので、別図のモード形の場合にも、この様な表示があるが、これはこの点で分離はしていない。

図3.3(b)は逆対称振動の場合の固有振動数係数を示したものである。この図中に記入した代表的なモード形において、破線で示した部分があるが、これは、逆対称振動であるので、サービス・モジュール部はこの軸上で回転のみを行なうので、この回転の

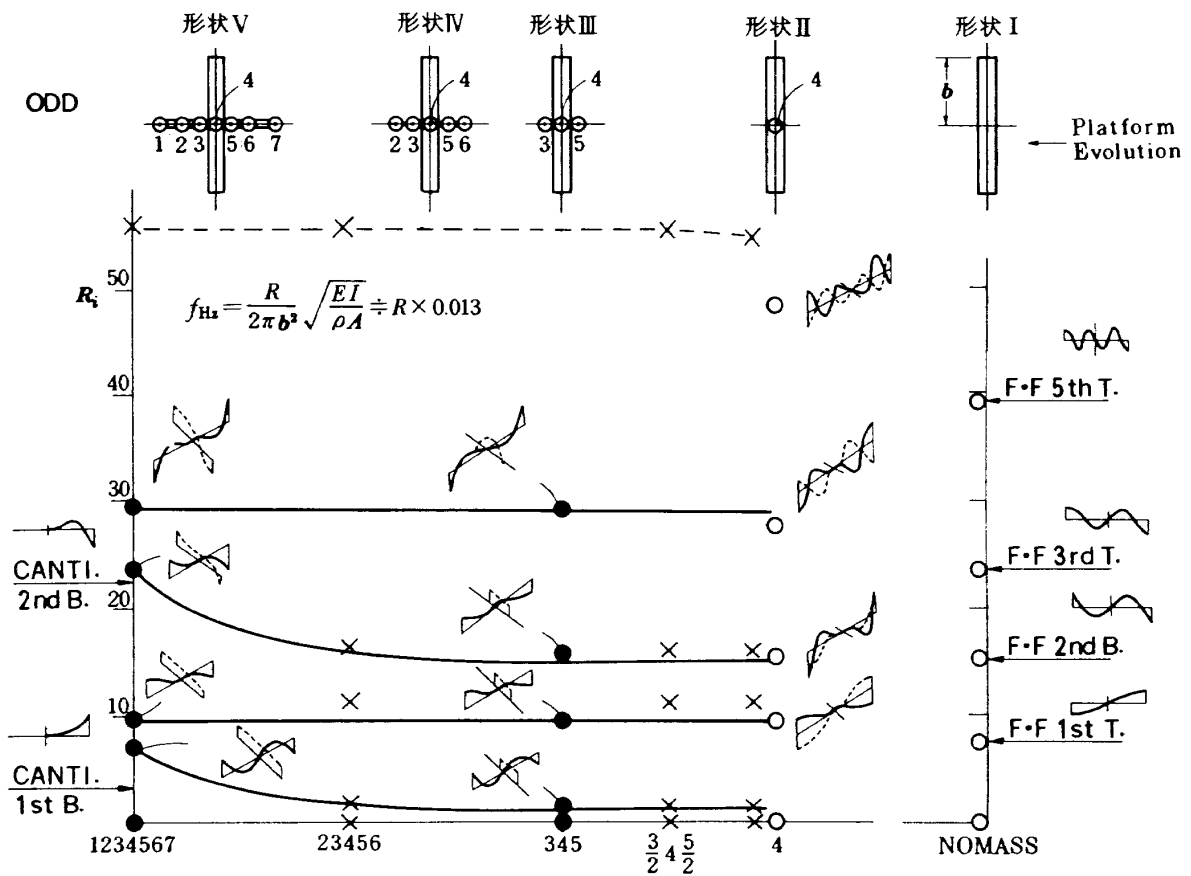


図 3.3 (b) プラットフォームの形状推移と逆対称振動

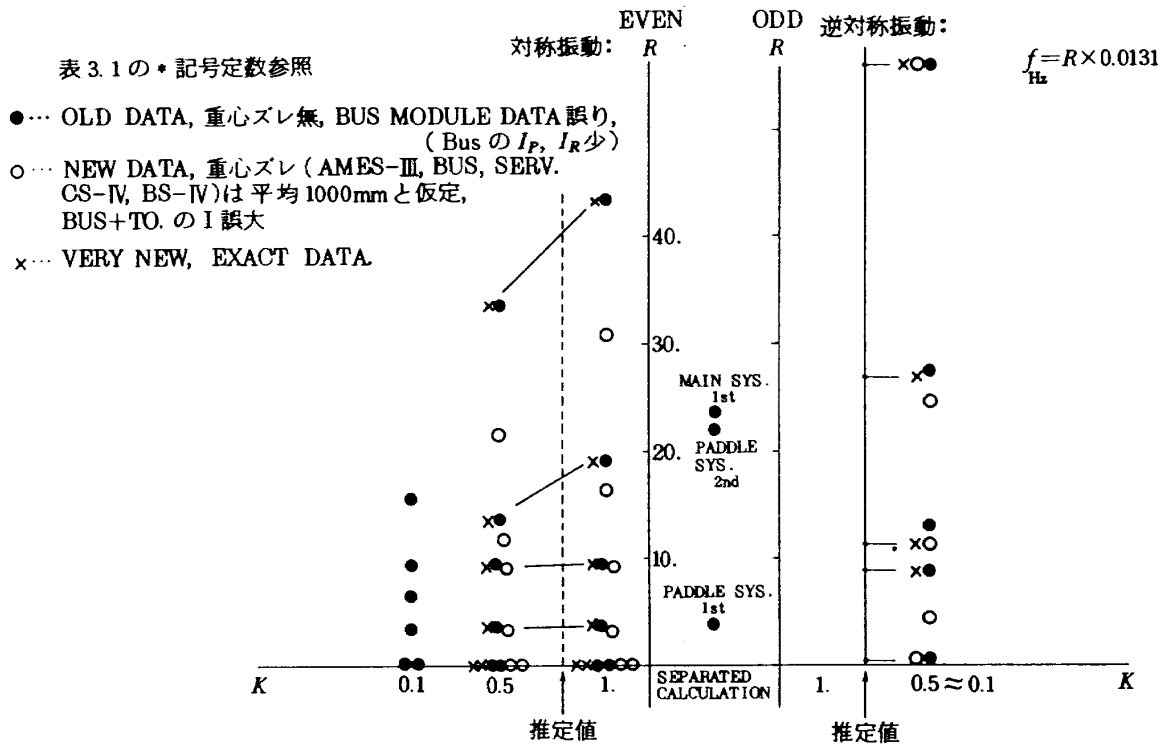


図 3.4 展開アームの結合剛性のおちの影響 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 の場合

量を表示したものである。

横軸(4)の場合のこの破線はパドルの回転 (y 軸廻り) の量を示した。詳しくは別図モード形の図を参照されたい。

図 3.4 は、十字型衛星の場合、固有振動数係数が展開アーム部の剛性の変化によってどのように変化するか数値解析結果を示したものである。左方に対称振動、右方に逆対称振動の場合を示した。横軸は展開アームの各梁が結合点で剛結合とした場合から、結合部のゆるみにより剛性が何割低下するかを示したもので、1 は結合部のゆるまない場合で、之は前図 3.3 と同様な場合である。0.5 は、このアームの換算剛性が 0.5 になった場合を示し、この換算は、こゝでは問わず、横軸に 0.1, 0.5, 1. の場合を計算した。逆対称振動の場合は、展開アーム部はサービス・モジュール軸なので、これは振りを生じる場合となる。この場合は振り剛性の低下はないと仮定しているので、横軸 K の値の変化による振動数低下はないとした。縦軸に固有振動数係数を示す。

こゝに示す計算の試験関数の未定係数は、8 項の解析で、黒丸、白丸および × 記号は、サービス・モジュール部定数の相違による振動数係数の相違を表

わしている。実情はこのサービス・モジュール部の定数の誤りであったが、これらの定数の変化による系の特性の相違も知れると思ひ、参考迄にこゝに併記した。推定定数の正しい値は × 記号の場合である。黒丸、白丸の場合の区別は図中に示したので、サービス・モジュール定数表と対比して参考にしていたゞきたい。実機の場合がどのような K の値になるかは製作された展開アーム部の実測による資料から推定した値の横軸を用いることとなる。

形状 V の解析結果

図 3.5(a)~(h) は十字型全系の対称および逆対称振動の振動モードを示した。

対称振動には、こゝに示したモードの他に零固有値の剛体モードが 2 つ、逆対称振動には 1 つのモードがあるが省略した。

図 3.5(a)~(d) 十字型全系の対称振動の固有振動モードを示したものである。

同図に、2 つの曲線を重ねて示したが、1 つは、試験開数の未定係数の項を 8 箇とった場合と、12 箇用いた場合を示した。黒実線は変位、3 点鎖線はサービス・モジュール軸では x 方向の傾斜角、パドル軸部では、やはり x 方向の傾斜角であり、これはパ

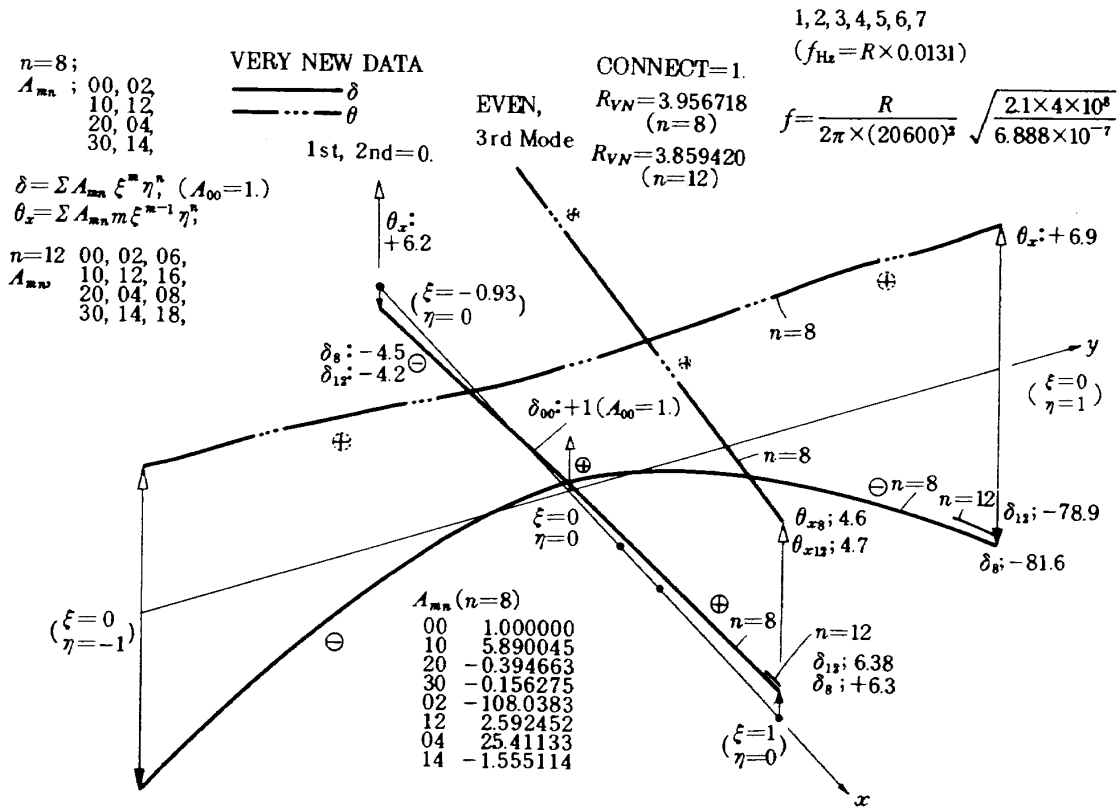


図 3.5 (a) プラットフォームの振動モード(対称, 3次)

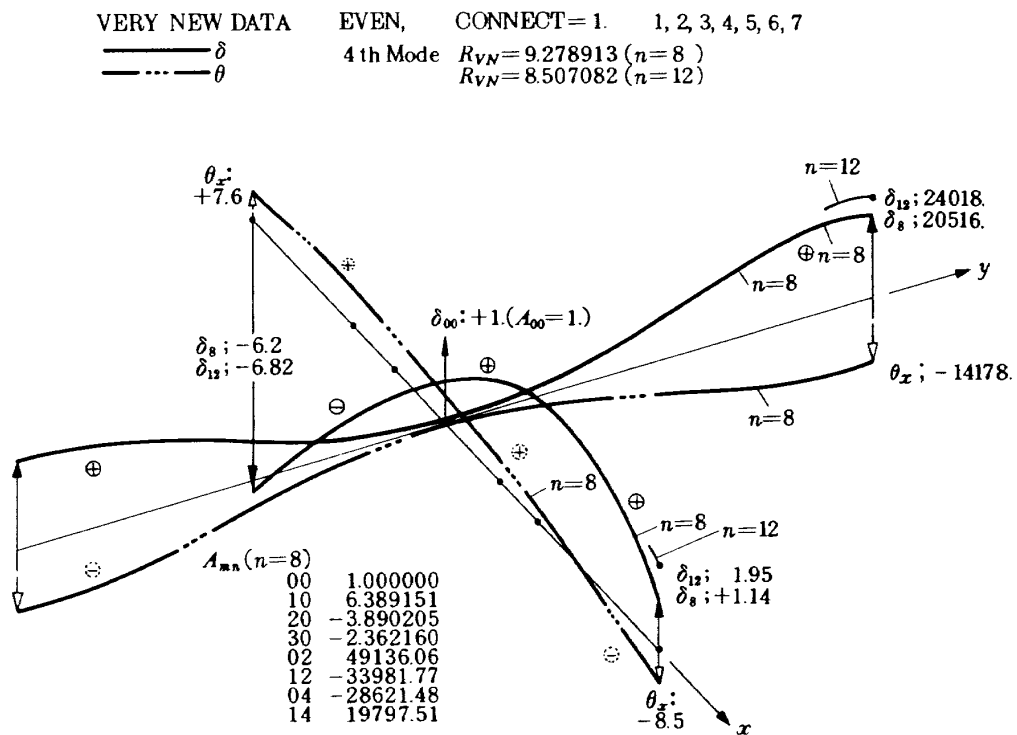


図 3.5 (b) プラットフォームの振動モード(対称, 4次)

VERY NEW DATA EVEN, CONNECT=1. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7
 5th Mode $R_{VN}=19.10095$ ($n=8$)
 $R_{VN}=17.9447$ ($n=12$)

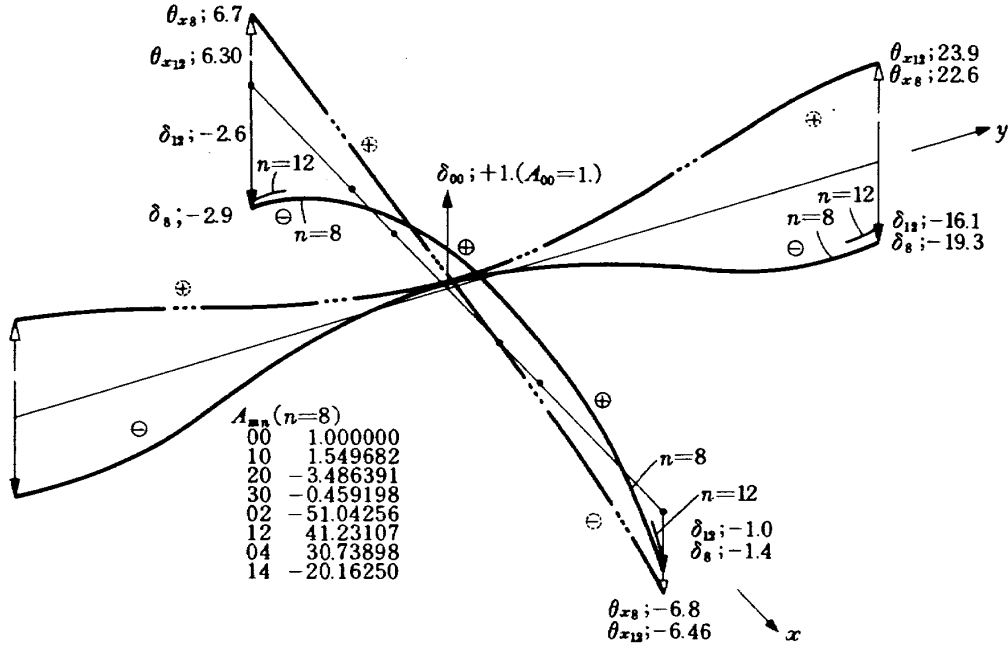


図 3.5 (c) プラットフォームの振動モード(対称, 5次)

VERY NEW EVEN, CONNECT=1. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7
 6th Mode $R_{VN}=43.40436$ ($n=8$)
 $R_{VN}=25.82404$ ($n=12$)

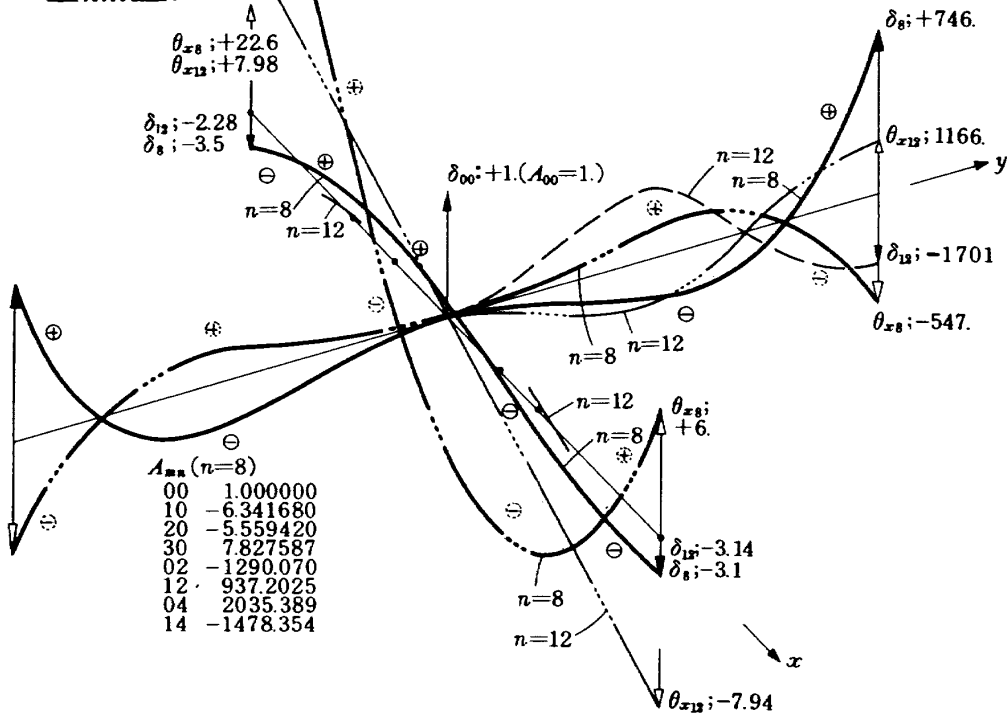


図 3.5 (d) プラットフォームの振動モード(対称, 6次)

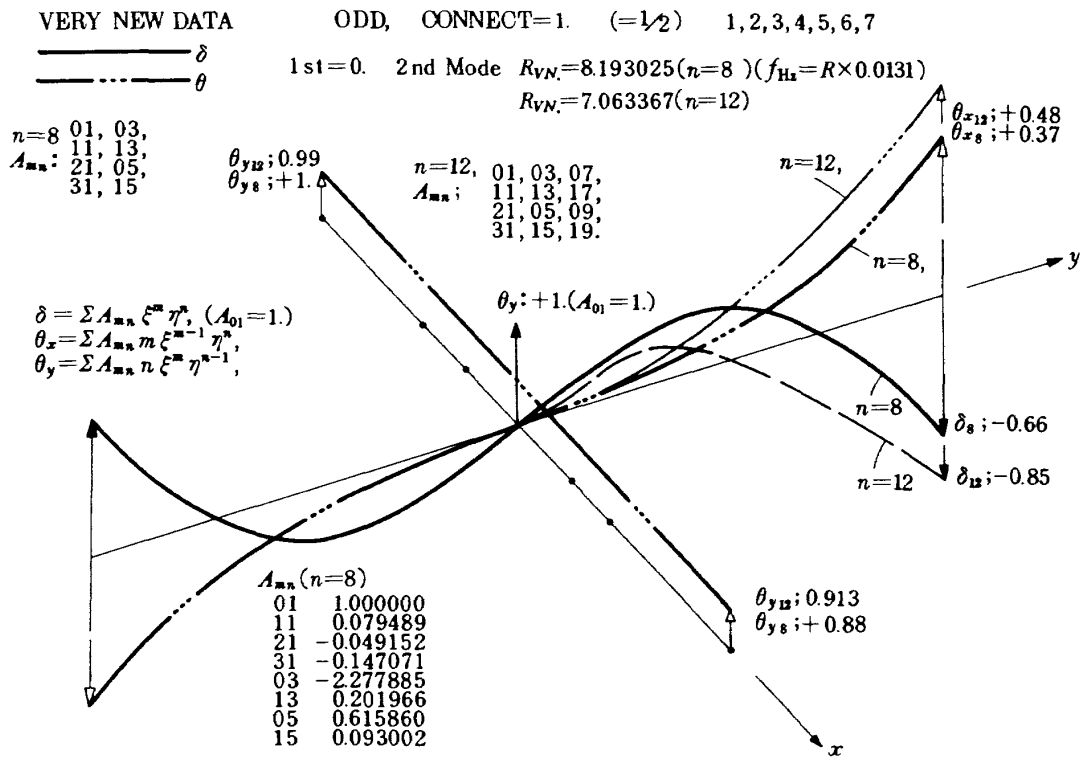


図 3.5 (e) プラットフォームの振動モード(逆対称, 2次)

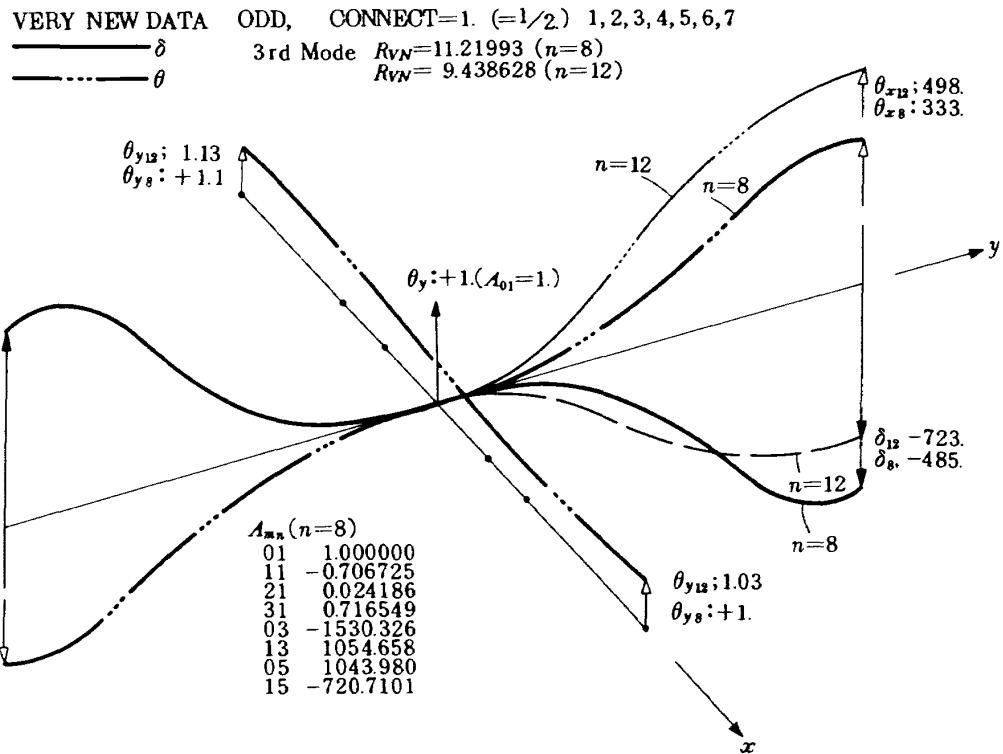


図 3.5 (f) プラットフォームの振動モード(逆対称, 3次)

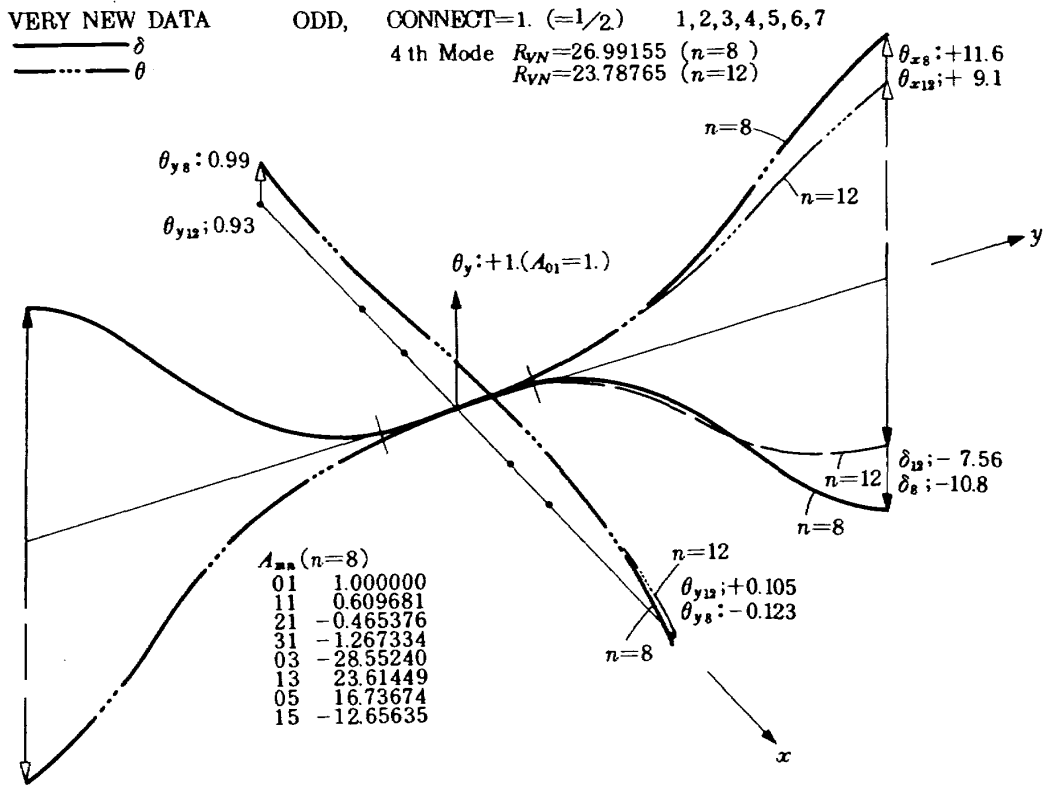


図 3.5 (g) プラットフォームの振動モード(逆対称, 4次)

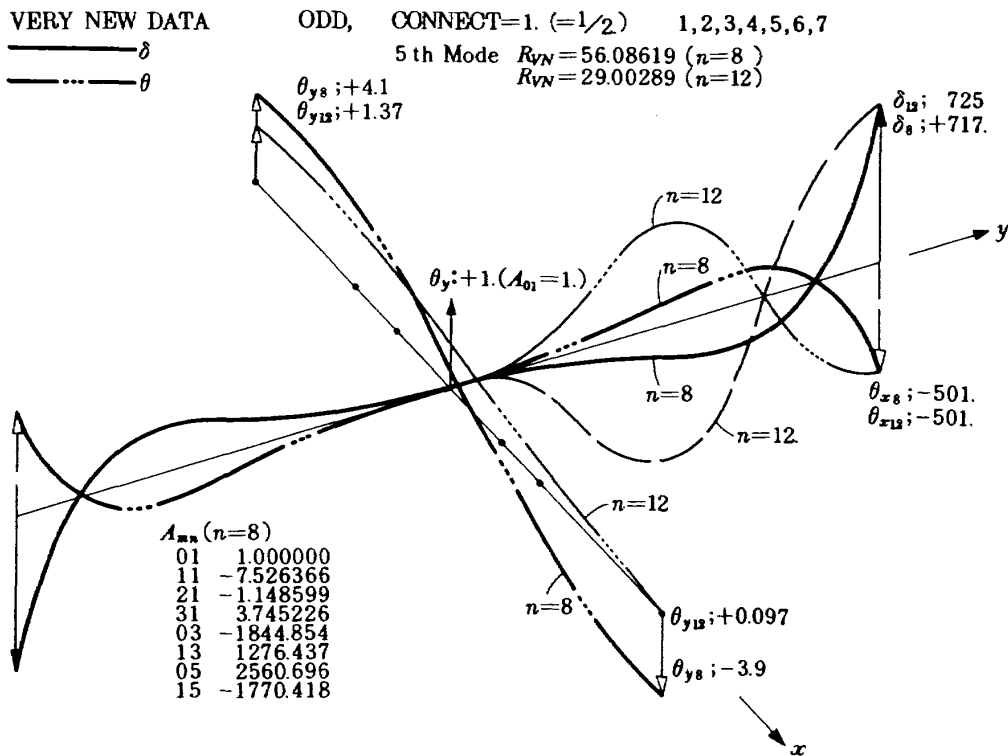


図 3.5 (h) プラットフォームの振動モード(逆対称, 5次)

ドル部の軸上での x 方向の振り角を示している。

求められた関数は十字の交叉点部の変位を 1 とノーマライズしてある。つまり $A_{00}=1$ としたときの関数である。傾斜角についても $A_{00}=1$ のノーマライズを基準にしている。

$\delta_8, \delta_{12}, \theta_{x8}, \theta_{x12}$ 等の値は、代表的な位置での上記ノーマライズしたときのその点での 8 項近似と 12 項近似の変位および x 方向の傾斜角の量を示している。図 3.5(b), 図 3.5(c) 等において δ_{00} 位置で変位の二つの実線が一致してないのは、先にも述べたように、 x 軸, y 軸についての z 方向縮尺が同一でないため、同一縮尺にすれば、これは一致するものである。図には、8 項近似の場合の求められた撓み関数の各項の係数表も示した。

図 3.5(e)~(h) 十字型全系の逆対称振動の固有振動モードを示したものである。前図とことなるのは、逆対称振動であるので、サービス・モジュール部軸の三点鎖線は y 方向の傾斜角 $\theta_{y8}, \theta_{y12}$ を示す。この場合、求められた撓み関数は、原点(交叉部)の y 方向の傾斜角を示す係数 A_{01} を 1 とノーマライズした関数を用いた。

以上、対称振動と逆対称振動について、その振動モードを示したが、これ等の結果をみると、例えば、

図 3.5(b), 図 3.5(c) におけるモードでは、パドル部の変位についてみると、片持梁の振動モードから推定することは可成困難なモードになっていることがわかる。また、曲げと振りとが複雑に連成していることがわかる。たゞ、サービス・モジュール部軸の変位、傾斜において、実際は集中質量的なサービス・モジュールであるが、この解では連続的になっている。これは試験関数の項数も少ないためかとも思われるが、このような詳細な部分の解には、有限要素法が望まれるところである。

形状Ⅲの解析結果

図 3.6(a)~(h) はサービス・モジュール部の一部(1, 2, 6, 7)を除いて(3, 4, 5)の部分のみを結合した状態での振動特性を示したものであり(図 3.3 参照)、これらのモジュールのついた系の対称、逆対称振動のモードを示した。こゝでは、実線と 3 点鎖線は 8 項近似で、破線と 5 点鎖線とは 12 項近似の場合を示す。12 項近似の場合は煩雑さを避けて y 軸正方向のみ表示した。

図 3.6(d), 図 3.6(h) をみると、一番高次のモードでは近似項数の相違によって、振動数係数とモードにかなりの相違があるが、以下のモードまではほとんど同一な解とみてよいであろう。

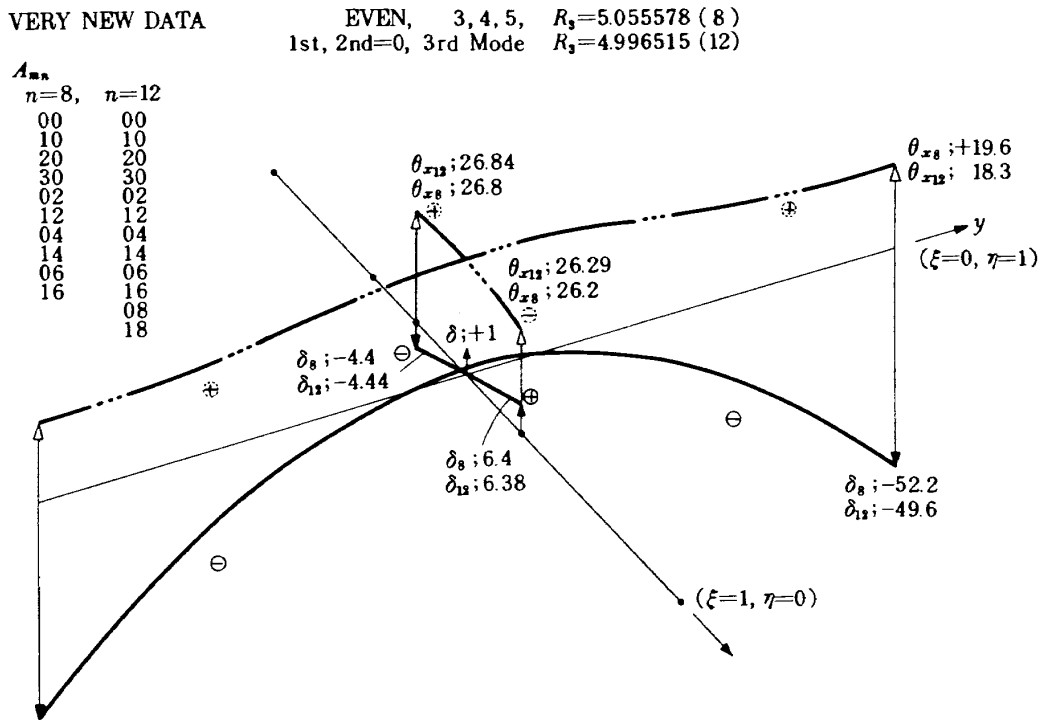


図 3.6 (a) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(対称, 3次)

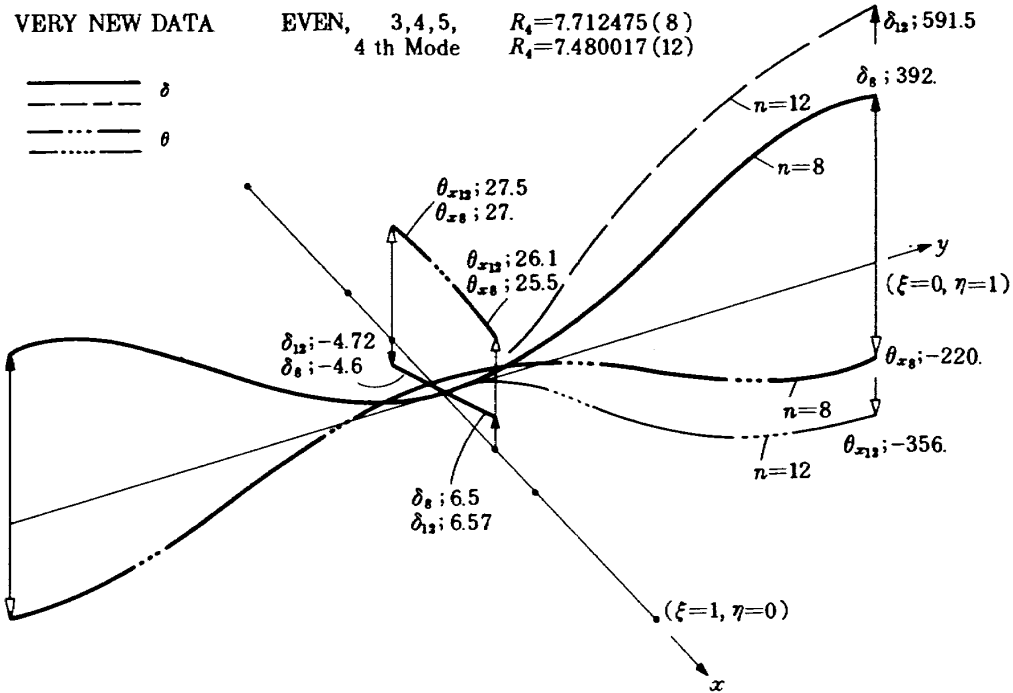


図 3.6 (b) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(対称, 4次)

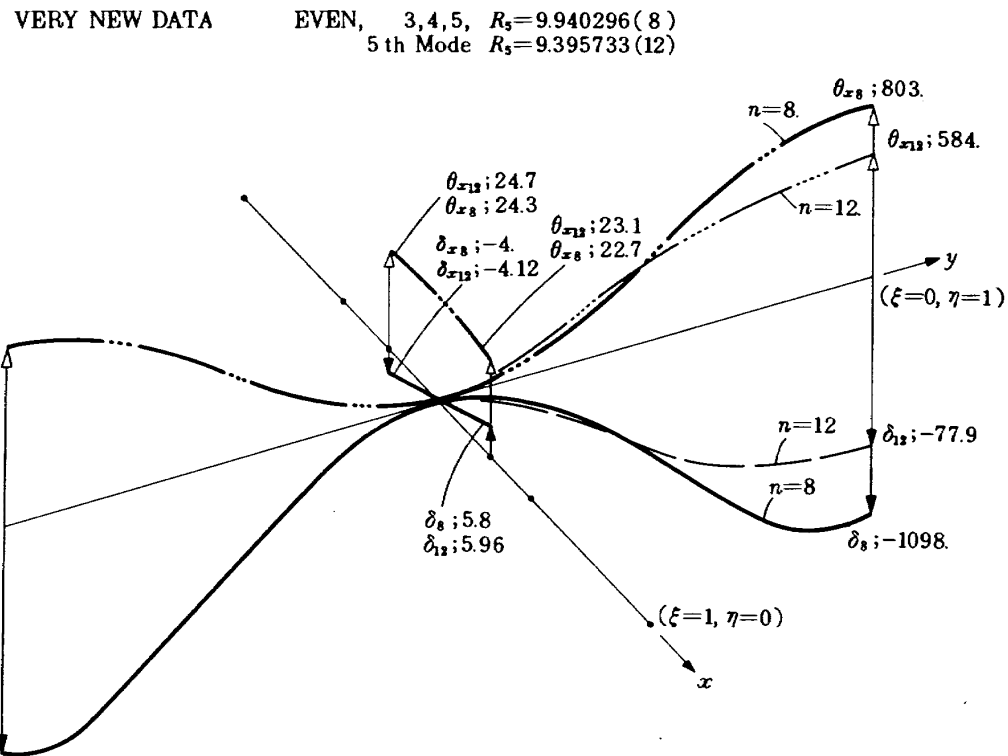


図 3.6 (c) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(対称, 5次)

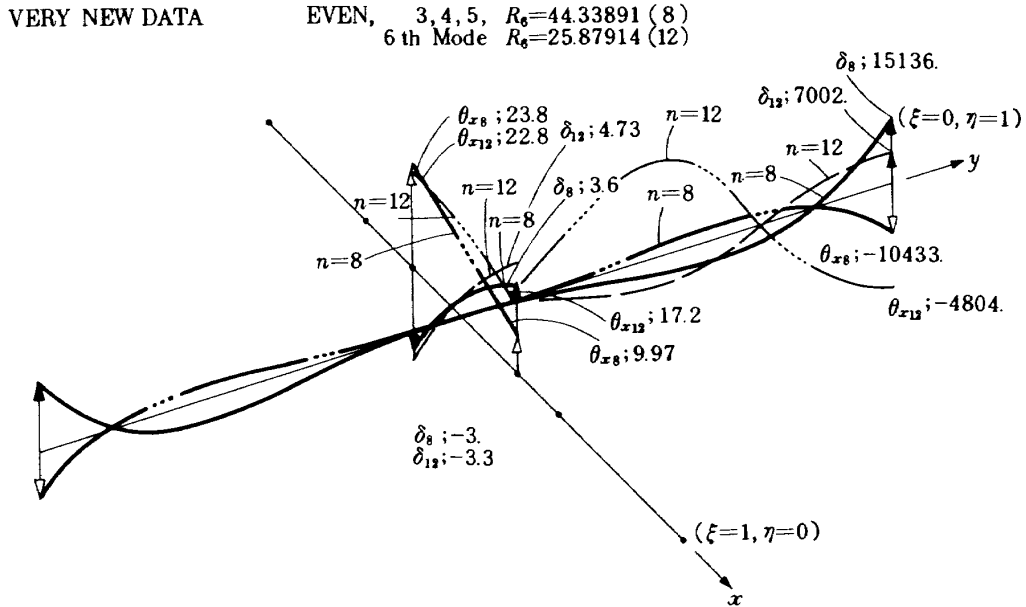


図 3.6 (d) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(対称, 6次)

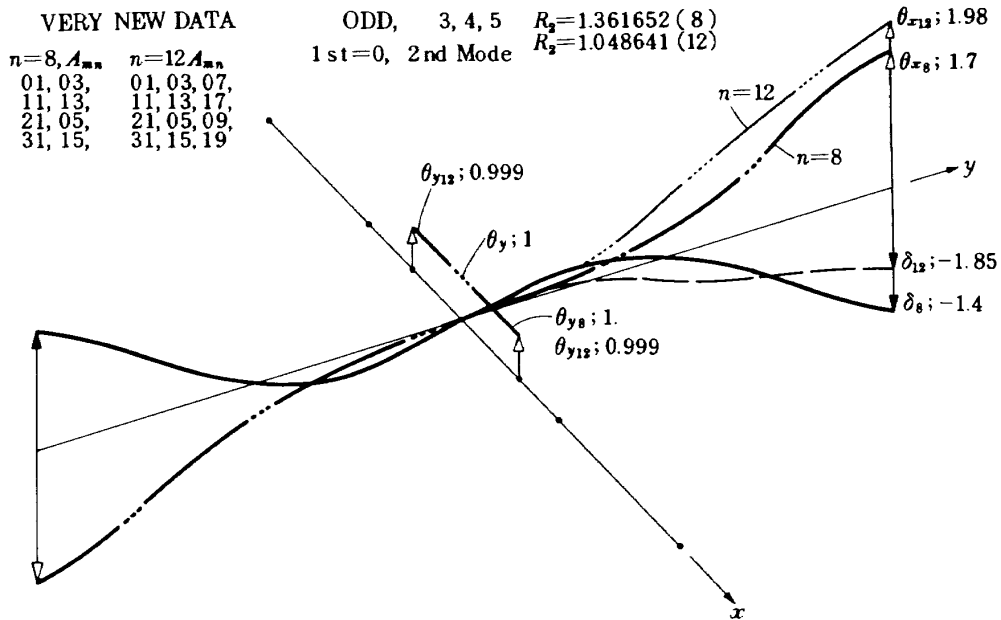


図 3.6 (e) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(逆対称, 2次)

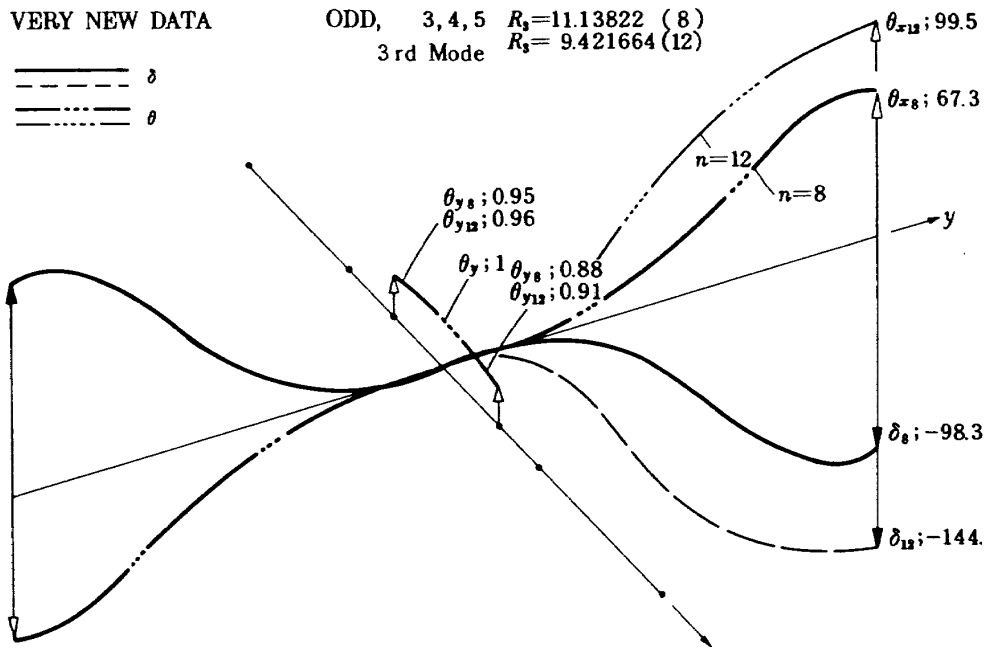


図 3.6 (f) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(逆対称, 3次)

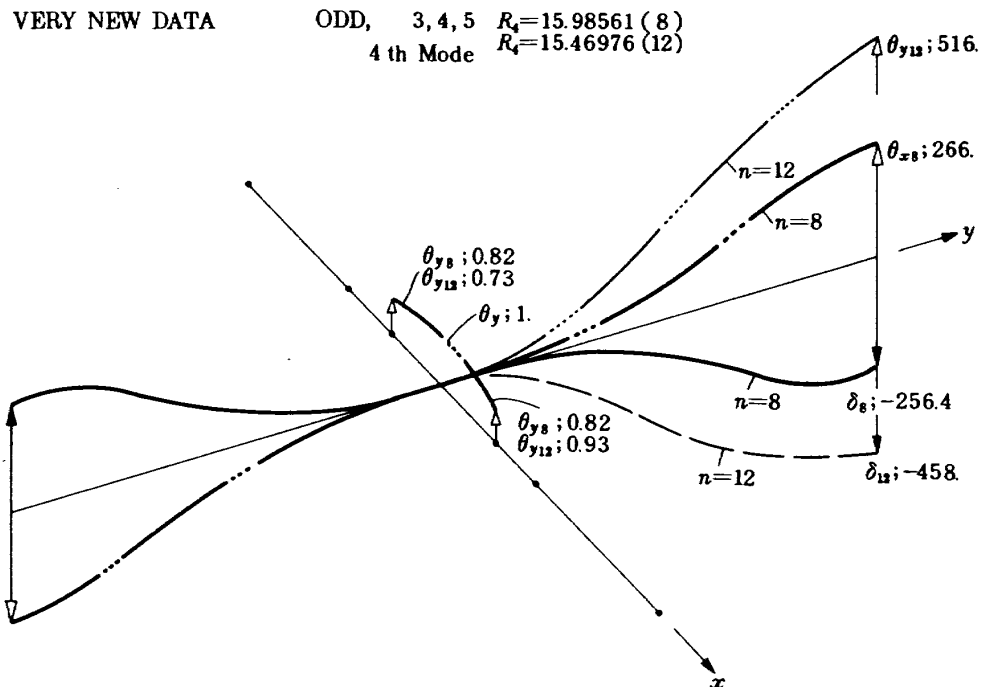


図 3.6 (g) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(逆対称, 4次)

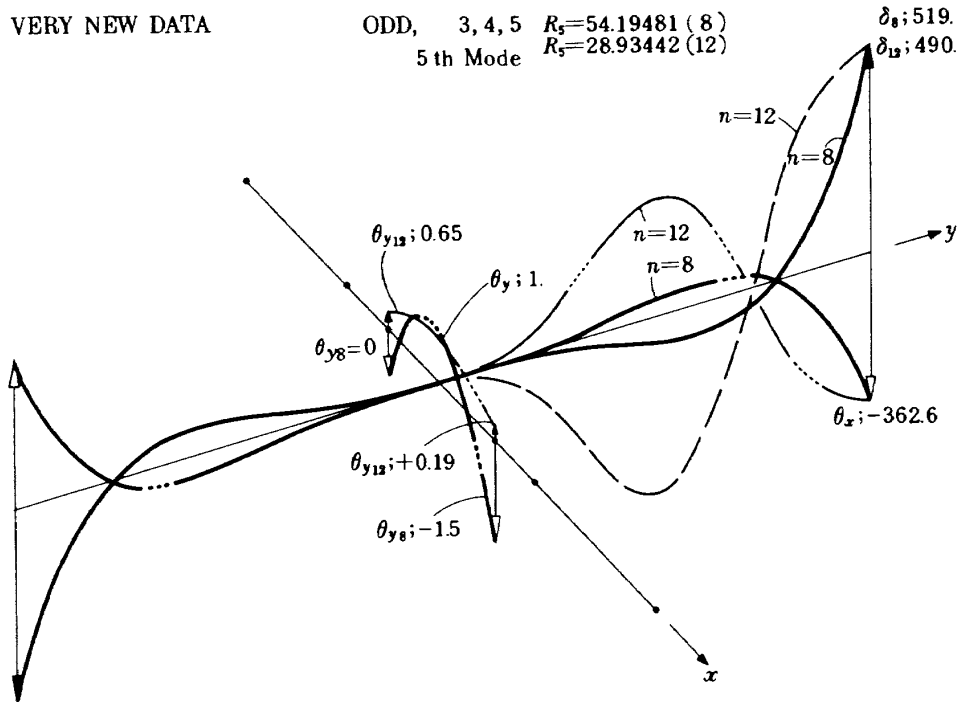


図 3.6 (h) プラットフォーム形状Ⅲの振動モード(逆対称, 5次)

形状Ⅱの解析結果

図 3.7 (a)~(h)は、パドル部と中心にバス・サービス・モジュール部を持つ、打上げ初期の形態の場合で、この形状は、普通の太陽電池パドルとバス部を持った単純な衛星として利用される形状のものに相当する。

図 3.7 (a)~(d)は、対称振動の振動モードで、試験関数の係数は 12 項を用いたが、先の (3, 4, 5) の場合の 12 項と異なる種類の係数を用いているので、図 3.7 (a)と図 3.6 (a)の図中の係数表を比較していただきたい。

図 3.7 (e)~(h)は、逆対称振動の振動モードである。

図 3.7 (a)~(h)の解析結果をみると、サービス・モジュール部のある場合とことなり、曲げと振りとの連成はなく分離して生じると予想した。勿論、中心部の慣性モーメントは、 x 軸廻りと y 軸廻りとも持っているから、対称振動においては、振り振動ではパドルの振りにおいて、中心部の慣性モーメントと関連したモードとなろうし、また、逆対称振動においては、曲げも振りも、それぞれ、中心部慣性モーメントと関連したモードが生じる。

そこで、図 3.7 (a)~(d)の対称振動の場合を詳しくみると、(a)においては、振り振動とはいえない剛体

回転的な傾斜角がある。(b)においては θ_{x12} は原点近傍で負でそれ以外は正の傾斜角なので、これは振り振動的である。(c)では何とも言えない。(d)では振り振動的である。

図 3.3 の右側および左側に厳密解の代表的なモード(パドルのみの片持と両辺自由の場合)と振動数係数を矢印で示したが、これらとの対応を考えて吟味する必要がある。しかし図 3.7 (a)の様に明らかに、剛体廻転と曲げとが連成していると考えられるのは如何なる理由か不明である。計算の近似の悪いためか又は計算の誤りかより詳しい吟味が必要である。このためには、次に述べる、明らかに、曲げと振りとの分離する中心部にも慣性質量のない単純なパドル部のみの解析結果も参考にする必要があろう。

次に中心に慣性質量のないパドル部のみの解を参考迄に示しておく。

形状Ⅰの解析結果

図 3.8 (a)~(h)は中心に慣性質量のない、パドル部のみの数値解を示したものである。これらの解は近似解であるが、対応する厳密解との比較は図 3.3 により明らかである。この解をみると、比較的低次の振動モードにおいては、曲げと振りの分離は明瞭であるが、高次になると、この系では、明らかに、物

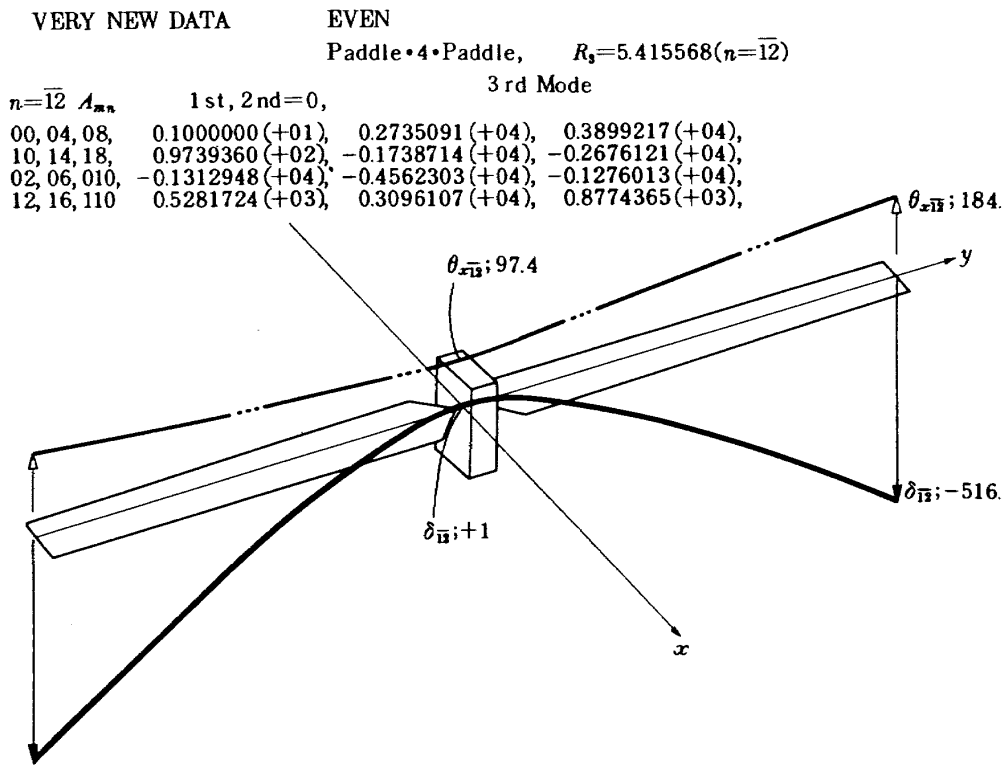


図 3.7 (a) プラットフォーム形状Ⅱの振動モード(対称, 3次)

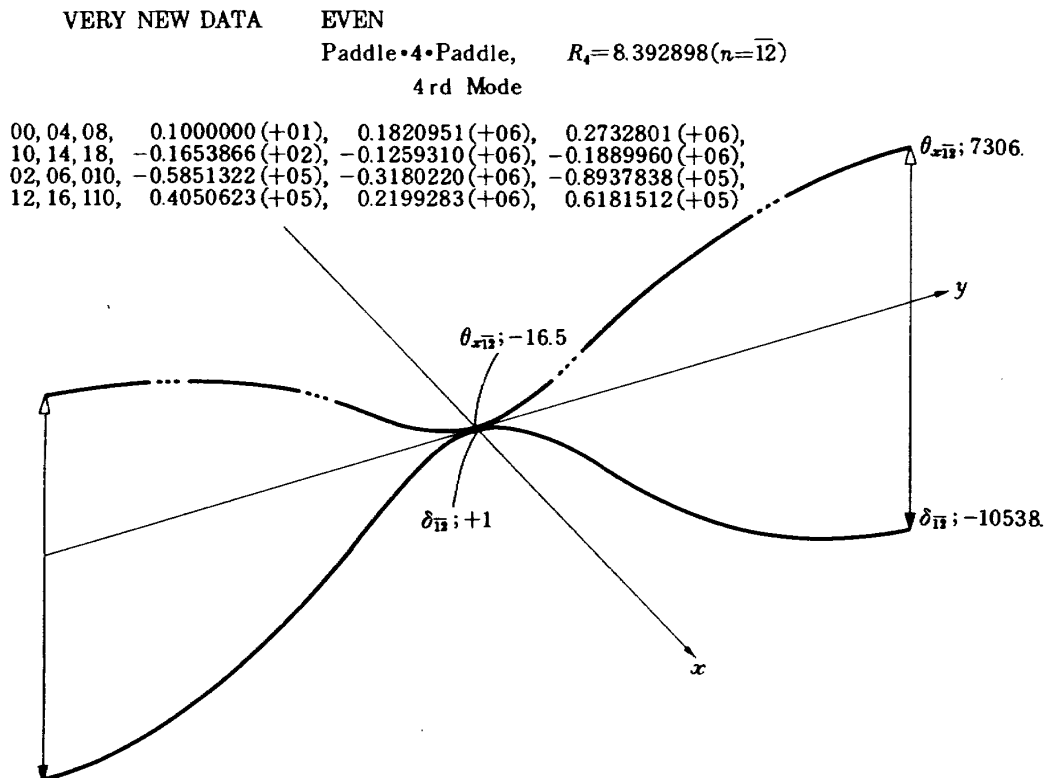


図 3.7 (b) プラットフォーム形状Ⅱの振動モード(対称, 4次)

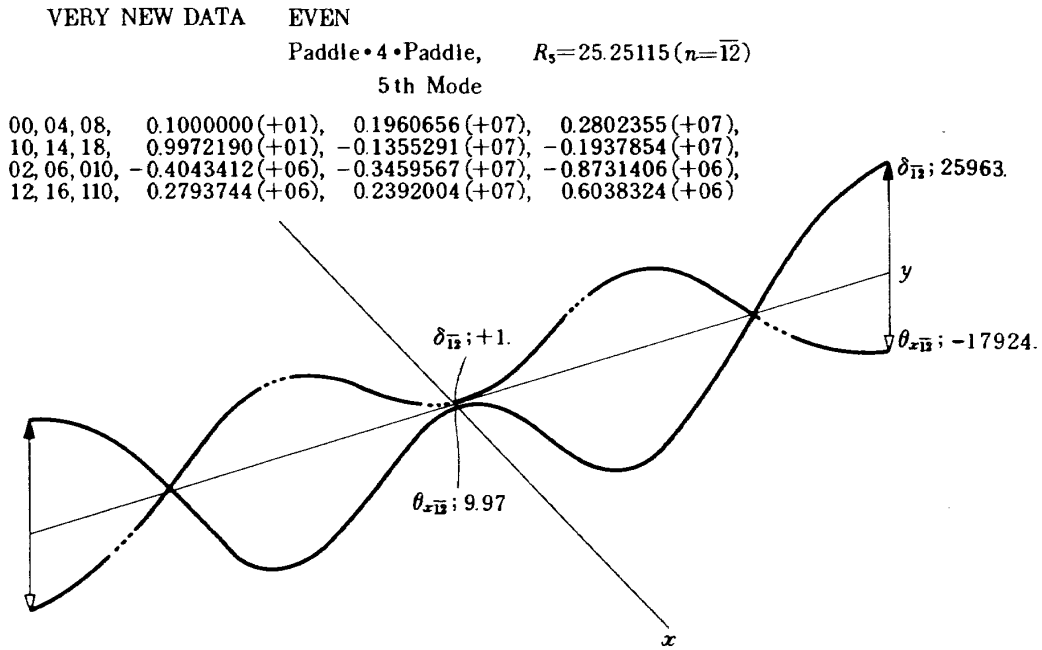


図 3.7 (c) プラットフォーム形状 II の振動モード (対称, 5 次)

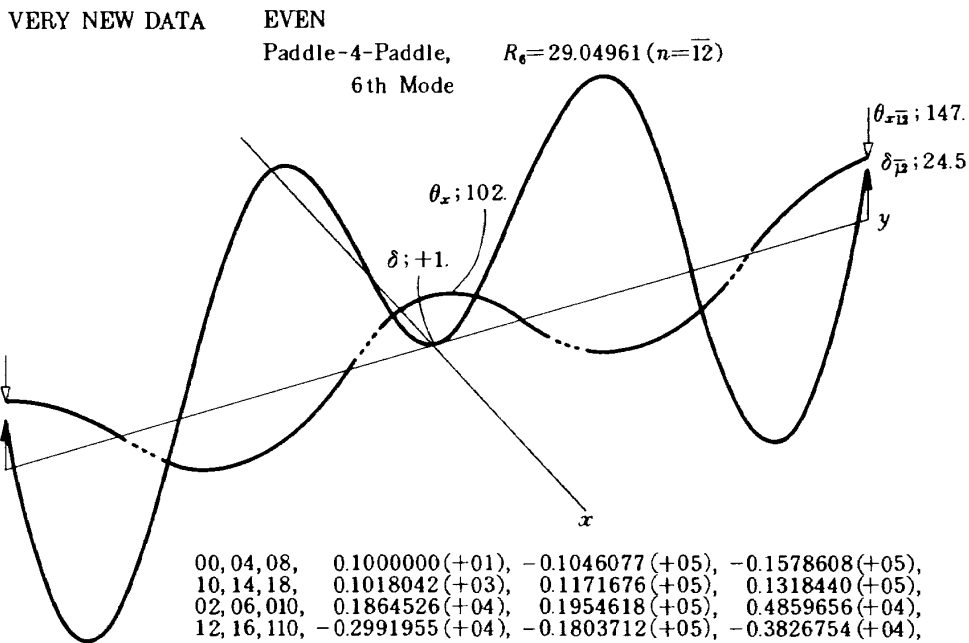


図 3.7 (d) プラットフォーム形状 II の振動モード (対称, 6 次)

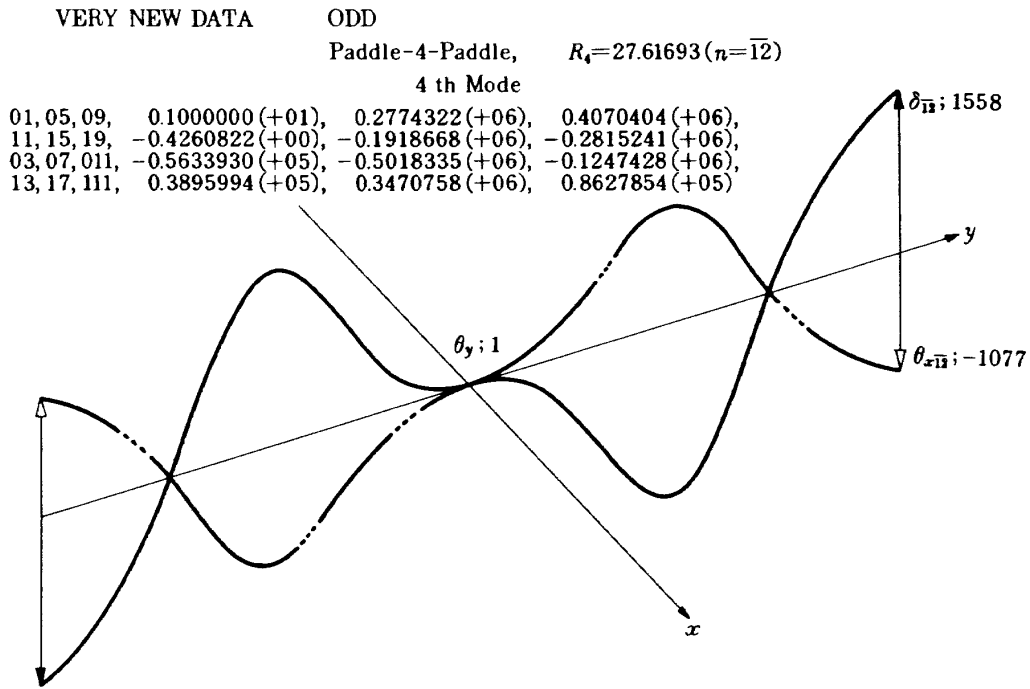


図 3.7 (g) プラットフォーム形状 II の振動モード (逆対称, 4 次)

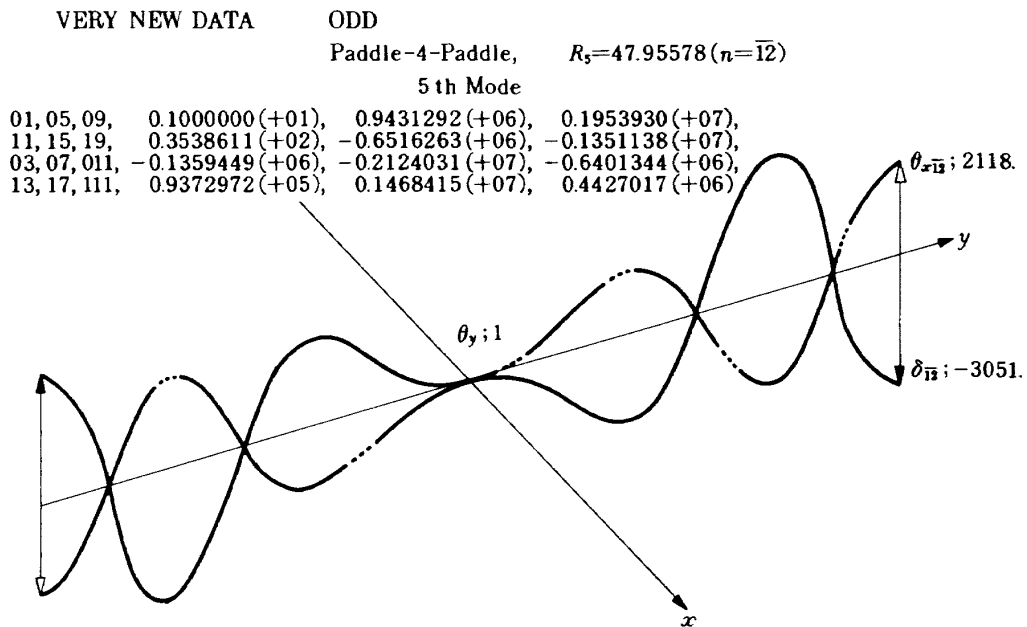


図 3.7 (h) プラットフォーム形状 II の振動モード (逆対称, 5 次)

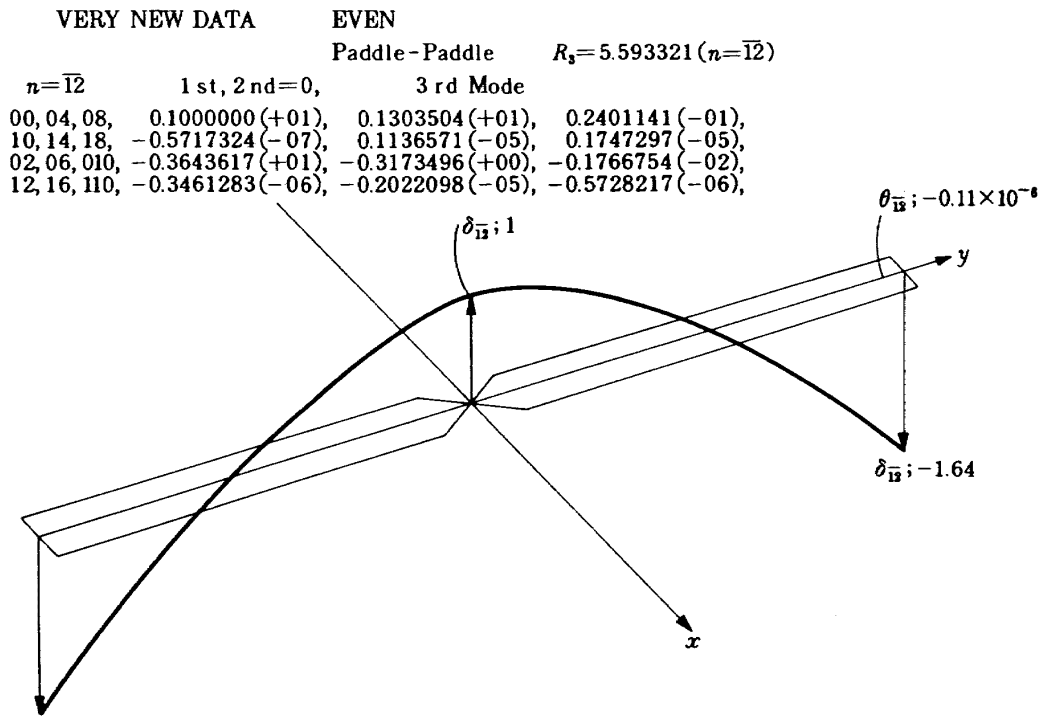


図 3.8 (a) プラットフォーム形状 I の振動モード (対称, 3次)

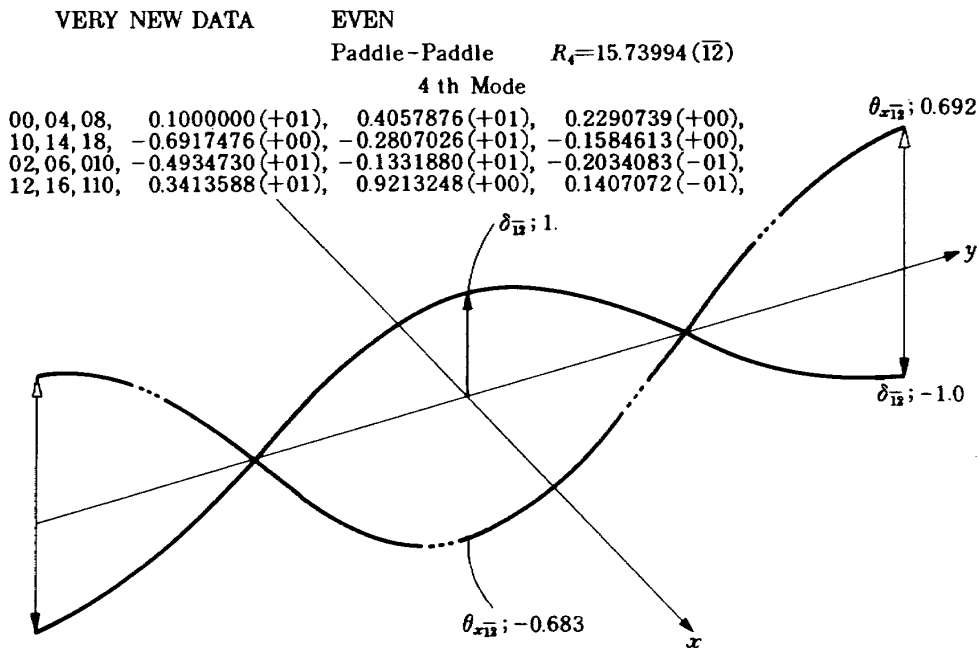


図 3.8 (b) プラットフォーム形状 I の振動モード (対称, 4次)

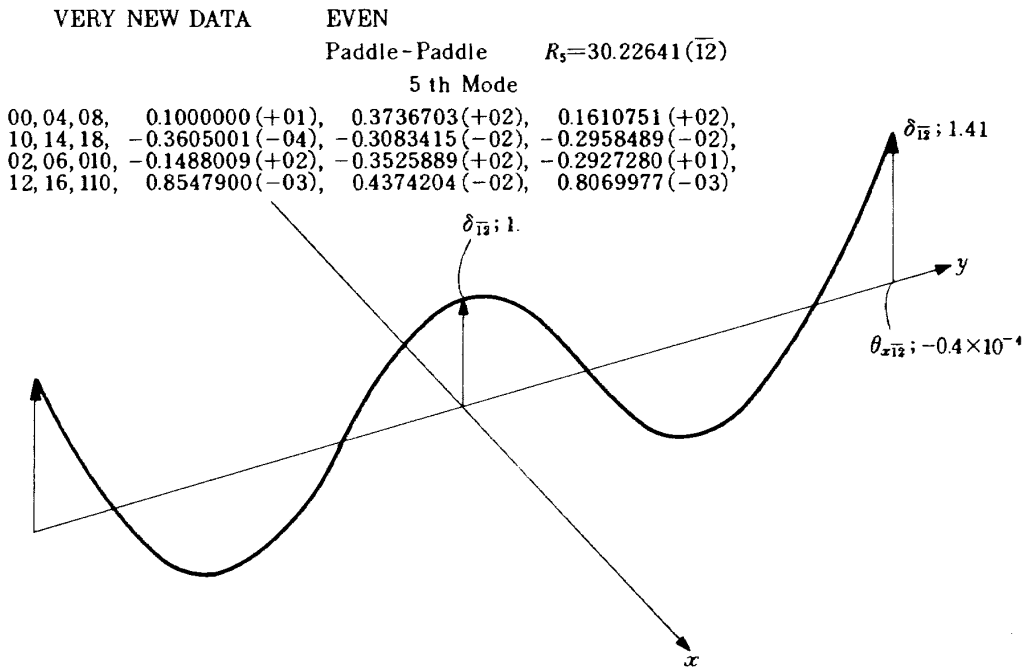


図 3.8 (c) プラットフォーム形状 I の振動モード (対称, 5 次)

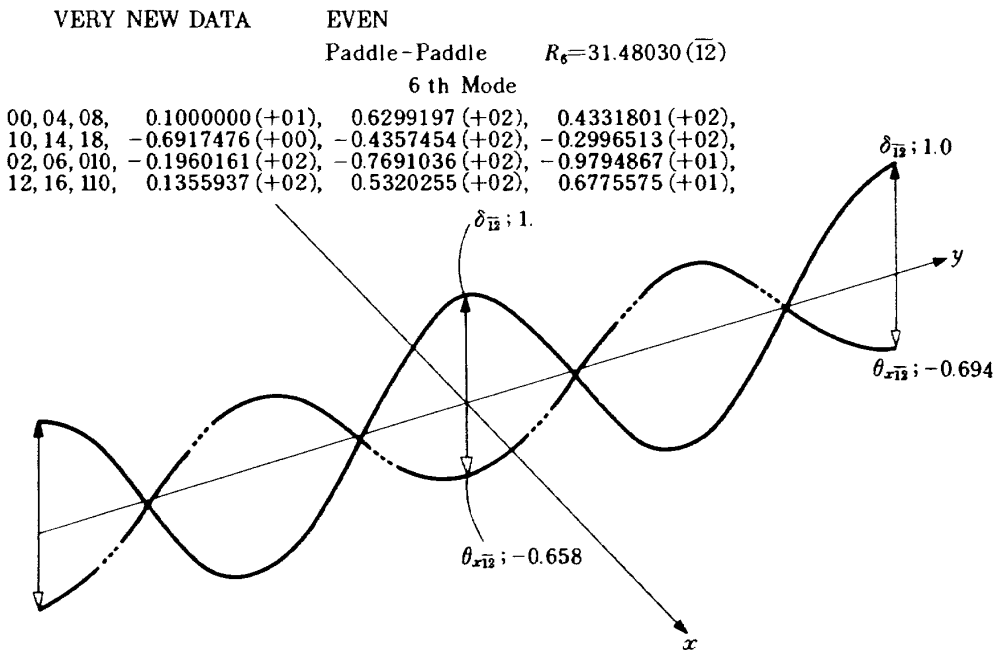


図 3.8 (d) プラットフォーム形状 I の振動モード (対称, 6 次)

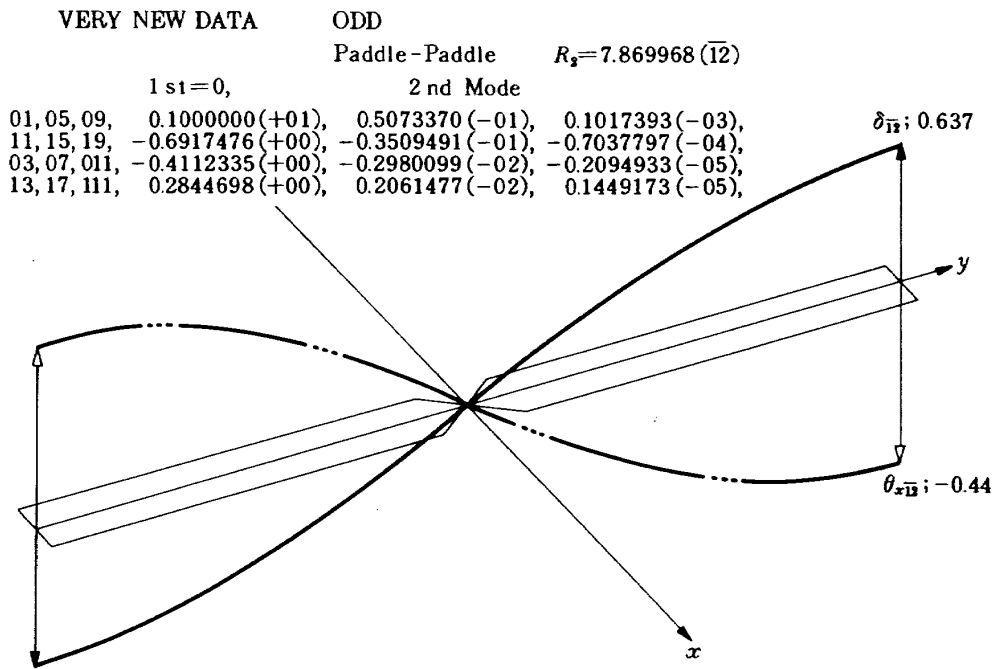


図 3.8 (e) プラットフォーム形状 I の振動モード (逆対称, 2次)

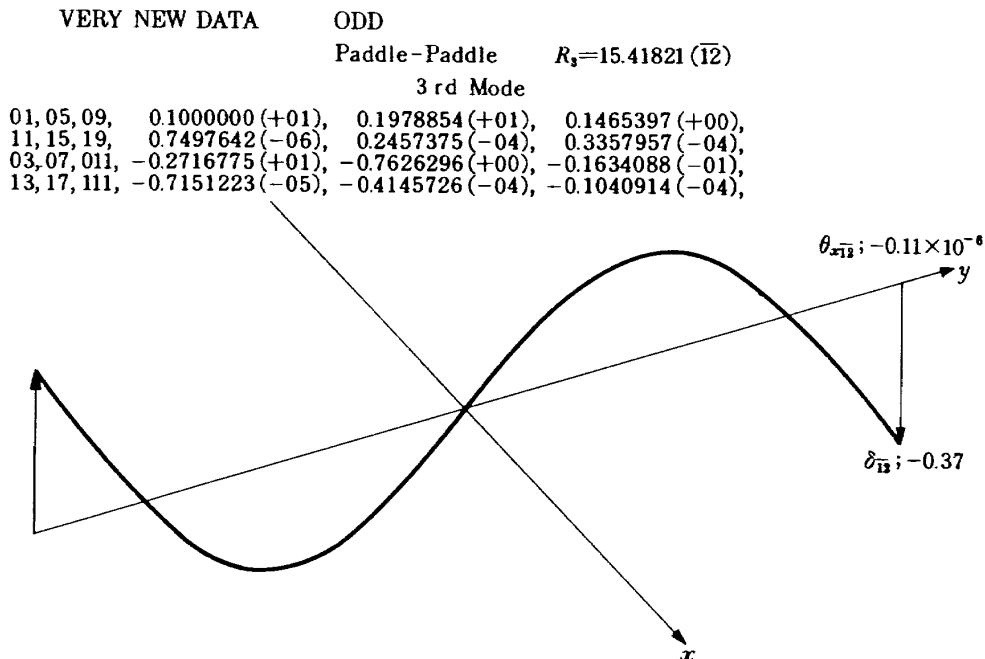


図 3.8 (f) プラットフォーム形状 I の振動モード (逆対称, 3次)

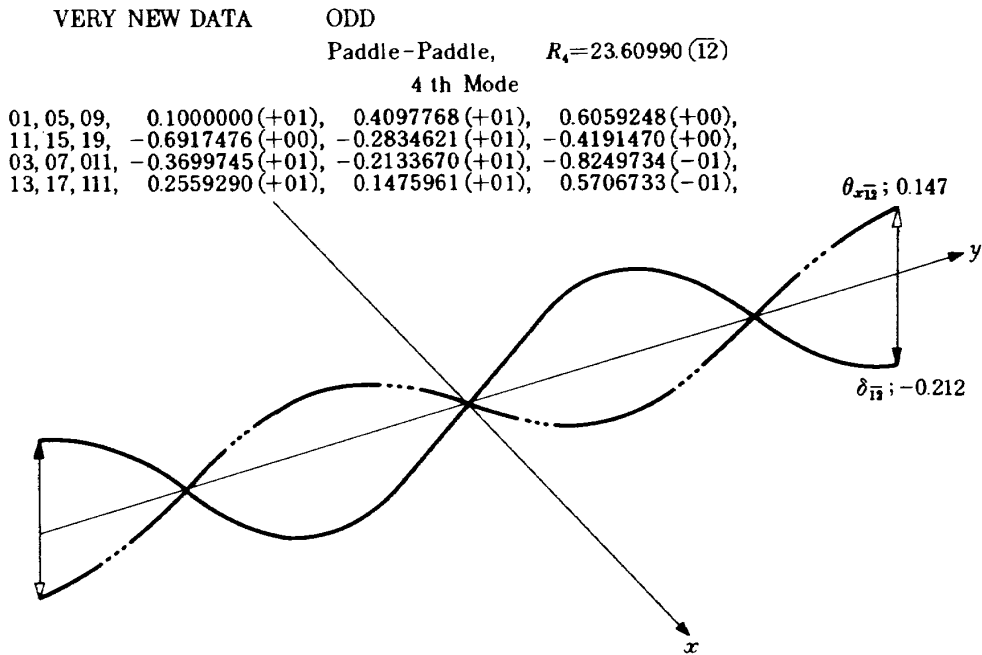


図 3.8 (g) プラットフォーム形状 I の振動モード (逆対称, 4 次)

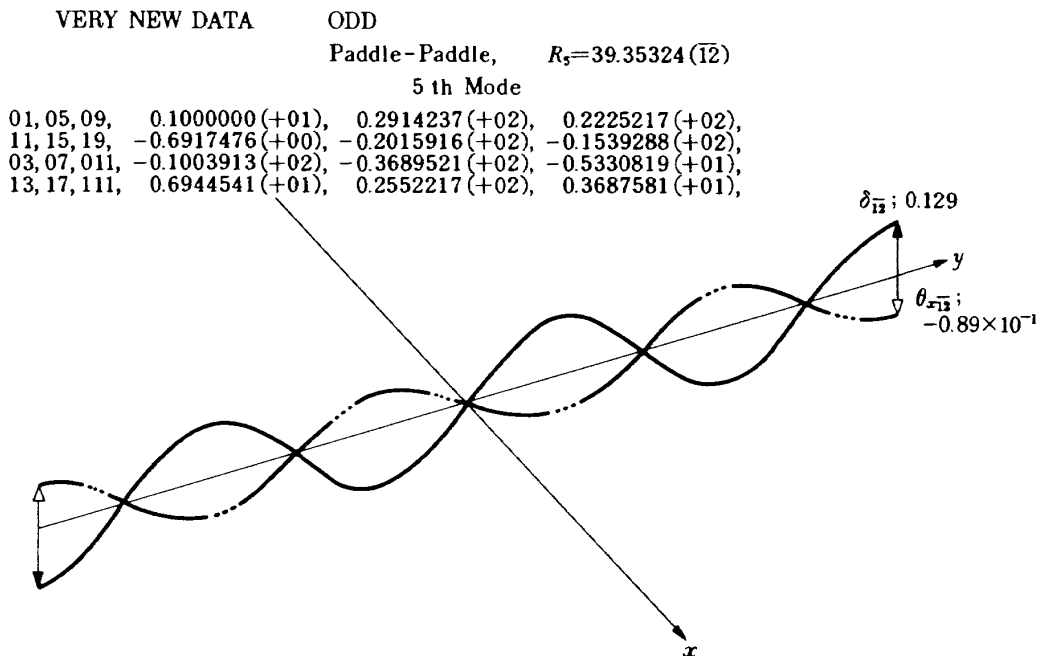


図 3.8 (h) プラットフォーム形状 I の振動モード (逆対称, 5 次)

理的にも曲げと捩りは分離すべきものにもかかわらず、他のモードが生じている。例えば、EVEN 4th 図 3.8(b)で $\delta_{12} = 1.0$ の値等である。勿論、傾斜と変位との比較は、EVENモードにおいては、原点の変位を1と規定した関数からの比較であるので、 $\theta_{x12} = 0.692 / \delta_{12} = 1.0$ の値がいくらの時、捩り角が大と判定するかの問題はあるが、他のモードとの比較、例えば、図 3.8(a)の EVEN 3rd モードの比と比較すると明らかに大きくなっていることはわかる。このような値を頭において、先に検討した、中心に慣性質量のある場合のモードの検討を行なう必要がある。

T字型形状の解析結果

図 3.10(a)~(h)は図 3.9 に示すようなサービス・モジュール部の一部を欠いた、y 軸に関してもっとも対称性のはづれた場合の系を想定して、今後開発されるかと思われる人工衛星の特性を推定する参考として計算したものである。x 軸に関しては、パドルは対称で、これらの定数は前に行なった系と同じ定数を持つものとした。

数値解析は、サービス・モジュール部の欠けたところの定数を零とするだけで、同様な計算である。

試験関数の項数は 8 箇を用いた結果で、低次の振動は、充分系の特性を示していると思う。

この様な系になると、特殊な定数関係の系以外では、パドルの片持の解とか、サービス・モジュール部の解から直接全系の振動を推定することは困難で、これらの解の組合せによって解析する必要がある。この種の解析法も、有限要素法で確立されていると思われるので、実機の解析には問題はないであろう。こゝでは、全系の近似的な解析によって、その大凡の特性を推定する参考に示すに止める。

以上解析結果のみ示したが、実験は、模型製作としては、図 3.1 の定数のシミュレート化が必要であるが、こゝで論じた解析法に関するかぎり困難はあるまいと思う。減衰の問題を論じる場合には、構造のシミュレート化にかなりの困難さがある。

実験は行なっていないが、このシミュレート模型による実測と比較し評価を行なうことは今後の課題であろう。

4. まとめ

多目的静止プラットフォームの振動解析を試験関数法により行ない、構築途中段階も含めて振動モード及び振動数を求めた。計算時間上の制約から、各

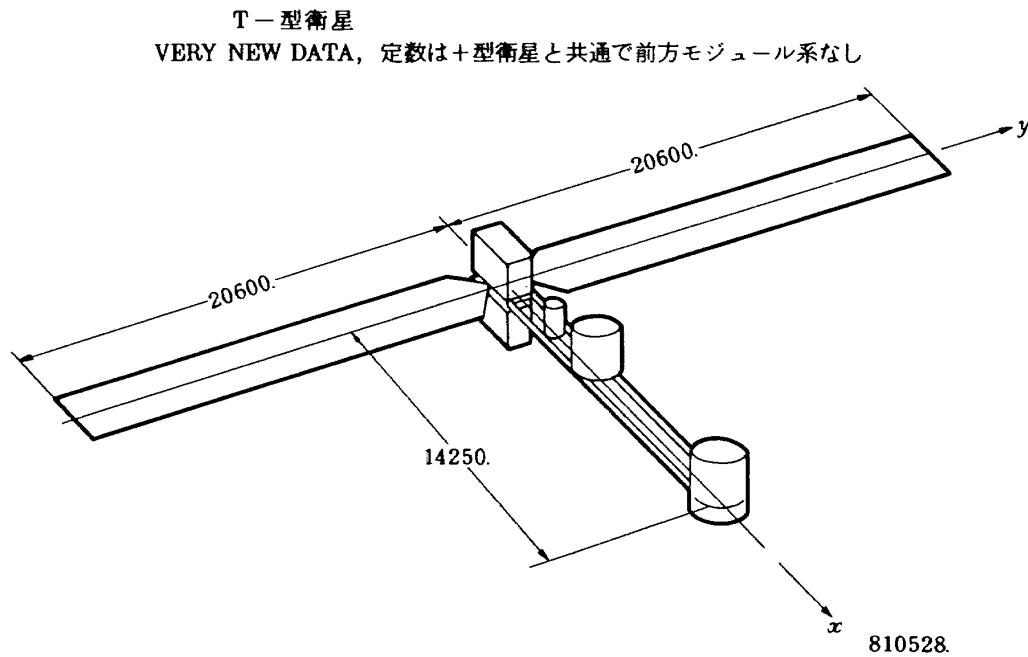


図 3.9 T字型プラットフォームの形状

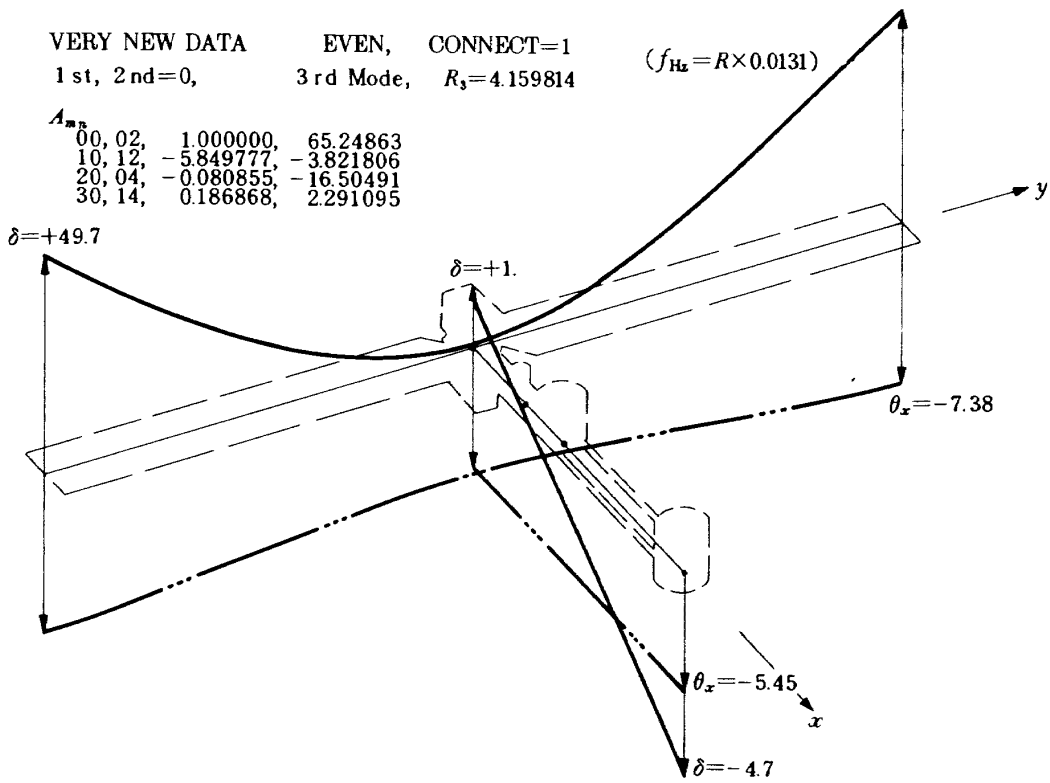


図 3.10 (a) T字型プラットフォームの振動モード(対称, 3次)

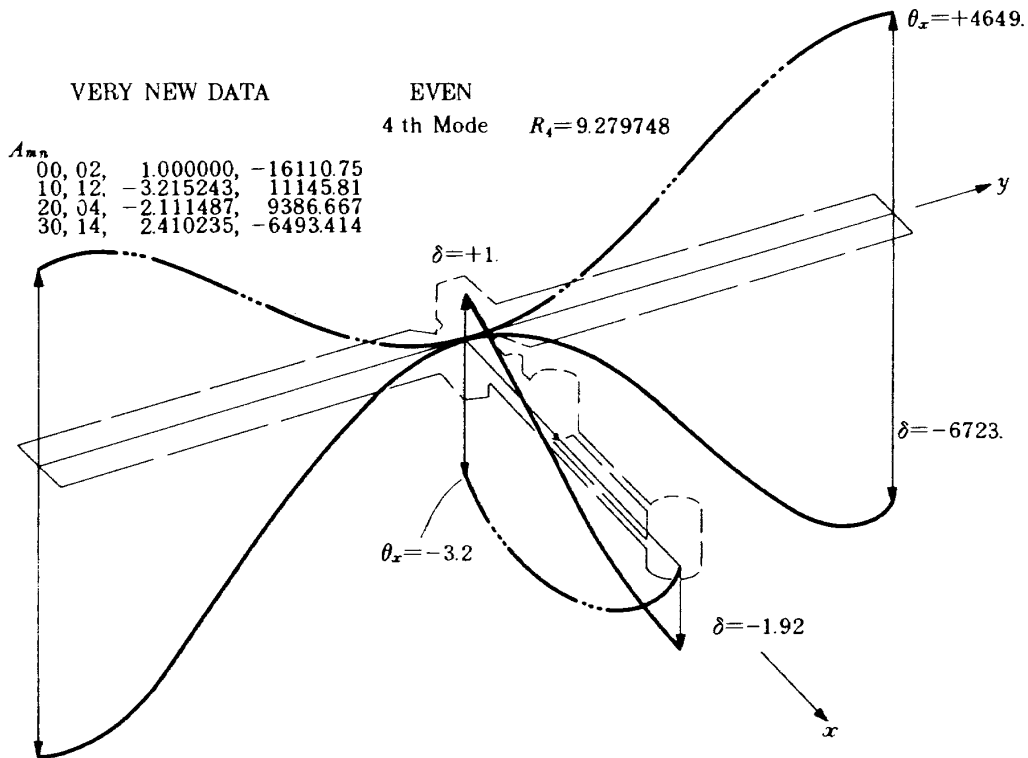


図 3.10 (b) T字型プラットフォームの振動モード(対称, 4次)

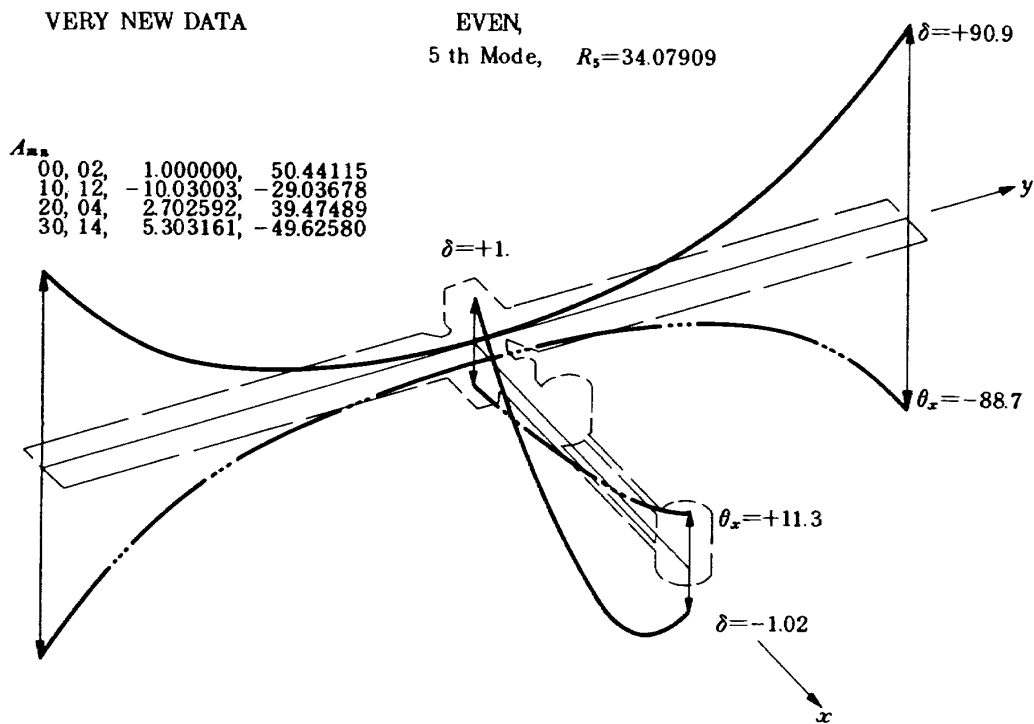


図 3.10 (c) T字型プラットフォームの振動モード(対称, 5次)

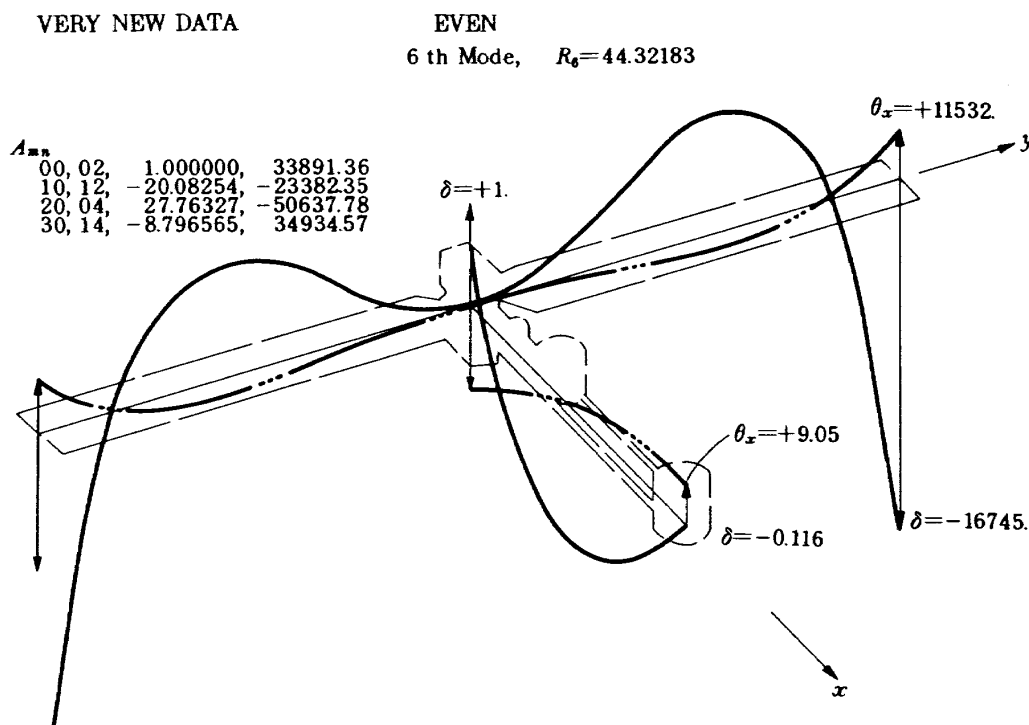


図 3.10 (d) T字型プラットフォームの振動モード(対称, 6次)

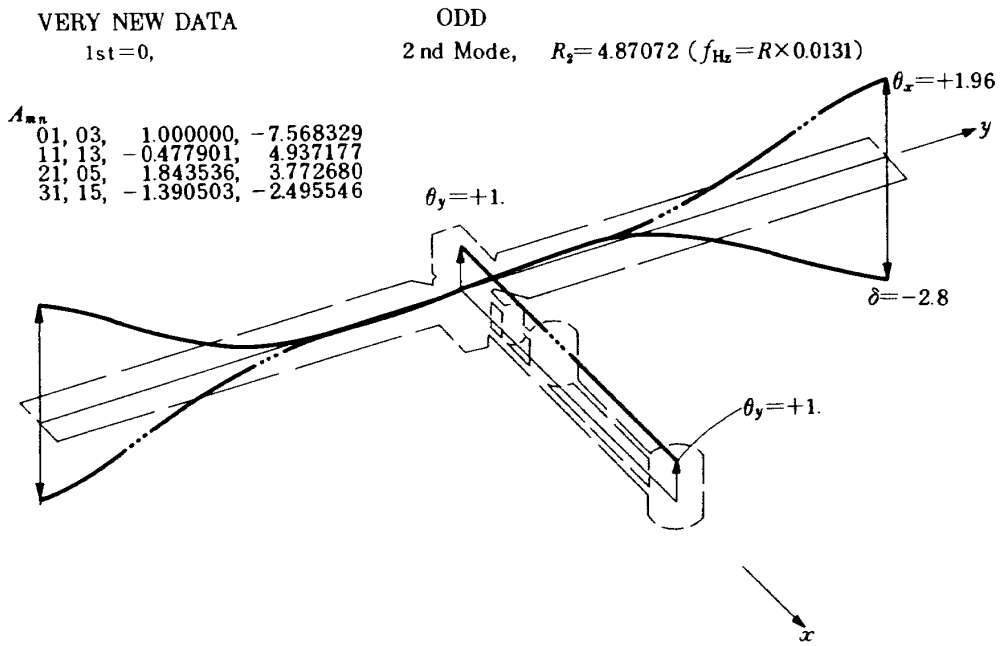


図 3.10 (e) T字型プラットフォームの振動モード(逆対称, 2次)

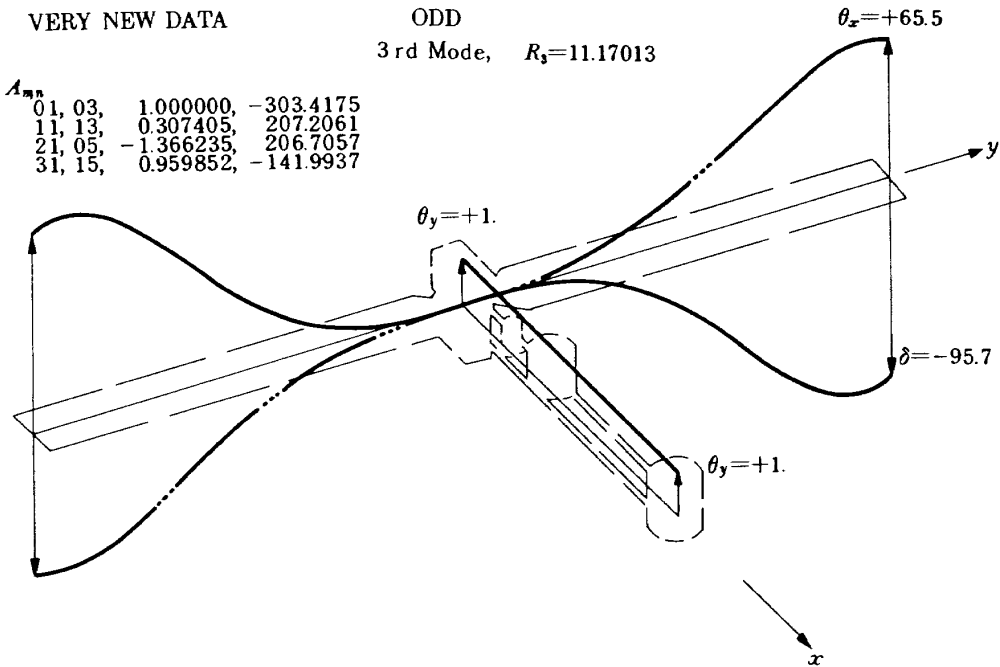


図 3.10 (f) T字型プラットフォームの振動モード(逆対称, 3次)

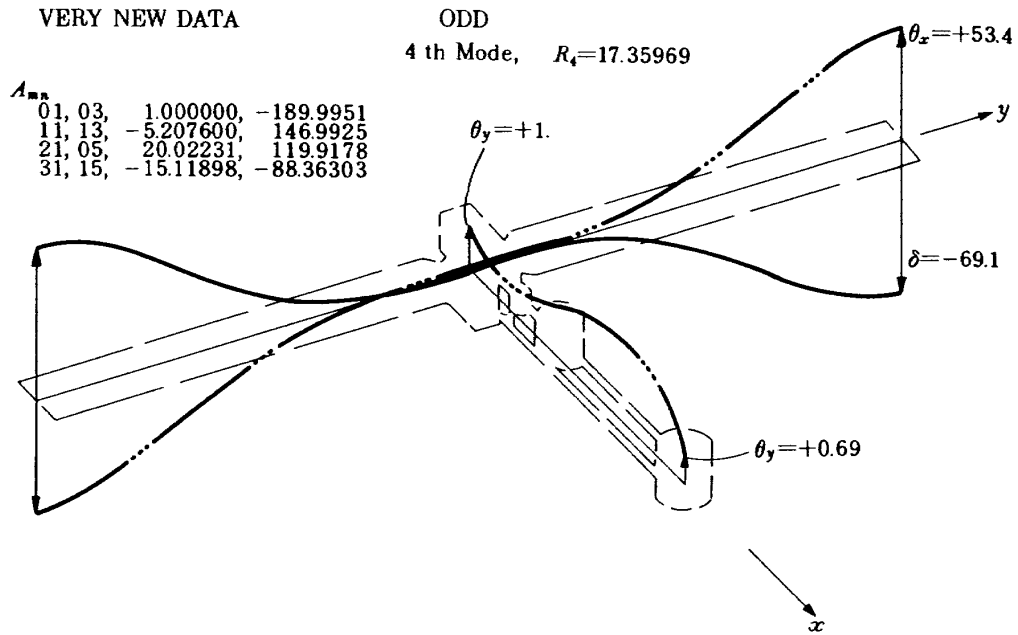


図 3.10 (g) T字型プラットフォームの振動モード(逆対称, 4次)

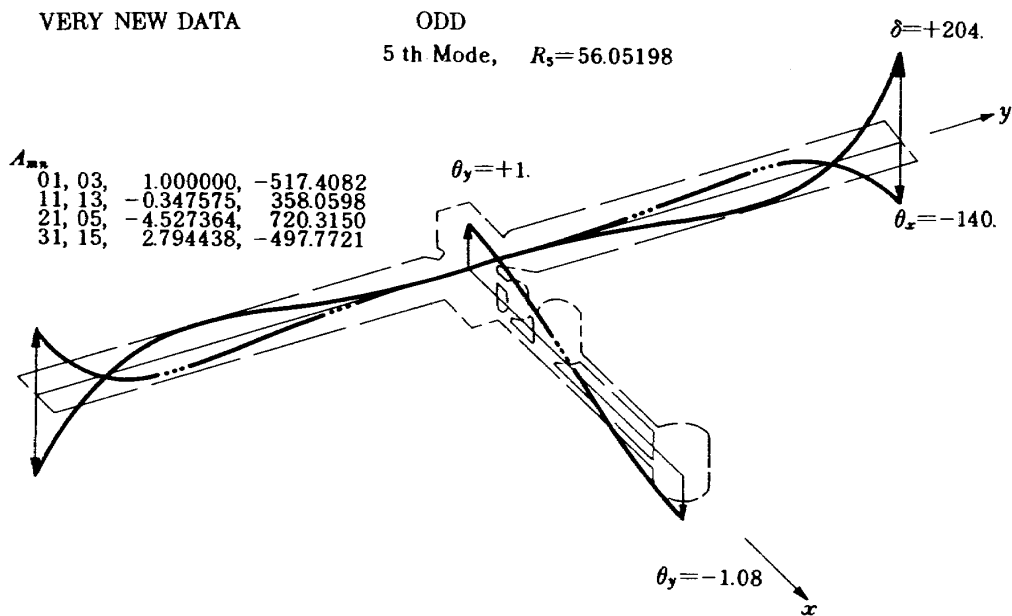


図 3.10 (h) T字型プラットフォームの振動モード(逆対称, 5次)

形状について第8モード程度までの計算結果しか示していないが、形状推移に伴う振動特性の変化を知るには十分であると思われる。より詳細な解析を有限要素法等により行なうことの他に、模型実験による検証は今後の課題であろう。

他に、この問題に関連して、ランデブドッキングのシミュレーション実験が行なわれている³⁾この実験は、剛な衛星間のドッキング寸前迄のシミュレーション実験であるが、本報告であつかった弾性振動解析の、この実験への継ぎとして考えられるものに次の様なデモンストレーションがある。

このシミュレーション実験を行なうことによって得られた結果を入力として、その後のドッキング現象および、これに続く動的応答の解析¹⁷⁾を、出来れば制御系をも接続して行ない、一連のこれらの現象をアニメーション表示することであろう。

地上での全系のドッキング実験を行なうことは、恐らく不可能であろうと思われるので、近接シミュレーション実験後は単に解析近似解ではあるが、これらの現象を接続してアニメーションに表示して、その現象を纏めておくことは、無人または有人ドッキングを問わず重要な研究課題で、アメリカ等では既に行なわれたものかと思うが、我国でも自分のものとして確認しておく必要がある。

最後に、プラットフォームデータの提供等で多大の援助をいただきました三菱電機(株)鎌倉製作所尾原弘晃氏に深く感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) NAL/NASDA 共同研究成果報告書, 昭和53年3月.
- 2) NAL/NASDA 共同研究成果報告書, 昭和54年3月.
- 3) 「ランデブ・ドッキング技術の研究」, TKR-61034, 昭和56年12月.
- 4) 「ランデブ・ドッキング技術の研究」, NASDA TN(to be issued)
- 5) 「ランデブ・ドッキング技術の研究支援」, 昭和55年3月.
- 6) 「ランデブ・ドッキング技術の研究支援」, 昭和56年3月.
- 7) J. Cacheu et al, The Minos System IAF 79-68.
- 8) R. Serradul et al., Minos ; Système spatial pour la production industrielle de materiaux en orbite L'Aéronautique et L'Astronautique 1980-3
- 9) French Plan Unmanned Space Station, Aviation Week & Space Technology, August 3, 1981.
- 10) Solaris, Interavia 8/1981
- 11) J.J, Runavot, "Solaris"orbital station-automatic laboratory for outer space rendezvous and operations NASA TM-76403
- 12) A.W, Preudshat, Satellite Assembly in Geostationary Orbit, AIAA 80-0459
- 13) P.S, Visher, Satellite clusters, Satellite Communication Sept. 1979
- 14) General Dynamics The Geostationary Platform Concept, NASA CR 161649, Aug. 1981.
- 15) N.R, Helm, Geostationary Platform, Sept. 1980.
- 16) 塙, 小松; 梁, 板結合構造物の振動(V), NAL TM-422, 1980.
- 17) D.A. Levinson, T.R.Kane ; Docking of a Spacecraft with an Unrestrained Orbiting Structure, AIAA-82-1423

航空宇宙技術研究所報告803号

昭和59年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan