

ISSN 0389-4010
UDC 629.76
629.7.018.4

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1061

H-II ロケット 1/5 模型の振動試験 (全体試験)

峯 岸 正 勝 ・ 佐 野 政 明 ・ 小 松 敬 治
森 田 甫 之 ・ 森 野 美 樹 ・ 富 岡 健 治
宇治野 功

1990年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

H-II ロケット 1/5 模型の振動試験*

(全体試験)

峯 岸 正 勝** 佐 野 政 明*** 小 松 敬 治***
森 田 甫 之*** 森 野 美 樹**** 富 岡 健 治****
宇治野 功****

Vibration Testing of a 1/5 Scale Model of H-II Launch Vehicle

Masakatsu MINEGISHI, Masaaki SANO, Keiji KOMATSU, Toshiyuki MORITA,
Yoshiki MORINO, Kenji TOMIOKA and Isao UJINO

ABSTRACT

A 1/5 scale replica model of the H-II launch vehicle was constructed and tested for study of vehicle dynamics. This model was designed to duplicate, in miniature, as many of the full scale structural elements as was economically and technically feasible. A series of vibration tests, from the moving launcher phase to the second-stage burn-out phase, were carried out, and resonant frequencies, mode shapes, and modal dampings were measured for each case.

The test data verified the mathematical modeling techniques used for predicting the vibration characteristics of the various configurations of the H-II launch vehicle.

1. ま え が き

H-II ロケットは1993年冬期の試験機1号機の打ち上げを目標に開発が進められている。ロケットは打ち上げ時及び飛行時に図1.1に示す様な種々の加振源により、機体に振動が発生する。ロケットの設計荷重、搭載機器の環境条件、姿勢制御系の設計条件等ロケットの開発初期に設定すべき重要な項目が、この機体振動の予測に依存している。この予測を精度良く行う事が性能の良いロケットを開発する為に重要である。

機体の振動特性の予測は有限要素法等による振動解析プログラムにより行うが、解析精度につい

て検討する必要がある。H-II ロケットの様に複雑な構造体について試験を行う事なしに解析結果の妥当性、精度を評価する事は大きなリスクを伴う事になる。ここで、試験は実機を用いて行うのが最も良いが供試体が大きくなり、それに伴って実施が困難になり費用も増大する。それよりも設計段階で予期出来ない様な現象が実機の試験で発見された様な場合は開発が手遅れになるか、大幅な設計変更をしなければならなくなる。そこで、この様な新規の大型ロケットを開発する際には、縮小模型の振動試験により解析結果の妥当性を確認する事が不可欠となる。これら実機と模型との関係を図1.2に示す。また、過去のロケット開発に於いて行われた全機振動試験、固有振動解析及び試験結果による数学モデルの修正の例を入手可能な文献について、それぞれ表1.1、表1.2、表1.3に示す。ここで表1.3が1例しか無いのはシ

* 平成2年2月3日受付

** 機体部

*** 構造力学部

**** 宇宙開発事業団

ステマチックにシステム同定法を適用した例が少なく、多くのものは試行錯誤により数学モデルの修正を行っている為である。

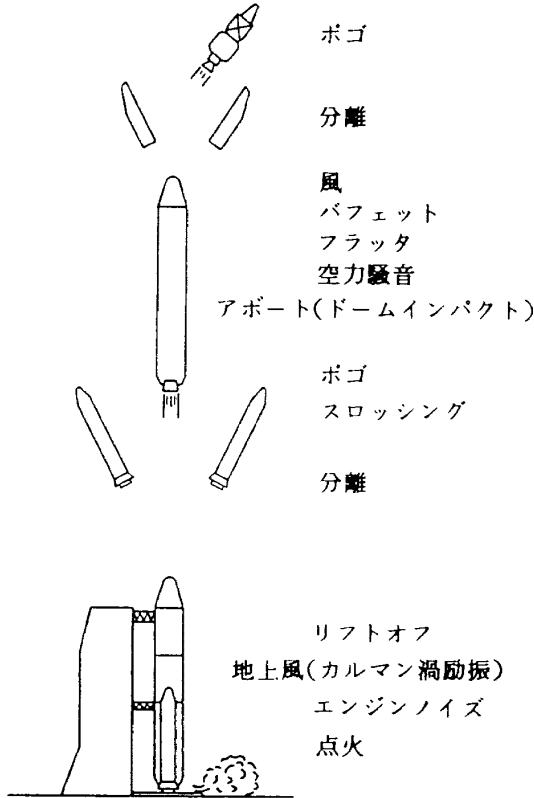


図 1.1 ロケットの動的問題

H-II ロケットは全長48.3m、総重量255トンであるが、その振動模型としては1/5(全長9.65m、重量2.04トン)のものを製作した。模型は大きく、相似性が良いほど精度は高くなるが製作・取り扱い・コスト等の制約および航空宇宙技術研究所の既設ロケット振動試験設備の大きさ等を考慮して1/5とした。

この1/5構造模型を用いて振動試験を行い、試験結果と計算結果とを比較検討して実機の計算モデル・計算法の確認を行う事が本研究の目的である。研究計画の流れの中での振動試験の位置付けと試験の概要及び試験の日程を表1.4、表1.5及び表1.6に示す。個々の振動問題と試験項目との対応については5.1節で述べる事にする。

本報告書では1/5構造模型の第1次振動試験、補充試験及び第2次振動試験の試験結果について報告するものである。第2次振動試験は第1次の結果を考慮して、移動発射台の相似モデルを作製し、ロケットと射台の連成効果を明らかにする事を主目的とした試験である。

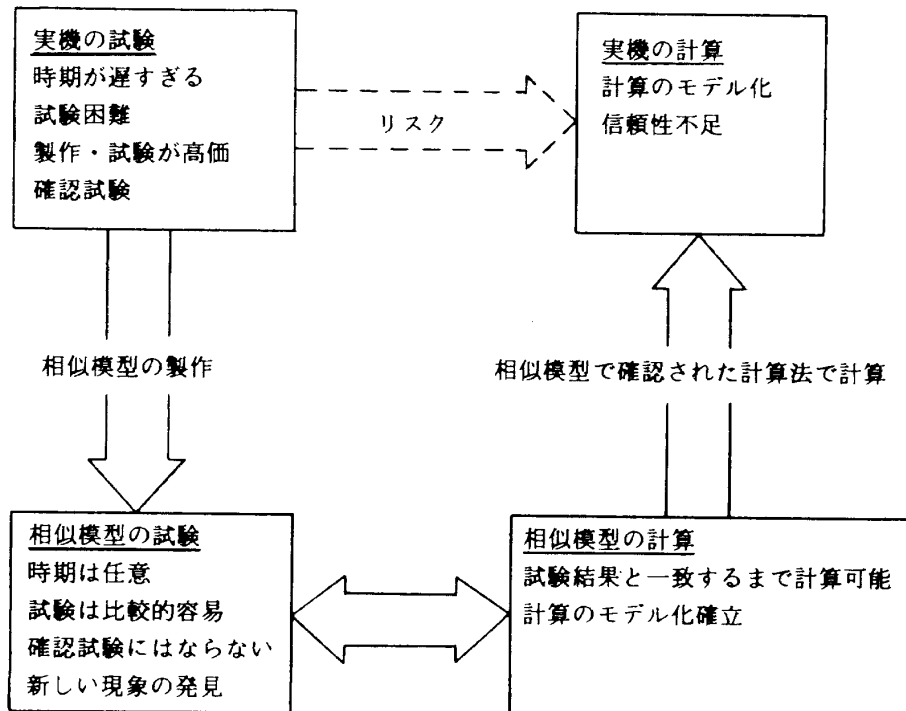


図 1.2 実機と模型の関係

表 1.1 全機振動試験例

機 種	総重量 Ton	全長 m	試験法	加振機数	使用加速度計数	参考 文献
1/8 Shuttle	4	7.3	S、R	1~2	94	[1]
Thor	2.9	17	S	1~2	28	[2]
1/5 Saturn SA-1	3	10	S	1		[3]
1/40 Apollo-Saturn	0.15	2.8				[4]
1/4 Space Shuttle	28.5	14	SD	24	320	[5]
1/10 Saturn V	2.7	11	S	1		[6]
NAL-16-31	0.6	8	S	1	25	[7]
NAL-25-31	0.8	9	S	1	25	[7]

{S;サイン加振法 R;ランダム加振法 SD;Sine-Dwell(共振法)}

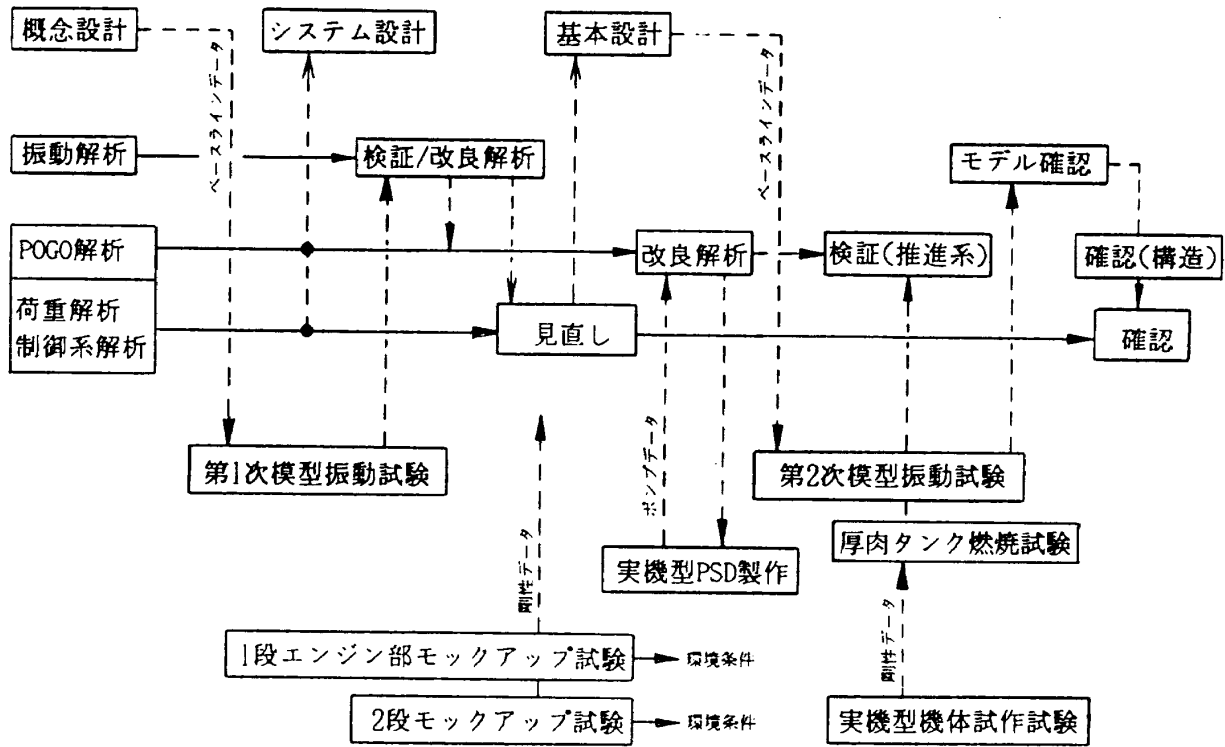
表 1.2 固有振動解析例

解析対象	要素数	自由度	使用要素等	文献
Saturn V	28	56	ビーム要素、縦振動	[8]
	26		マス-スプリング、縦振動	[8]
Saturn V	約1000節点		5マス-スプリング、60節点液体要素	[9]
Thor	8		マス-スプリング、縦振動	[10]
Atlas-Centaur	16		マス-スプリング、縦振動	[11]

表 1.3 振動試験結果による数学モデルの修正例

解析対象	自由度等	文献
Saturn V	56自由度	[8]

表 1.4 模型振動試験の位置付け



(注) PSD ;Pogo Suppression Device

表 1.5 振動試験の概要

	第1次模型試験	第2次模型試験	実機試験
目的	振動解析法の検証 (モデル化を含む)	振動解析モデルの確認	実機による最終確認
縮尺	1/5	1/5	1/1
モデル化の要点	<ul style="list-style-type: none"> ・主要構体をモデル化、タンク/流体連成、CORE/SRB継ぎ手、SRB推進薬、M/E支持、構造等を重点的にモデル化 ・その他の継ぎ手部、2次構造は概略 	<ul style="list-style-type: none"> ・主要構体、継ぎ手部詳細。 ・主要な2次構造をモデル化。 ・減衰特性に影響する事項のモデル化。 	<ul style="list-style-type: none"> ・1段CFT機体、2段CFT機体等に分割して実施。又は、GVT機体全機結合状態で実施。
試験内容	部分構造試験 全機振動試験	同左	検討中
備考		第1次試験で製作した模型の部分改修も検討	出来るだけ費用のかからない方法の検討

表 1.6 模型振動試験の日程

日 程	1985	1986	1987	1988
H-II設計フェーズ	システム設計		基本設計	詳細設計
模型製作	設計	模型製作	ML模型製作	
振動試験	<p>第1次試験 →</p> <ul style="list-style-type: none"> • 全段射座自立(2形態) • 全段リフトオフ • 1段飛行時(SRB分離前) • 1段飛行時(SRB分離後、10水位) • 2段飛行時(SECO, SEIG) • SRB単体試験(4形態) <p>補充試験 ↔</p> <ul style="list-style-type: none"> • 1段飛行時(SRB B/O) <p>第2次試験 ←</p> <ul style="list-style-type: none"> • 1段飛行時(SRB無、10形態) • ML動特性取得試験 • SRB逆吊縦加振試験 • SRB-ML連成振動試験 • 全機ML自立(2形態) <p>最終試験 ↔</p> <ul style="list-style-type: none"> • 全機ML自立(L/O) • 全機ML移動時 • SRB単体試験(横置形態) 			

2. H-II ロケットの概要

H-II ロケットは、次の三つの特徴を持っている。

第一は静止衛星打ち上げ能力の増大である。H-II ロケットは既に引退したN-I ロケットの130kg、現在主力のN-II ロケットの350kg、昭和61年8月に初号機が打ち上げられたH-I ロケットの550kgと比べて遙かに大きい2000kgの静止衛星を打ち上げる事が出来る。

第二は完全な自主技術型新設計ロケットである事である。N-I, N-II ロケットはアメリカのデルタロケット技術を導入して完成させたものであり、H-I ロケットもこれらをベースにして重要技術を自主技術化したものである。従って、これらN-I, N-II, H-I ロケットにはアメリカからの技術導入に際し制約が課せられていたが、H-II ロケットによってこの制約から完全に脱却できる。

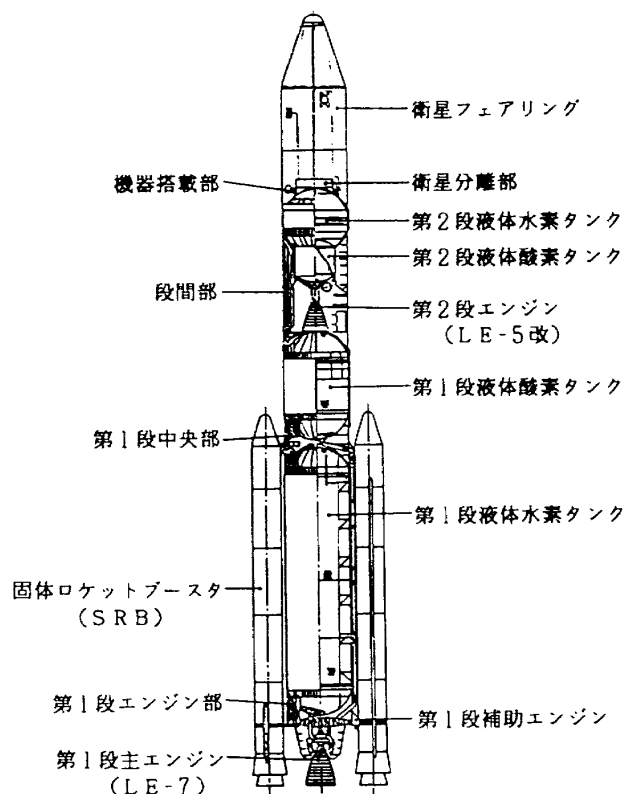


図 2.1 H-II ロケットシステム概要図

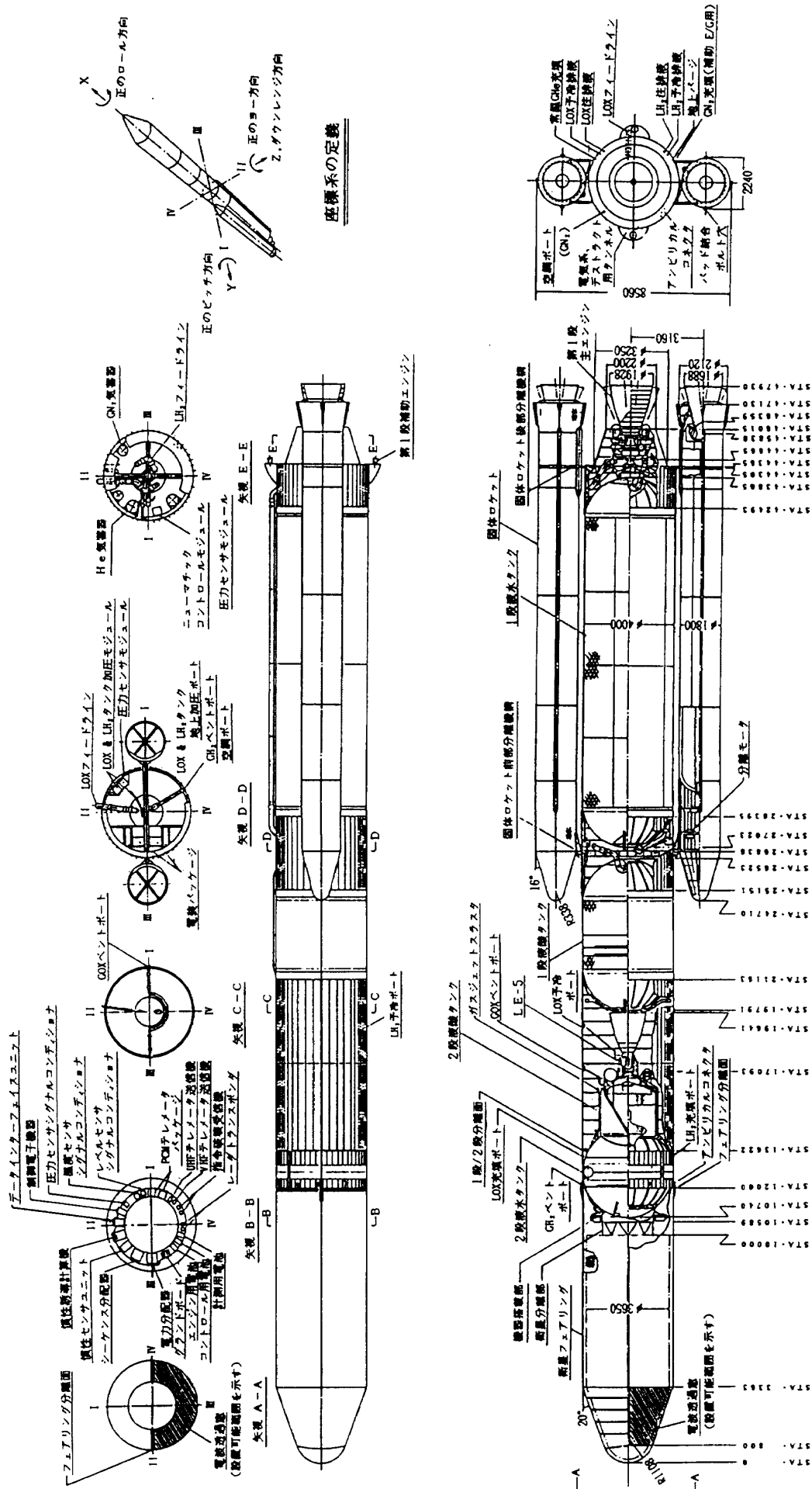


図2.2 H-II ロケット基本構想図 (昭和59年7月24日現在)

第三は低コスト化である。H-II ロケットは設計の初期段階から低コストを重視し、打ち上げ経費をスペースシャトルやアリアンと同等か、それより安くする事を目標にしている。総額2000億円で1991年に開発を終える予定である。

H-II ロケットのシステム概要を図 2.1 に、基本構想を図 2.2 に示す。総重量は 255 トンで全長は 48.3m である。このロケットの第 1 段には、H-I ロケットの第 2 段に用いた液体酸素 / 液体水素ロケットを 10 倍程度大型高性能化した LE-7 を開発し、これを用いる。第 1 段タンクは直径 4m で H-I ロケットの拡張で対処している。第 2 段も H-I ロケットの第 2 段の推薬量を増やし大型化したものである。また、機体両側 2 本の固体ロケットブースタは直径 1.8m、推薬量各 59 トンの推力方向制御能力を持った新型固体ロケットで、可動ノズルは宇宙科学研究所の M ロケットの技術を発展させて開発する。衛星を収納する衛星フェアリングは直径 4m、長さ 12m の半割り構造で 2 トン級衛星を 1 個、或いは 1 トン級衛星を 2 個同時に収納出来るものである。

3. 相似則と模型の設計構想

3.1 相似則

最初に簡単な相似則を導き、あとで曲げ振動、縦振動、ねじり振動についてそれぞれ考える事にする。

まず、構造物の弾性振動は次に定義されるようなコーシー数 Ca

$$Ca = \frac{\text{慣性力}}{\text{弾性力}} \quad \varepsilon = \frac{\rho l^2 v^2}{El^2 \varepsilon} \quad (3-1)$$

で支配される。ここに E はヤング率、 ρ は密度、 v は速度、 l は長さ、 ε は歪みで無次元数である。ポアソン比は無視されている。速度 v は振動数 f により

$$v = lf \quad (3-2)$$

と表せ、模型と実機と同じ材料を使用すれば

$$\frac{f'}{f} = \frac{l}{l'} \quad (3-3)$$

となる。ここにダッシュを付けているのが模型の量を示している。模型の幾何学的縮尺を 1/5 とす

れば

$$f' = 5f \quad (3-4)$$

となり、模型の試験では実機の場合の 5 倍の振動数となる。

H-II ロケットは液体ロケットであり、かなりの重量を液体が占めている。タンク内での液体自身の振動はスロッシングであり、この液体振動のパイナンバーはフルード数 Fr で

$$Fr = \sqrt{\frac{\text{慣性力}}{\text{重力}}} = \sqrt{\frac{\rho l^2 v^2}{\rho g l^3}} \quad (3-5)$$

と定義される。先程と同様に縮尺 1/5 を入れてみると

$$f' = \sqrt{5}f \quad (3-6)$$

となり、構造振動の相似則と相入れない。

幸いにして、ロケットのような円筒タンクのスロッシングの場合には、計算で十分に精度のある予測が可能である。また、構造振動とスロッシングとの連成も深刻ではない。よって、相似則としては構造振動の方の式 (3-4) を優先させる。ここで、構造振動に対する慣性としての液体は付加質量としてふるまう事になるが、この時の液体の慣性力は式 (3-1) で評価されるので、液体があっても、構造振動の時は式 (3-4) で評価出来る。

相似則について更に詳しく調べる事にする。先程は式 (3-4) 及び式 (3-6) をパイナンバーから導いたが、パイナンバーを用いるのは現象を支配する方程式が無い場合で、今の場合には振動方程式は或る程度分かっているので、曲げ、縦、ねじり振動についてそれぞれ考える事にする。

ロケットの曲げ振動についての固有振動数 f_B は λ_i を定数として

$$f_B = \frac{\lambda_i}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (3-7)$$

となる。ここに ρ は密度、 A は断面積、 EI は曲げ剛性、 L は長さである。ロケットは薄肉円筒とみなせるので、

$$\rho A = \rho 2\pi R h + (\text{液体の付加質量})$$

$$EI = E\pi R^3 h \quad (3-8)$$

となる。ここに R は半径、 h は厚さである。液体の付加質量のオーダーは

$$2\pi R \times (\rho_L R / \rho h) \quad (3-9)$$

となる。ここに添字の L は液体の量である事を示す。同じ材料を用いていけば、固有振動数は縮尺率に反比例すると言う事になるが、液体については実用上、同じ液体（液体酸素、液体水素）を用いる事は出来ないので厳密には式(3-4)は成立しなくなる。

縦振動についての固有振動数 f_L は n を正整数とすると

$$f_L = \frac{n}{4L} \sqrt{\frac{\rho A + (\text{液体の付加質量})}{EA}} \quad (3-10)$$

となり、液体が無い場合は寸法 L に反比例する。液体がある場合には、曲げ振動の時と同様に、厳密には式(3-4)は成立しなくなる。

ねじり振動の固有振動数 f_T については λ_i を定数として

$$f_T = \frac{\lambda_i}{L} \sqrt{\frac{GJ}{\rho I_p}} \quad (3-11)$$

となる。ここに

$$I_p = 2\pi h R^3$$

$$J = 2\pi R^3$$

となり、固有振動数は寸法 L に反比例する。液体の付加質量は理想流体と仮定すれば円筒シェルの場合ゼロである。しかし、実際には液体に粘性が有るので、ねじりに対して慣性モーメントを持つ。そこで、仮に、模型に対し実機と同じ液体酸素と液体水素を用いたとしても、レイノルズ数を合わせる必要があり、個々の固有振動数について液体の物性を変えねばならなくなるので、これは実現不可能である。

円筒タンク内の横スロッシングの一次の固有振動数 f_s は

$$f_s = \frac{1}{2\pi} \sqrt{1.81 \frac{g}{R} \tanh(1.81 \frac{H}{R})} \quad (3-12)$$

と与えられるので、寸法を1/5とすれば式(3-6)を得る。ここに H は液体の深さである。これらの検討から明らかなように構造と液体が連成するロケットの振動では、厳密な相似模型は製作不可能である。しかし、構造振動に注目し構造材料に同じ材料を用いければ、模型の固有振動数は実機のそれの約5倍となる。

3.2 模型の設計構想

模型としては大きい程精度は高くなるが、製作・取り扱い・コスト等の制約を考慮し、今回は幾何寸法を1/5とした模型を製作する事とした。縮尺を1/5とした事で模型の高さは9.65mとなり、航空宇宙技術研究所の既設ロケット振動試験設備で使用可能な最大の高さとなる。

模型の使用材料については原則として実機と同種材料を用いる。タンク等の主要構造体は実機ではアイソグリッド構造となっており、単純な板ではないので、これを模型では等価な面内剛性の板厚とする。艀装品については原則として、10kg以上のものは個別に装着する。液体酸素（比重1.12）の代わりには水（比重1.00）を固体推進薬（BP-X）の代わりにはポリイソプレンゴムを入れる。液体水素（比重0.071）タンクには何も入れない。表3.1に実機と模型との比較を示す。

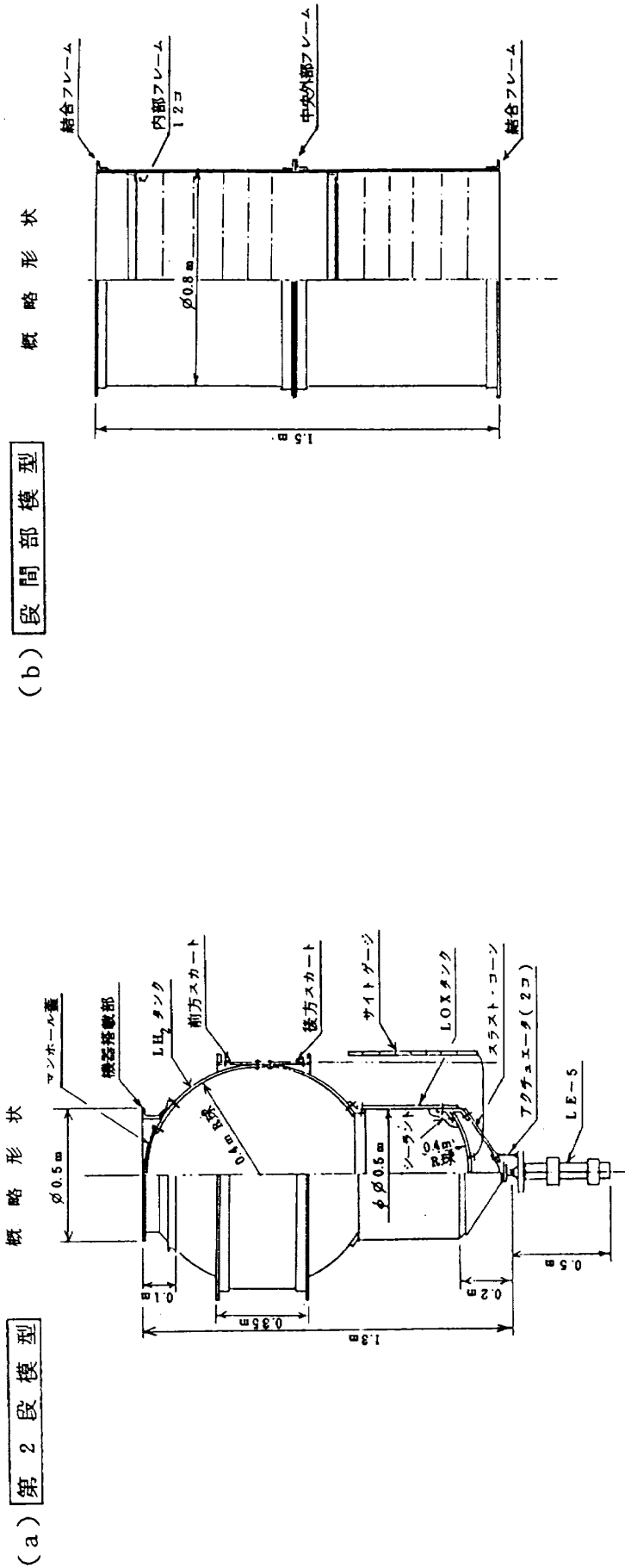
3.3 模型各部分の設計

前節の構想に従って、図3.1～図3.6の仕様のよう模型各部分を設計した。この図での仕様の他に試験実施と取り扱い荷重及び3年の使用に耐える事。また、コスト低減のためJIS等の標準品に安価で近い形状の物があれば多少の相似性は犠牲にしても良い事などを付け加えた。

模型の製作はコア部分を三菱重工業株式会社、固体ロケットブースタを日産自動車株式会社、フェアリング、射座及び移動発射台を川崎重工業株式会社がそれぞれ担当した。また、ペイロードの衛星部（ETS-VI相当）は日本飛行機株式会社が担当した。以下に模型製作に於ける要求仕様を示す。

表 3.1 実機と模型との比較

	実機	模型
全長	48.3m	9.65m
直径	4.0m	0.8 m
SRB	1.8m	0.36m
全重量	255,000kg	2,040kg
SRB重量	69,000kg	550kg
発射時固有振動数	0.29Hz(予想)	1.5Hz(目標)
液体(1,2段共)	LOX(比重1.14) LH ₂ (比重0.072)	水(比重1.0) 無
フェアリング	CFRPの2分割	7M:ニカムの積層



要求仕様

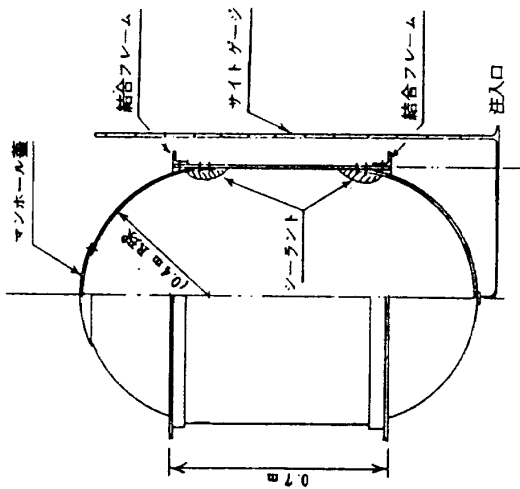
1. 機器搭載部はアルミ铸造より削り出す。機器搭載パネル剛性及び機器重量をシミュレーションすること。
2. LH₂タンクはアルミ製、板厚は実機の約1/5とすること。
3. 前方、後方スカートはストリングを省略。
4. 共通隔壁ドームは省略。
5. LOXタンクシリンダ、ドームはアルミ製、板厚は実機の約1/5とすること。
6. LOXタンクには水を充填するため、内部を防錆処理し、外部へ水漏せぬようシールすること。
7. スラストコロンはストリングを省略。
8. エンジンには梁モデルとする。
9. LOXタンク底部に圧力センサ1個を取り付けること。

要求仕様

1. 全アルミ合金製とする。
2. スキトリングは省略。
3. ストリングは省略。
4. 1段搭載機器の重量をシミュレーションすること。
5. 2段LOXタンク注水口、サイトゲージと取出口を有すること。

図3.1 第1段、第2段振動模型の要求仕様

概略形状

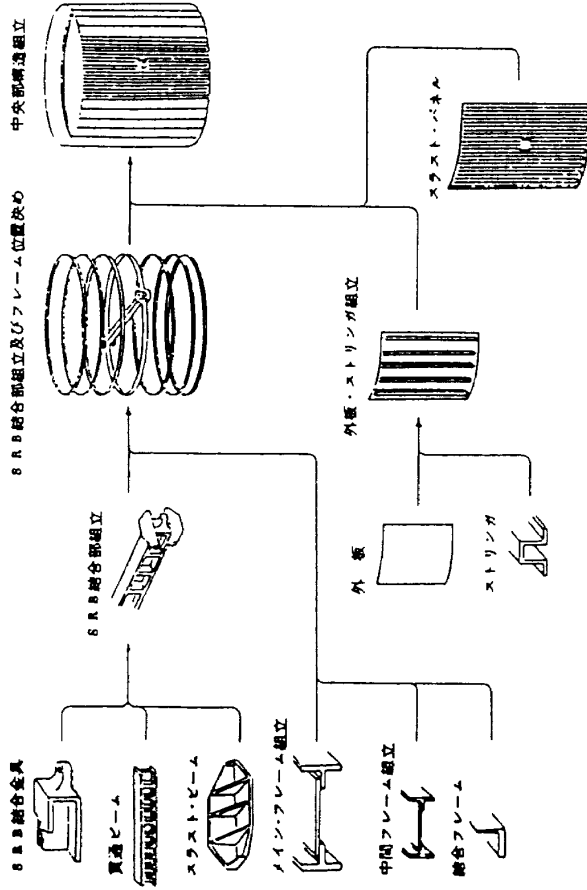


要求仕様

1. 全アルミ合金製とする。
2. シリンダ部及びドーム部はモノコック構造とする。
3. シリンダ部板厚及びドーム部板厚は実機の等価応力板厚の約1/5とすること。
4. 本タンクには水を充填するため、内部を防錆処理し、外部へ水漏せぬようシールすること。
5. 圧力センサ、歪ゲージを内部に取り付けること。
 圧力センサ 1個
 歪ゲージ 20枚

(c) 第1段LOXタンク模型

概略形状(組立図)

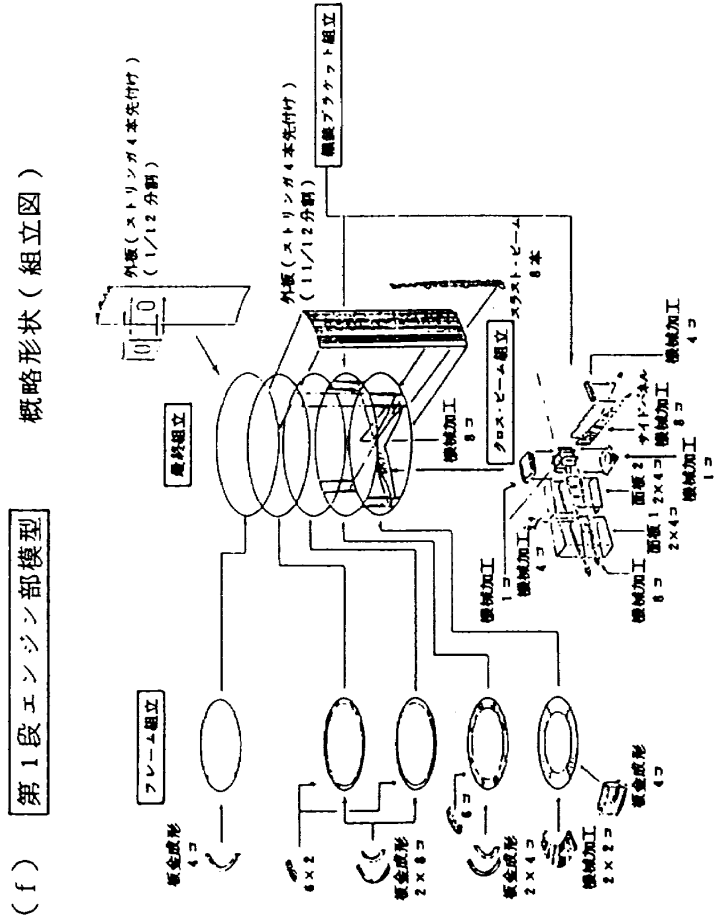
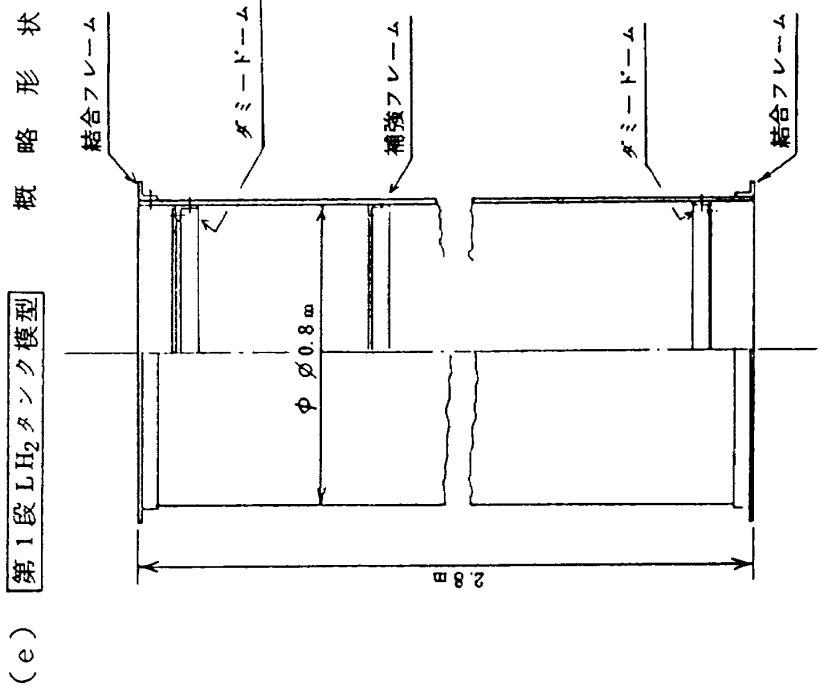


要求仕様

1. 中央部基本構造をシミュレートすること。
2. 全アルミ合金製とする。

(d) 第1段中央部模型

図3.1 (つづき)



要求仕様

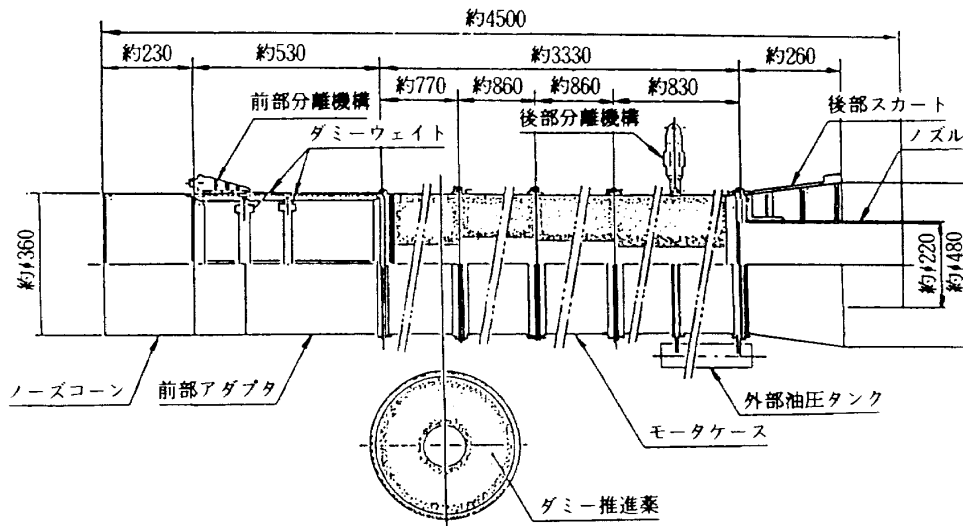
- 要求仕様書
1. 全アルミ合金製とする。
 2. 外板厚は実機の等価応力板厚の約1/5とする。
 3. タンクドームについては形状の相似性を要求しない。
 4. 液水のシミュレートはしない。
- 要求仕様書
1. エンジン部の基本構造様式をシミュレートすること。
 2. 詳細な部材形状は必ずしもシミュレートする必要はない。
(例: クロスベームは一樣断面でも可)
 3. エンジンは梁モデルとする。
(シリンバル機構, アクチュエータダミー付)

図3.1 (つづき)

(g) 組立用治具

番号	品目	要求仕様
1	吊り具	全模型を吊り上げ可能な強度を有すること。 各模型と接続可能な構造を有すること。
2	架台 (一式)	各模型を保管するに適した構造を有すること。 各模型の輸送時の固定に適した構造を有すること。 専有面積はなるべく小さくすること。
3	組立用治具 (一式)	模型組立時の作業に適した構造、強度を有すること。

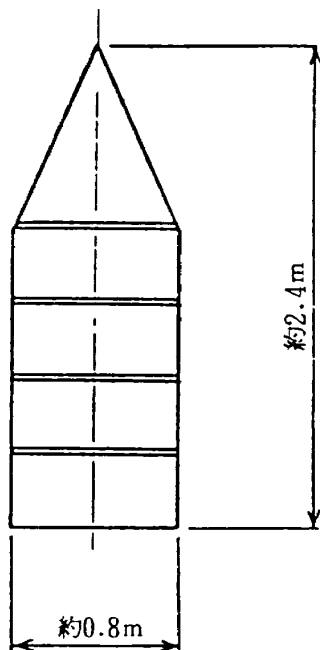
図3.1 (つづき)



(g). SRB振動模型概要図 (注) 寸法は概略値である。(単位: mm)

- ノーズコーン
 - ・モノコック円筒とする。
 - ・前部分離機構近傍は実機の円筒リング剛性をシミュレートすること。
 - ・重量を相似にすること。
- 前部アダプタ
 - ・スキンストリングフレーム円筒とする。
 - ・材料はアルミ合金を使用する。
 - ・前部分離機構近傍は、実機細部構造をシミュレートすること。
- モータケース (推薬なし)
 - ・モノコック円筒で、実機と同様の4セグメント分割構造とする。
 - ・材料は鉄を使用する。
 - ・前方及び後方鏡板は、円板にて重量のみシミュレートする。
 - ・円筒部板厚は実機の約1/5とすること。
 - ・セグメント結合はフランジ/ボルトによること。
 - ・外部油圧タンクは結合位置、重量、重心をシミュレートすること。
 - ・可動ノズルはピボット点で回転可能とし、アクチュエータダミー2本で支持する構造とする。
- モータケース (推薬あり)
 - ・金属ケース部分は(c)項と同じ。
 - ・推薬は疑似推薬とし、その比重及び弾性率は実機推薬と可能な限り等しくする。
 - ・空孔形状は円形とし、推薬充填率を実機と等しくする。
 - ・外部油圧タンク及び可動ノズルは(c)項と共用するため、本項には含めない。
- 後部スカート
 - ・スキン/フレーム構造とする。
 - ・材料はアルミ合金を使用する。
 - ・4本のホールダウンポストをシミュレートすること。
- 分離機構
 - ・前部及び後部分離機構は、実機細部構造をシミュレートすること。

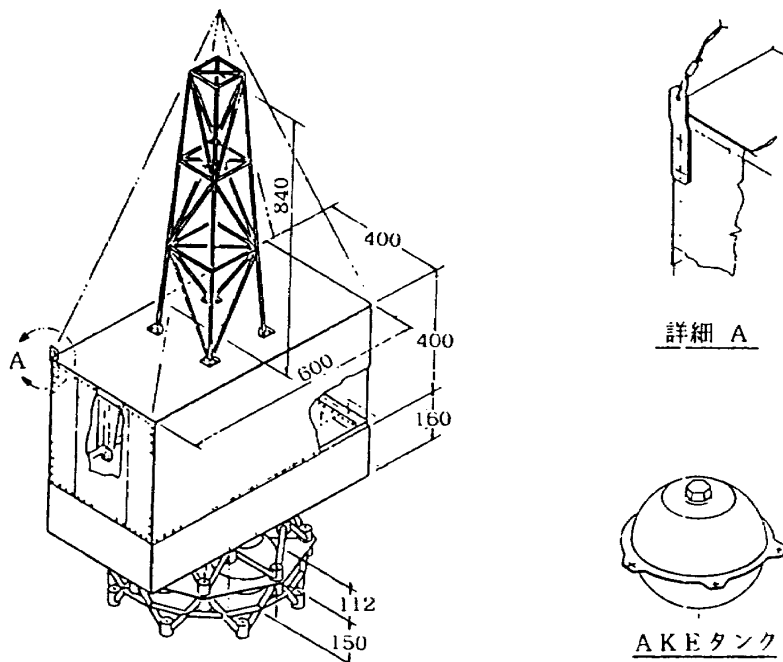
図3.2 SRB振動模型の要求仕様



要求仕様

1. 全重量、重心位置、慣性モーメントを相似にすること。
2. 梁としての曲げ剛性分布を大略相似とすること。
3. 形状は円筒と円錐の組合せとすること。
4. 下端は外部フランジにて2段模型と結合する。

図 3.3 フェアリング振動模型の要求仕様

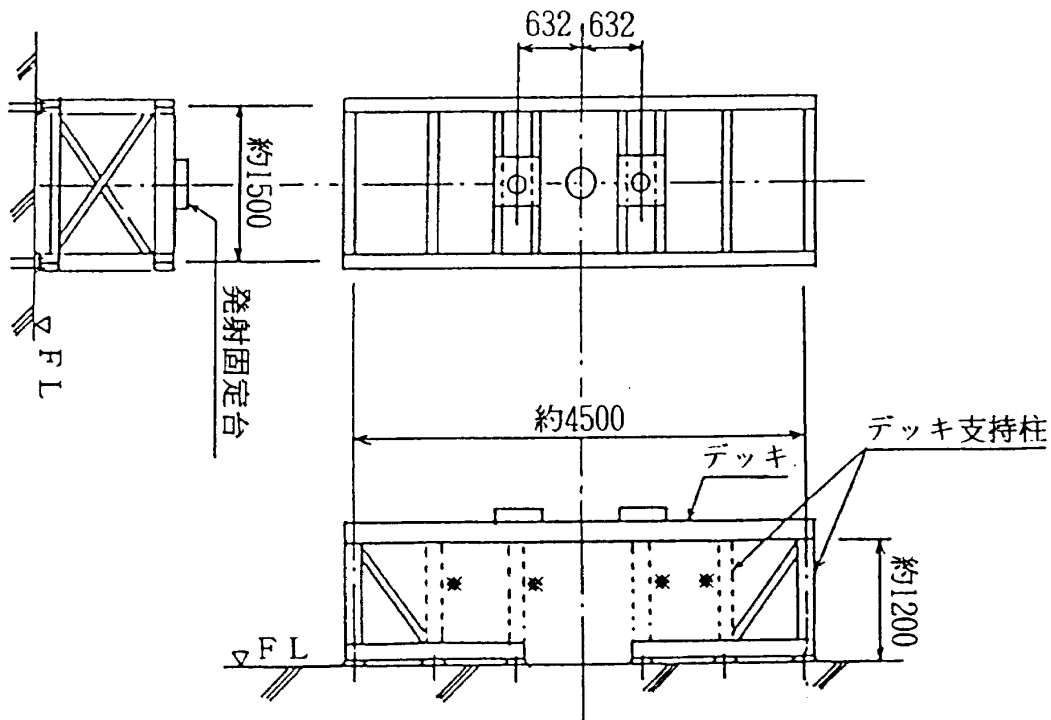


要求仕様

1. 質量分布及び重心を実機に合わせることを優先すること。
2. 永久結合部はリベット或は溶接結合とし、分離分割部はスクリュー或はボルト結合とすること。

(注) AKE ; Apogee Kick Engine

図 3.4 衛星振動模型の要求仕様



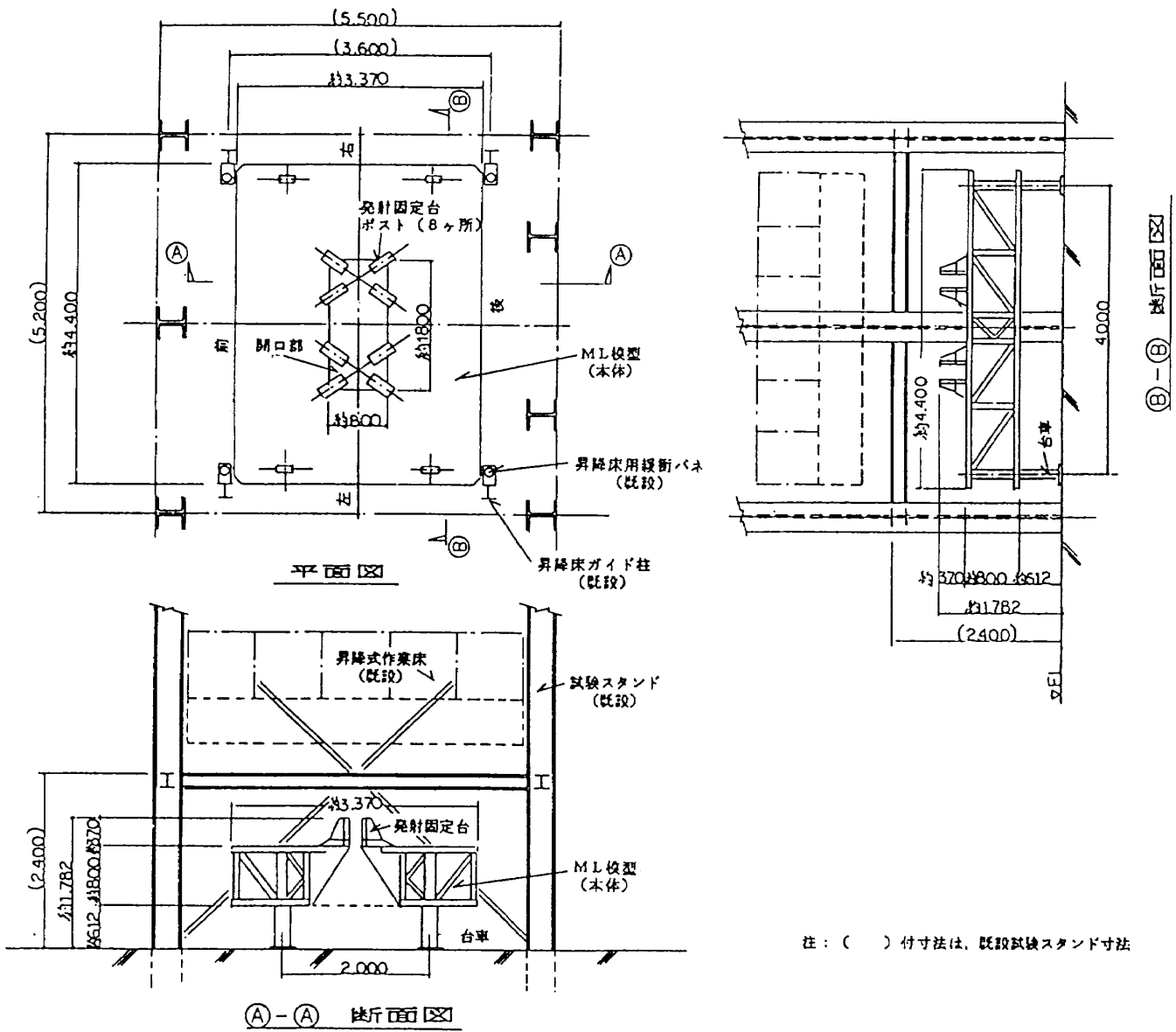
注1. 単位はmm

注2. ※印は試験種類に応じて適宜取付ける。

要求仕様

1. 支持台はH-IIロケットの射座実物を模擬したものとする。但し、アンビリカル塔については模型製作を省略するものとする。
2. 支持台(上図に示す)は鋼製とする。
3. 発射固定台は支持台及びロケット模型の製作誤差を吸収するため、2台別々に前後左右及び上下位置の微調整が可能なものとする。
4. デッキ中央部真下には加振機搬入及び作業用の空間を設けること。
5. デッキの剛性は追加部材を現場で装着/取外すことにより、調整可能なこと。
6. デッキ固有振動数を模擬するため、付加質量をデッキ中央部に取付けること。
7. 支持台は試験スタンド内に搬入可能なものとする。
(試験スタンドの詳細は別途指示するものとする)
8. 支持台はロケットを吊り上げて行う飛行時振動試験の際、万一ロケットが落下しても、その下面の作業員が安全なよう必要な強度を有するものとする。なお、ロケットの吊り上げ量は最大10cmとする。

図3.5 射座模型(支持台)の要求仕様



要求仕様

- (1) ML模型は、実物を模擬した 1/5 縮小のものとし、その外形寸法は上図に示すとおりとする。
- (2) ML模型の各部寸法・形状は、機体とのインタフェース部剛性および内部主要剛性が実物の 1/5 縮小を模擬した値となるよう、必要な断面特性を有するものとする。
- (3) ML模型は、実物の 1/5 縮小を模擬した質量分布を有するものとし、必要に応じ付加質量を取付けるものとする。但し、ML全体の振動特性に対する影響の小さい部分は模擬を省略して良いものとする。
- (4) ML模型の支持方法は、射座位置におけるロケット発射作業時のML支持剛性を模擬したものであること。
- (5) ML模型に使用する部材は原則として JIS 規格又はメーカー規格サイズの形鋼・鋼板とする。
- (6) 航空宇宙技術研究所に既存の模型支持台は撤去のうえ、契約の相手方において処分するものとする。
- (7) ML模型上への機体模型据付調整に際し、ML側の調整を行うものとする。

図 3.6 移動発射台模型 (ML) の要求仕様

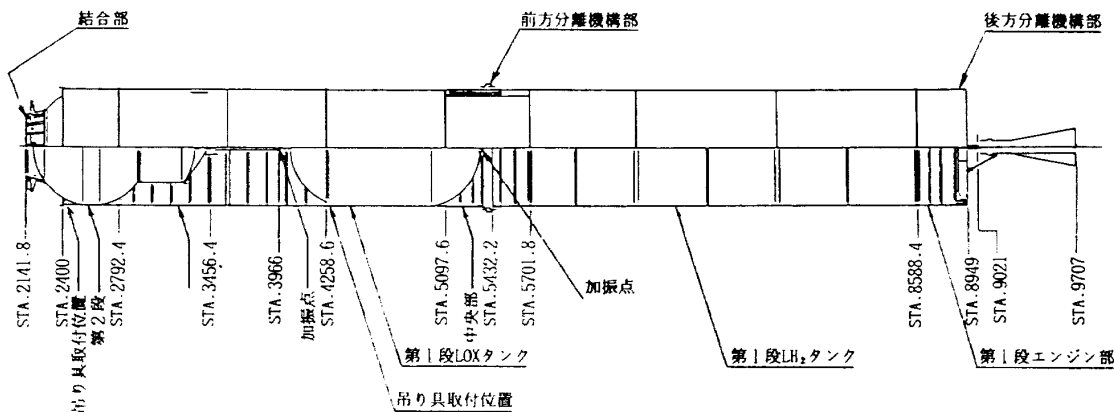
4. 模型の詳細

ここでは模型の製造図面を掲載する事にする。図4に示す模型の詳細図は紙面の関係で全体の製造図を示す事は無理であったので、ここにあるものが製造図の全てではない。また、図は縮小コピーの為、細部の寸法等は読み取り不可能な部分もある。この図面に基づく重量計算と剛性計算については8.3節に示す。

掲載した模型図面の順序は以下の通りである。

(a) コア部 全体組立図

- (b) コア部 第1段エンジン部
- (c) コア部 第1段 LH₂ タンク
- (d) コア部 第1段 LOX タンク
- (e) コア部 中央部
- (f) コア部 第2段
- (g) 衛星
- (h) フェアリング
- (i) SRB
- (j) 支持台(射座)
- (k) 移動発射台
- (l) 第1段, 第2段吊り具



(注) STA. はフェアリング先端を基点(STA.0)として、単位mmで示す位置

図4(a) コア部全体組立図

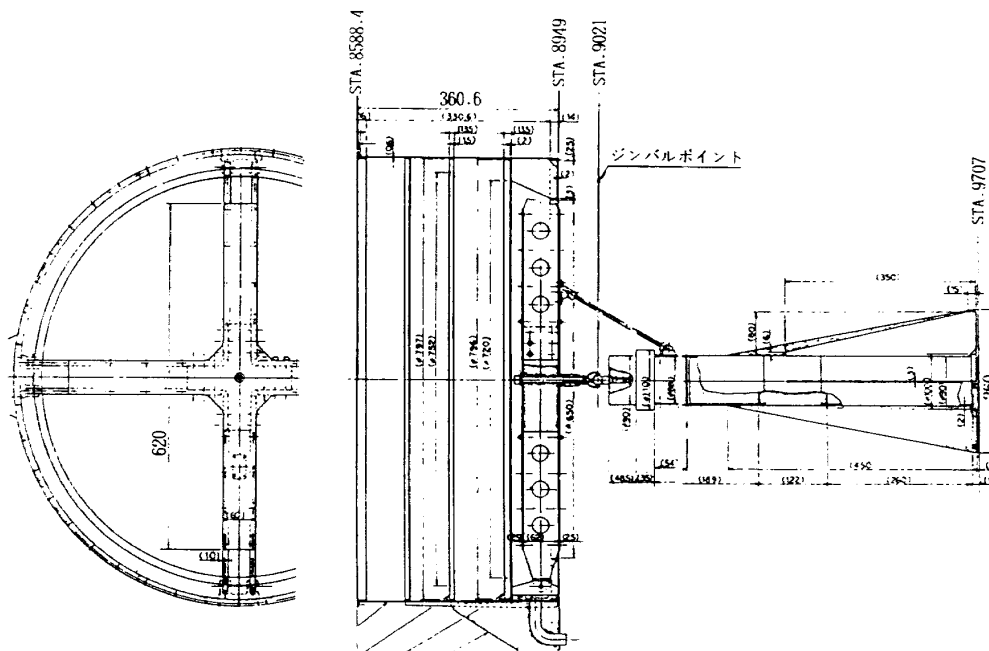


図4(b) 第1段エンジン振動模型

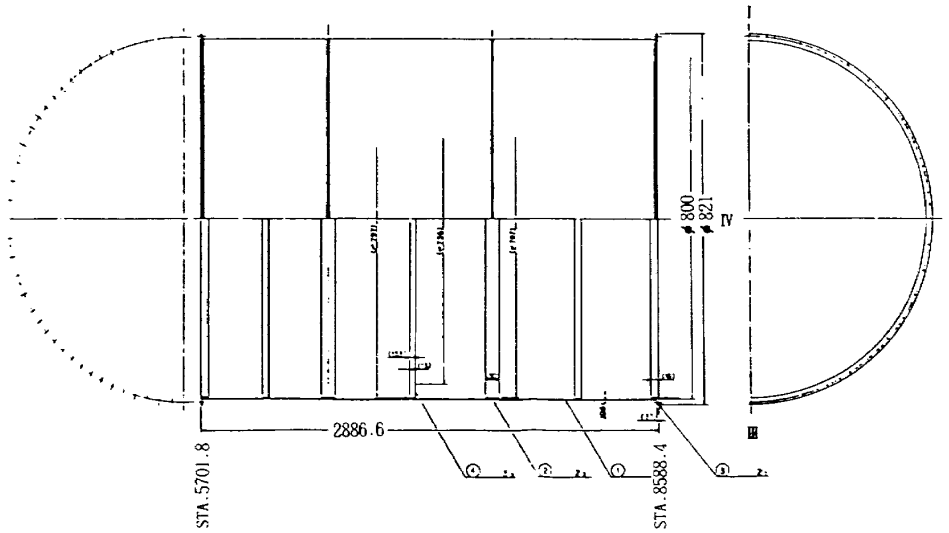


図4(c) 第1段 LH₂タンク振動模型

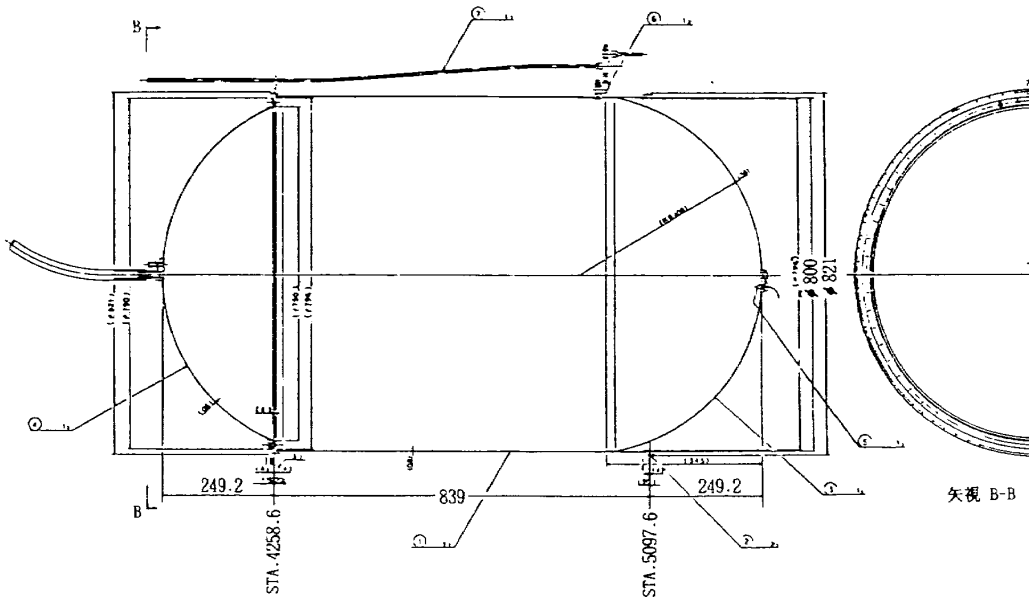


図4(d) 第1段 LOX タンク振動模型

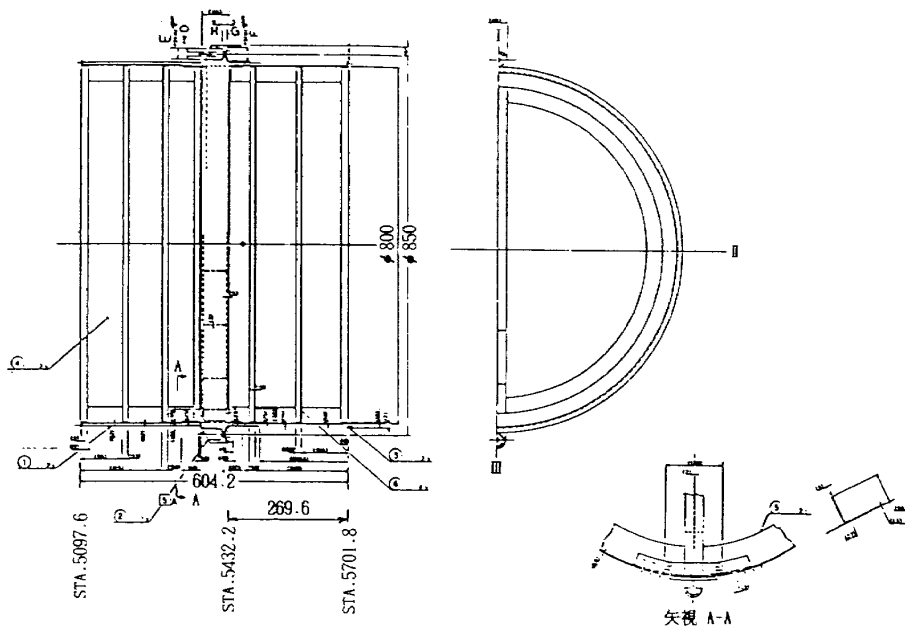


図4(e) 中央部振動模型

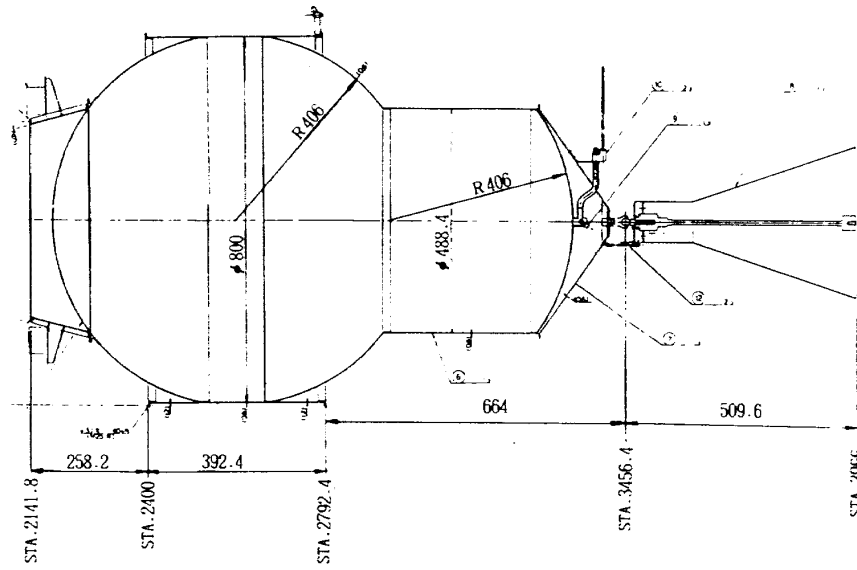


図4 (f) 第2段振動模型

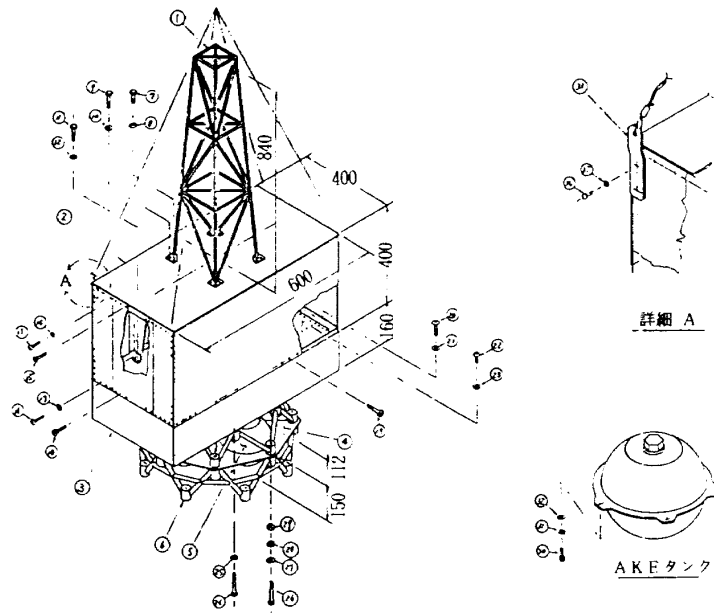


図4 (g) 衛星振動模型

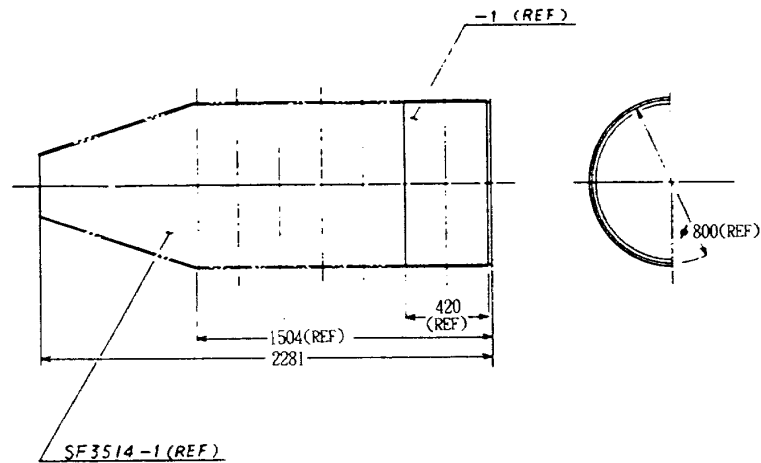


図4 (h) フェアリング振動模型(1)

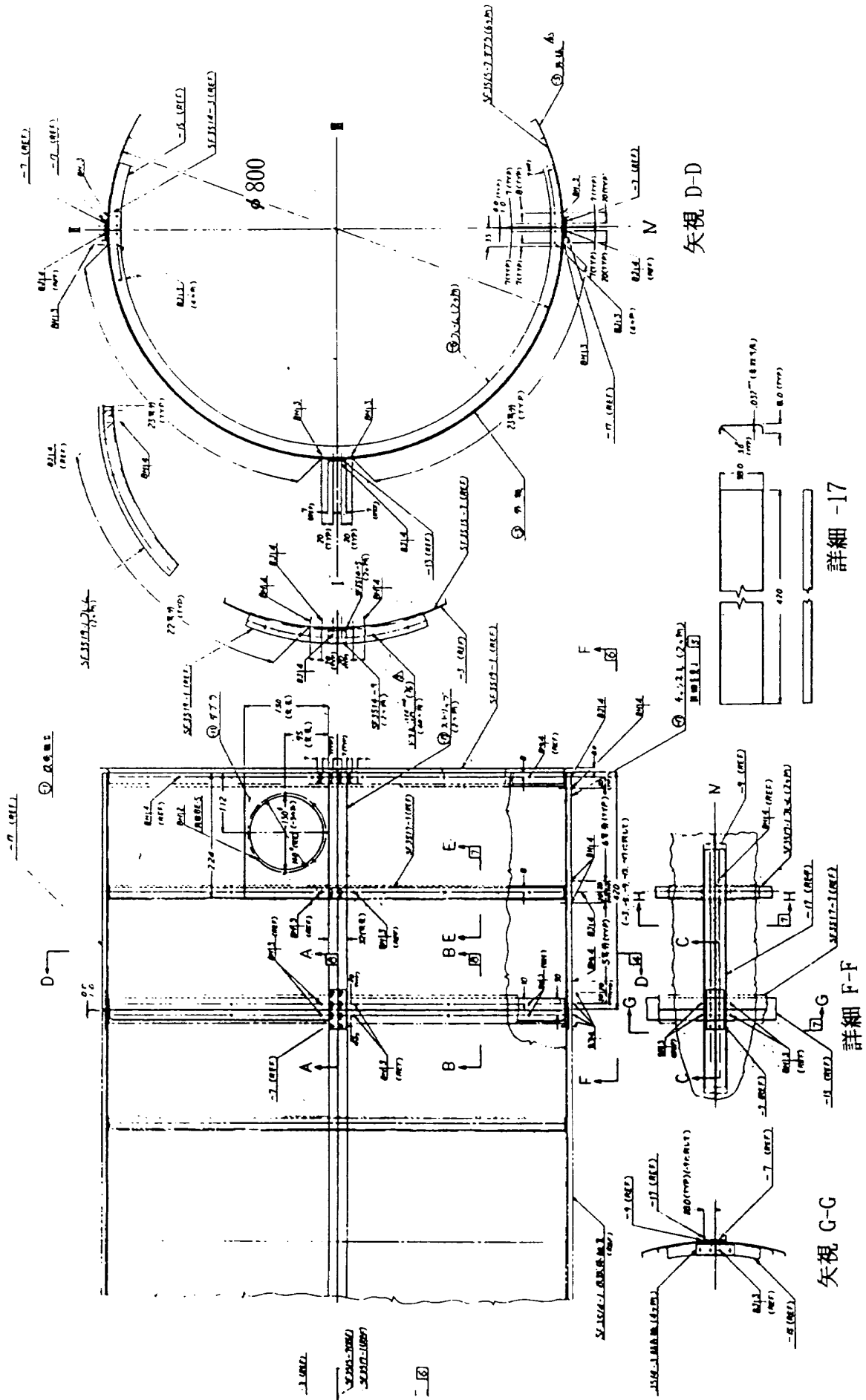


図 4 (h) フェアリング振動模型 (2)

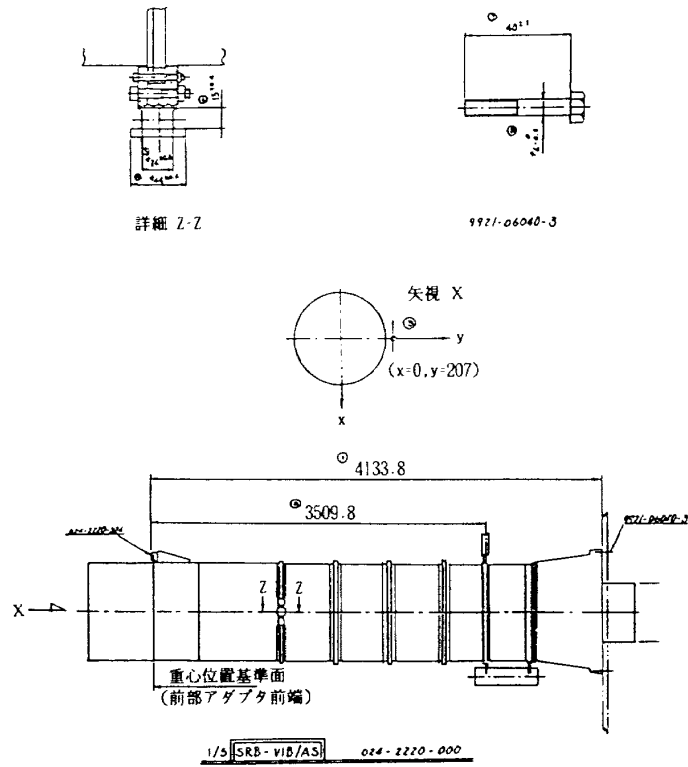


図 4 (i) SRB 振動模型(1)

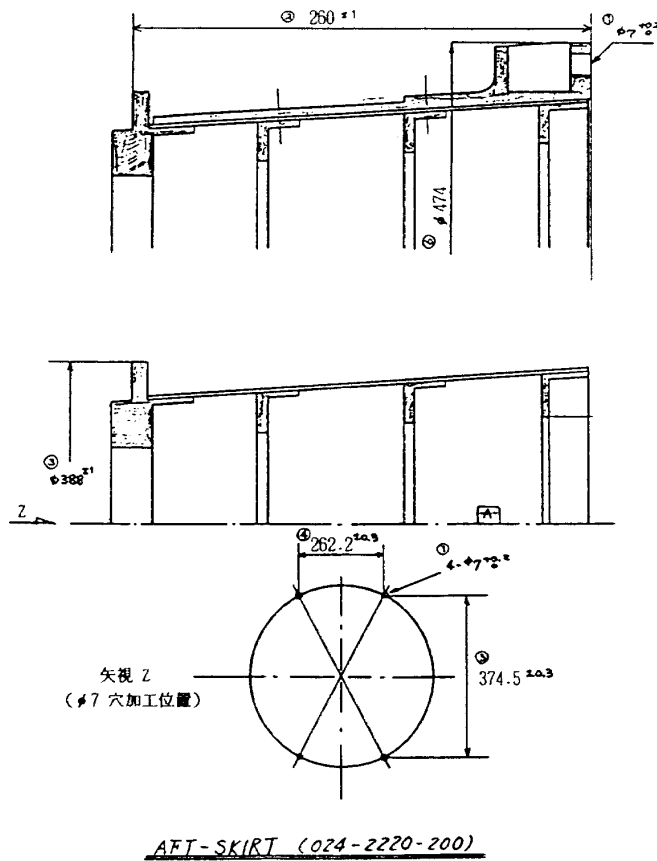


図 4 (i) SRB 振動模型(2)

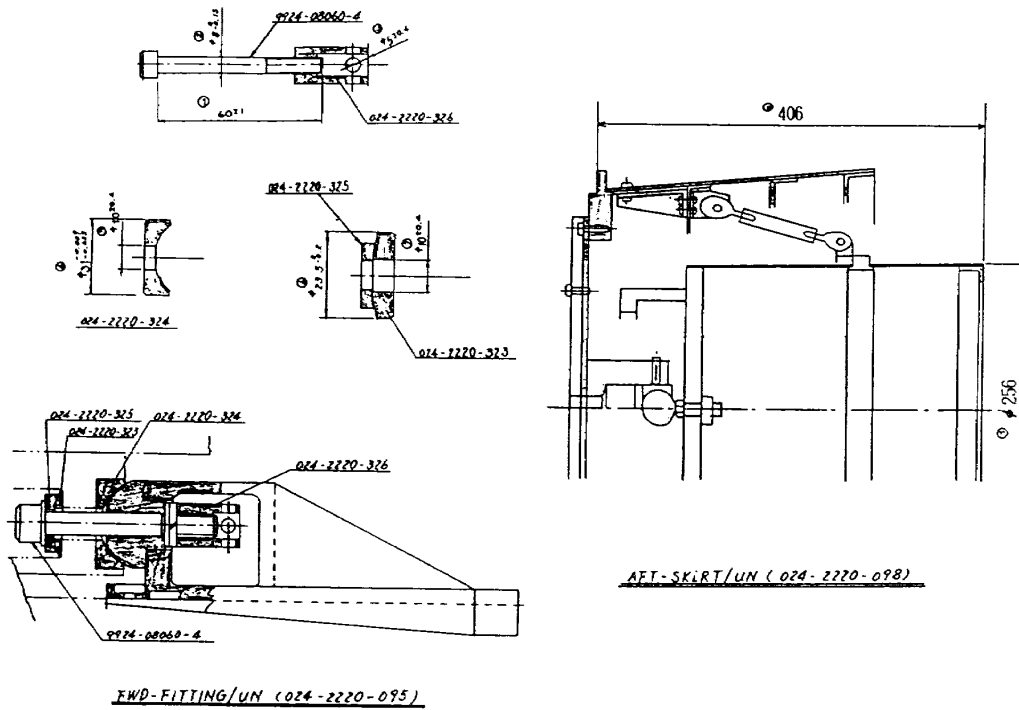


図 4 (i) SRB 振動模型(3)

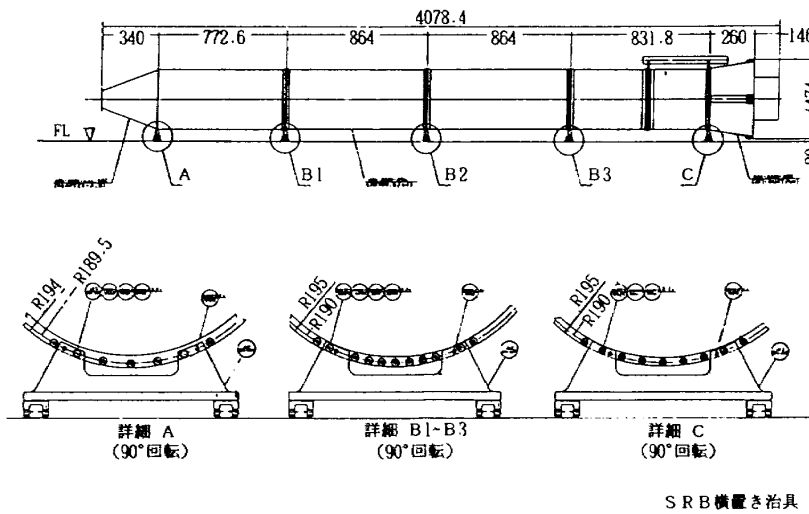
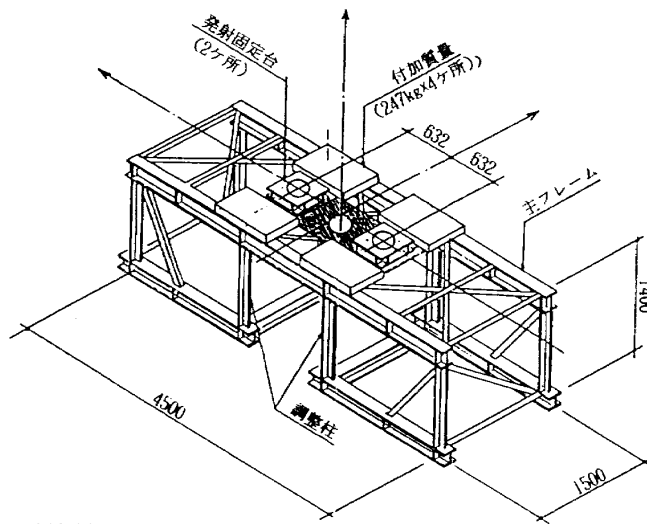


図 4 (i) SRB 振動模型(4)



(注) 図は軸回り曲げ振動時の状態を示す

図 4 (j) 射座 (支持台) 振動模型(1)

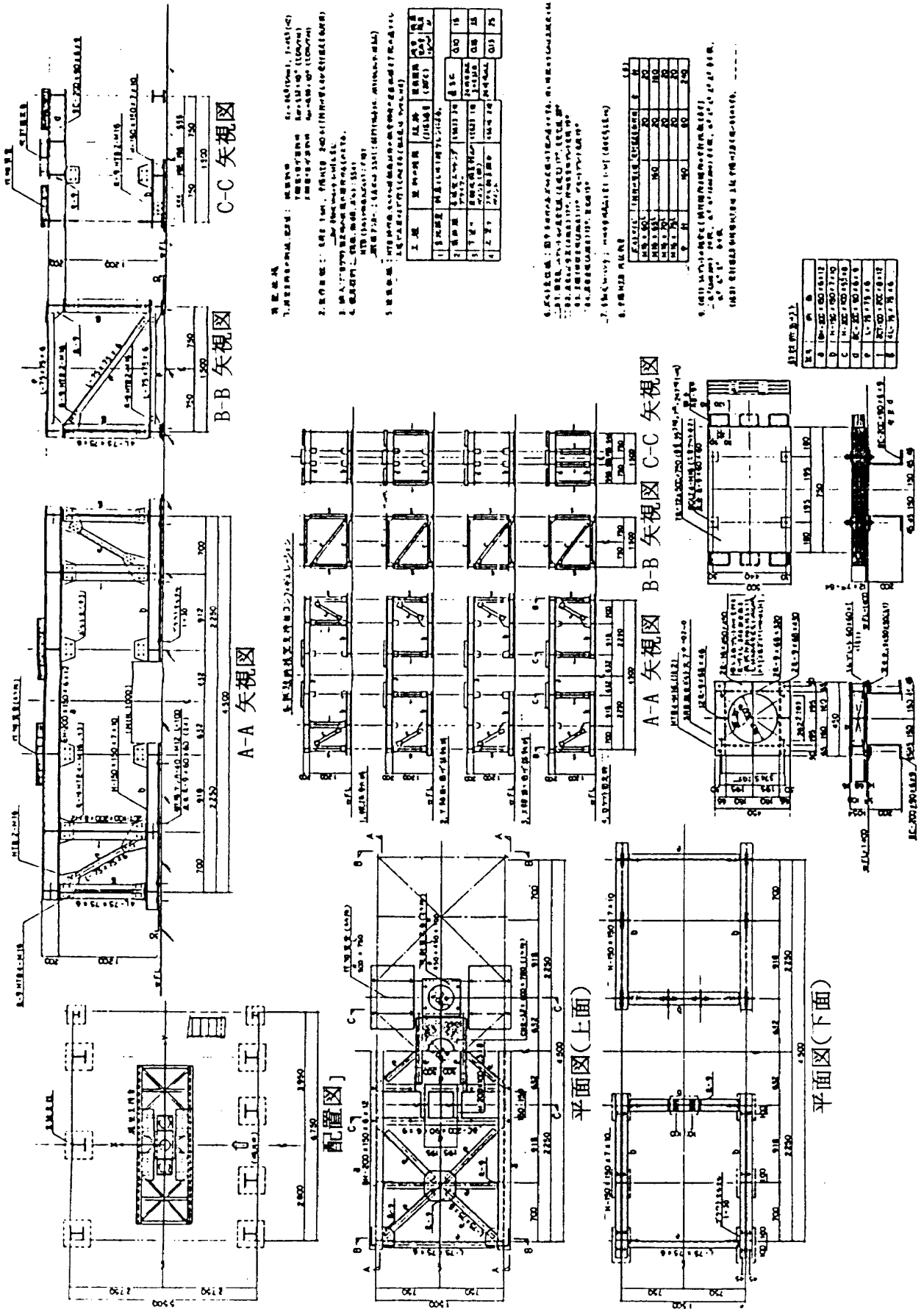
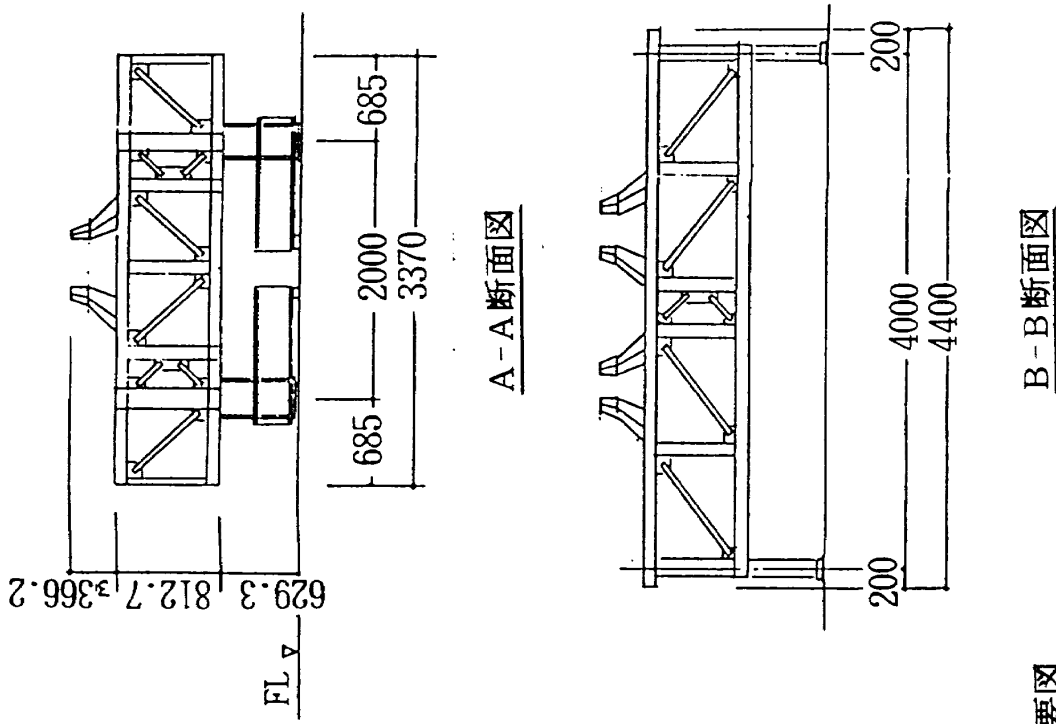


図 4 (i) 射座 (支持台) 振動模型 (2)



移動発射台模型概要図

図4 (k) 移動発射台(1)

上部デッキ平面図

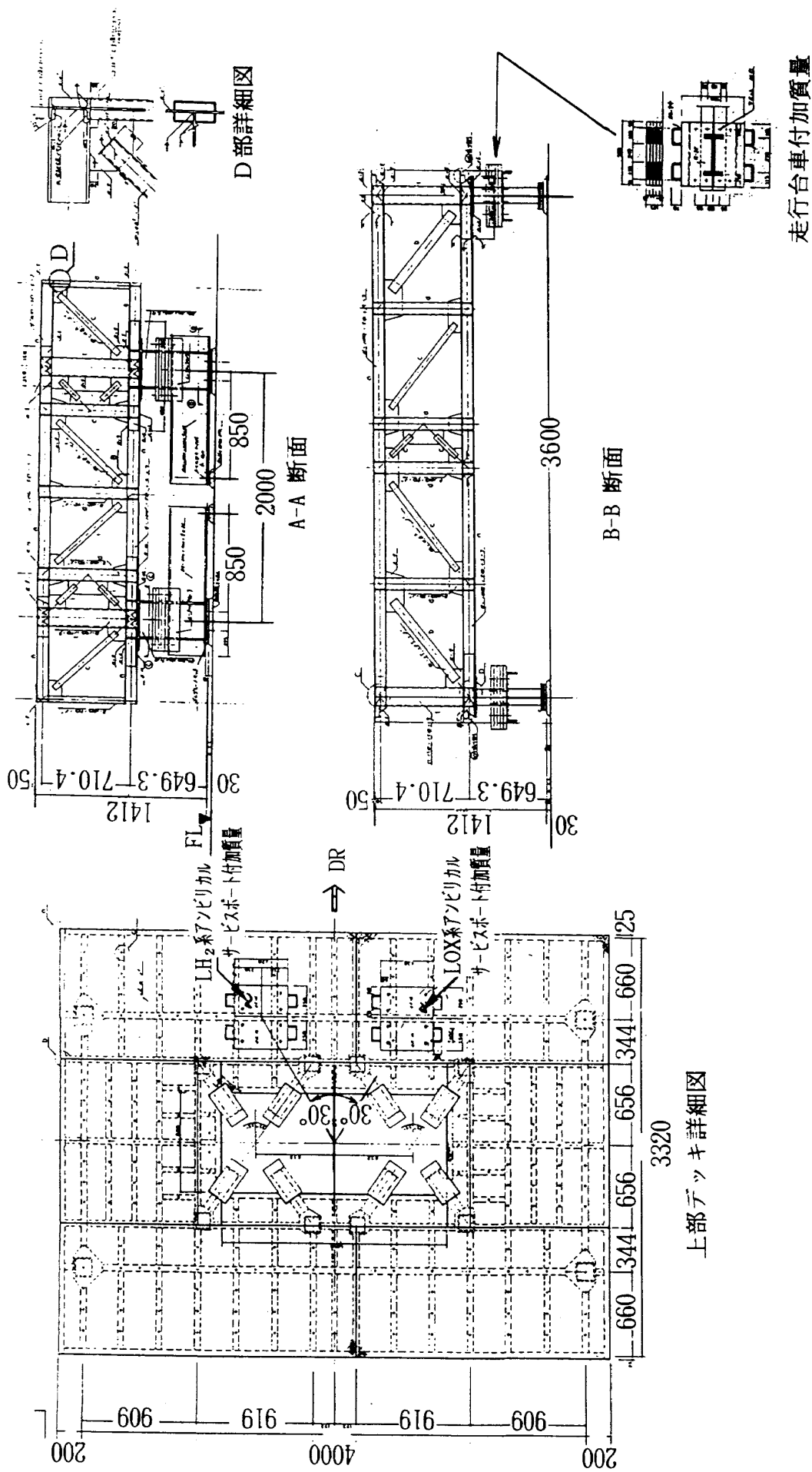


図4(k) 移動発射台(2)

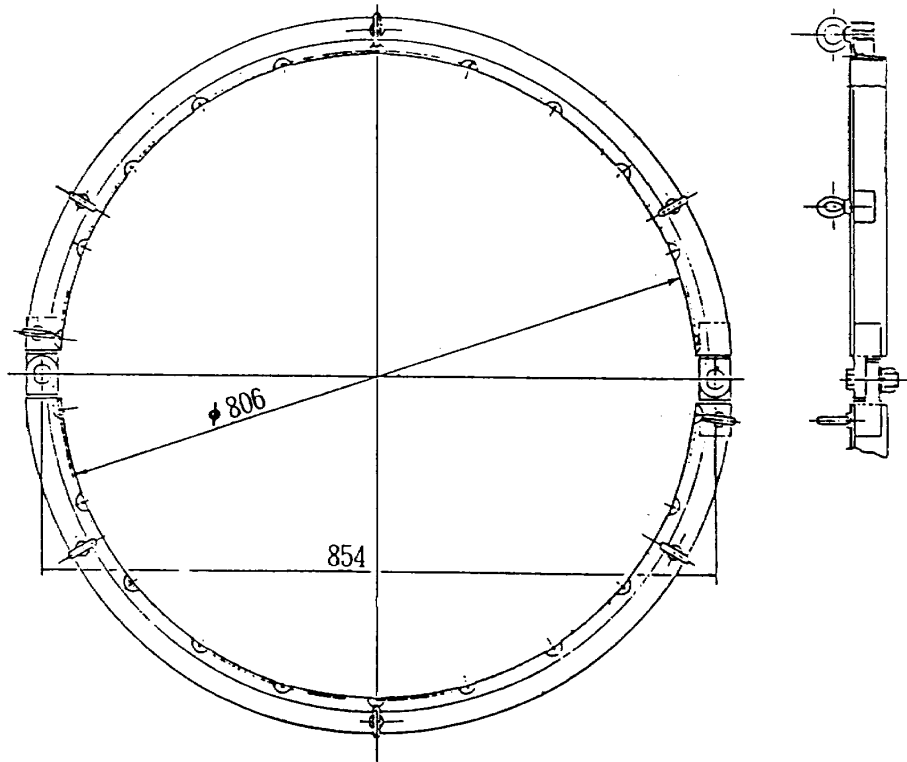


図4 (I) 第1段, 第2段吊り具

5. 試験形態と模型の支持法

5.1 試験形態

模型振動試験の目的については1.1節で述べた通りであるがH-IIロケットの基本設計に於いても表5.1に示すような振動解析項目がある。

第1次振動試験に於いては、これらに関する検討課題に対して問題が起こる試験形態とSRBの単体試験を加えた20形態の試験を行った。この試験の検討結果により確認が必要となった項目については補充試験を行った。

第2次試験及び最終試験では、以下に示すような重要項目を解明する為、11形態の試験を行った。

表5.2にH-IIロケットの詳細設計に伴い、今後実機を使用して行われる一連の試験及び解析により解明すべき項目を示す。これら項目は、以下の3点に要約される。

- (1) 発射直前の形態(液体推進薬充填直後)に於ける強風による全機曲げ振動特性の把握。
- (2) 主エンジン及びSRBの着火とこれに引き続くリフトオフに伴う三次元振動解析。
- (3) POGO安定性の評価とPOGOを想定した

荷重の設定。

今回行ったH-IIロケット模型の全試験形態の一覧を表5.3に示す。実際の試験項目数としては、一つの試験形態の中で周波数範囲や加振方向を変えたりして試験を行っているので、その2~3倍程度ある。

1段LOXタンク内の水位(水量)は、次のように対応づけられる。

実機では

L/O (Lift Off) 時	0秒
SRB B/O (SRB Burn Out) 時	95秒
SEP (Separation) 後	100秒
MECO (Main Engine Cut Off) 時	300秒
1段 B/O (Burn Out) 時	316秒

であり、このタンクは全量で85,000l入っているので、これに対応する模型での水量は

- ◆全量 $85,000 \times 6/7/1.14/5^3 = 511.3\text{kg}$
(試験では530kgになっている)
- ◆300秒時 $511.3 \times 16/316 = 25.9\text{kg}$
(試験では23.4kgになっている)
- ◆50秒当たり $511.3 \times 50/316 = 80.9\text{kg}$

表 5.1 全機振動特性に関連した基本設計の解析項目

解析項目	検討課題	影響するハードウェア	関係する振動形態
地上風による振動荷重	<ul style="list-style-type: none"> 射点地上風の統計データ収集 模型風洞試験による動的応答特性の確認 ML移動時の加速度軽減(0.01G程度に) 	<ul style="list-style-type: none"> SRBチャンバー SRB後方スカート/固定ボルト ML、PST 	<ul style="list-style-type: none"> 全機射座自立 曲げ振動 ピッチ/ヨー LOXあり/なし 主として第1次モード
地震荷重	<ul style="list-style-type: none"> 射点地震データの収集 地震応答解析 	<ul style="list-style-type: none"> 無いことを確認 	<ul style="list-style-type: none"> 同上
リフトオフ時振動荷重	<ul style="list-style-type: none"> 外力条件の設定 推力立ち上がり、着火アンバランス、横推力 応答解析(固定→自由) 	<ul style="list-style-type: none"> SRB/コア分離ボルト 上段構造(含衛星)横荷重 	<ul style="list-style-type: none"> 全機射座自立L/O時 縦、ヨー、ピッチ LOX充満 1次~高次モード
迎え角最大時の振動応答	<ul style="list-style-type: none"> 突風条件の設定 	<ul style="list-style-type: none"> 衛星収納のクリアランス 突風荷重 	<ul style="list-style-type: none"> 曲げ振動 ピッチ/ヨー
1段制御系の安定性	<ul style="list-style-type: none"> 制御系/振動連成系の安定解析(10Hz以下) 	<ul style="list-style-type: none"> 1段LOXタンクのバッフル 制御系フィルタ 	<ul style="list-style-type: none"> リフトオフ-MECO 曲げ振動
1段POGO POGO荷重	<ul style="list-style-type: none"> 推進系データ取得 安定性解析 	<ul style="list-style-type: none"> PSD仕様 上段荷重 正弦波環境条件 	<ul style="list-style-type: none"> リフトオフ-MECO 縦振動 1~3次程度
2段制御系安定性	<ul style="list-style-type: none"> LH₂、AKEタンクスロッシングデータ取得 	<ul style="list-style-type: none"> LH₂タンクバッフル AKEスロッシュバッフル 	<ul style="list-style-type: none"> 2段燃焼中 AKEスロッシング
2段POGO	<ul style="list-style-type: none"> 2段タンク形状変更(H-I → H-II)に伴う安定性確認 LE-5改 	<ul style="list-style-type: none"> PSD要否 正弦波環境条件 	<ul style="list-style-type: none"> 2段燃焼中 SEIG-SECO 縦振動

(注) PST ;Pad Service Tower
 PSD ;Pogo Suppression Device
 MECO ;Main Engine Cut-Off
 SEIG ;Second Engine Ignition
 SECO ;Second Engine Cut-Off

表 5.2 全機振動解析に於ける問題点（基本設計終了時点）

標定時点	重要な振動形態	主要な設計標定部	検討の現状と問題点	重要度
地上時	ML 発動時 P.S.T 開放時 液体推進薬 充填時	S.R.B. 下部構造 S.R.B. 固定部 (引張荷重) S.R.B. 下部構造 制御系ライメント	<ul style="list-style-type: none"> ML 非常停止時の加速度が 0.04G を越えない 1/10 模型による風洞試験の実施 変動風による加振メカニズムの解明 	○ △ ◎
リフトオフ時	ピッチ・ヨー曲げ 縦加振 境界条件：固定→自由	衛星と上段荷重 S.R.B. 前部分離ポルト フェアリング・衛星間の隙間	<ul style="list-style-type: none"> 基本設計モデルにより荷重設定は済。しかし、以下に因りて確認を要す。 <ol style="list-style-type: none"> 1) S.R.B. 推力立上り特性 (着火不揃いを含む) 2) ML/機体連成振動特性 (剛性・質量) 3) ML 離脱時の境界条件の妥当性 	◎
最大加速時	ピッチ・ヨー曲げ	フェアリング・衛星間の隙間 衛星と上段荷重 姿勢安定性	<ul style="list-style-type: none"> 単純な衛星モデルについては隙間確認済み。詳細な衛星モデルによる確認が必要である。 突風応答特性については、見直しの余地がある。 	○
S.R.B. 分	ヨー曲げ	衛星と上段荷重 POGO 安定性	<ul style="list-style-type: none"> 概略検討の結果、荷重については、標定とならない見通し。 	△
コア単独飛行時 (POGO)	縦振動 (曲げ)	POGO 安定性	<ul style="list-style-type: none"> PSD なしの場合、解析によれば MECO 直前の縦 3 次モードが不安定になるこれに基づき POGO 荷重を設定する。 縦振動で励起される曲げ振動との組合せ荷重の検討を行う。 	◎
MECO	曲げ振動 縦振動	縦振動応答	<ul style="list-style-type: none"> 主エンジンの停止過渡特性が不明なため評価が困難であるが、実際上は、上記 POGO 荷重に包絡され、標定とはならないと推定された。 	△
2 段燃焼	縦振動	POGO 安定性	<ul style="list-style-type: none"> PSD なしで安定であることを定評ある解析で確認済み。 	○

重要度のランク：◎ 実験システム試験を含む作業で確認する。
○ 詳細解析、試験等で確認する。
△ 過去の実績、解析等で確認する。

表 5.3 試験形態一覧表

識別記号	試験形態	1段LOX量	2段LOX量	SRB	加振方向	加振法	加速度計測点数
A:	全機射座自立	空	空	空	P,Y	R	157
B:	↑	530kg(116.7cm)	満	充填	L,P,Y	R	157
C:	L/O	↑	↑	↑	L,P	R	157
D:	SRB B/O	362kg(84.2cm)	↑	空	L,Y,T	R	157
E1:	1段飛行時	↑	↑		L,PT	R	127
E2:	↑	314kg(75.0cm)	↑		L	R	
E3:	↑	272kg(67.0cm)	↑		L	R	
E4:	↑	231kg(59.0cm)	↑		L	R	
E5:	↑	184kg(50.0cm)	↑		L	R	
E6:	↑	148kg(43.0cm)	↑		L	R	
E7:	↑	127kg(39.0cm)	↑		L,P	R	127
E8:	↑	106kg(34.0cm)	↑		L	R	
E9:	↑	65.4kg(25.5cm)	↑		L	R	
E10:	↑(MECO)	23.4kg(14.4cm)	↑		L,PT	R	127
F1:	2段飛行時(SEIG)		↑		L,P	R,S	66
F2:	↑(SECO)		空		L,P	R,S	66
H:	SRB(充填)固定			充填	L,P	R	48
I:	↑自由			↑	L,P	R	48
J:	SRB(空)固定			空	L,P	R	48
K:	↑自由			↑	L,P,SM	R,I,S	48
L1:	1段飛行時 エンジン部偏向	25.9kg	満		P,Y	R	57
L2:	偏心重錘付加	↑	↑		P,Y	R	57
L3:	フェアリング有無	58.2kg	↑		P,Y	R	60
L4:	非線形特性	↑	↑		L	S	60
M1:	ML関連 ML単体特性				L,P,Y	I	
M2:	SRB単体逆吊り			充填	L,P	R,I	21
M3:	SRB-ML連成			↑	L,P	R,I	38
M4:	ML移動時	空	空	↑	P,Y	F	2
N1:	全機ML自立	530kg	満	↑	L,P,Y	R	175
N2:	↑	空	空	空	L,P,Y	R	175
P:	SRB B/O(補充試験)	362kg(84.2cm)	満	↑	P,Y	R	78
Q:	SRB横置き			充填	L	R	45

L; 縦方向 P; y(ピッチ)方向 Y; x(ヨー)方向 T; ねじり方向

R; ランダム加振 I; インパルス加振 S; 正弦波加振

F; 自由減衰振動 SM; シェルモード計測

である。

試験ではこの対応数字と水量とが一致しない場合もあるがこれは準備作業(注水,排水)に長時間を要する事と多少の手違いがあった為である。しかし,試験に於いては水位を細かく刻んで計測しているので任意の水位での振動特性は計測デー

タから十分補間できる筈である。また,試験に於ける水量の計測は,タンクのドーム部ではピーカー(31用)で計量し,円筒部についてはサイトゲージの水位で行った。模型についての水量は円筒部1cm当たりの水位で5.18kgである。

試験としては,これ以外にLOXタンクの単体

試験も行っているが、この結果と検討は別途報告したい。また、リフトオフ時のシミュレーションに関連して射座自立形態でのSRBの下端にステップ外力を入力した試験を計画したが、治具及び試験装置を十分に用意出来なかったため、これは不可能であった。

解析担当者側からは模型の計算に於いてもこの手法を用いるので、試験は固定の境界条件で行うよう要望があった。しかし、模型も本供試体程度の大きさになると試験に於いて完全な固定条件を実現する事は不可能である。この為、試験はシミュレーションも兼ねてSRBの1形態と射座自立及びML自立の形態を除き宙吊り状態で行った。SRBについては前後2点でコア側と結合されているので、その結合金具の解析モデルを確認

5.2 模型の支持法

実機解析には、部分構造法の拘束モード法を用

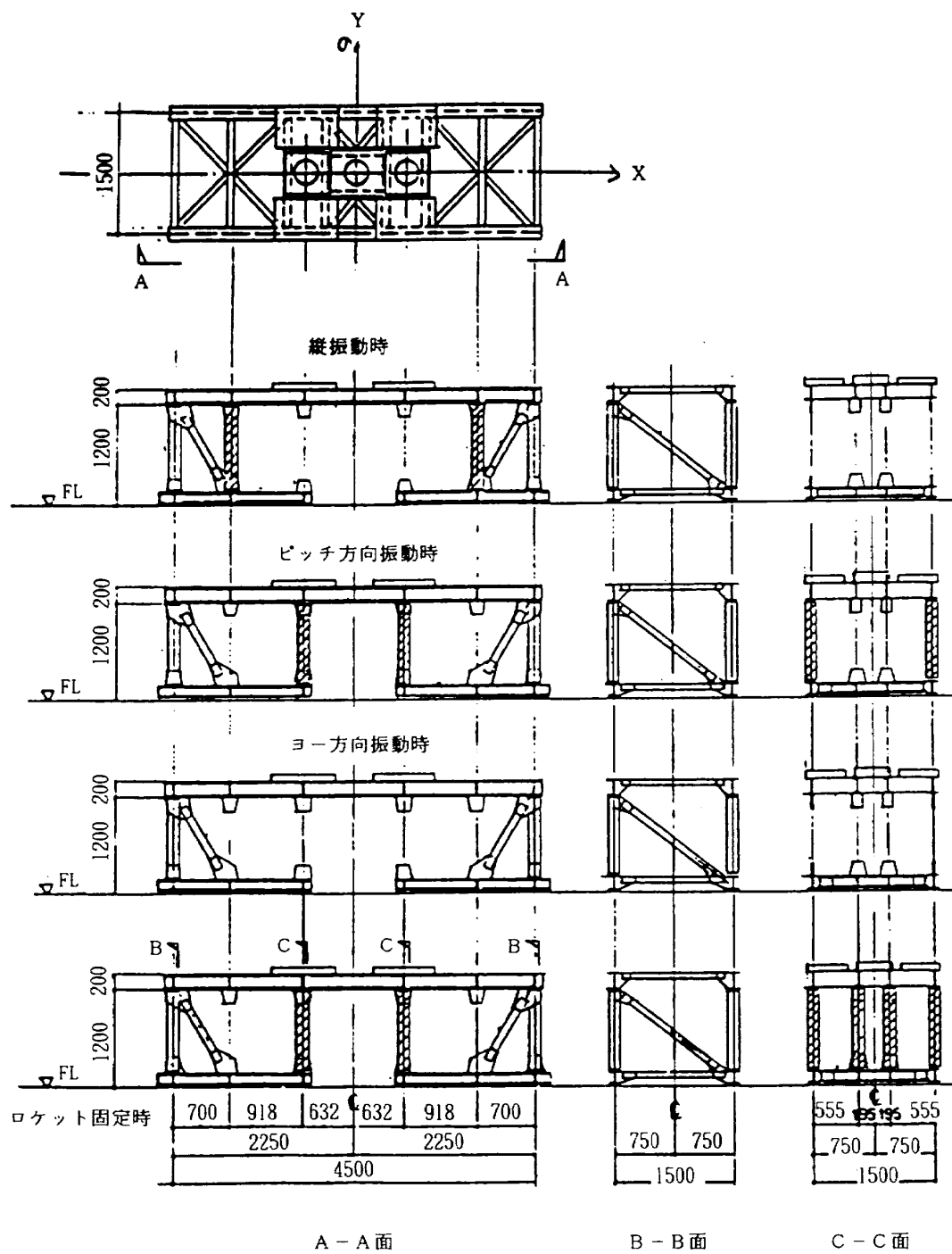


図 5.1 射座の調整柱の配置

するため固定の境界条件で試験を行っている。

射座模型については、ある程度実物と相似させる為にピッチ、ヨー及び縦方向振動の各加振方向に従って梁(トラス)部材を増減している。各方向の定義とその時の調整柱の配置を図5.1に示す。第2次試験に於いては、この部分を移動発射台(ML)の形状相似模型として再製作し、既存の機体模型との連成振動特性を模擬した。

試験は航空宇宙技術研究所調布飛行場分室に既設のロケット振動試験設備にて行った。このロケット振動試験設備の概要を図5.2に示す。

模型の宙吊りにはワイヤロープとバネを用意した。ワイヤロープは12mmのものを2本用意し、

2本吊りとして手動巻き上げウインチで長さ調節を行った。バネは7巻と14巻の2種類のコイルバネを製作した。これを最大6個並列に取り付ける事が出来る。

計算上のバネ定数は、1本につき

$$(力) = K \times (変位)$$

として

$$K = Gd^4 / 8nD^3$$

である。ここにDはコイルの直径、dは素線の直径、nは有効巻数、Gは剪断弾性係数で約800000 kgf/cm² (鋼)と与えられる。n=14, D=13cm, d=2.5cmとして

$$K = 127 \text{ kgf/cm}$$

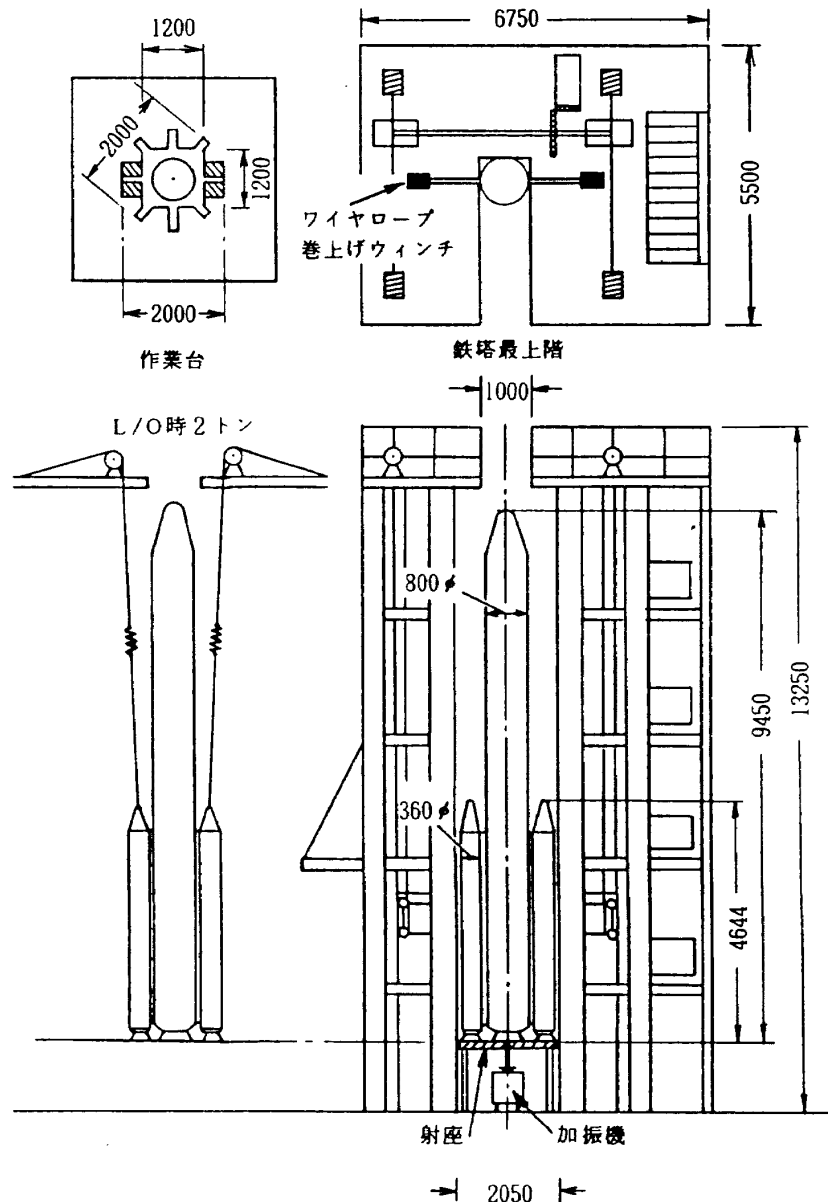


図5.2 ロケット振動試験設備の概要

となる。

宙吊りした形態の模型重量と試験によって得られた剛体モードの固有振動数を表 5.4 に示す。剛体モードの固有振動数はワイヤロープに伸び縮みが無いものとするれば

縦振動についてはバネだけが効くとして

$$f = 210 \sqrt{(m/nM)}$$

である。ここに m は使用するバネの数、 M は模型の重量である。例として

SRB (空) の場合

$$f = 210 \sqrt{(1/14/(80+10))} = 5.9\text{Hz}$$

(実測値 4.7Hz)

フィットチェック時の場合

$$f = 210 \sqrt{(2/14/(80 \times 2 + 55.7))} = 5.4\text{Hz}$$

(実測値 4.3Hz)

となる。上記計算値とその実測値の不一致度からみて実際にはワイヤロープもかなり伸び縮みしているものと思われる。

表 5.4 宙吊りした形態の重量と剛体モードの振動数

◆ 試験形態の重量

試験形態		L/O	SRB B/O	SRB SEP	MECO	SEIG	SECO	SRB(充)	SRB(空)
部品	重量								
吊り下げ治具	7kg	4	4	4	4	2	2	2	2
14巻バネ	25kg/本	6	2	2	2	2	2	2	2
2段吊り具	16kg					⊙	⊙		
1段吊り具	16kg			⊙	⊙				
フェアリング	11.2kg					⊙			
2段(空)	15.2+3.2kg	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙		
1-2段間部	9.0+2.5kg	⊙	⊙	⊙	⊙				
1段LOXタンク	10.7kg	⊙	⊙	⊙	⊙				
段間部	10.2kg	⊙	⊙	⊙	⊙				
1段LH ₂ タンク	18.2kg	⊙	⊙	⊙	⊙				
エンジン部	25.2+2.1kg	⊙	⊙	⊙	⊙				
SRB(空)	88kg		2						⊙
SRB(充)	560kg	2						⊙	
2段LOXタンク水		⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	(0kg)		
1段LOXタンク水		(530kg)	(362kg)	(362kg)	(23.4kg)			(14水位)
衛星	29.3kg	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙		
衛星内タンク水	1.7×4kg	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙		

◆ 剛体モードの固有振動数

縦剛体モード	2.6Hz	4.3Hz	5Hz	2.9Hz	4.7Hz
ヨー(x)方向振り子		7.0Hz			0.18Hz
ピッチ(y)方向振り子	1.2Hz	3.8Hz			0.18Hz
x方向ロッキング		4.5Hz		7.9Hz	0.42Hz
y方向ロッキング					
ねじれモード		13.1Hz	11.8Hz		0.05Hz

ピッチとヨー方向への振り子運動はワイヤロープの長さ L だけで決まって

$$f = 1/2\pi \times \sqrt{(980/L)}$$

である。 $L=500\text{cm}$ とすれば、 $f=0.22\text{Hz}$ となる。

2本吊りでの振り振動は

$$f = 1/2\pi \times \sqrt{(3 \times 980/L)}$$

で与えられる。

宙吊りでの試験の場合、剛体モードの固有振動数が弾性モードの固有振動数に比べて1/10程度以下であれば、得られた弾性モードの試験結果は自由-自由の境界条件で得られたものとみなす事が出来る。図5.3に支持状況及び吊り具まわりの写真を示す。

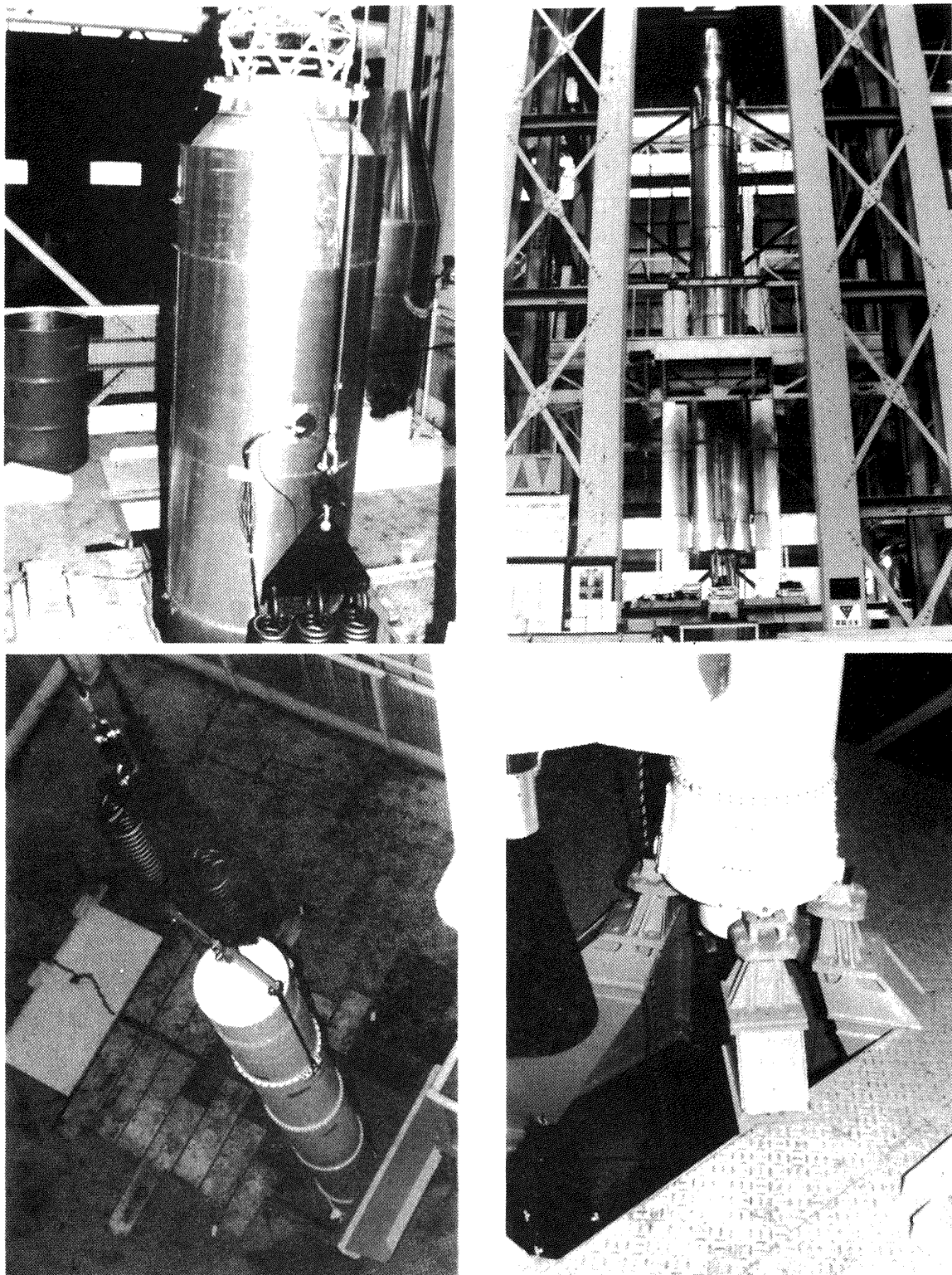


図5.3 支持状況及び吊り具まわり

6. 試験方法

6.1 加振法

図6.1に加振及び計測系の全体システム図を示す。加振法としては1点のランダム加振法、正弦波加振法及びインパルスハンマー法を適宜使い分けた。どの試験形態でどの方法を採用したかは表5.3にまとめてある。以下に各方法の簡単な説明を行う。

◆1点ランダム加振法

この方法では供試体に広帯域のランダム波を加振波形として加え、その時の加速度応答を計測して加振力と加速度応答との周波数応答関数 (FRF

; Frequency Response Function)を高速フーリエ変換 (FFT; Fast Fourier Transform)を通して計算する。ここで、得られた周波数応答関数は多くの振動モードが重なり合っている為、6.2節で述べるカーブフィットにより1自由度の振動系に分解して表わし、固有振動特性を抽出する。

◆1点正弦波加振法

この方法は供試体を正弦(サイン)波でゆっくりと掃引(スウィープ)し、計測点の加速度応答を記録する。この時、加振力を一定に保っておくか、応答を加振力で割っておいて、その周波数領域での加速度応答が加振力一定で得られたものにしておく。この状態で得られたデータは周波数応

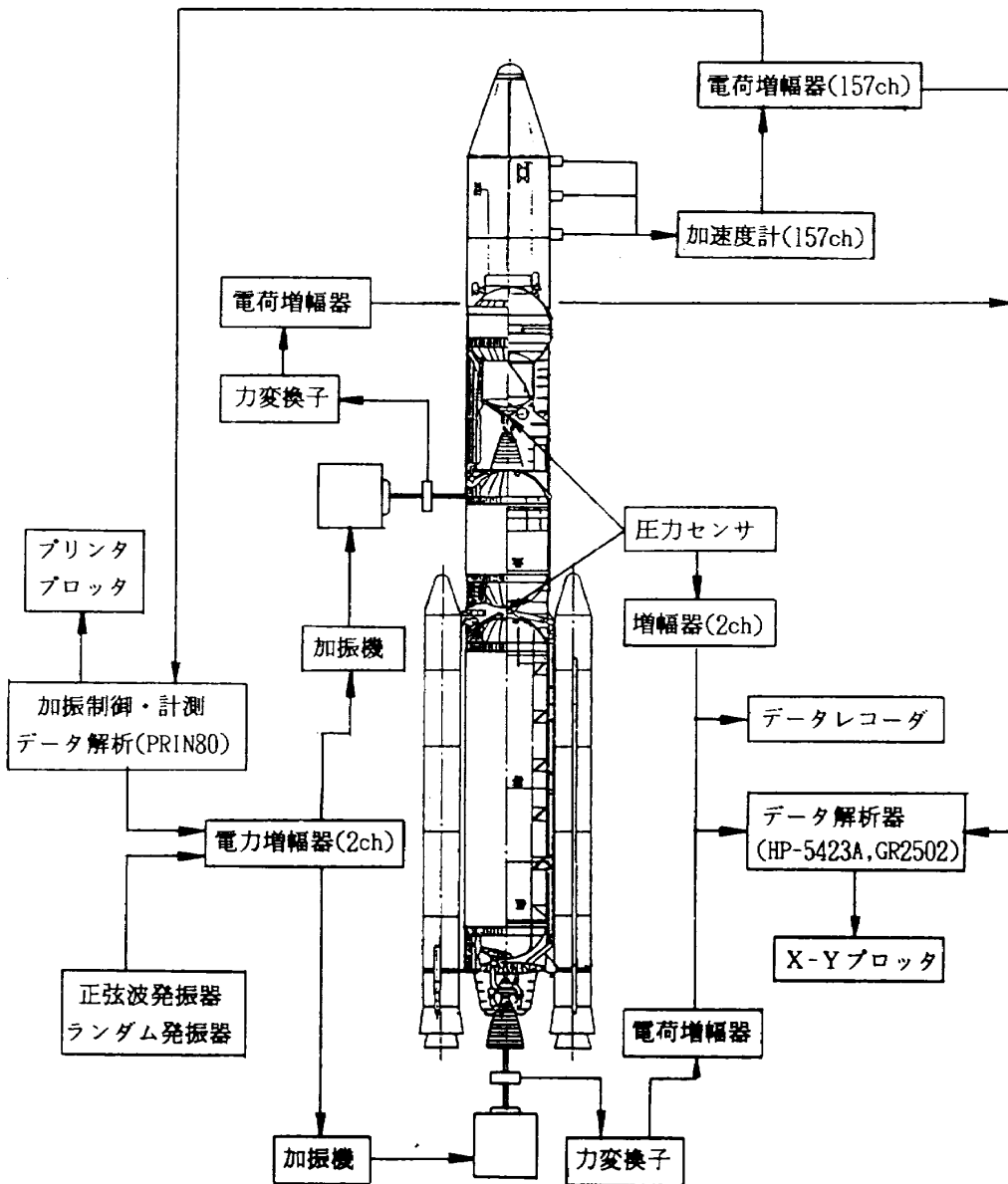


図6.1 加振及び計測系の全体システム図

答関数とみなせるので、このデータにカーブフィットを行い固有振動特性を抽出する。この方法は加振機が1台なので強制振動法となる。

◆インパルスハンマー法

この方法はランダム加振法と同じであるが、加振力を供試体に加える時、加振機の代わりにインパルスハンマーを用いている点が異なる。加振力

の周波数帯域の選択はハンマーのヘッドを交換する事により可能である。

6.2 データ処理法

前節の何れかの加振法により、供試体の計測点に貼り付けた加速度計の全個数の周波数応答関数(FRF)が得られている。この一個ずつのFRFに

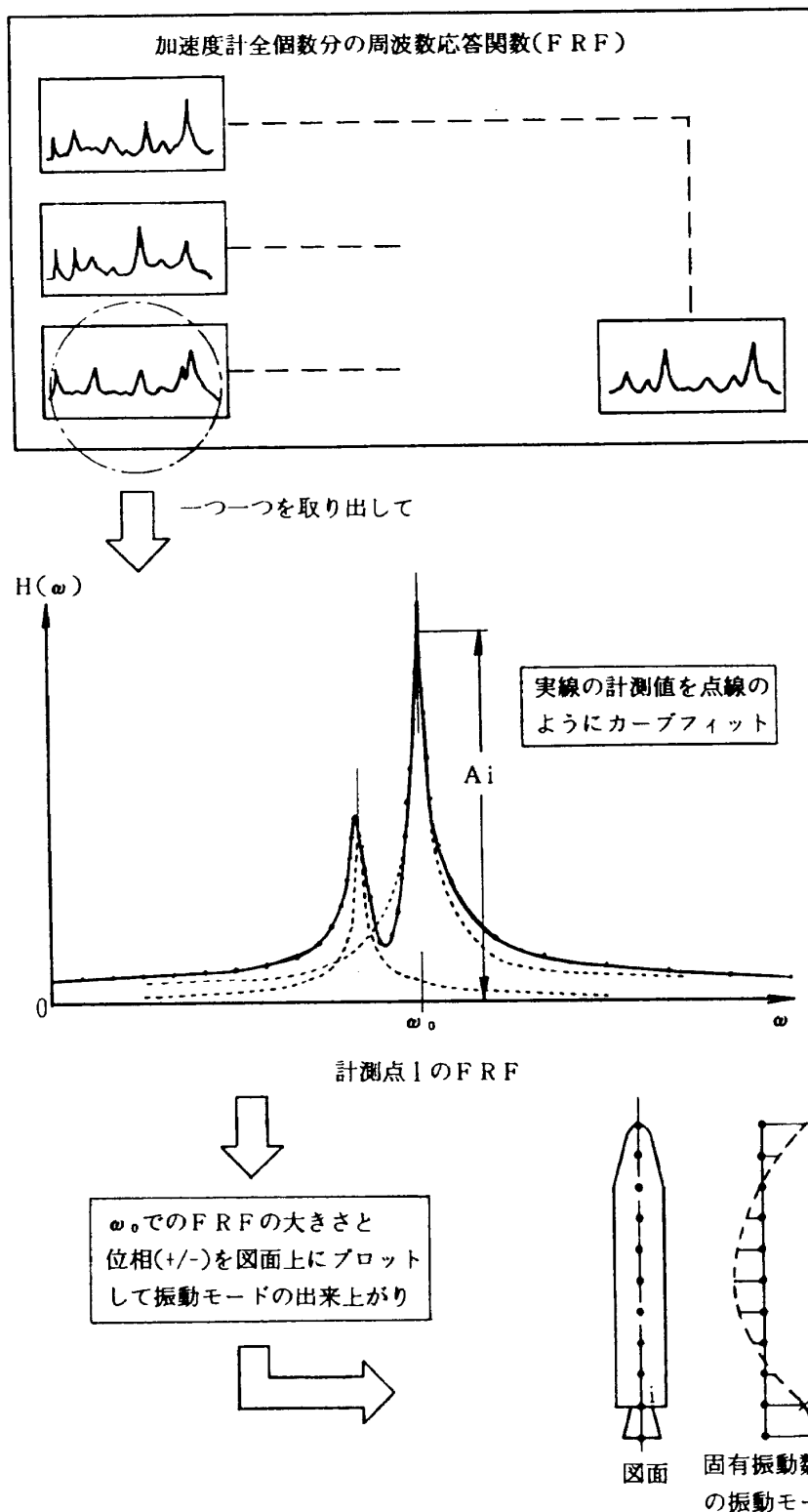


図6.2 データ処理の流れ

対して以下のようなカーブフィットを施す。

図 6.2 に示すような FRF に対し、点線のように 1 自由度系に分解する。分解は、点線の総和と実線（計測値）との差が最小となるよう最小二乗法を用いて行う。固有振動数 ω_0 で点線のピークが生ずるので、この振動数 ω_0 の点で全個数の FRF のピーク値と位相（正か負または位相が加振力に比べて 90° 進んでいるか遅れている）を計測点の幾何学的座標上に、その加速度の計測方向（ x , y , z 方向）に書き込んでやれば、それが振動モードとなる。このデータ処理法の補足説明は 7.1 節を参照されたい。

6.3 試験に用いた機器

表 6.1 に試験に用いた機器一覧表を示す。圧力センサーは 1 段 LOX タンクと 2 段の LOX タンクの底部に埋め込んであり、このセンサーの応答を縦振動の有効な判定の基準とした。歪ゲージは 1 段 LOX タンクドーム部のシェルとしての振動を判定するため取り付けられた。しかし、歪ゲージ出力の計測については、微少な加振力範囲ではノイズレベルが大きく、測定可能な程度に加振力を大きくすると LOX 底部を損傷する恐れがあったので、この計測を途中で中止した。

表 6.1 使用した機器一覧表

システム	機 器	品 名	台 数	備 考
加振系	正弦波発生器	GN484	1	縦加振用(200N) 縦加振用(200N) シェルモード加振用(10N) 曲げ加振用(45N) ステップ加振用 IMV PET01, B&K4809用 20JE20/C用
	加振力制御器	CG511/2	1	
	加振機	20JE20/C	1	
	加振機用アンプ	A436/S	1	
	加振機	APS 113	1	
	加振機用アンプ	Tecron 5530	1	
	超小型加振機	IMV PET01	1	
	加振機	B&K 4809	1	
	加振機用アンプ	B&K 2706	1	
	ランダムノイズ発生器	NF WG-721A	1	
	フィルタ	NF E3201A	2	
	任意波形発生装置	HP-3314A	1	
	力変換子	B&K 8200	2	
	力変換子	PCB 231A	1	
インパルスハンマー	PCB	1		
計測系	圧力センサ	PDCR 81	2	
	加速度計	AC565/11	160	
	加速度計	ENDEVCO 224C	2	
	増幅器	552-1000	160ch	
	電磁オシログラフ	三栄 Visilight 5M	1	
	データレコーダ	共和 RTP-600A	1	
	歪ゲージ	KFC2-D16-23L300	20	
	動歪計		40ch	
データ処理	加振制御・データ処理	PRIN85	1	正弦波加振用
	モーダル解析器	HP5423A	1	ランダム加振用

7. 試験結果

7.1 結果の見方

この章で示す試験結果は、代表点でのFRFの虚部と固有振動モードである。固有振動モードについては個々の試験形態の中で見方を説明する事とし、ここでは何故FRFの虚部を採用したかについて説明する。結論から述べれば、FRFの虚部は応答の大きさと位相の2つの情報を持っており、総てのFRFの虚部を見れば固有振動数と固有振動モード、ダンピング及びモード質量等が判るからである。以下に、簡単な理由を述べる。

1自由度の振動系は

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = f$$

と表せ

$$f = \hat{f} \exp(j\omega t), \quad x = \hat{x} \exp(j\omega t)$$

とすれば、周波数応答関数 $H(\omega)$ は

$$H(\omega) = \frac{x}{f} = \frac{1}{m(-\omega^2 + \omega_0^2 + j2\zeta\omega\omega_0)}$$

となる。ここに ω_0 は固有角振動数、 ζ は減衰比で

$$\omega_0 = \sqrt{k/m}$$

$$\zeta = C/C_c$$

$$C_c = 2\sqrt{mk}$$

である。 H を実部 E と虚部 F とに分ければ

$$H(\omega) = E(\omega) + jF(\omega)$$

$$E(\omega) = \frac{1}{k} \cdot \frac{1 - (\omega/\omega_0)^2}{(1 - (\omega/\omega_0)^2)^2 + (2\zeta\omega/\omega_0)^2}$$

$$F(\omega) = \frac{1}{k} \cdot \frac{-2\zeta\omega/\omega_0}{(1 - (\omega/\omega_0)^2)^2 + (2\zeta\omega/\omega_0)^2}$$

で、 ω が固有角振動数 ω_0 に等しい時、実部 E は零となり、虚部 F は最大値をとる。1自由度系のFRFの実部・虚部表示と複素数表示とを図7.1に示す。

n 自由度系の場合、FRF は

$$H(\omega) = \sum_{i=1} \frac{1}{m_i(-\omega^2 + \omega_i^2 + j2\zeta_i\omega\omega_i)}$$

と書き表せる。ここに添字 i の付いたものは第 i 次固有モードのモーダルパラメータを表す。

2自由度系の場合を図7.2に示す。点線が1自由度系に分解したものである。お互いの固有振動数が密接していない時にはカーブフィット(1自由度系への分解操作。実際には図7.1の複素平面上でサークルフィットを行う)は必要なく、虚部 F は絶対値 H に比べてモードの重なりが少ない事が分かる。よって、第1近似としてはFRFの虚部の最大値を与える振動数が固有振動数であり、そのピーク値がその点での振幅、 $+/-$ が位相を表わすとしてよい。

以上の説明は変位で与えているが、本試験では加速度を計測しているので、 H (または E, F) の縦軸は、(加速度/力)であるが、 ω^2 で割れば(変位/力)となる。

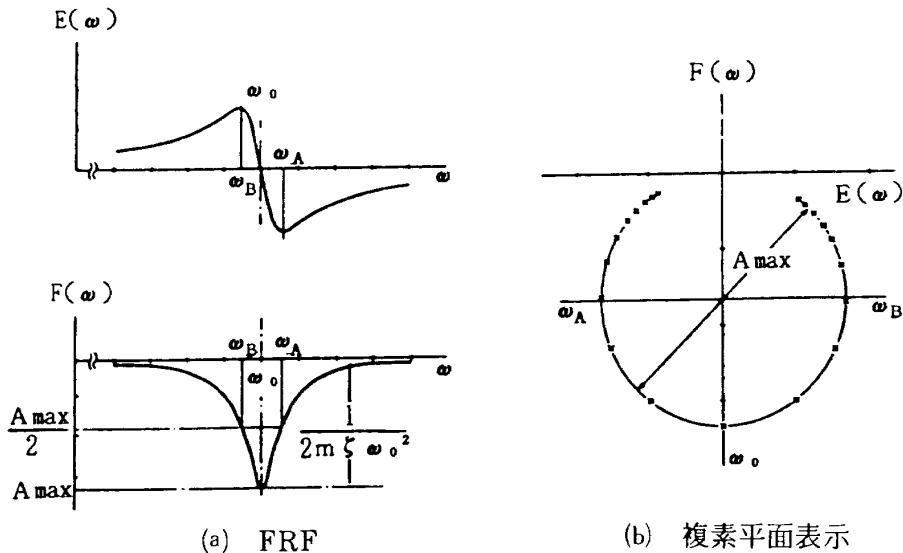


図7.1 1自由度系のFRFの実部・虚部表示と複素平面表示

減衰比 ζ とモード質量 m については点線のピーク値を A_i として

$$m = 1 / (2\omega^2 \zeta_i A_i)$$

$$\zeta = |\omega_A - \omega_B| / 2\omega_i$$

となる。ここに ω_A, ω_B はピーク力の1/2の値を与える角振動数である。

一般的な説明としては以上の通りであるが、H-II ロケット 1/5モデルでの試験結果での具体的な周波数応答関数の見方を以下に示す。図7.3は

射座自立形態でのFRFの1例である。説明を図中に示す。

7.2 結果の一覧

個々の試験形態での結果を述べる前に、試験結果の一覧表を縦振動について図7.4に示す。

図は試験形態による固有振動数の変化を表わし、左からロケットの射座自立及びML自立(LOX満)時、発射時(L/O)、SRB分離時(B/O)、1段飛

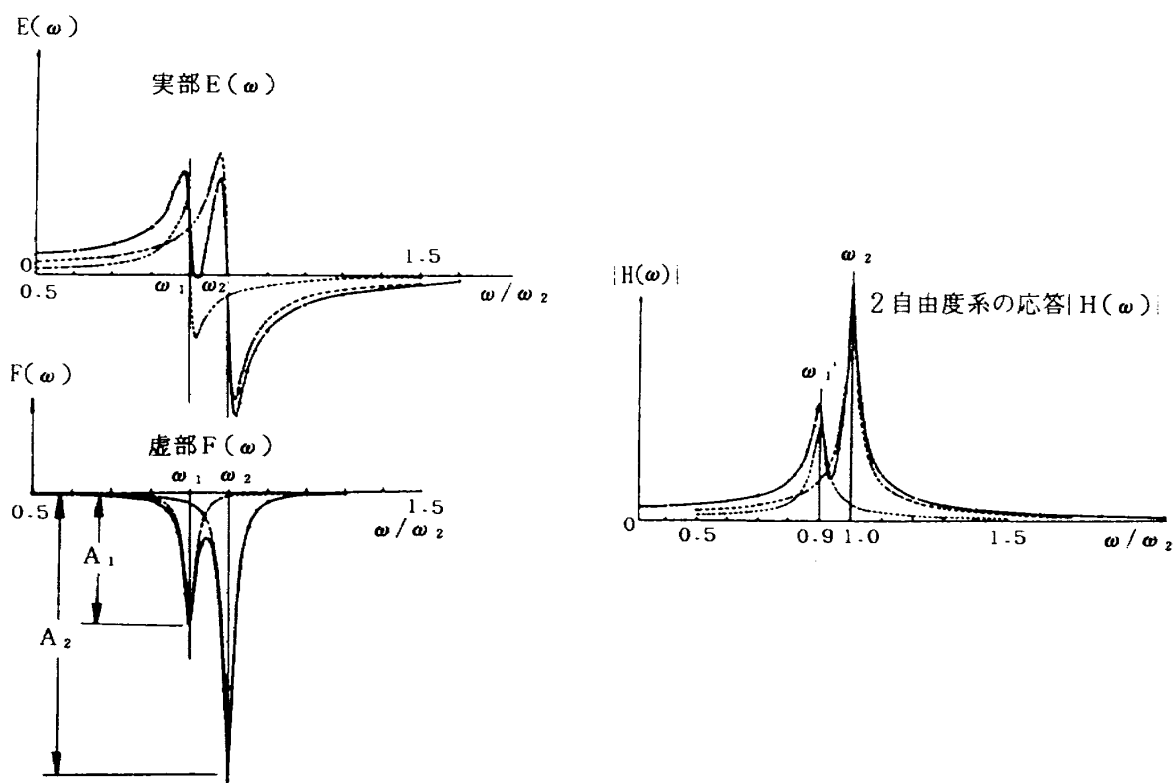


図7.2 2自由度系のFRFとその分解(点線)

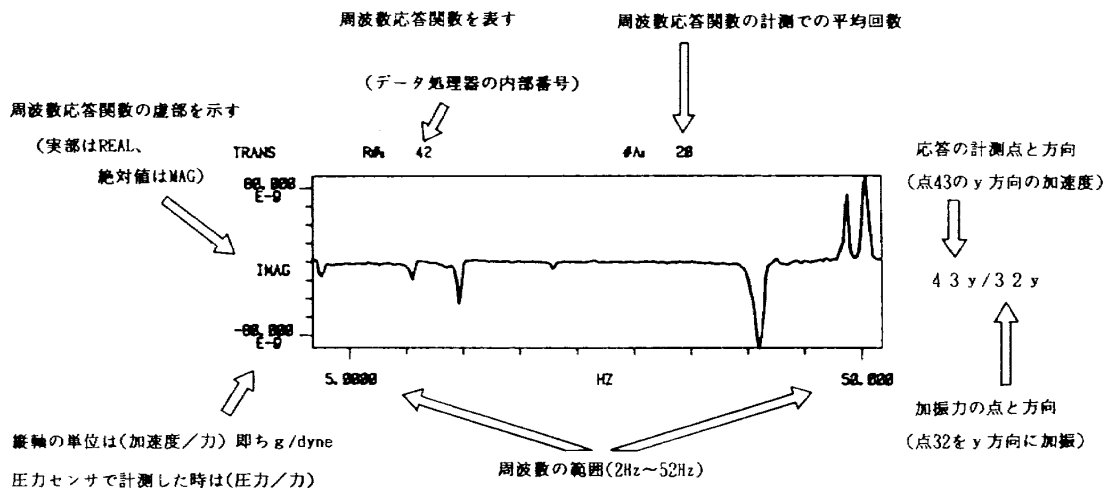


図7.3 周波数応答関数の見方

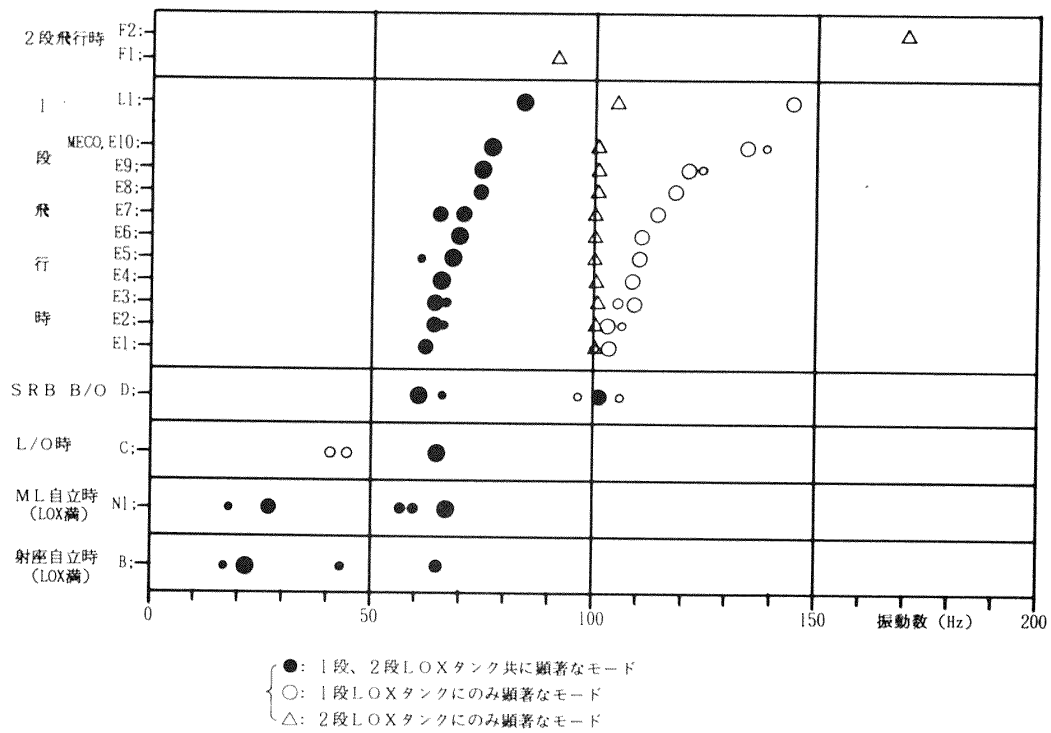
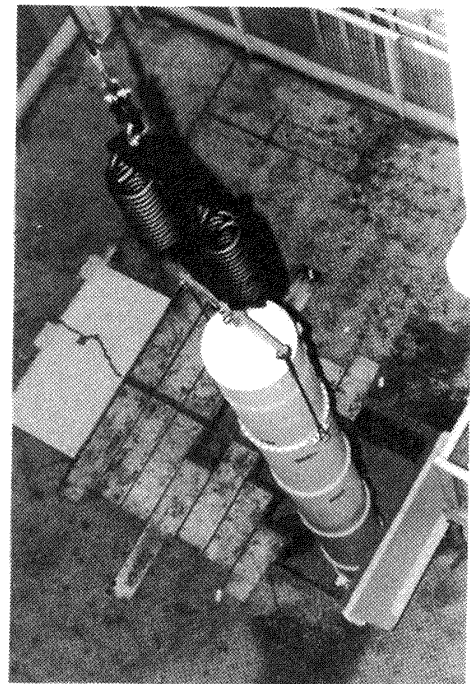
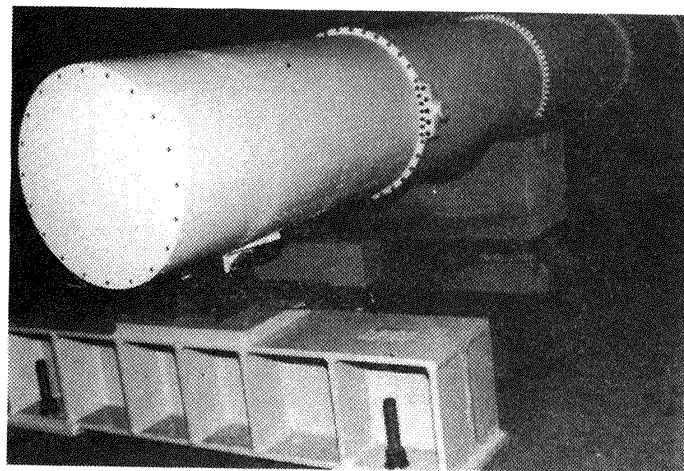


図 7.4 縦振動の試験形態による固有振動数の変化



(a) 自由-自由の境界条件
写真右

(b) 固定-固定の境界条件
写真左上(前方結合部)
左下(後方結合部)

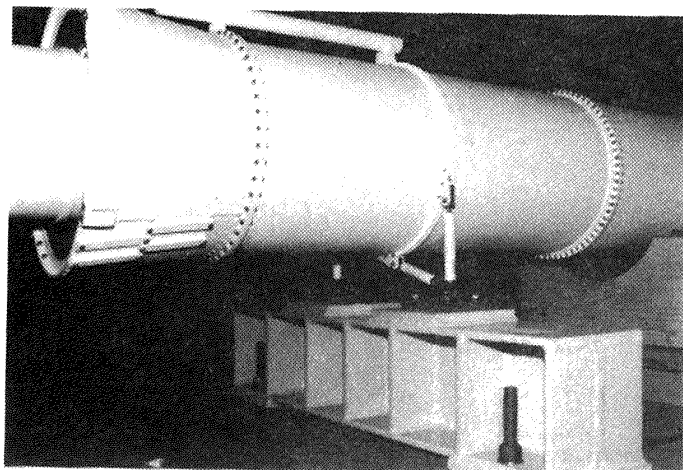


図 7.5 SRB 単体の試験状況

行時(10水位), 2段飛行時(SECO, SEIG)に対応している。図中の記号は試験の識別記号で表5.3に試験項目との対応表がある。

縦振動は, 主に1段LOXと2段LOXタンクに埋め込んだ圧力センサの応答により判定している。

1段 LOX タンクの単体試験については別途報告するが, その固有振動数は低次でも150~250Hzであり, ロケット1段目としての縦振動とは直接かかわりは無い。

曲げ振動についてもこのような図を提供する事は可能であるが, 縦振動ほど相互の試験結果に相関がないので, ここでは縦振動を示すに止どめる。

詳しくは各試験形態での試験結果にて述べる事にする。

7.3 SRB の試験結果

SRB単体の試験としては, 第1次試験で以下の4形態を行った。また, 固体ロケット推進薬の弾性によるSRBの縦振動特性への影響を見積る為, 最終試験ではSRBの逆吊り形態(M2;)及び横置き形態(Q;)により縦振動特性取得試験を行った。

H; 推進薬充填 固定-固定

I; 推進薬充填 自由-自由

J; 推進薬空 固定-固定

K; 推進薬空 自由-自由

ここで, アルファベット記号の後ろに“;”が付けられているものは試験項目の識別記号(表5.3)を示している。試験形態で, 固定-固定はSRBをコアとの結合金具で定盤に水平に取り付けた境界条件

表7.1 SRB 単体試験結果のまとめ(固有振動数, 単位は Hz)

試 験 形 態				備 考 識 別 記 号
固定 - 固定		自由 - 自由		
SRB(充) H;	SRB(空) J;	SRB(充) I;	SRB(空) K;	
--	--	--	0.05	ねじり
--	--	--	0.18	振り子
--	--	--	0.42	ロッキング
--	--	2.9	4.7	縦剛体
--	--	7.8	--	縦ロッキング
14	--	--	--	ピッチ曲げ1次
16	--	--	--	ヨー曲げ1次
32	31	--	--	ノズルねじり
35	34	--	--	ノズルねじり
--	--	39	--	ヨー曲げ1次
46	44	--	--	SRBピッチ曲げ1次
56	48	--	--	SRBヨー曲げ1次
63	66	66	--	ノズルヨー曲げ
68	89	85	76	ノズルピッチ
--	--	92	--	ヨー曲げ2次
99	103	98	--	ノズルピッチ曲げ
111	115	112	--	ピッチ曲げ2次
118	--	117	--	ヨー曲げ2次/ノズル
120	139	--	--	
149	141	143	145	ヨー
156	154	163	148	ヨー
174	163	186	183	ヨー
182	173	--	193	
193	198	--	200	
197	--	--	--	

の事を意味する。また、自由-自由は上部結合部分で宙吊りにした境界条件の事を意味する。これら試験状況の写真を図7.5に示す。

各形態での試験結果の詳細を述べる前に、第1次振動試験の結果の一覧を表7.1に、その結果の信頼性を図7.6に示す。図の黒丸の大きさには、かなりの主観が入っているが大きなものほど出現しやすい振動モードであると言う事が出来る。また、減衰比がH; , I; , J; の形態のものに比べてK; の形態のものが小さいのは、前者では周波数分解能を荒くとしたランダム加振法による結果であり、後者では正弦波加振による強制振動法の結果である為である。もちろん、後者による結果の方が信頼出来る。従って、SRBに関しての減衰比は0.5%前後であると結論出来よう。

7.3.1 H ; SRB (充) 固定-固定

試験は推進薬充填、固定-固定形態で1点ランダム加振法により行った。定盤に固定した状況と模擬固体推進薬(ポリイソプレングム)を内部に充填した状況を図7.7及び図7.8に示す。また、曲げ加振についての試験状況を図7.9に加振点と加速度計測点を図7.10に示す。

試験結果の固有振動モードを図7.11に、代表点での周波数応答関数(FRF)の虚部を図7.12に示す。

7.3.2 I ; SRB (充) 自由-自由

試験は推進薬充填、自由-自由形態で1点ランダム加振法により行った。縦加振についての加振状況を図7.13に示す。加振点はSRBの射座固定部である。支持状況は図7.5(a)に示した通りであり、pt.2の位置で吊下げている。加振点と加速度計測

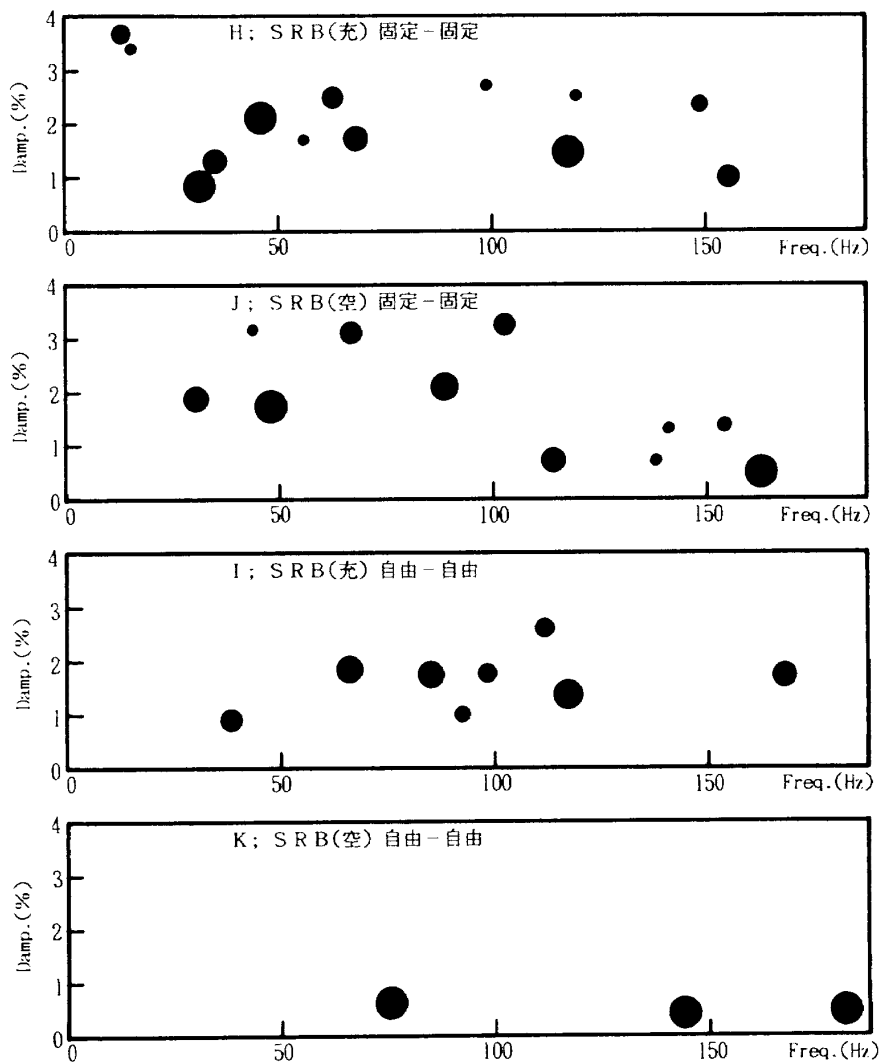


図7.6 固有振動数と減衰比と信頼性

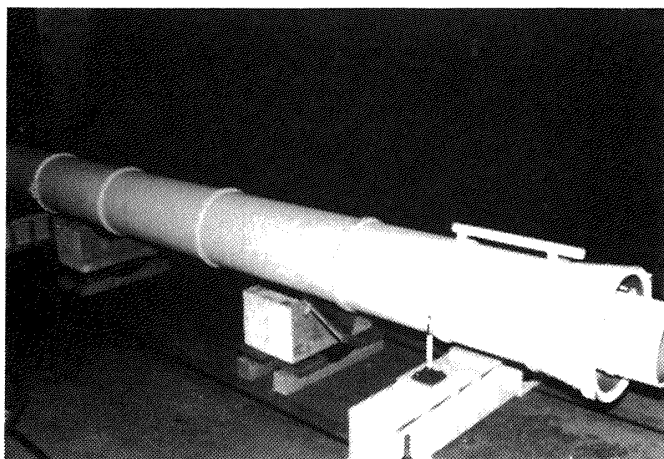


図 7.7 SRB 固定状況

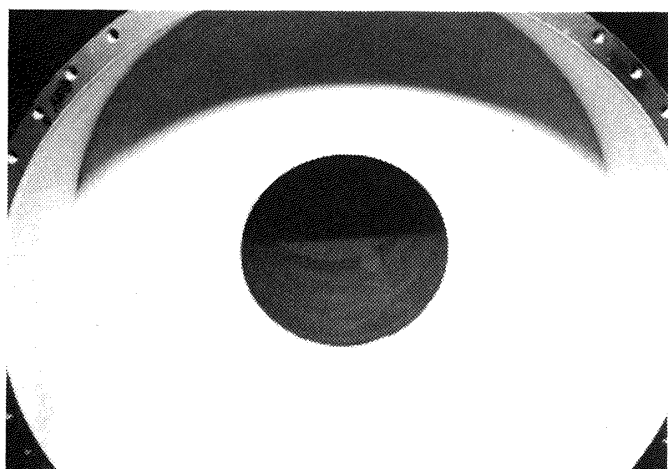


図 7.8 SRB 模擬固体推進薬

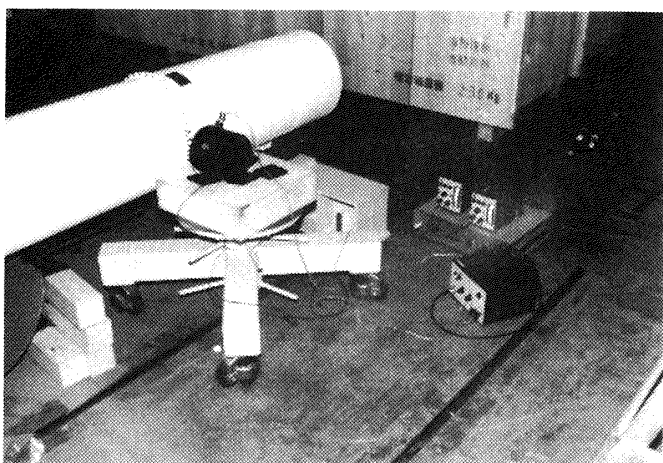


図 7.9 曲げ試験での加振状況

点を図7.14に、試験結果の固有振動モードと代表点でのFRFの虚部を図7.15及び図7.16に示す。

7.3.3 J ; SRB (空) 固定-固定

試験は推進薬空で、固定条件、加振法、加振点及び加速度計測点等はH ; の形態と同様であるが、重量が88kg (推進薬充填時は560kg) と少なくなっている。

試験結果の固有振動モードと代表点でのFRFの虚部を図7.17及び図7.18に示す。

7.3.4 K ; SRB (空) 自由-自由

試験は推進薬空で支持条件(吊下げ)及び加速度計測点位置等はI ; の形態と同様である。しかし、加振方法は前の3形態と異なり、1点の正弦波加振による強制振動法を用いた。また、データ処理装置(PRIN85)の相異により加速度計測点の番号やモードの表示方法が異なる。図7.19に、この場合の加振点と加速度計測点を、図7.20にはこのデータ処理装置による表示座標と代表的な固有振動モードの見方を示す。図7.21に試験により得られた固有振動モードを示す。

7.3.5 M2 ; SRB (充) 逆吊り縦振動試験

推進薬の弾性によるSRBの縦振動特性への影響を見積る為、SRB実機の地上燃焼試験時に振動特性を計測する。ここでは、これを想定してSRBを下部スカート取り付け点で逆に吊り下げ、頭部には加振用のコーンを取り付け加振した。吊り下げおよび加振状況を図7.22に示す。

試験は、100Hz以下をハイパス・フィルターで遮断したランダム波で加振し、Z軸方向のFRFの虚部を計測点毎に求めた。図7.23に、結果を機軸に沿って示す。図よりモード解析を行った結果、縦1次、2次は135.1Hz, 331.2Hzであった。また、本形態に於けるSRBの縦振動1次の固有値を明確にする為、pt.1をインパルス加振した。まず、縦

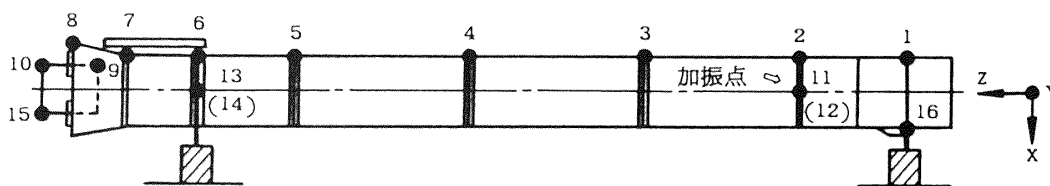


図 7.10 1点ランダム加振による加振点と加速度計測点 (pt.12, 14はpt.11, 13の裏側)

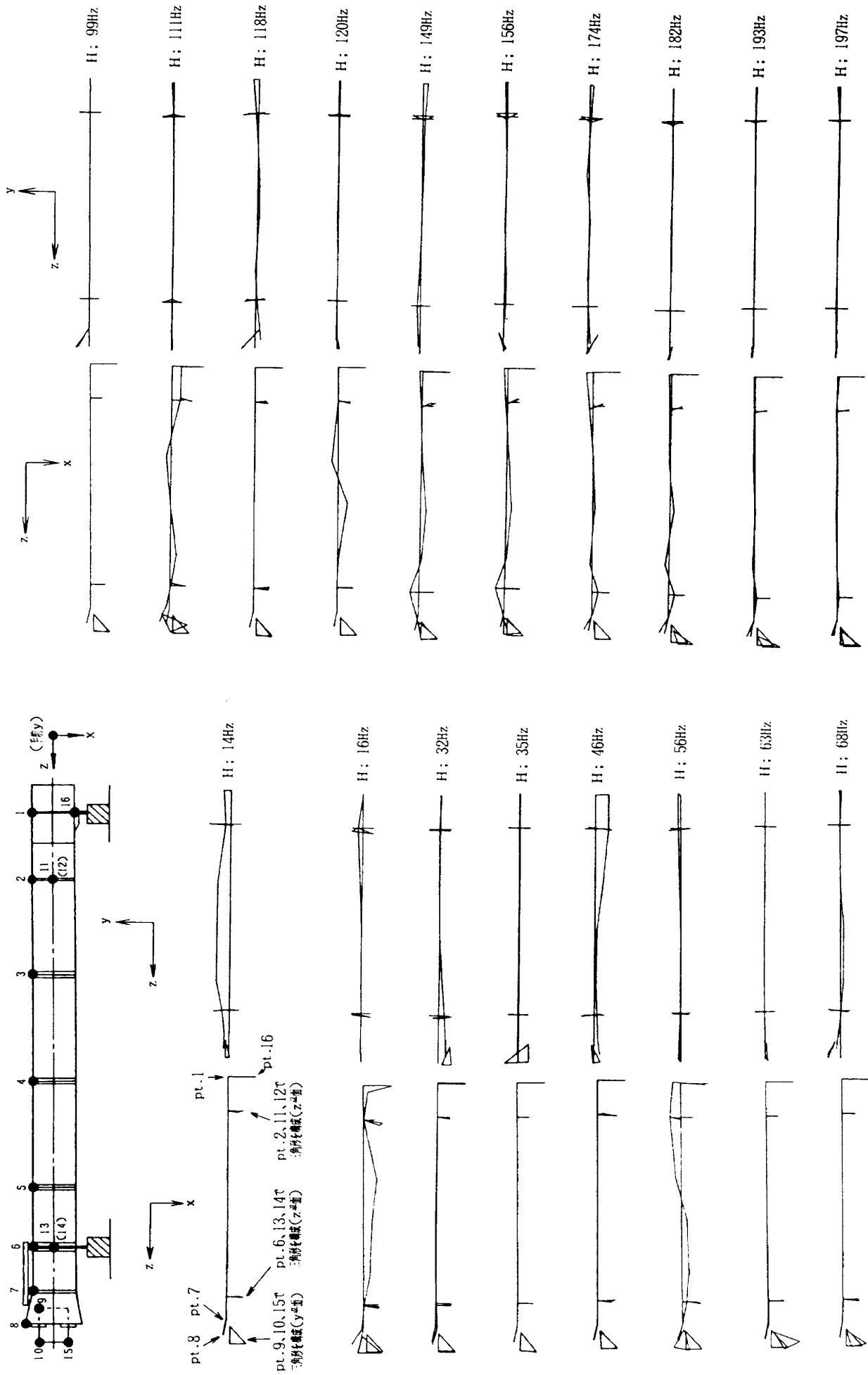


図7.11 固有振動モード

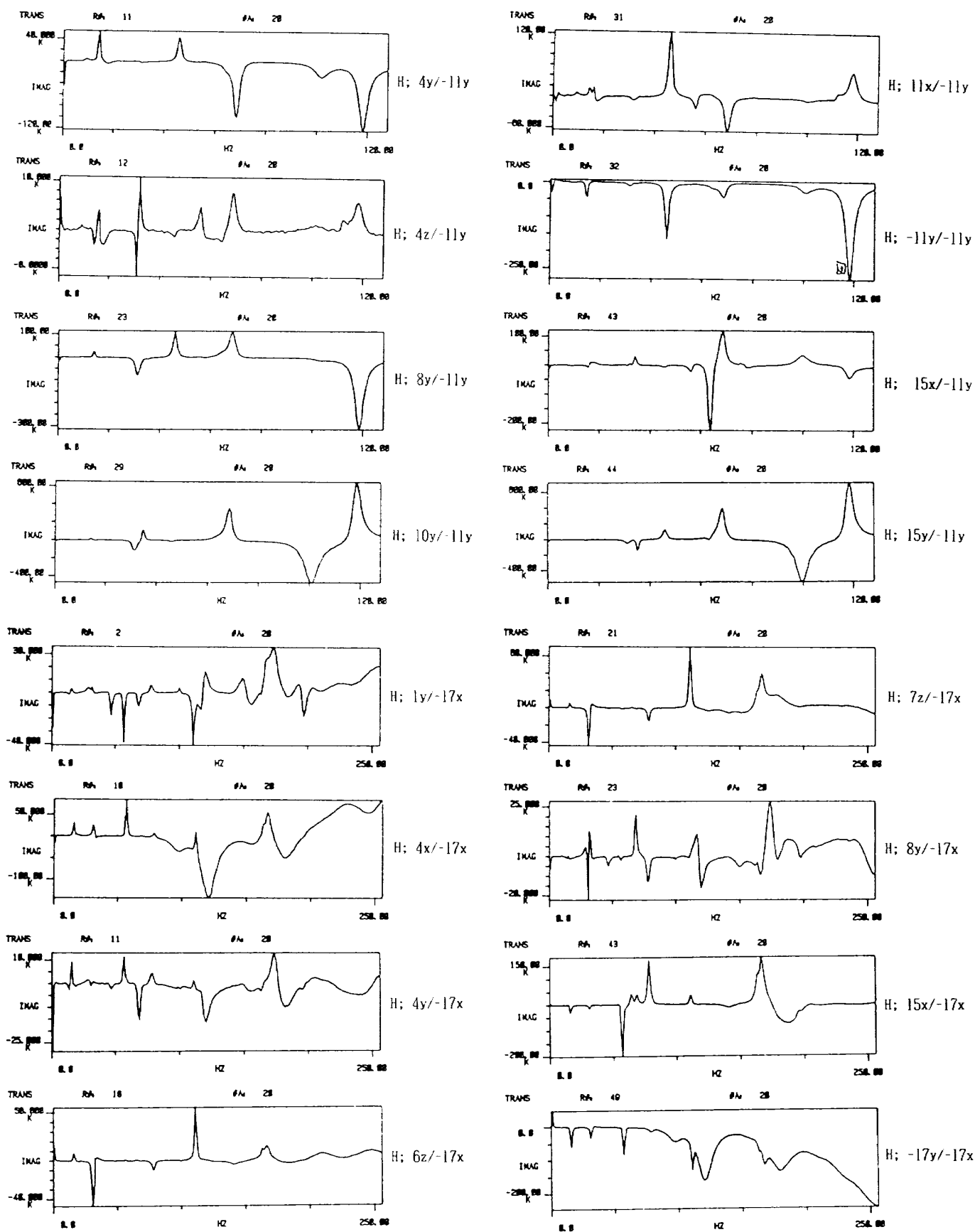


図7.12 代表点での FRF の虚部

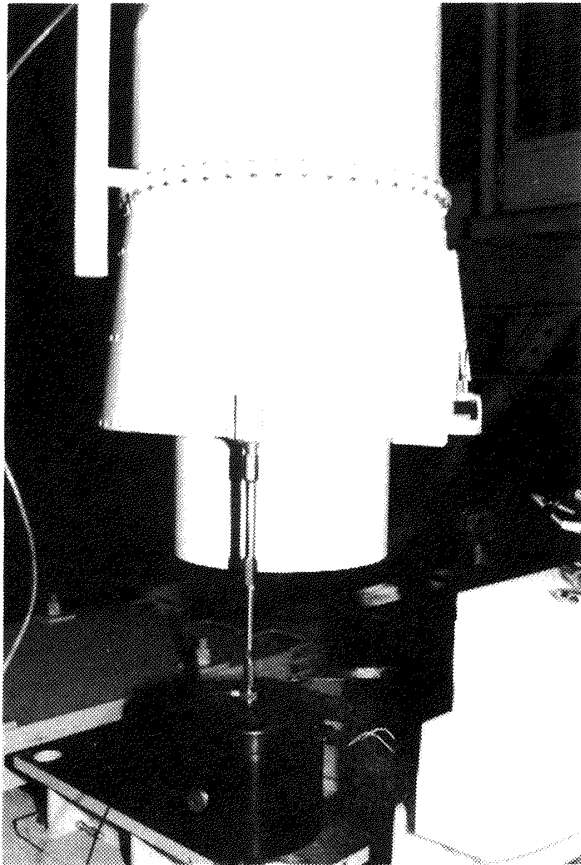


図 7.13 加振状況 (縦加振)

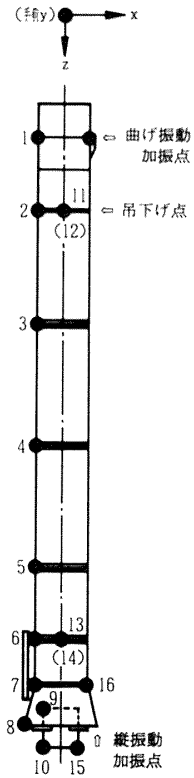


図 7.14 1点ランダム加振による加振点と加速度計測点
(pt.12, 14はpt.11, 13の裏側)

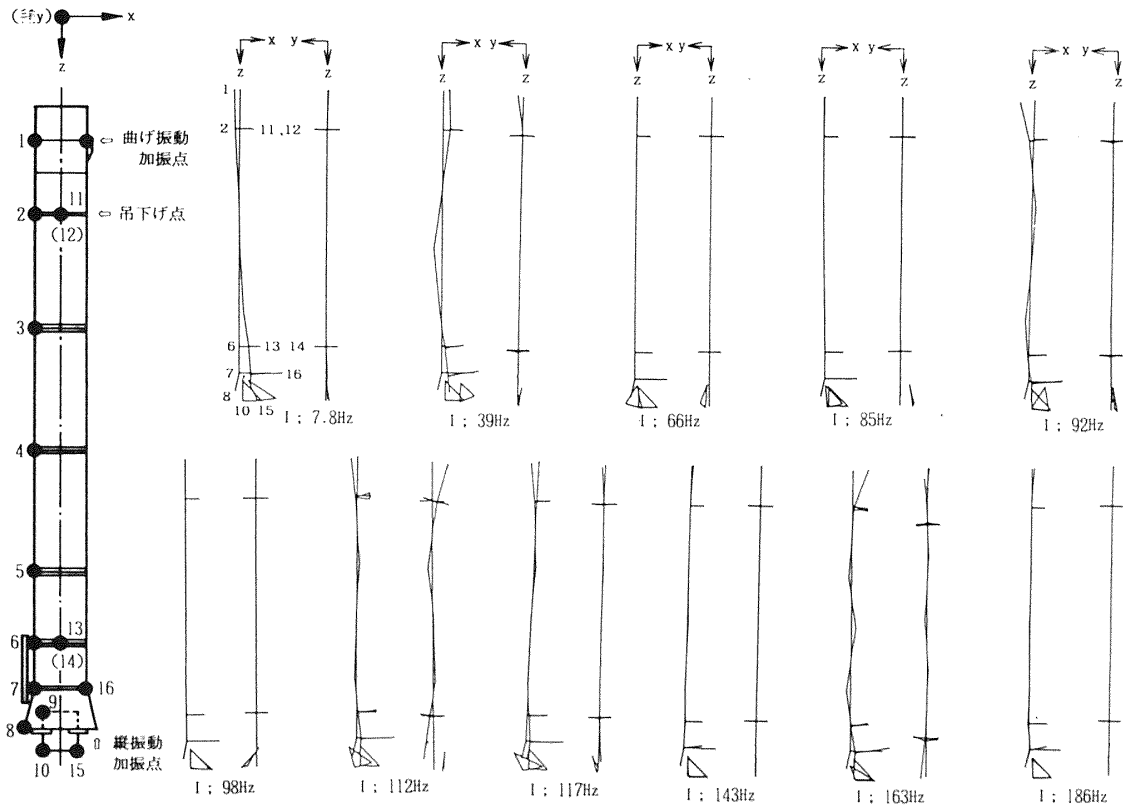


図 7.15 固有振動モード

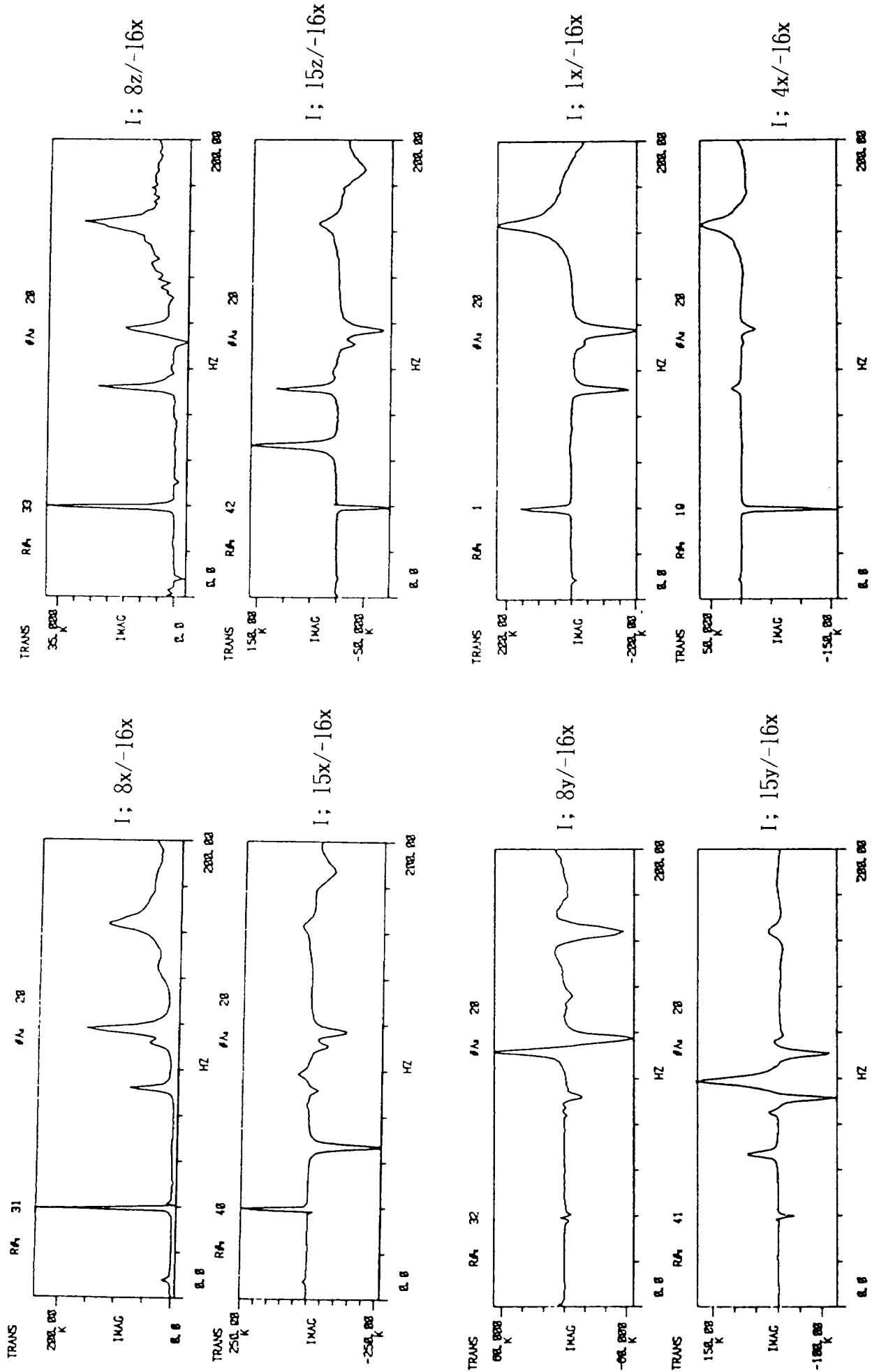


図7.16 代表点での FRF の虚部

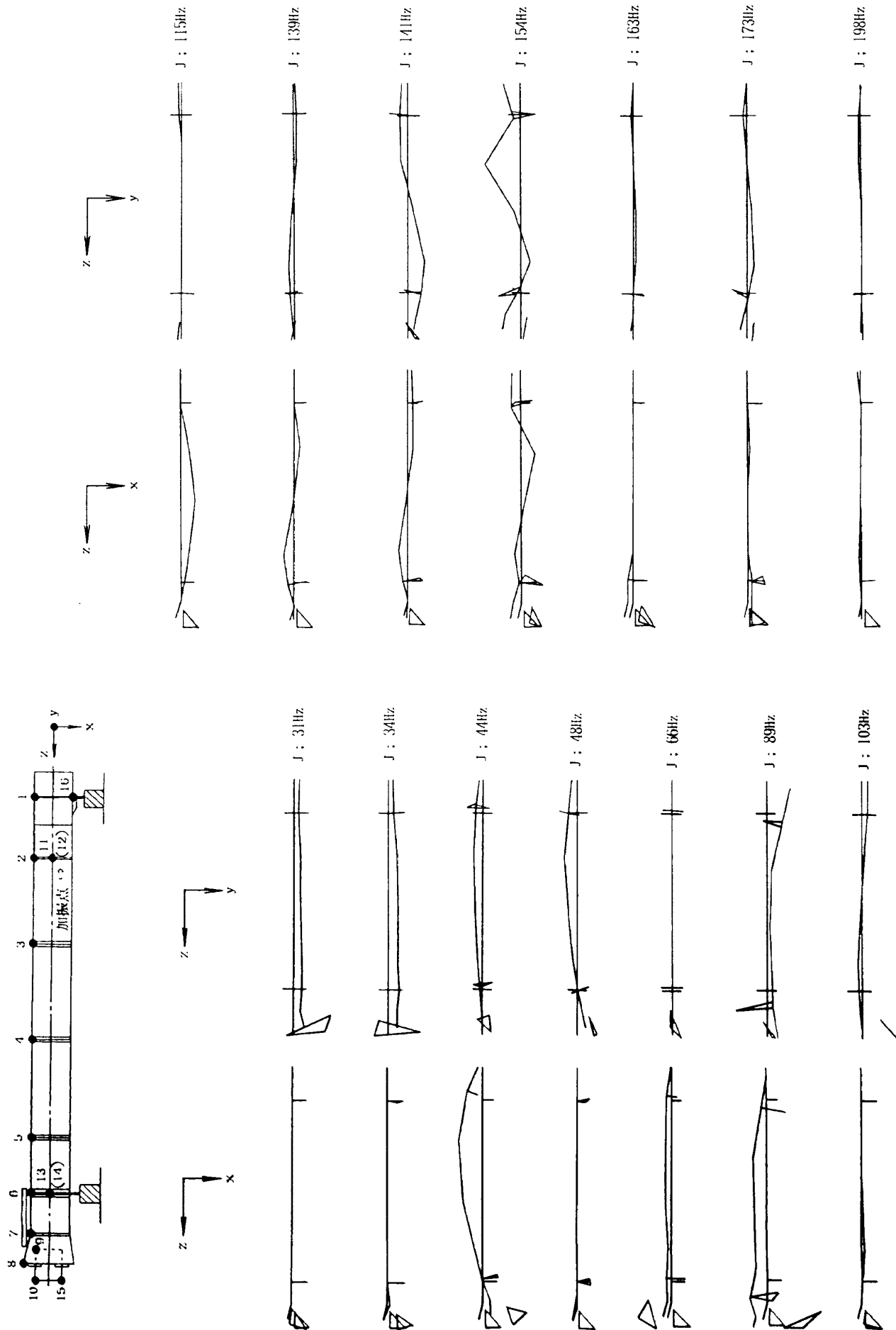


図7.17 固有振動モード

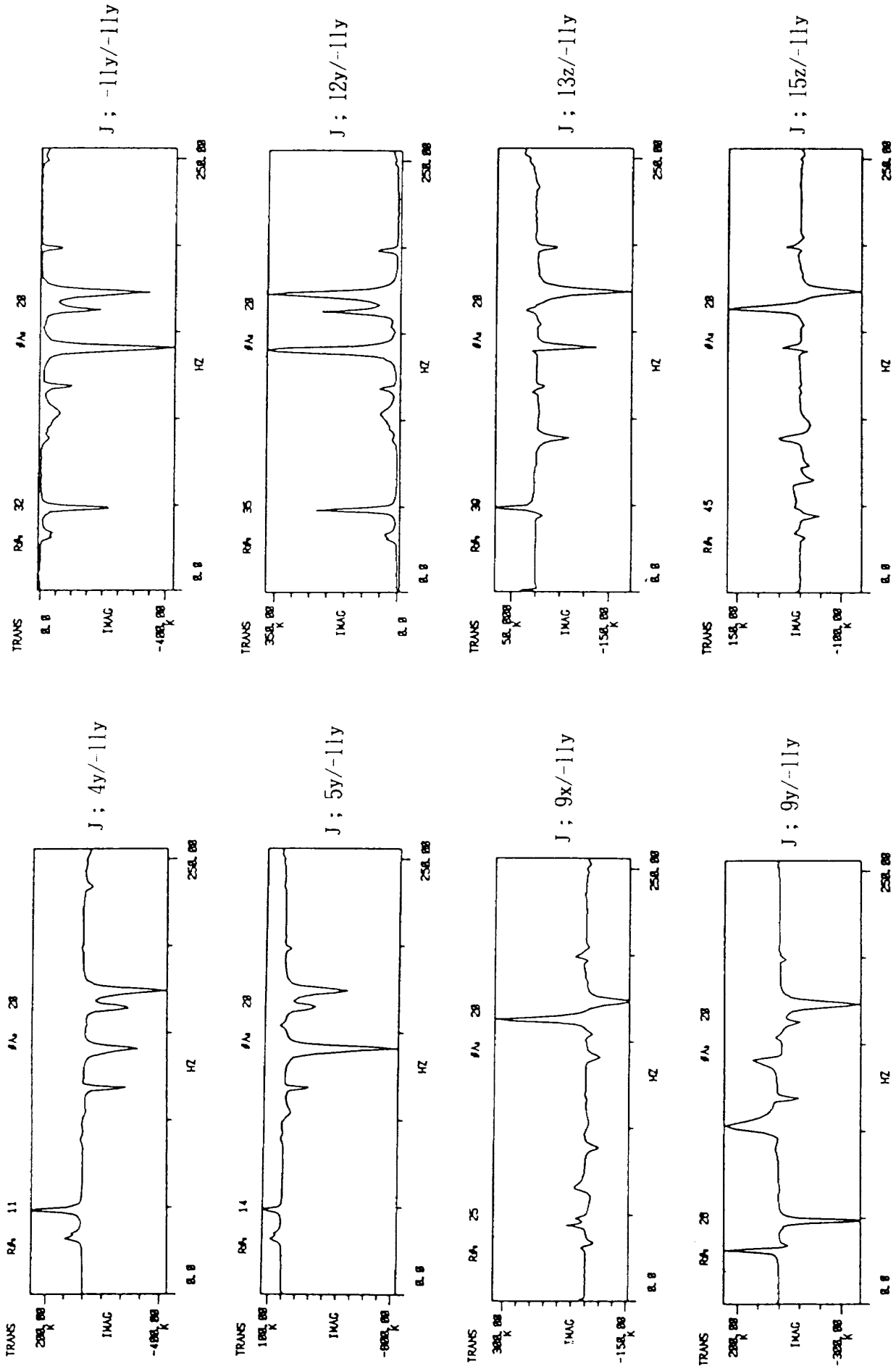


図7.18 代表点での FRF の虚部

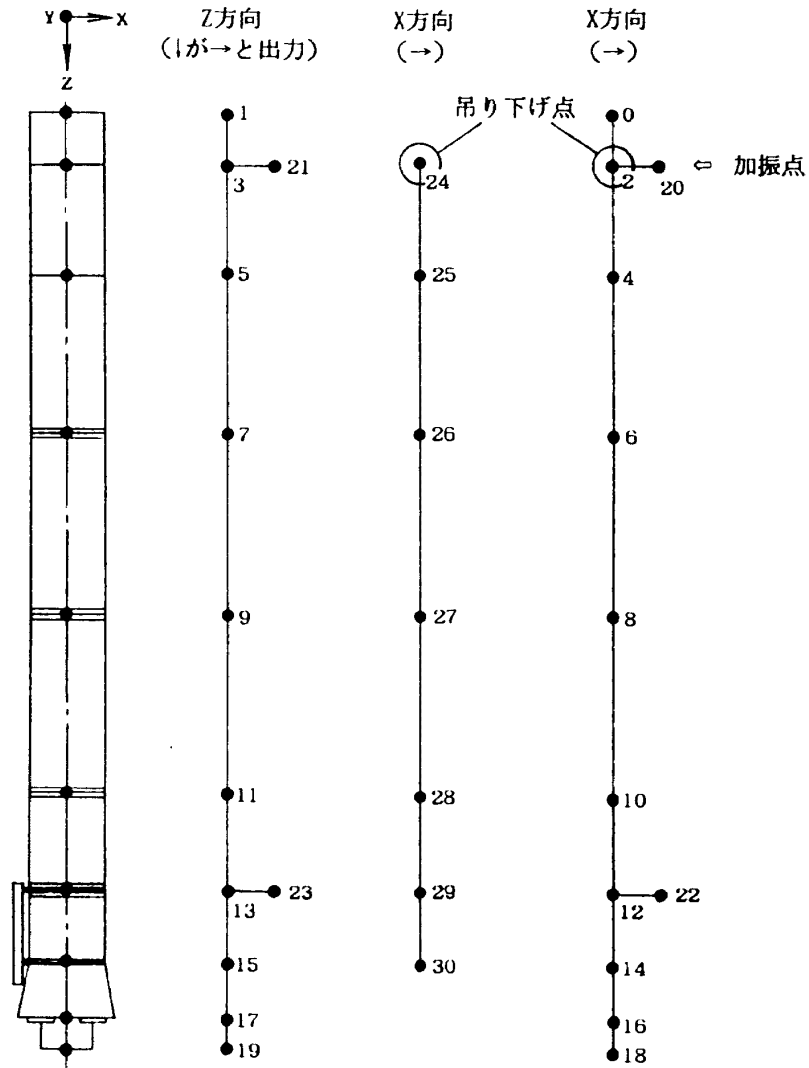


図7.19 加振点と加速度計測点

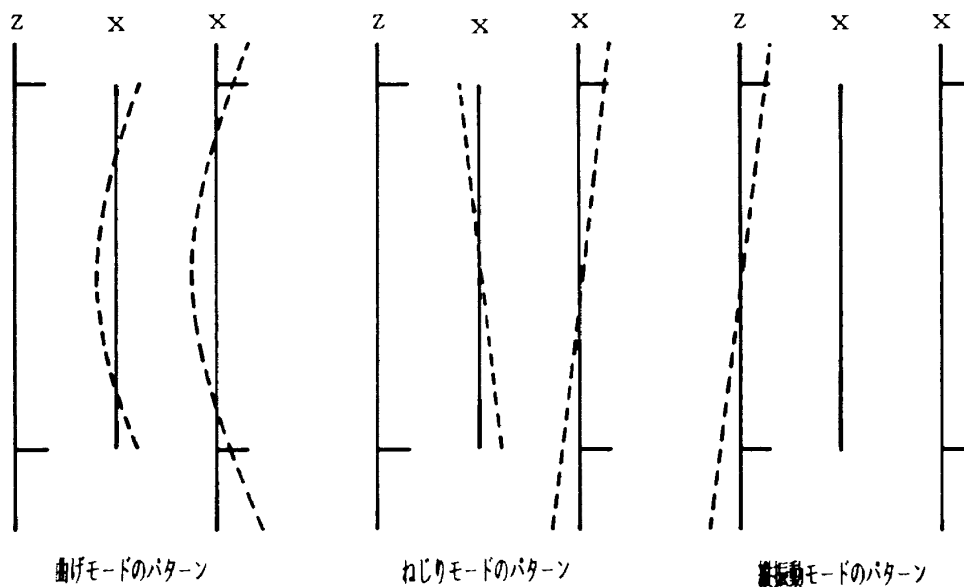


図7.20 固有振動モードの見方

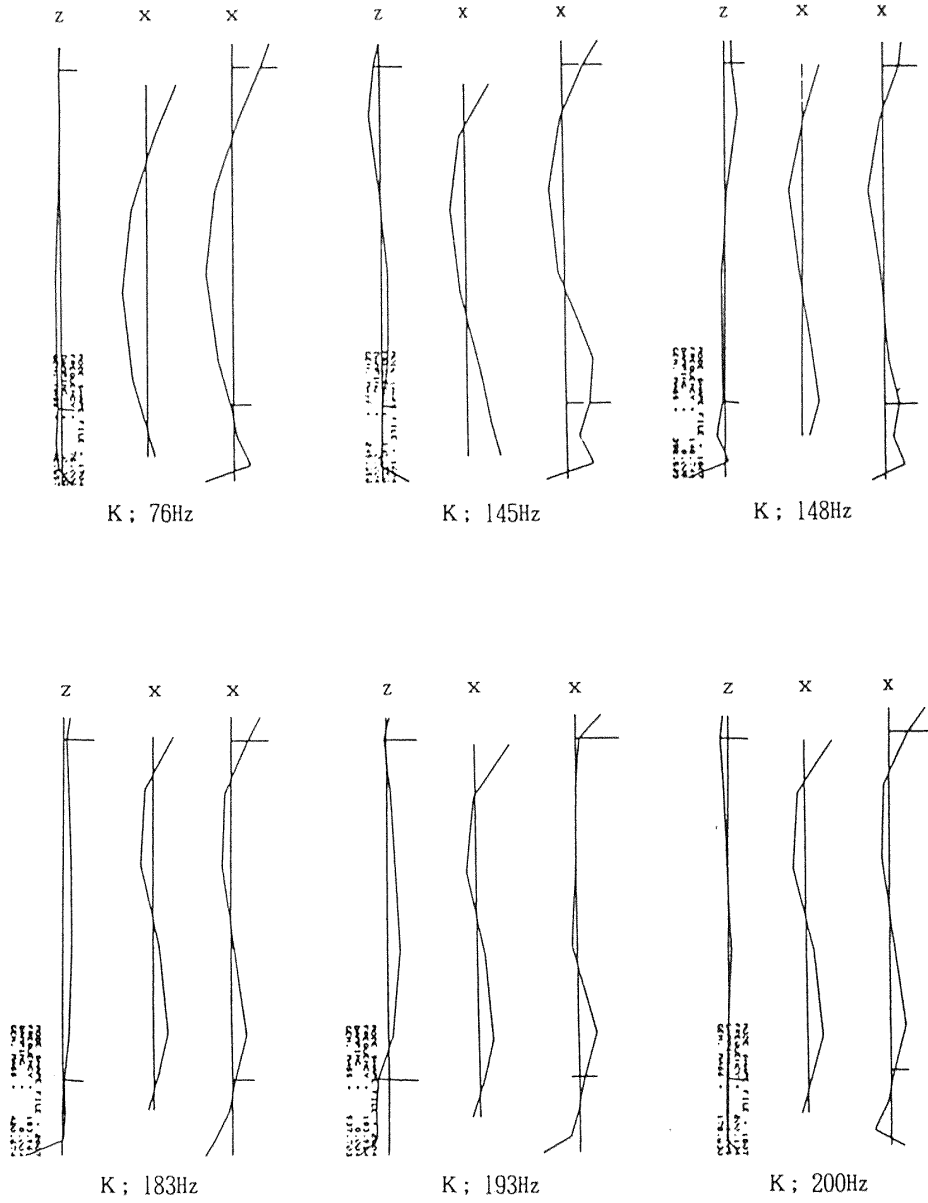


図7.21 固有振動モード

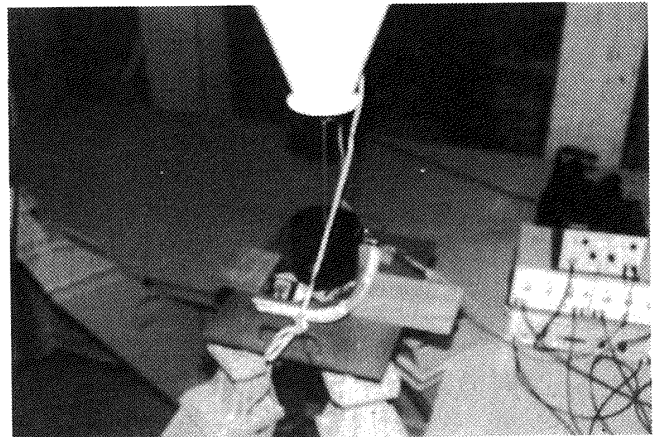
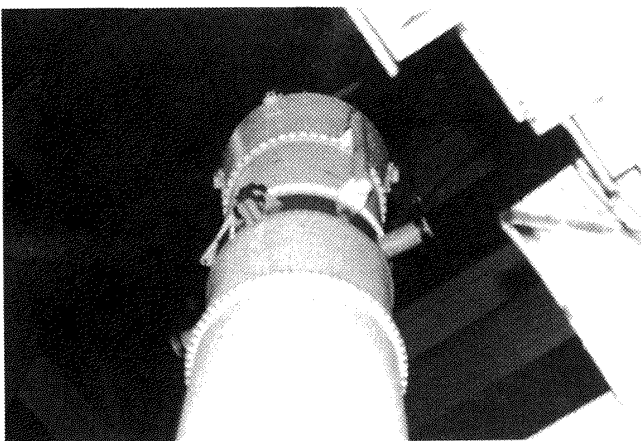


図7.22 SRB 単体縦振動の試験形態

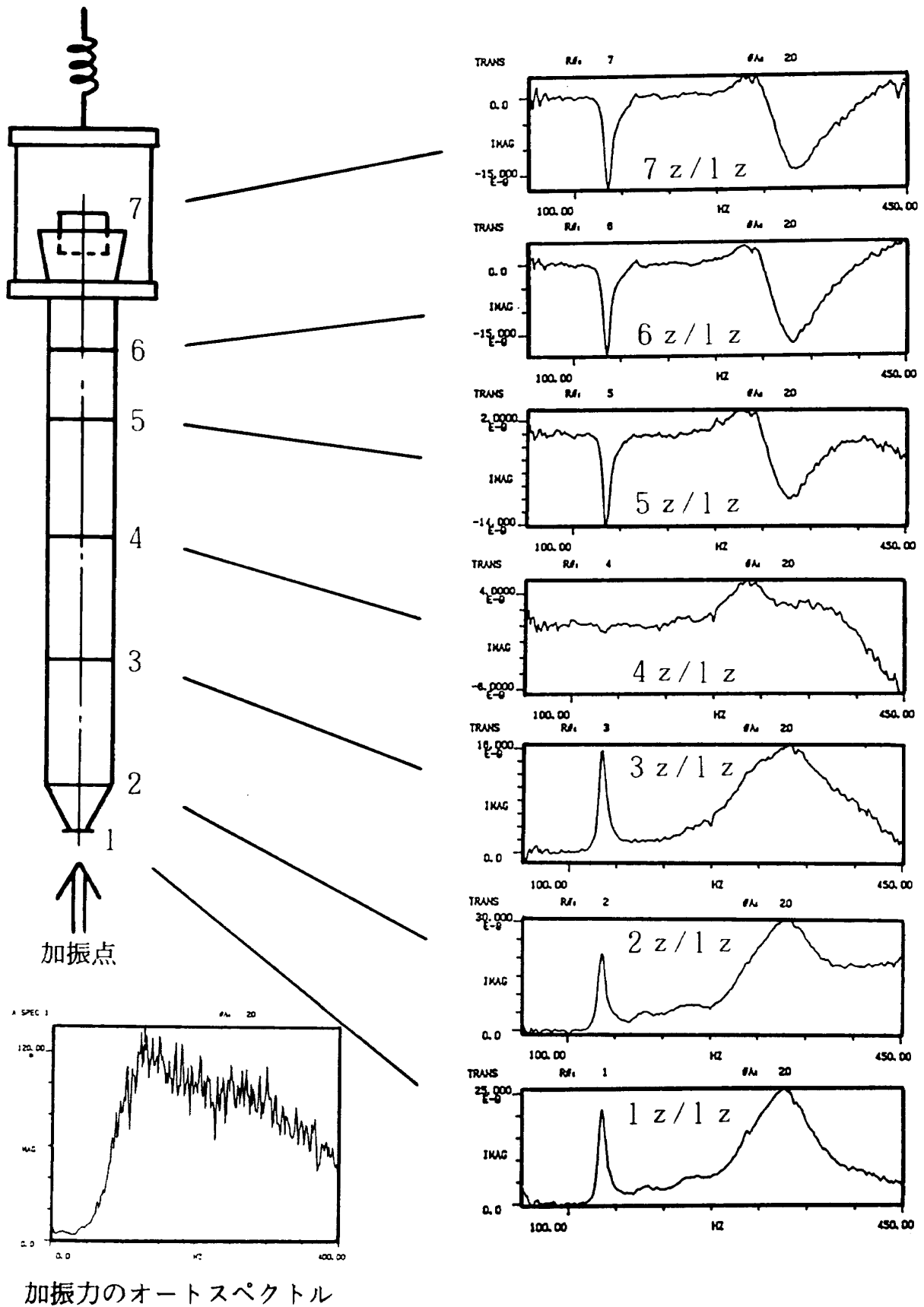


図7.23 縦振動の加振力と FRF の虚部

方向加振による縦方向の応答加速度の自由振動を計測し、スペクトルを求めた。結果を図7.24に示す。134.4Hzに明瞭なピークを示している。次に、縦及び横方向に加振し、加振力と横方向の応答加

速度とのFRFを求め、図7.25(a), (b)に示す。両図共に134.4Hzにピークは無く、この振動数がインパルス加振した時の縦1次の固有振動数である事が分かる。結果のまとめを表7.2に示す。

この試験は、既に実施された第1次のSRB燃料充填形態の縦加振試験（SRBのMLとの連結点の一つを加振しており、純粋な縦振動モードを励起する形態の試験では無かった）とは異っており、単純に比較は出来ない。

7.3.6 Q ; SRB (充) 横置き縦振動試験

SRB実機の地上燃焼試験時に振動特性を計測する場合、本来SRBは自立形態で使用される為、燃焼性能を取得する目的で行う横置き形態とは、振動特性が異なる事が予想される。そこで、前項で実施されているSRB逆吊り形態の結果と比較し、地上燃焼試験時に実施する振動試験の方法及び結果の検討、評価の為の資料を取得する。

試験は、図7.26に示す様に横置治具5個を取り付けたSRBの頭部を加振機でZ軸方向に加振した。図中の番号は応答加速度計測点を示し、総て3方向を計測している。図7.27に試験状況を示す。

試験結果のZ軸方向のFRFの虚部を機軸に沿って図7.28に示す。第1次の固有振動を表すピークは明瞭であったが、それ以上では、ピークは鋭くなかった。モード解析の結果を表7.3に示す。表より、地上燃焼試験形態と宙吊り形態では、全くと言って良いほど試験結果に相違は出なかった。

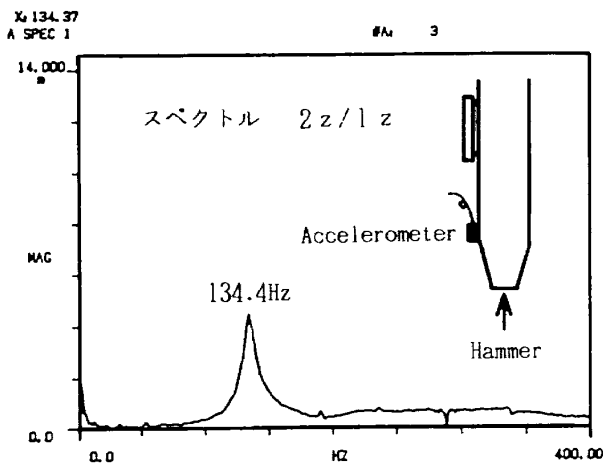
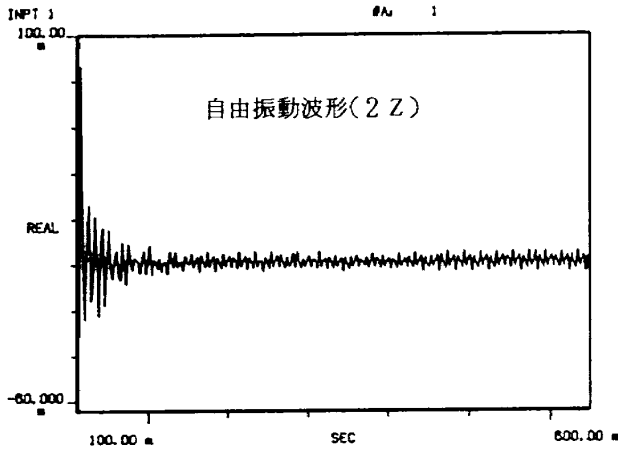
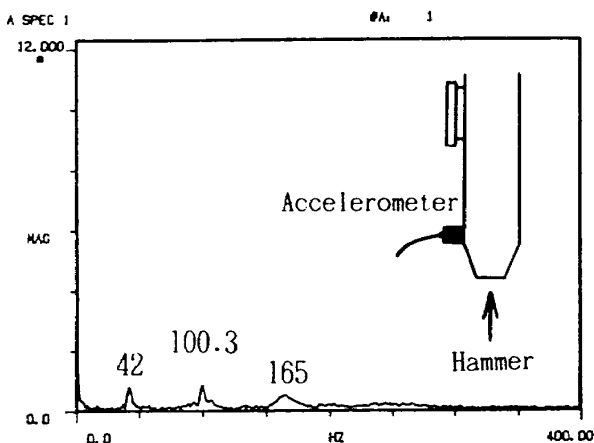
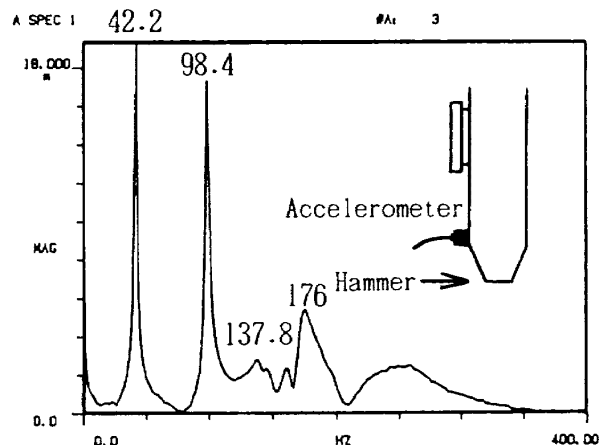


図7.24 インパルス加振による試験結果



(a) 縦方向加振時の横方向応答

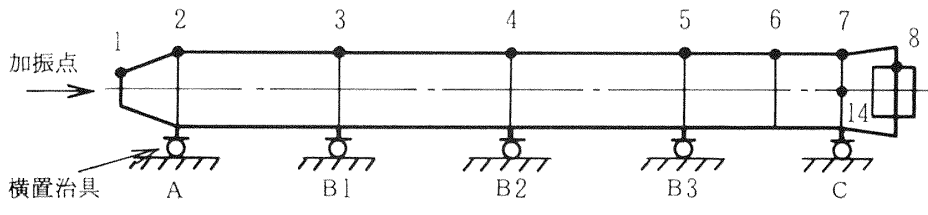


(b) 横方向加振時の横方向応答

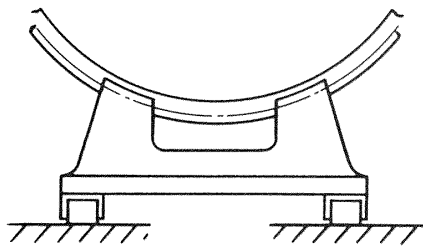
図7.25 縦1次固有振動数の確認

表 7.2 SRB 逆吊り形態の試験結果

加振方法	加 振 機		ハンマー
モード形	固有振動数	減衰比	固有振動数
縦1次	135.1Hz	3.4%	134.4Hz
縦2次	331.2Hz	6.1%	—



横置治具



A部詳細 (90°回転)

治具重量の測定値

- A : 2.681 kg
- B1: 2.209 kg
- B2: 2.212 kg
- B3: 2.209 kg
- C : 2.207 kg

図 7.26 地上燃焼時形態の縦加振試験

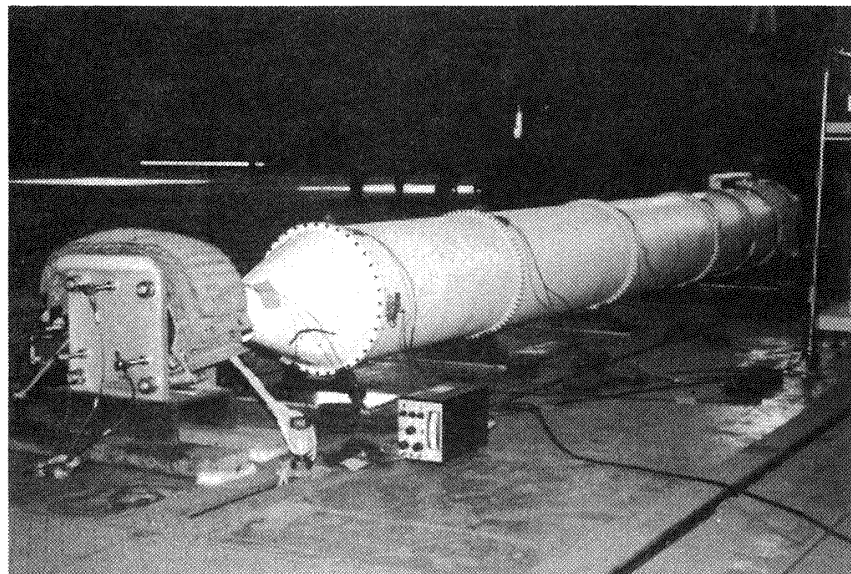


図 7.27 地上燃焼時形態の試験状況

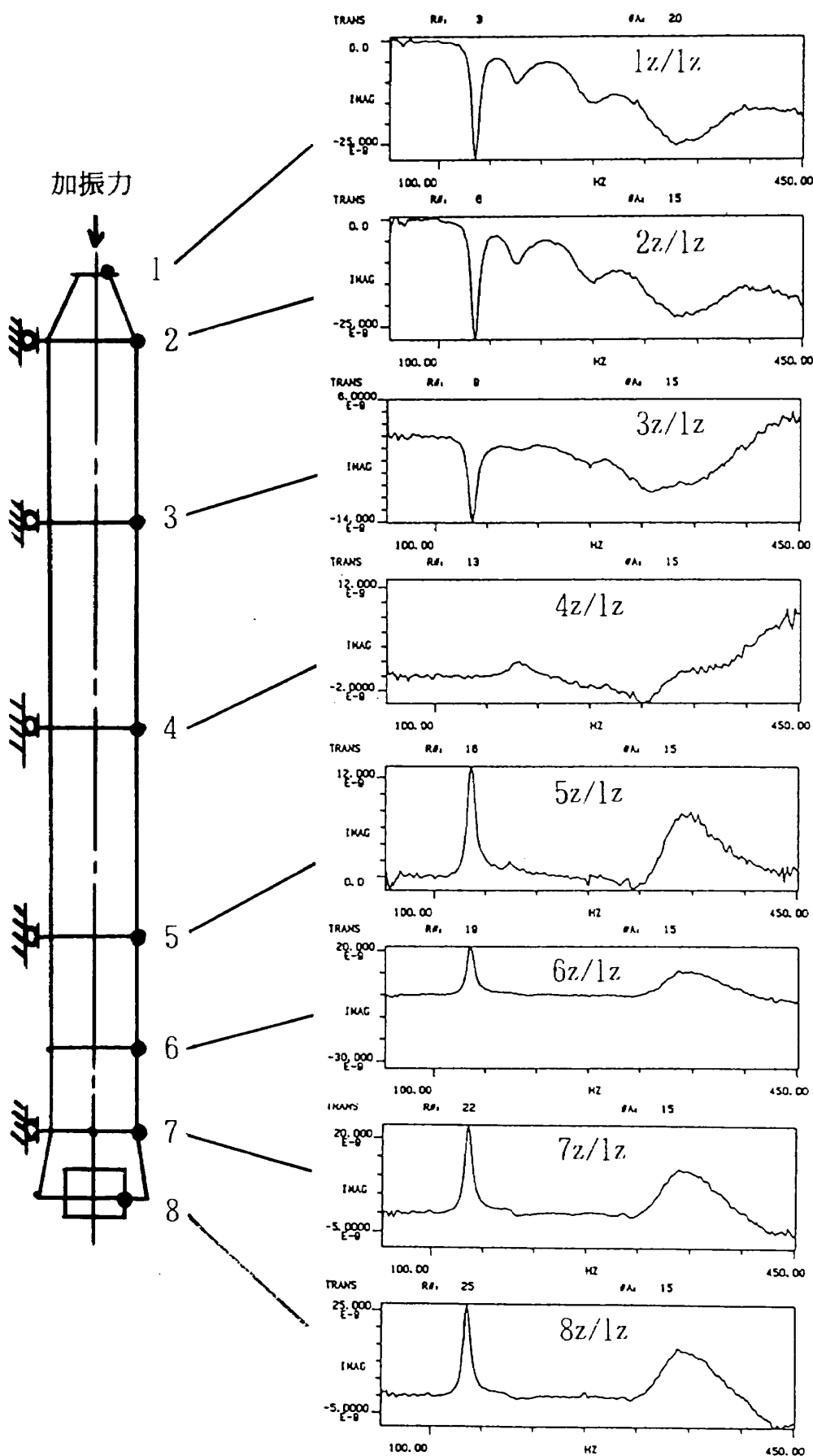


図7.28 地上燃焼時形態の FRF の虚部

地上燃焼試験時は点火衝撃を受けるので、その時の応答と加振機による応答で差が生じるかどうかを確認しておく為に、pt.1を木ハンマーで叩きpt.14の加速度計で自由振動を計測してスペクトルを求めた。結果を図7.29に示す。図より、インパルス加振時の縦1次の固有振動数は、134.4Hzである事が分かる。

インパルス加振時の固有値は、加振機による値より1Hzほど低下した。この原因については、明確ではないが固有振動数を計算する手法として、計測された周波数伝達関数を複素平面表示し、円で近似して求めるものと、自由振動波形をFFT法によりスペクトル解析し、ピークの周波数を固有

振動数とするものを用いている。両者では手続きが異なる為、数値に違いが生じる事は十分予想される。また、周波数分解能が1.0Hzであるから、1Hz以下の違いは誤差とも言えよう。この様に考えると、「加振方法により固有振動数は、概ね変化しない」と考えても良い様である。

7.4 全機射座自立の試験結果

本節では発射台相当の射座模型に全機が固定されている形態の試験結果について述べる。

発射台上でのロケットの形態としては、液体推進薬注入前（本模型では液体酸素しか模擬していないので、以下、LOX空と呼ぶ）と発射直前の液

表 7.3 地上燃焼時形態の試験結果

モード形	地上燃焼時形態		逆吊り形態	
	固有振動数	減衰比	固有振動数	減衰比
縦1次	135.3Hz	3.0%	135.1Hz	3.4%
縦2次	329.7Hz	9.5%	331.2Hz	6.1%

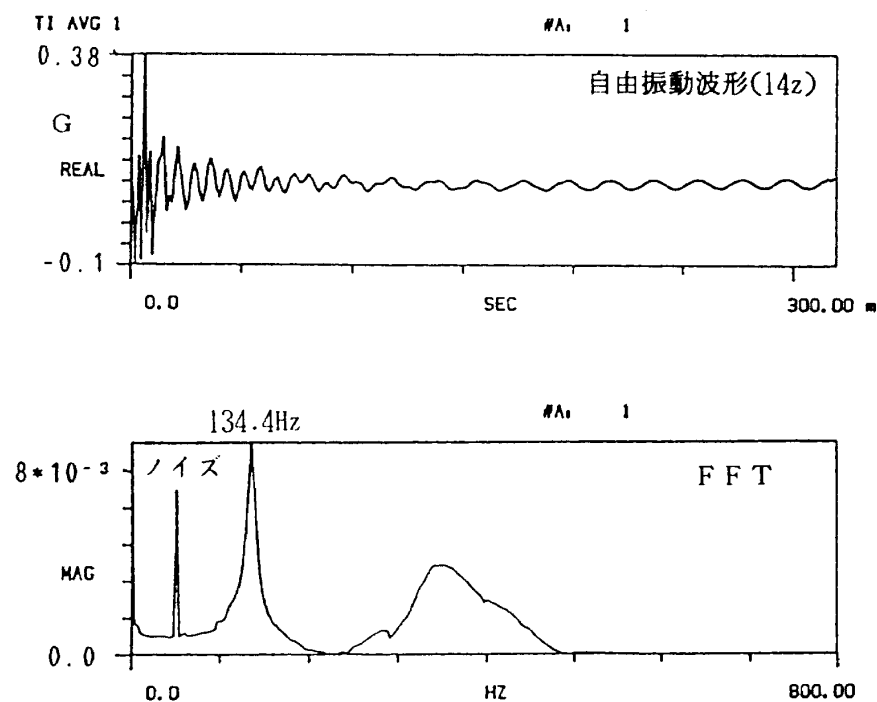
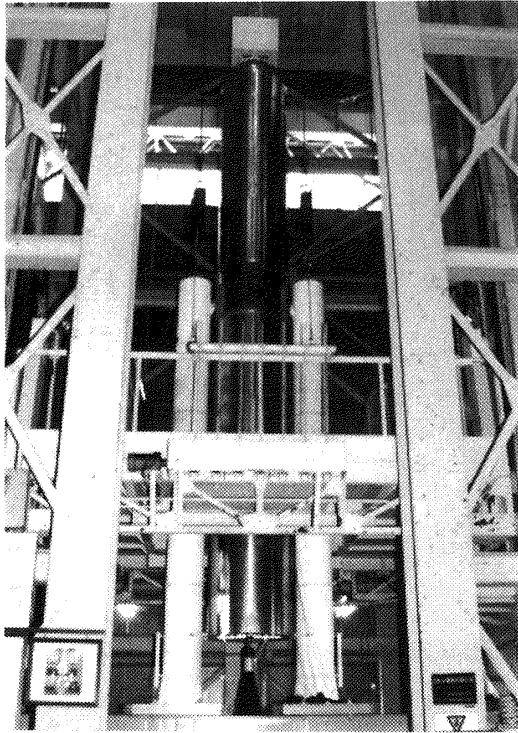
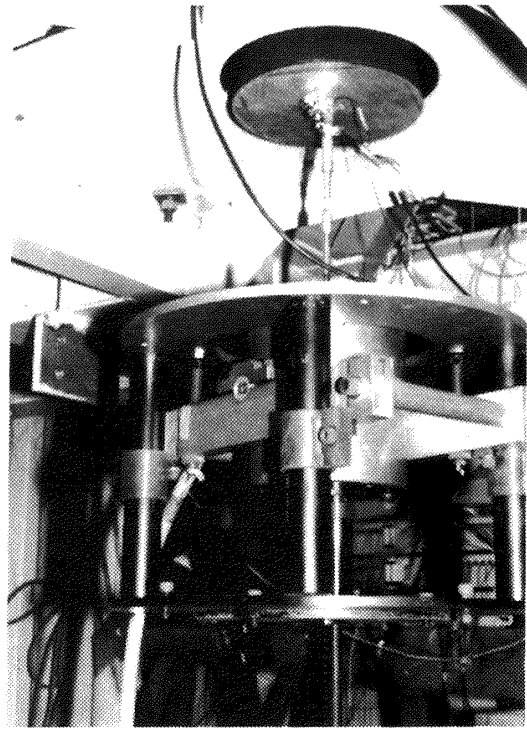


図7.29 地上燃焼時形態の縦インパルス加振結果



(a) 射座上の模型



(b) 1段エンジン部での縦加振

図7.30 全機射座自立時の試験状況

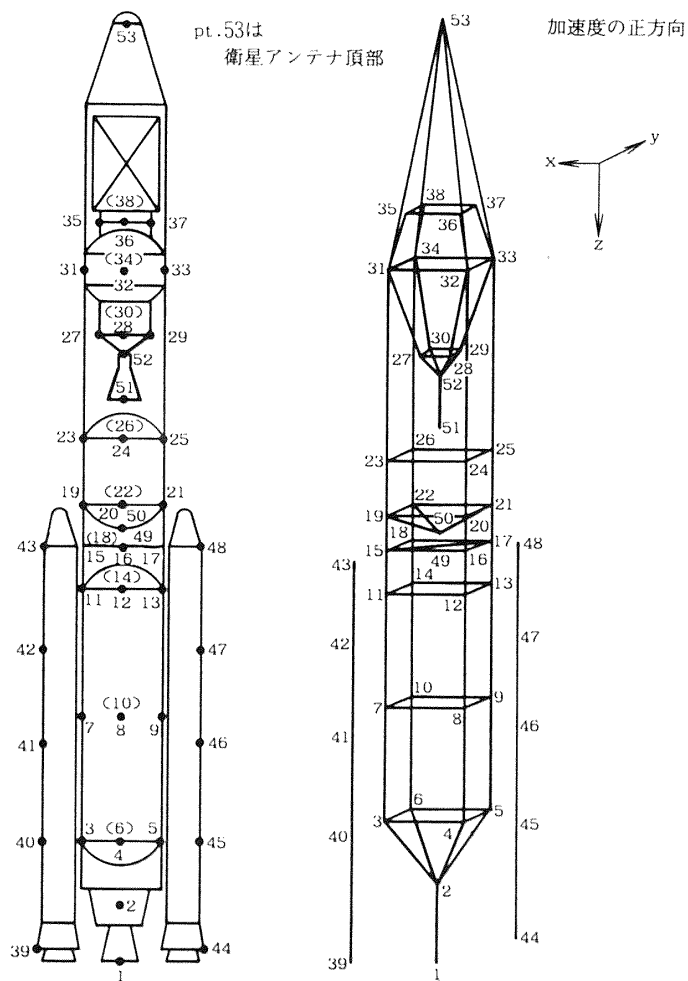


図7.31 加速度計測点とモード図の表示例

体推進薬注入後（以下、LOX満と呼ぶ）の2つである。SRB推進薬については、どちらの形態も充填済みである。

ロケットはSRBの下端で8本のボルト（左右各4本）で射座に固定されている。コア部はSRBとの前後2個の分離部を介して結合されている。

試験に於いては射座も剛性を模擬してあるので、加振方向によって射座の剛性を図5.1の様に調整した。

試験の状況を図7.30に示す。ここで、(a)は射座上の模型の様子、(b)は1段エンジン部での縦加振

の状況の写真である。

モード計測のための加速度計の取り付け点とモード図の表示例を図7.31に示す。ここで、加速度計は1段LOXタンク底部のpt.50（この点は貫通ビームとの隙間が少なく、 x, y 方向の加速度計が取り付けなかったため、 z 方向のみ）を除いて x, y, z の3方向に全部で157個を使用している。

試験結果のまとめを図7.32に示す。ここでは、各加振方向に於ける固有振動数と等価粘性減衰比について示した。

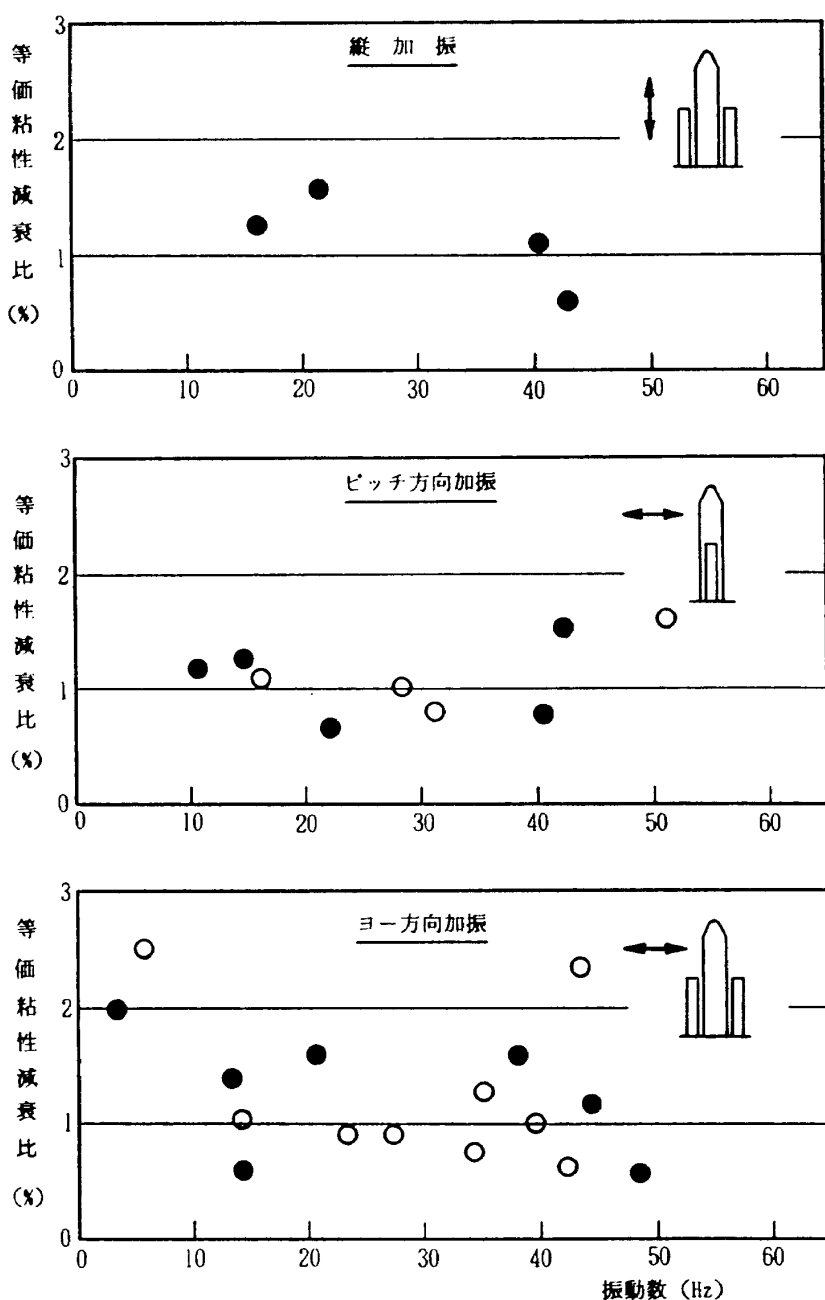


図7.32 射座自立時の固有振動数と等価粘性減衰比
(● : LOX満, ○ : LOX空)

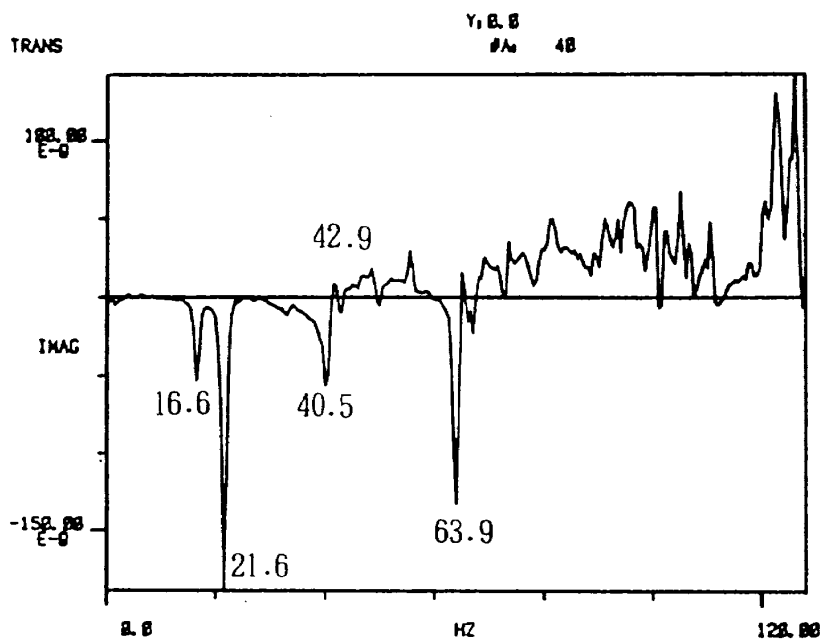
7.4.1 縦加振の試験結果

縦加振は LOX 満の形態(B;)の時のみ行った。
 この場合の加振点は図7.30に示す様に 1 段エンジン部であり、加振方向は -z 方向である。

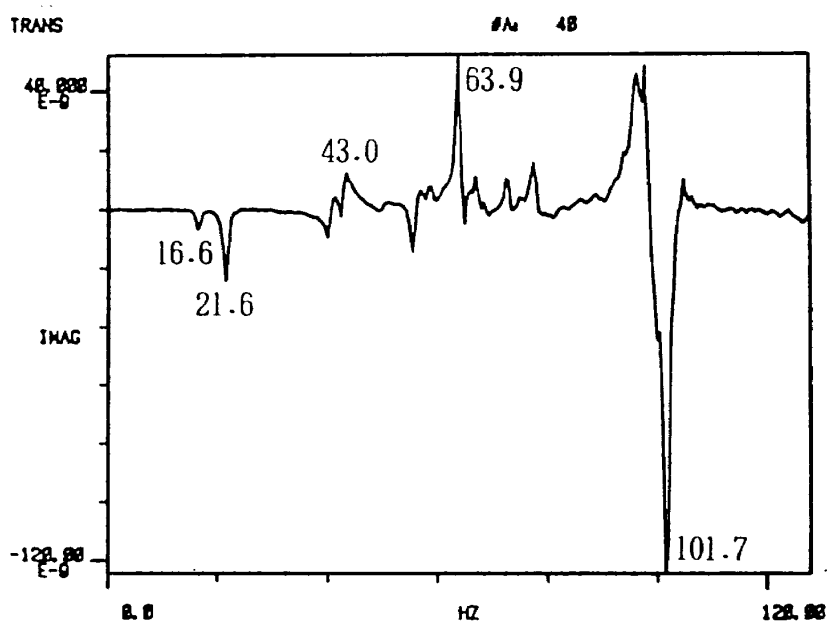
以下に試験結果を示す。まず、1段、2段の LOX タンク底部圧力センサの FRF の虚部を図7.33に、固有振動数と固有振動モードを図7.34に示す。

7.4.2 ピッチ方向加振の試験結果

ピッチ方向加振の場合の加振点は、LOX 空の形態(A;)の時が pt.20 と pt.24、LOX 満の形態(B;)の時が pt.32 である。加振方向は、いずれの場合も +y 方向である。また、加振点が LOX 空と満との形態で異なるのは、それぞれの形態で最もよく加振出来る点を見つけている事による。LOX 満の



(a) 1 段 LOX タンク底部の圧力センサ



(b) 2 段 LOX タンク底部の圧力センサ

図7.33 縦加振による圧力センサの FRF の虚部

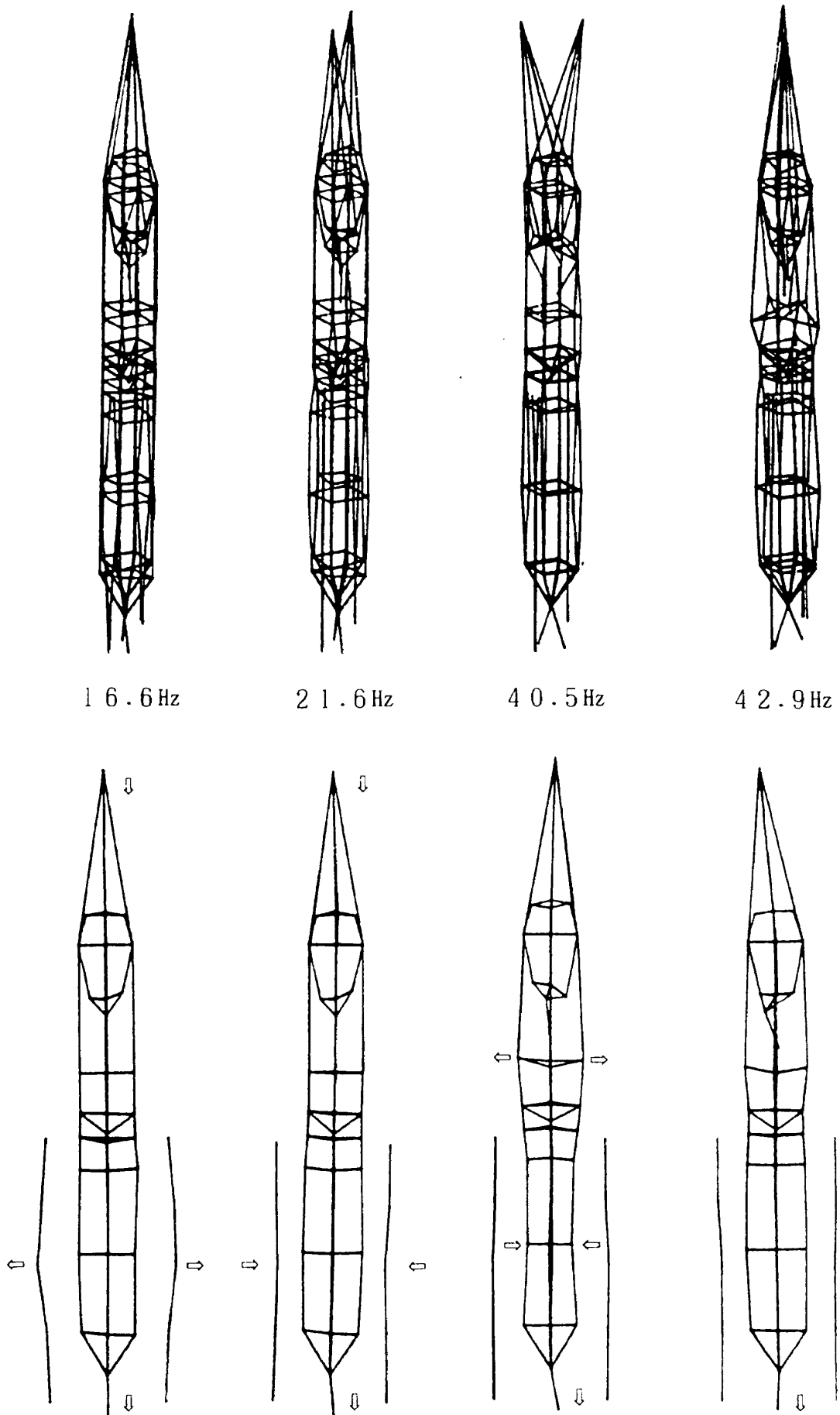


図7.34 縦加振による固有振動数と固有振動モード
 (上図は最大振幅の+-重ね書き, 下図は正面図)

時の pt.32y での加振力のオートスペクトルを図 7.35 に示す。

固有振動数のまとめを表 7.4 に示す。LOX 空と満の時の代表点での FRF の虚部を図 7.36 と図 7.37 に、固有振動モードを図 7.38 に示す。

7.4.3 ヨー方向加振の試験結果

ヨー方向加振の場合の加振点は、LOX 空の形態の時 pt.19, LOX 満の時 pt.31 である。加振方向

は、いずれの場合も +x 方向である。加振点が異なるのは先程のピッチ方向加振の場合と同様、それぞれの形態で最もよく加振出来る点を見つけている事による。

固有振動数のまとめを表 7.5 に示す。LOX 空と満の時の代表点での FRF の虚部を図 7.39 と図 7.40 に、固有振動モードを図 7.41 に示す。

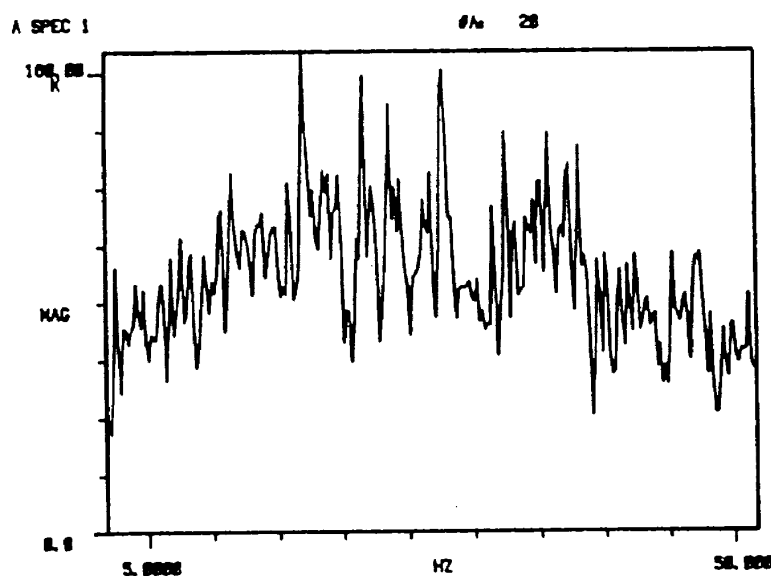


図 7.35 加振力のオートスペクトル (LOX 満, pt.32y)

表 7.4 ピッチ方向加振の固有振動数

形態	A; LOX空	B; LOX満	備考
固有振動数 (Hz)	—	2.54	ロッキング ねじりとロッキング
	3.32	—	
	—	10.6	
	10.9	—	
	—	14.8	
	15.8	—	
	—	22.9	
	28.1	—	
	31.2	—	
	—	40.8	
—	42.4		
—	48.8		
—	50.4		
—	51.6		
—	71.1		
—	82.0		

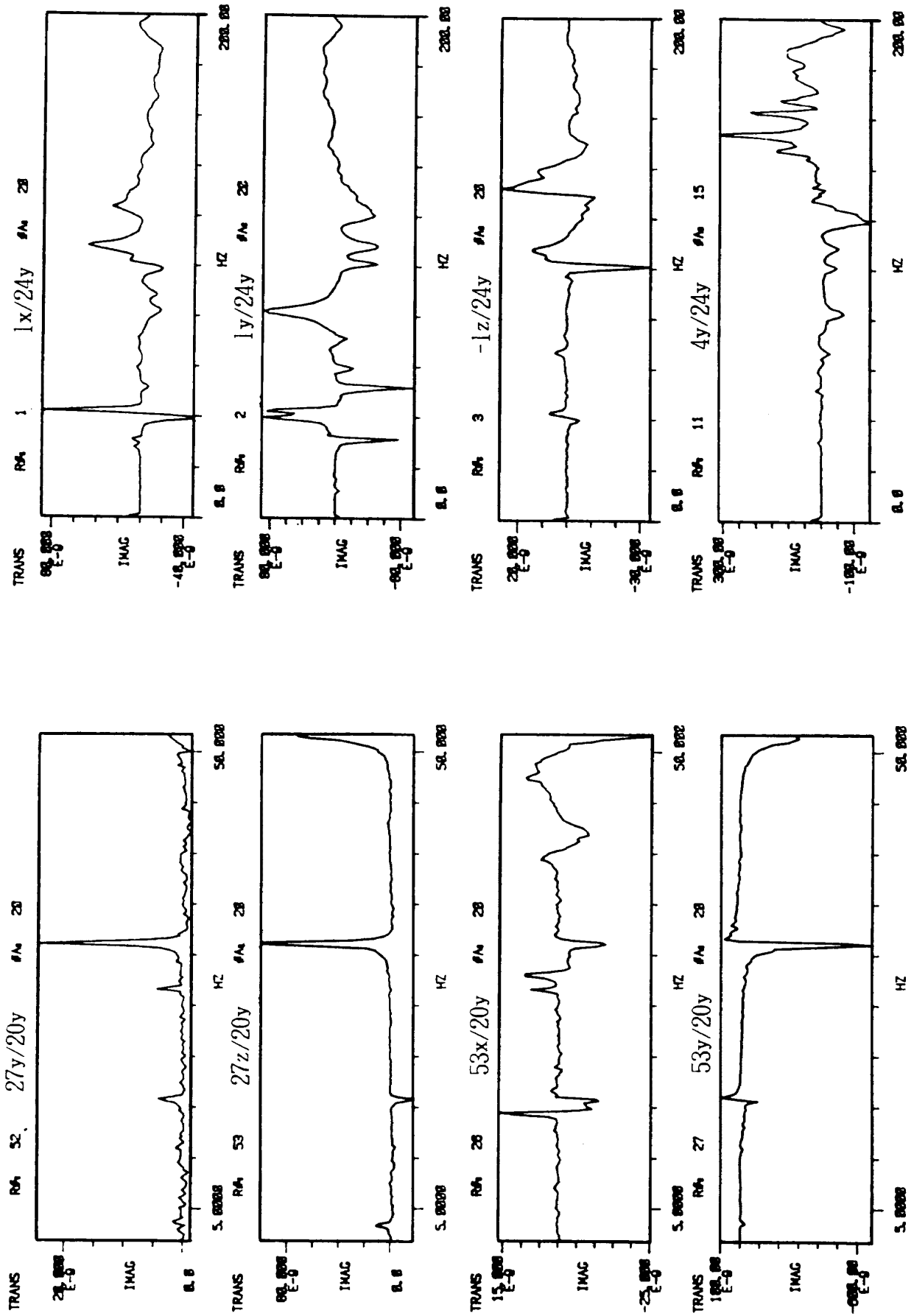


図7.36 LOX空での代表点のFRFの虚部

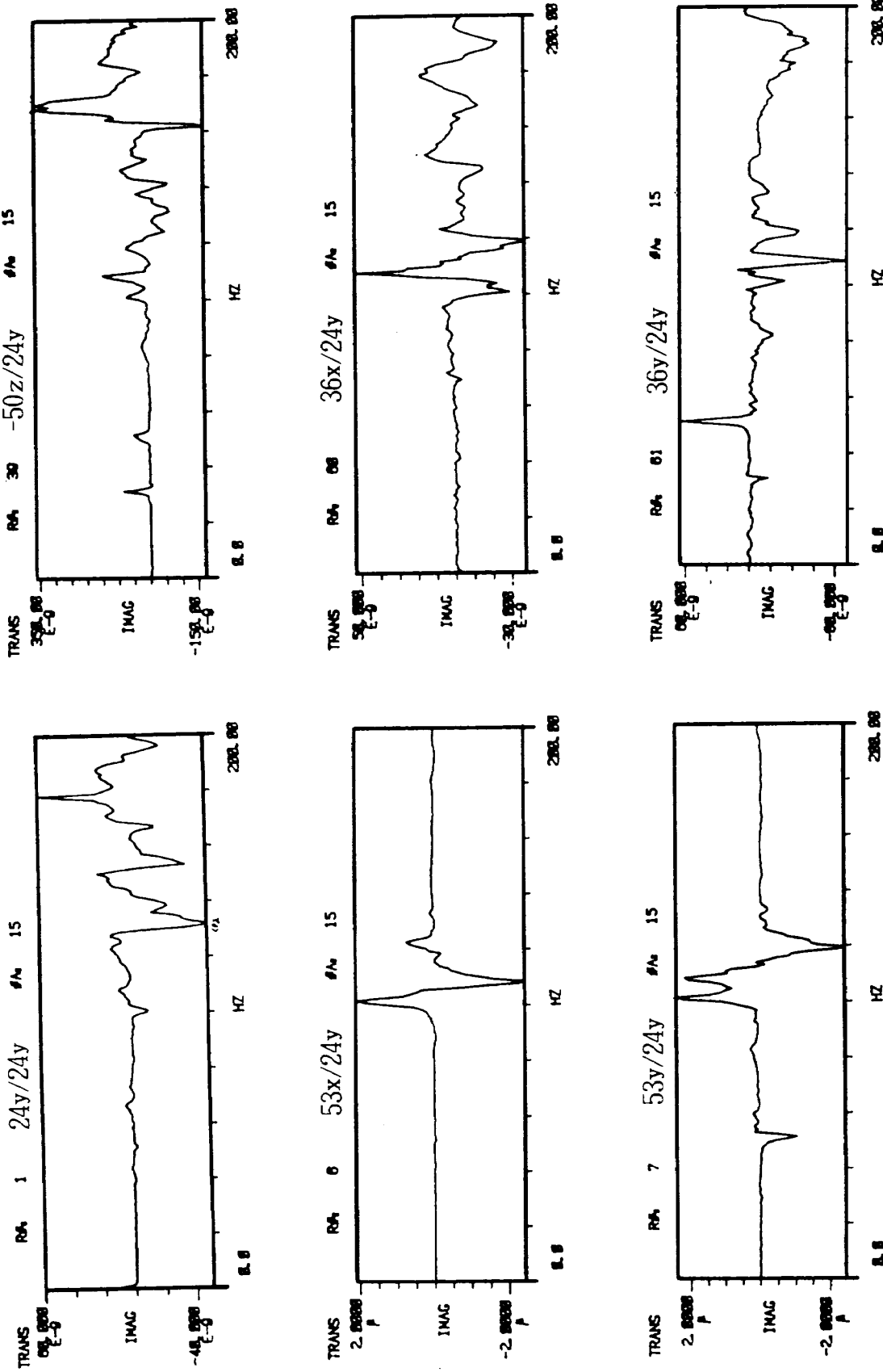


図 7.36 (つづき)

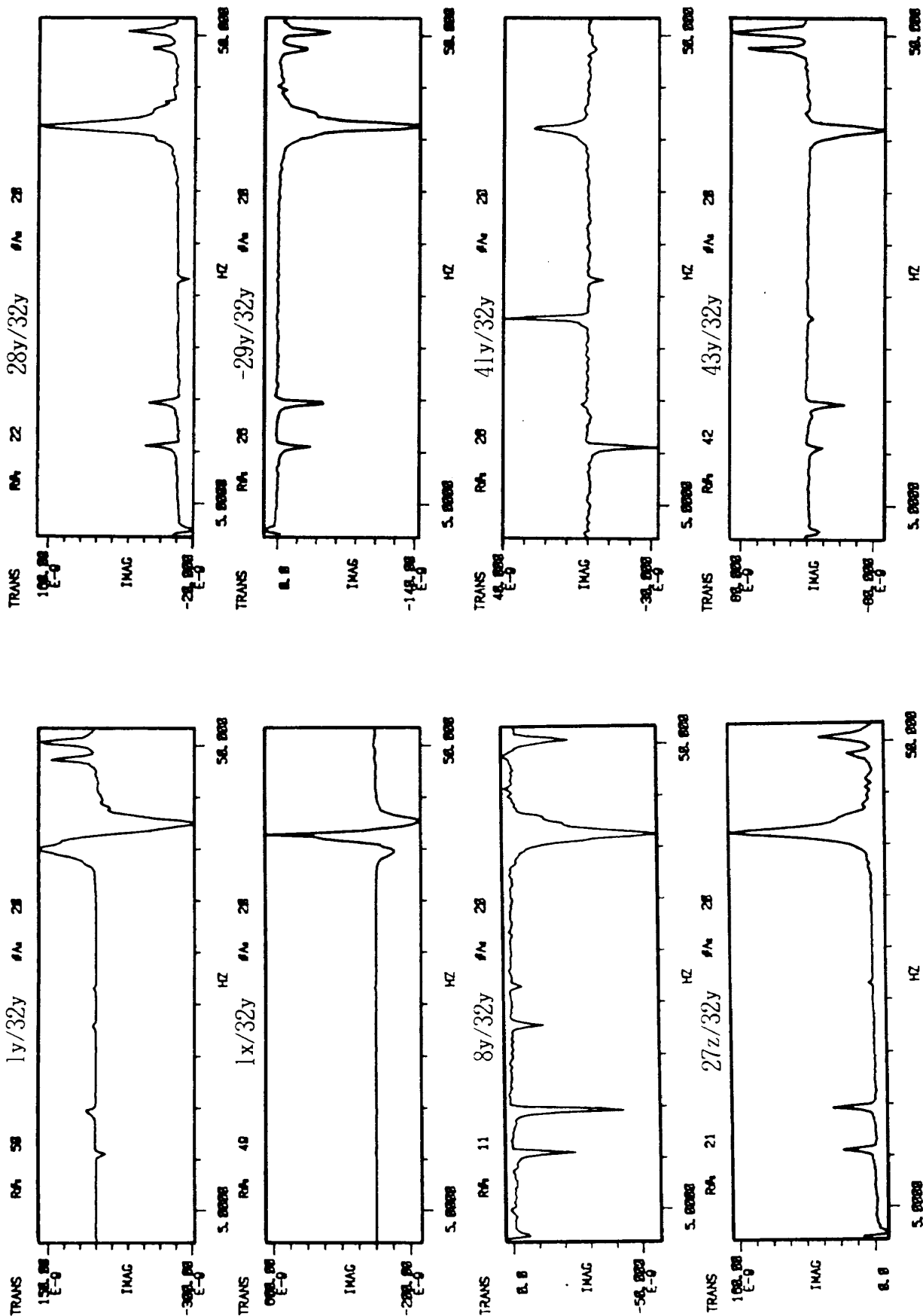


図7.37 LOX満での代表点のFRFの虚部

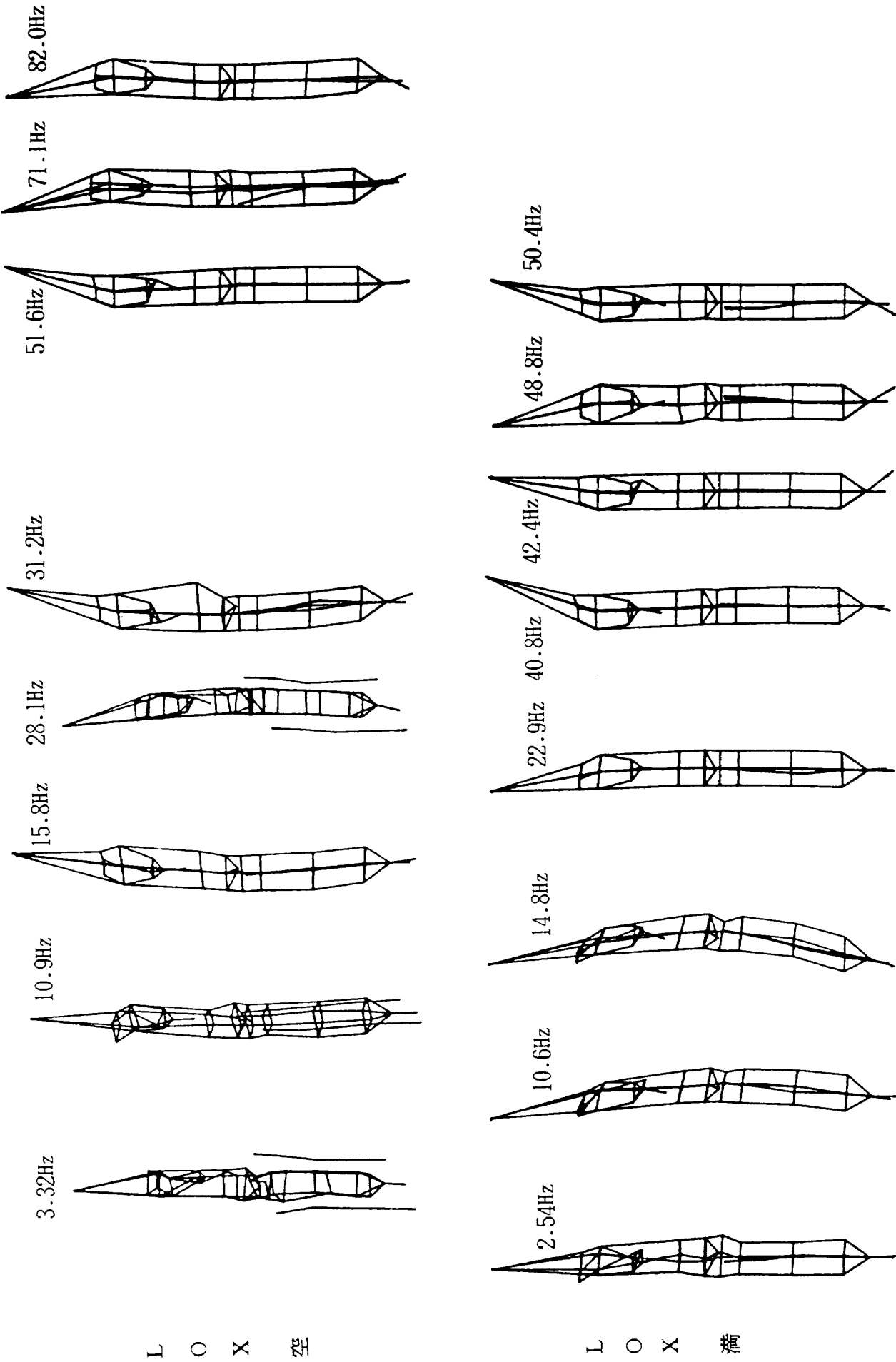


図7.38 ピッチ方向加振による固有振動モード

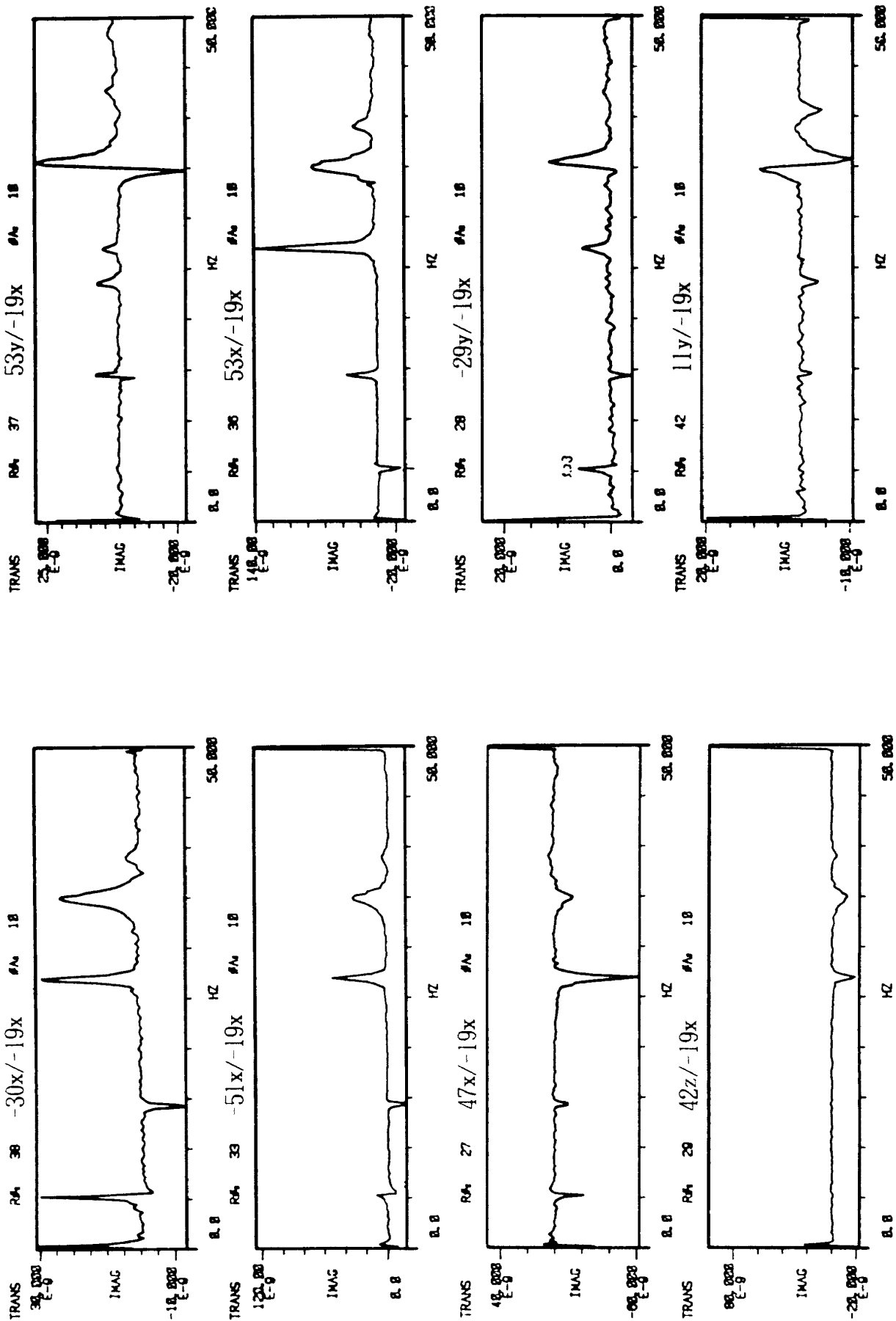


図7.39 LOX 空での代表点のFRFの虚部

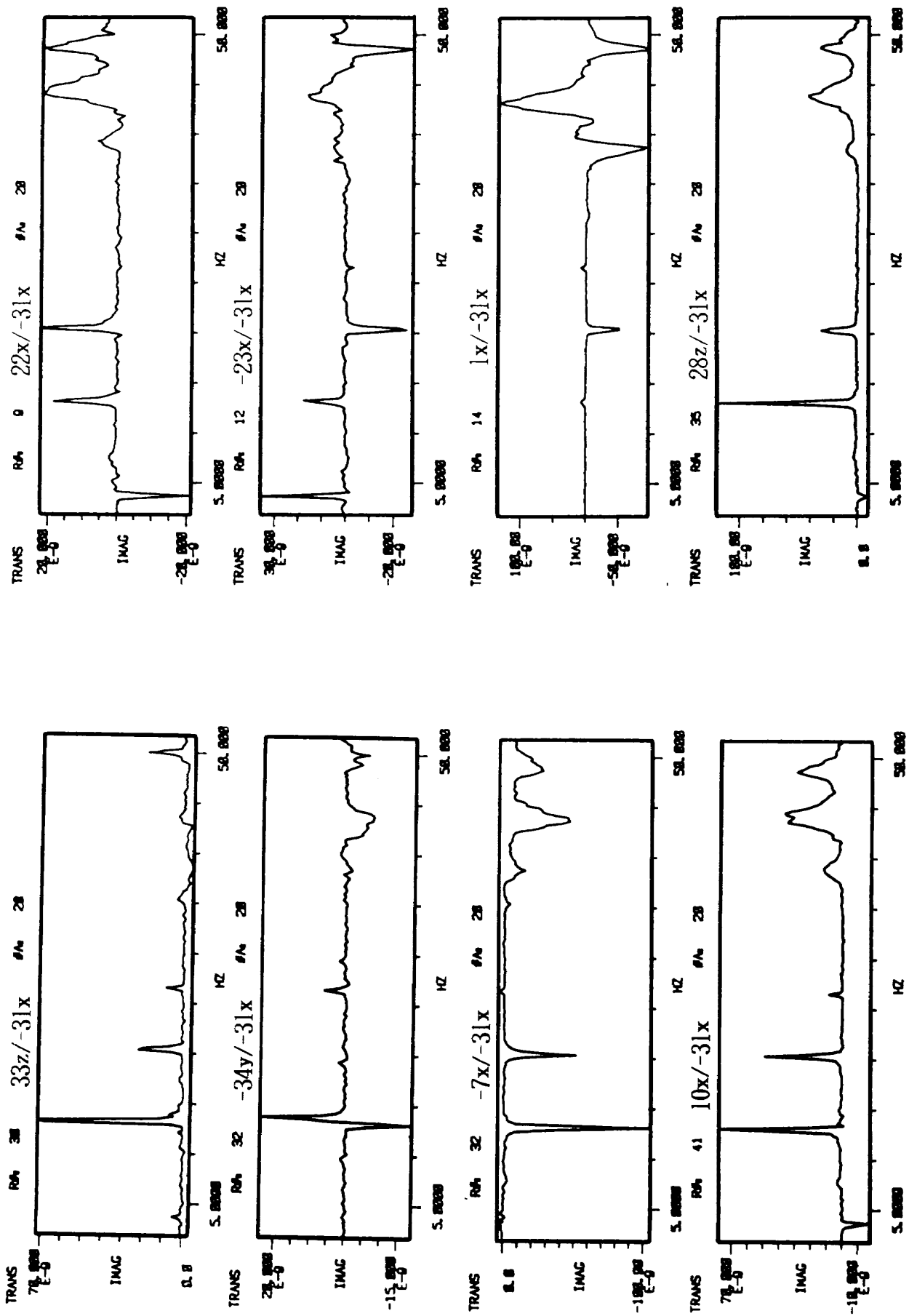


図7.40 LOX 満での代表点のFRFの虚部

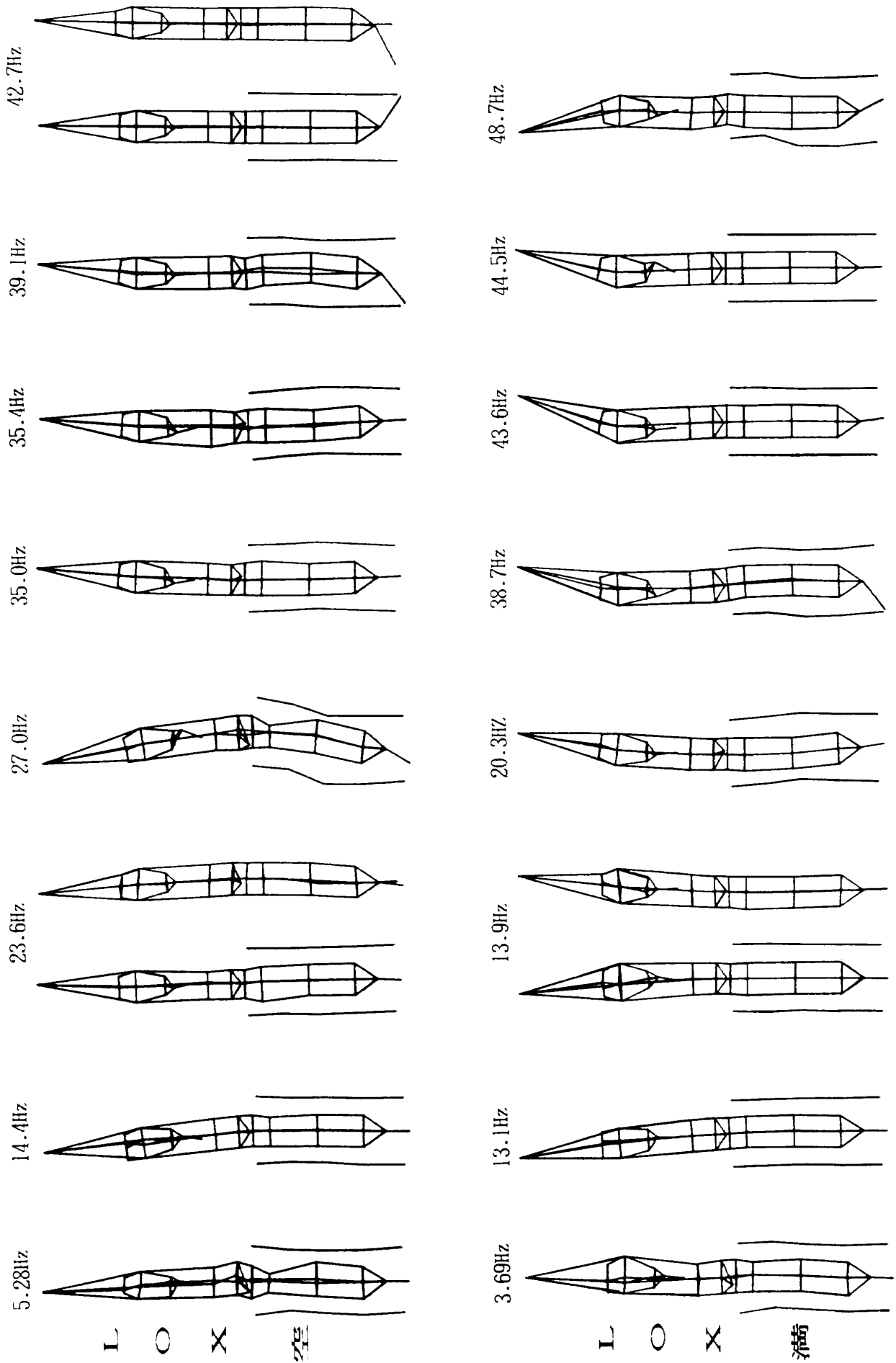


図7.41 ヨー方向加振による固有振動モード

7.5 全機 ML 自立の試験結果

本節では、前節で行った射座模型による全機射座自立形態の試験結果から、実機の風応答、地震応答等の予測を行う為の計算モデルの確認に於いて精度に問題が生じる恐れがあったので、実機を精度良く模擬した ML を新たに製作し、これを用いた全機 ML 自立形態の振動試験を実施した。

試験は、まず、ML 単体および SRB-ML 連成等の ML 関連の振動特性取得試験を行い、その特性

を評価した後、全機 ML 自立形態試験を行った。これらについて、以下に述べる。

7.5.1 ML 単体の振動特性取得試験

試験は ML 模型をロケット振動試験装置に設置した後、各軸方向に大型ハンマーで衝撃を与え、各部分の応答加速度の自由減衰を計測し、その波形からスペクトル解析を行い固有振動数を求めた。試験結果と試験前解析を表 7.6 に示す。

表 7.5 ヨー方向加振の固有振動数

形態	A; LOX空	B; LOX満	備考
固有振動数 (Hz)	5.28	3.69	
		13.1	
	14.4	13.9	
		20.3	
	23.6		
	27.0		
	35.0		
	35.4		
	39.1	38.7	
	42.7		
	43.6		
	44.5		
	48.7		

表 7.6 ML 模型の固有振動数 (単位: Hz)

モードNo.	試験前解析		試験結果 (1/5模型)	備考
	実機予測値	1/5模型換算		
1	3.13	15.65	13.50	ヨー方向
2	7.33	36.65	36.0	ピッチ方向
3	10.32	51.60	46.8	上下方向
4	10.63	—	—	
5	12.40	—	—	
6	23.29	—	—	
7	24.79	—	—	
8	25.15	—	—	
9	25.81	—	—	
10	32.44	—	—	

7.5.2 SRB-ML 連成試験

本節では、SRB-ML を連結した形態で縦及び横振動の試験を行っている。以下に、それぞれの形態の試験結果を示す。

(a) SRB-ML 連結縦振動試験

燃料充填状態を模擬した2本のSRBをML上に所定のボルトで固定し、この状態でSRB-ML 連結形態の概略の振動特性を調べる。ここでは7.5.1節で行ったインパルス加振と同様の方法で、2本のSRBを連結した状態でのMLの応答加速度のスペクトルを求めた。そのピークを拾い、表7.7に示す。

ML 単独の結果と比較すると、ヨー方向の加振ではSRB連結の影響が無いが、ピッチ方向および縦方向の加振ではSRB連結の影響が大きかった。ピッチ、縦方向とも、SRBが連結された事により約7Hzほど振動数が低下した。

以上の予備試験を行った後、図7.42に示すようにSRBの中心を縦方向に加振した。SRBとMLとの連結状況は図7.43に示した通りである。

試験結果は、Z軸方向のFRFの虚部を機軸に沿って図7.44に示す。ここでは、40, 64, 78Hz にピークが記録された。また、図7.45に示したSRB-ML 連結部分のZ方向のFRFを見ると、40Hzには

表7.7 SRB-ML 連結形態でのMLの応答

加振方向	試験結果		FEM計算 ML単独
	SRB-ML連結	ML単独	
ヨー	13.1	13.5	15.65
ピッチ	27.9	36.0	36.65
	39.2	—	—
	40.3	—	—
縦	63.9	—	—
	28.2	—	—
	39.0	—	—
	40.3	46.8	51.5
	41.4	—	—
	43.5	—	—
	63.9	—	—

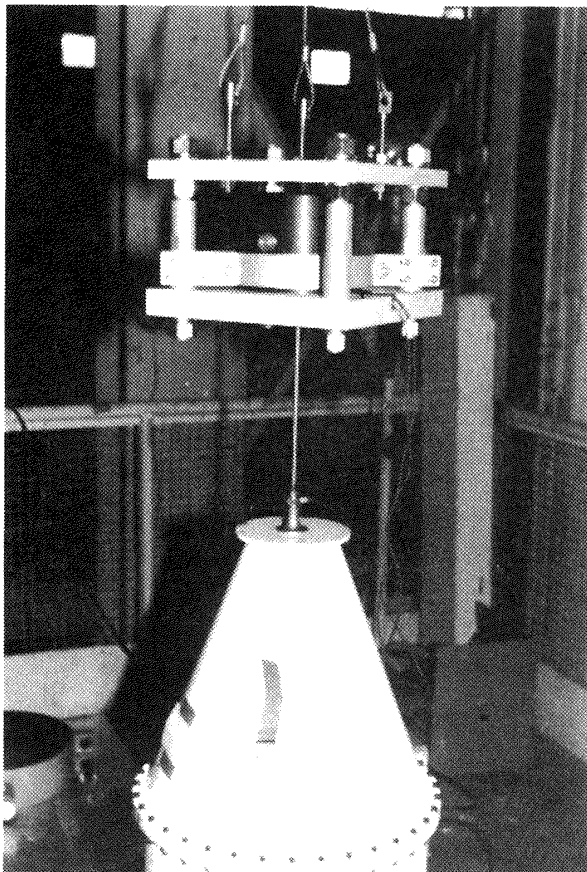


図7.42 頭部での縦加振状況

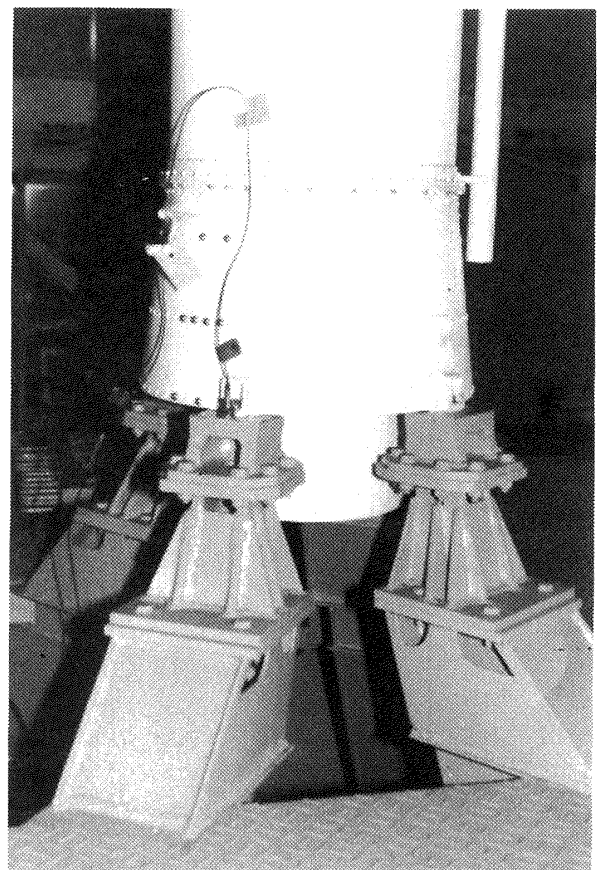


図7.43 連結部分取り付け状況

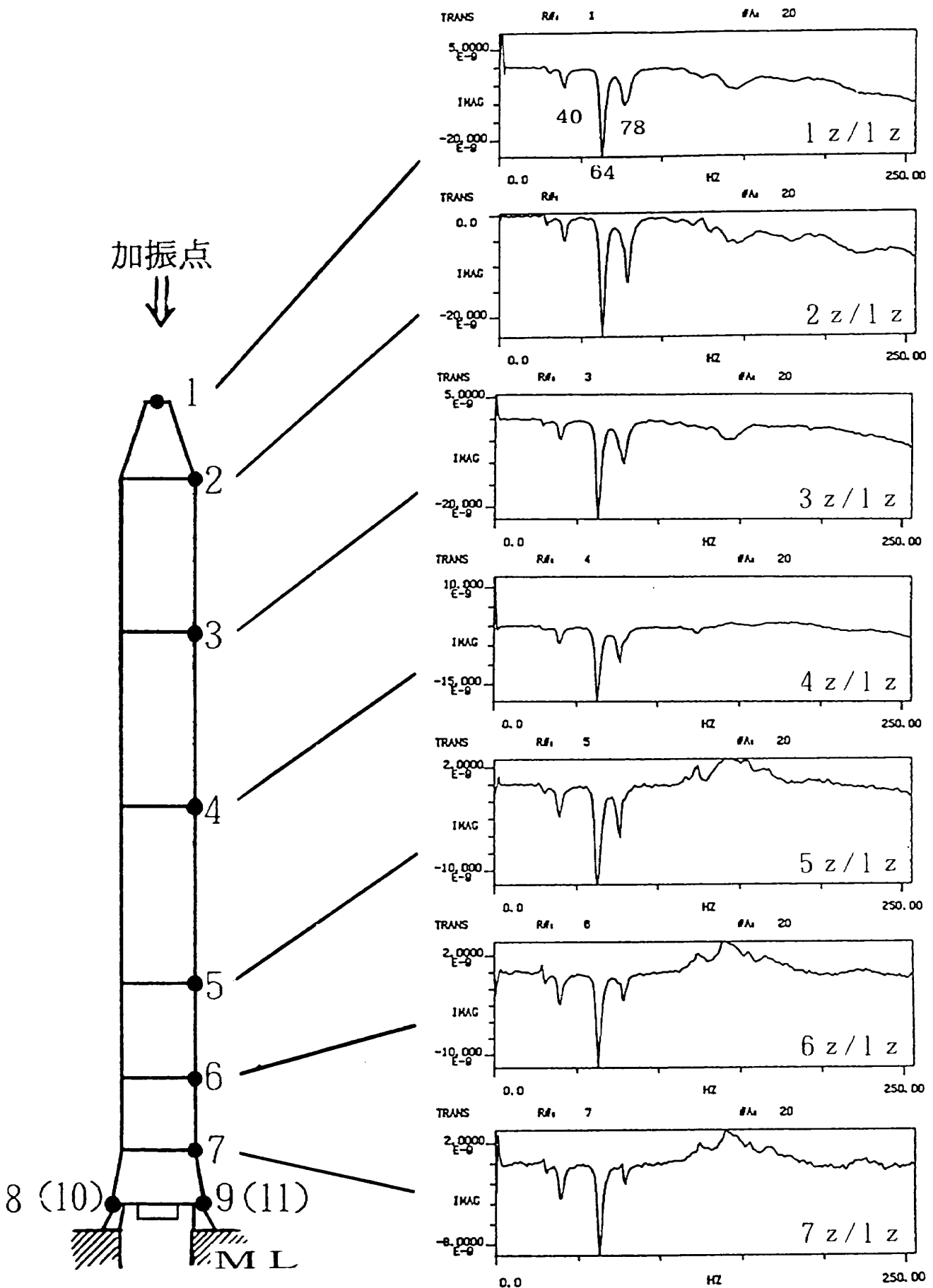


図7.44 SRB-ML 連結形態の FRF の虚部

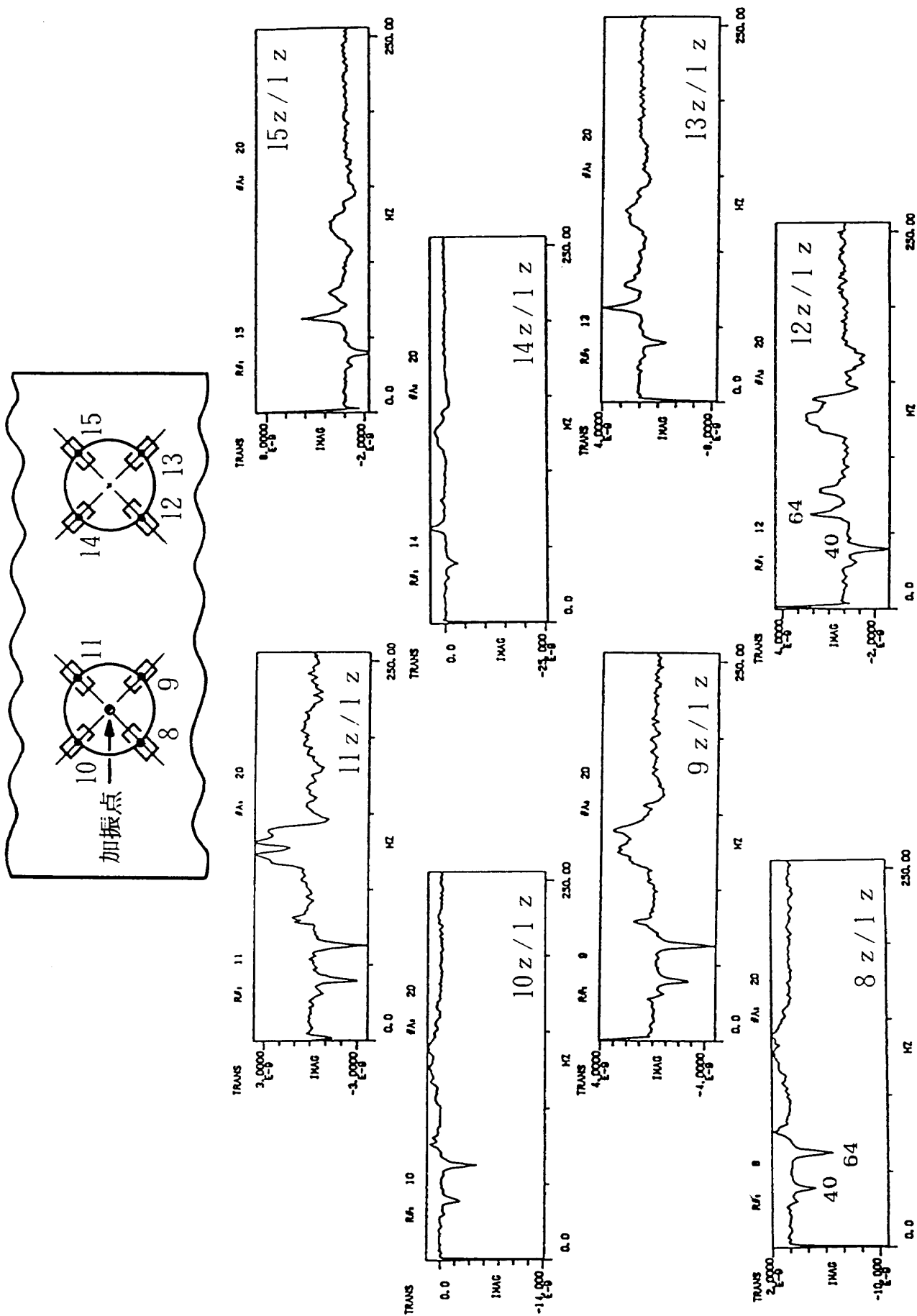


図7.45 SRB-ML 連結部分のFRFの虚部

2本のSRBがZ軸方向に同相で振動するモードが、64Hzには逆相で振動するモードが認められた。78Hzは曲げモードである事が分かる。

(b) SRB-ML 連結横振動試験

取り付け状況は(a)の場合と同一である。座標軸および加速度計測点を図7.46に示す。

本形態ではX軸方向に加振した場合をピッチ方

向、Y軸方向に加振した場合をヨー方向としている。計測点のうち6~13はZ方向のみの計測を行った。また、振動モードの表示では、ピッチ方向の場合に変位量が紙面に垂直方向に成り、表示に都合が悪いので、垂直方向の変位を終面内方向の変位として示した。

図7.47にピッチ方向の曲げ加振状況を示す。加

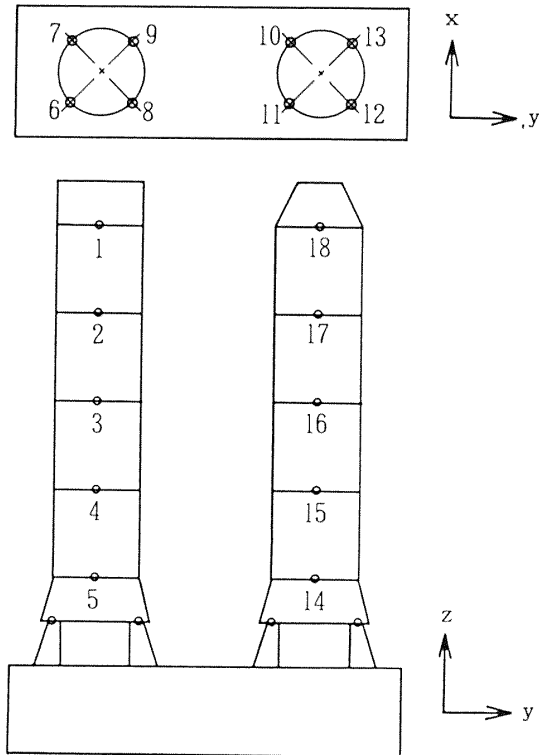


図7.46 座標軸および加速度計測点

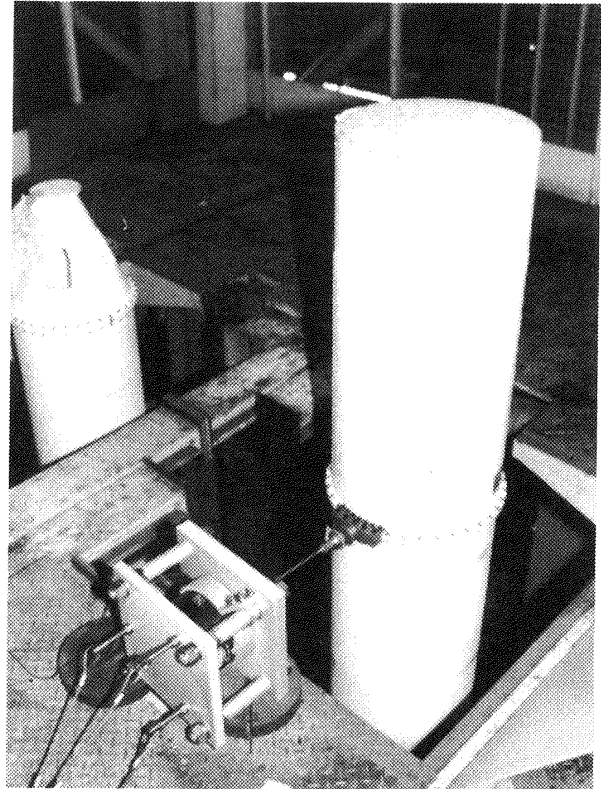


図7.47 ピッチ方向の曲げ加振状況

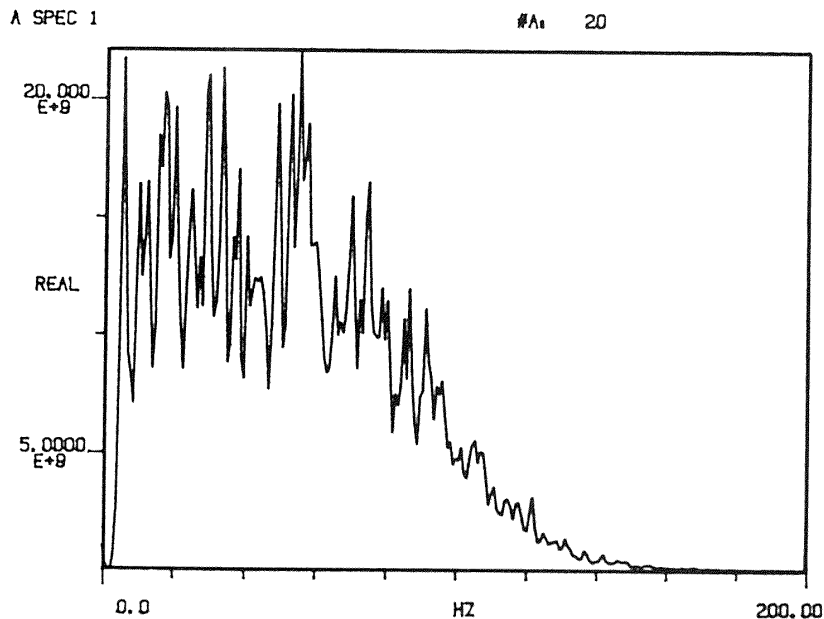
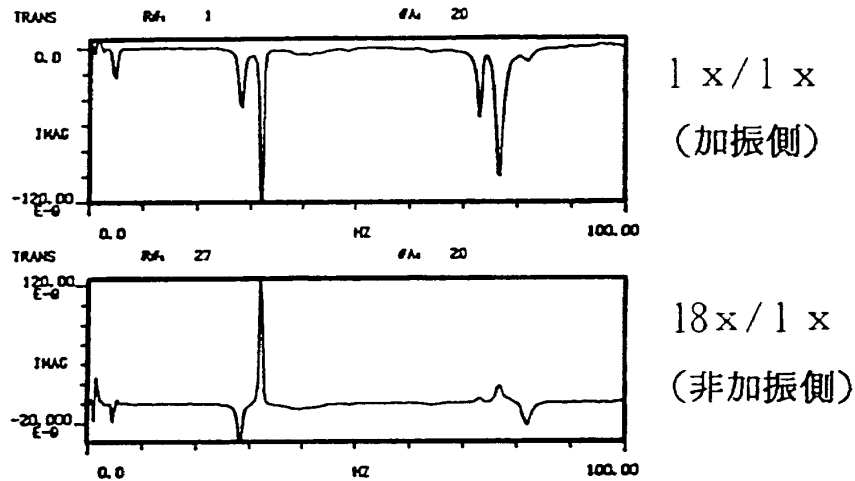
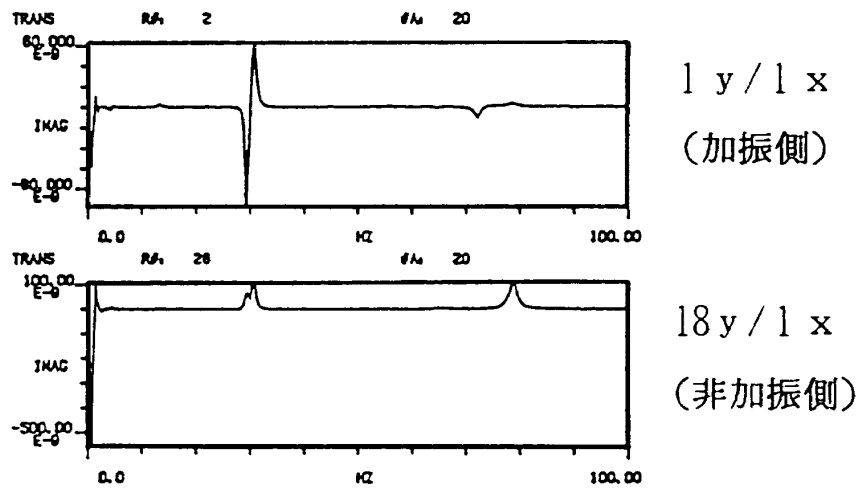


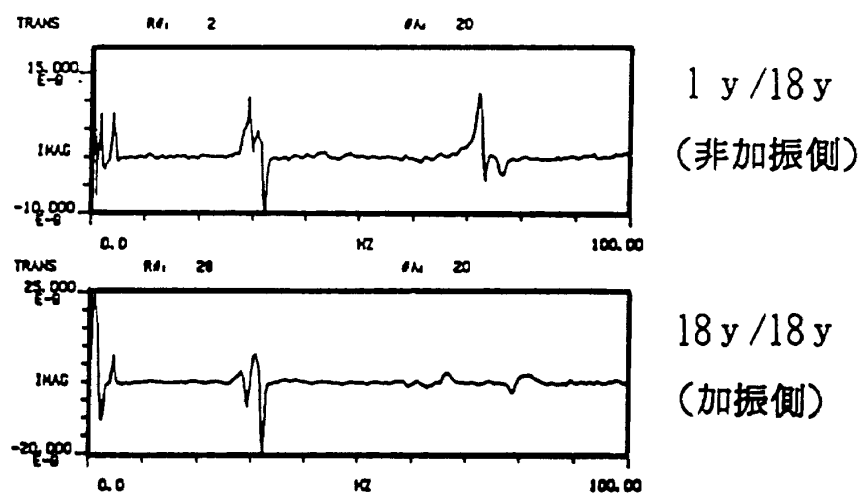
図7.48 加振力のオートスペクトル



(a) ピッチ方向加振-ピッチ方向応答



(b) ピッチ方向加振-ヨー方向応答



(c) ヨー方向加振-ヨー方向応答

図7.49 SRB-ML 連結形態横加振時の FRF の虚部

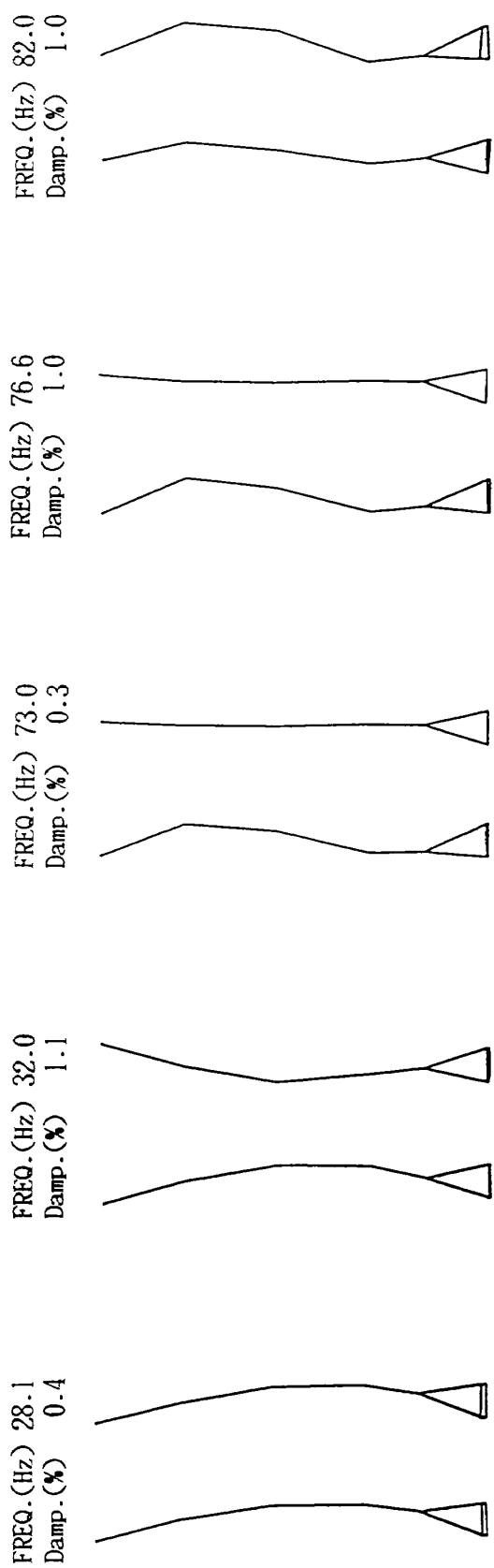


図7.50 ピッチ方向の固有振動モード

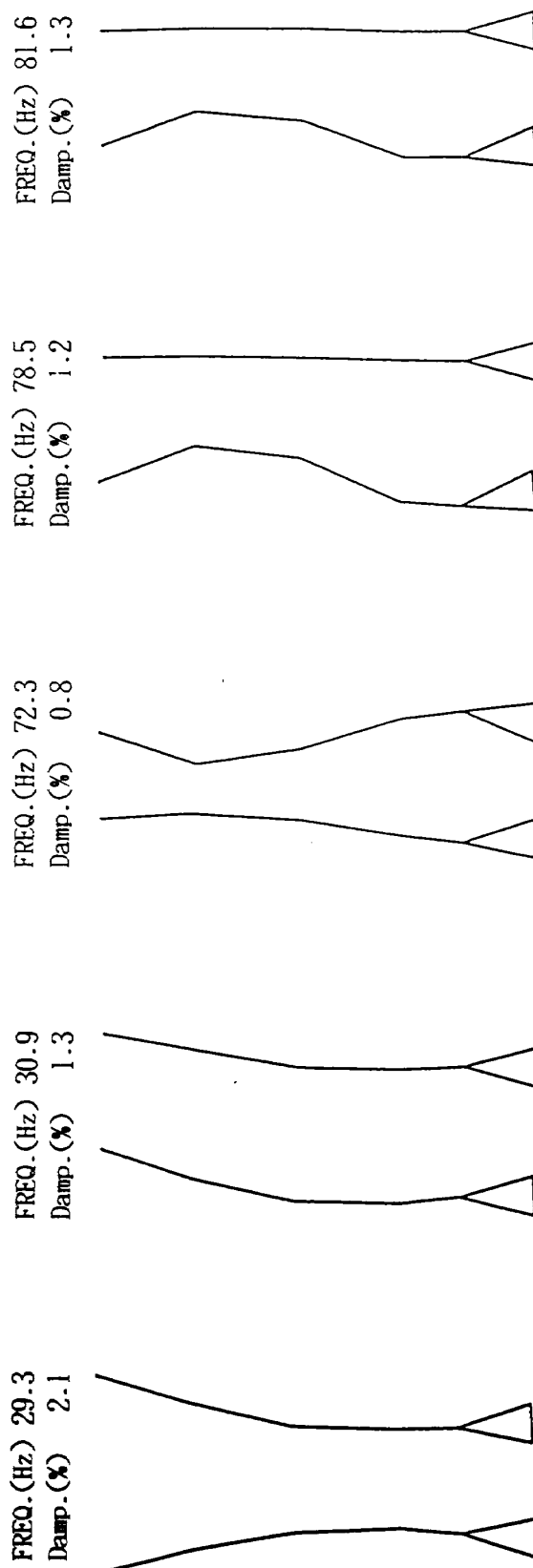


図7.51 ヨー方向の固有振動モード

表 7.8 SRB-ML 連結形態固有振動数のまとめ

加振方向	固有振動数 (Hz)	減衰比 (%)	モードの特徴
ピッチ	28.1	0.4	同相
	32.0	1.1	逆相
	73.0	0.3	
	76.6	1.0	
	82.0	1.0	
ヨー	29.3	2.1	逆相
	30.9	1.3	同相
	72.3	0.8	
	78.5	1.2	
	81.6	1.3	
縦	40.3	5.8	同相
	63.9	2.2	逆相

振力は100Hz以上をローパスフィルタで遮断している。この時の加振力のオートスペクトルを図7.48に示す。

結果のまとめを表7.8に、代表点でのFRFの虚部を図7.49に示す。また、固有振動モードはピッチ方向を図7.50に、ヨー方向を図7.51に示す。

7.5.3 全機 ML 自立試験

本節の試験は、7.5.1節で実機を精度良く模擬している事が実証されたMLを用いて、全機自立形態の振動特性を一層明確にする事である。

試験形態としては、以下に示す様に打ち上げ直前の2形態とした。

- (a) 全機 ML 自立 LOX 満
- (b) 全機 ML 自立 LOX 空

ここで、「LOX満」とは、1段LOX, 2段LOX および衛星タンクが総て満水位である事を示し、

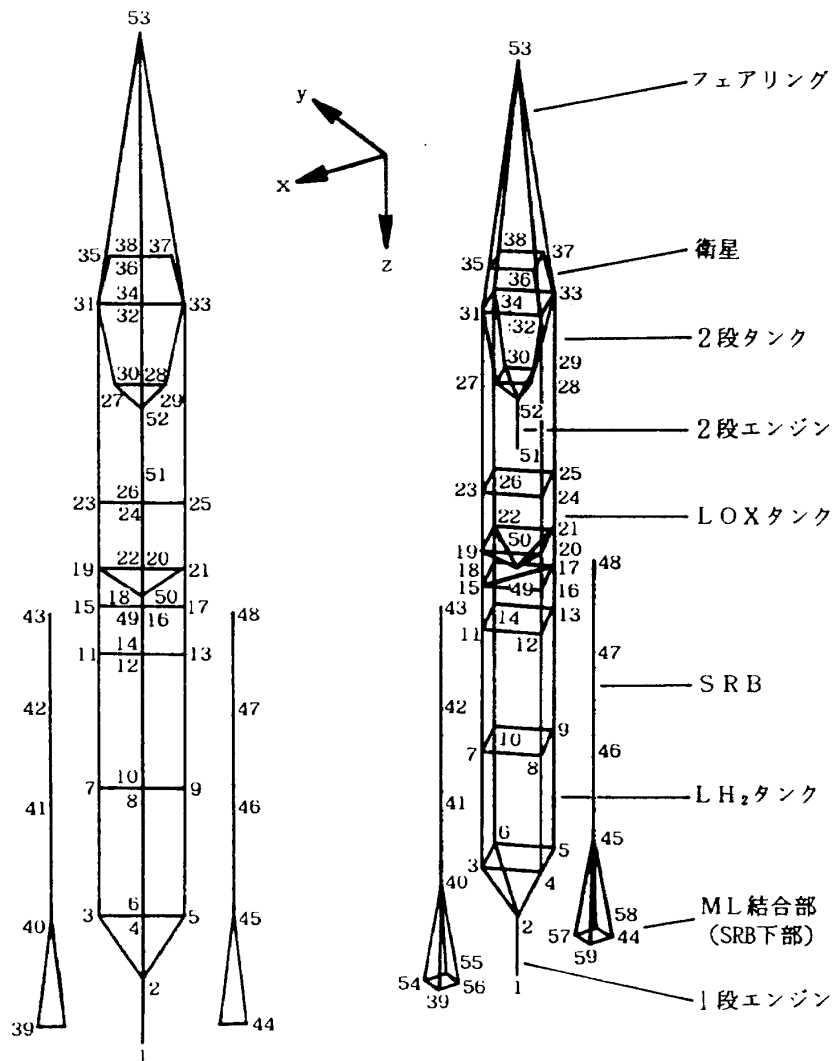


図 7.52 加速度計測点

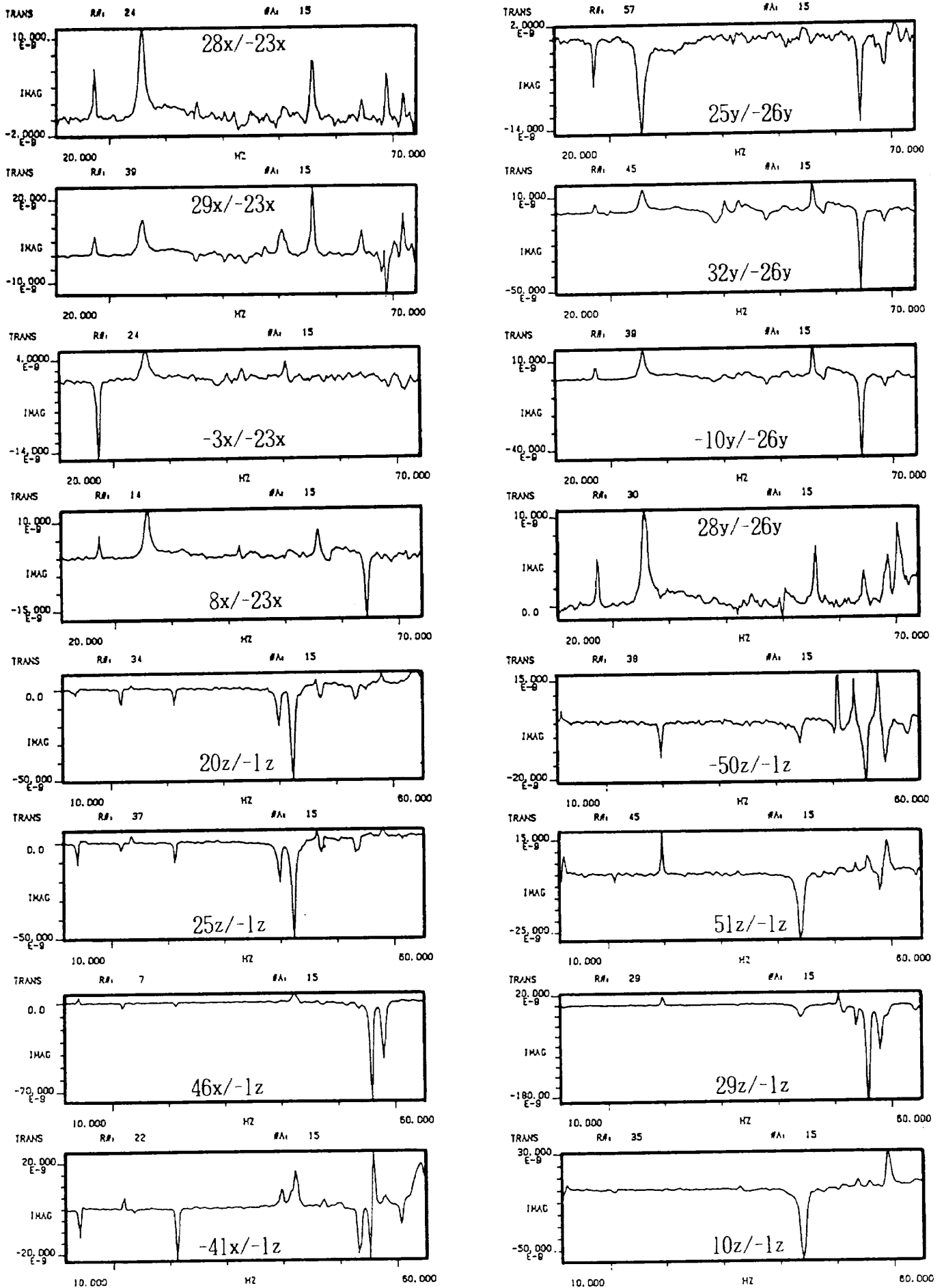


図7.53 LOX 満の代表点での FRF の虚部

反対に「LOX空」とは、これらが総て空水位である事を示す。また、両方の形態ともSRBは燃料充填状態を模擬している。

図7.52に加速度計測点を示す。ここで、1段LOXタンク底部の点50はZ方向のみの計測で、他は、総てX, Y, Z方向の計測を行っている。本節での計測点の配置は、第1次試験の全機射座自立と基本的に同一としたが、SRBとMLの連結点に6点の計測点が追加されている事のみ異なっている。

(a) 全機 ML 自立 LOX 満

代表点でのFRFの虚部を図7.53に示す。また、これらを基に各加振方向のFRFのピークの大きさをまとめると図7.54となる。図から、45Hz以下の振動数では各方向のピークは独立しているが、それ以上では各方向のピークと関連している様子が分かる。

結果のまとめを表7.9に固有振動モードを図7.55に示す。ここで、ピッチ方向の曲げ1次固有振動数が一定していないのは、評価点での共振振

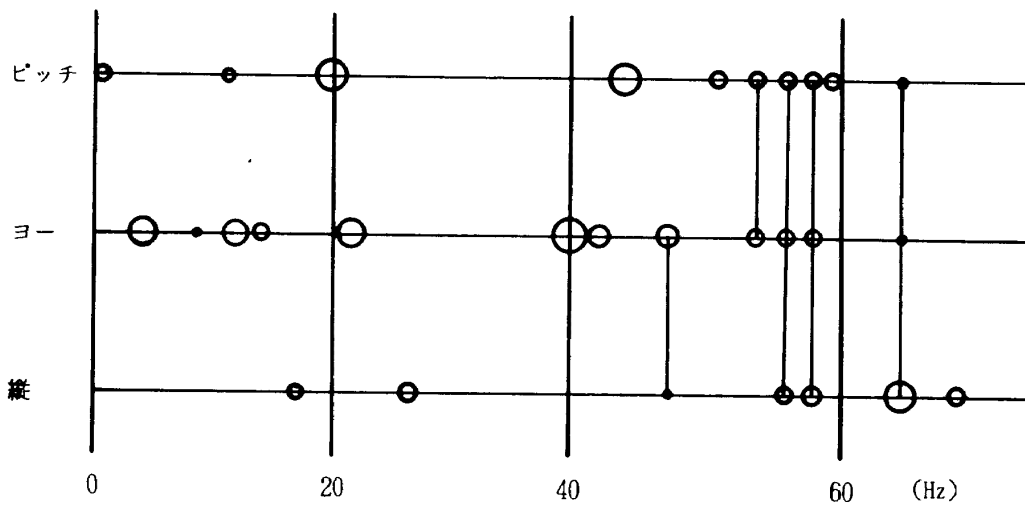


図7.54 LOX満のFRFのピークの大きさ

表7.9 LOX満の固有振動数のまとめ(単位: Hz)

加振方向	今回試験結果	第1次振動試験		
		試験結果	模型計算	実機計算
ピッチ	1.75~2.25 *	2.54	1.98	1.46
	11.3	10.6	11.8	11.3
	19.8	22.9	20.3	18.2
ヨー	3.75~4.0	3.69	4.13	3.2
	12.0	13.1	12.4	11.9
	13.8	13.9	—	11.9
	17.3	—	—	—
	21.3	20.3	19.2	17.7
縦	17.3	16.6	22.9	18.1
	25.8	21.6	24.0	24.7

* 基準とした応答計測点毎に共振振動数が異なる為である。周波数分解能は、0.25Hzである。

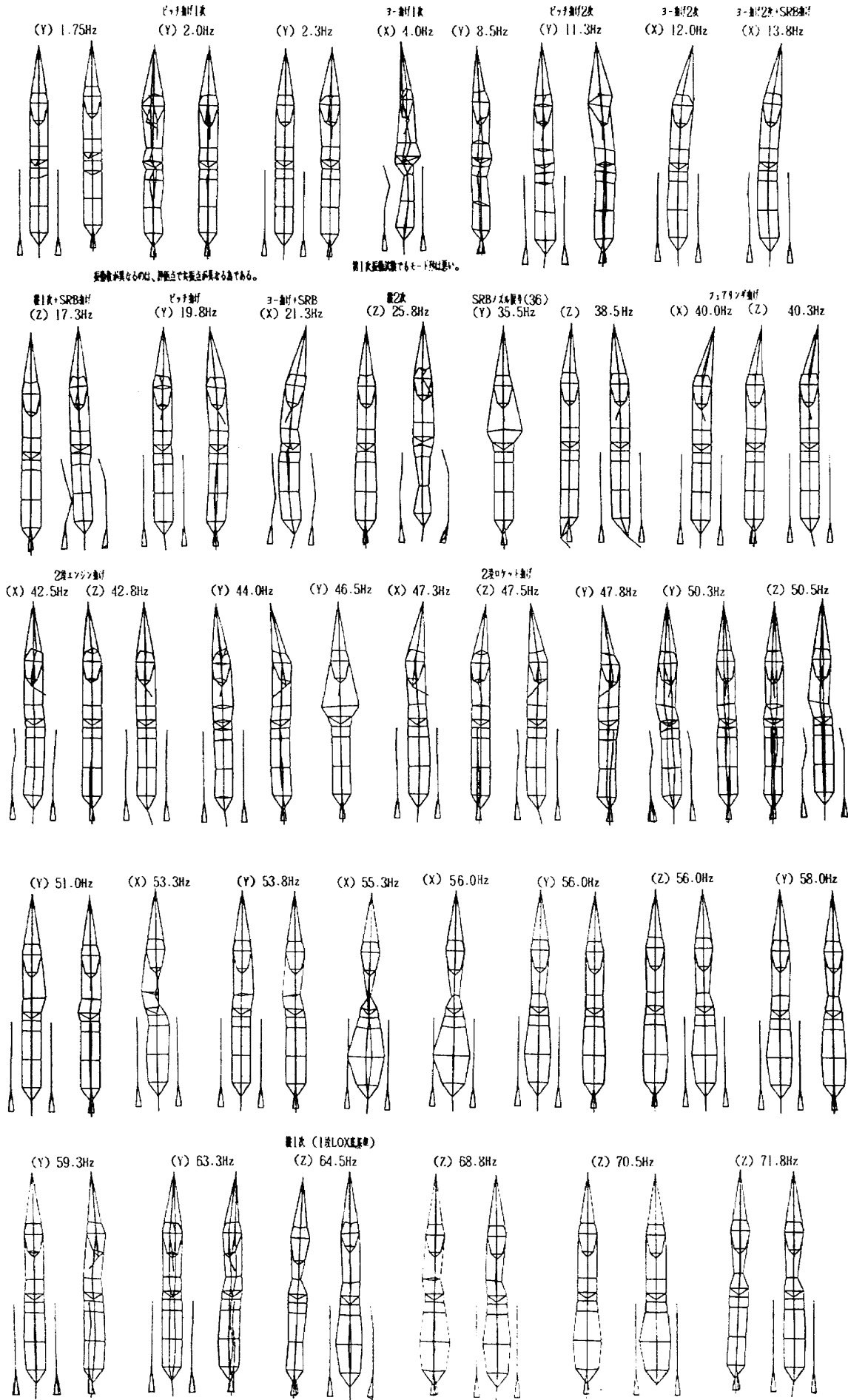


図7.55 LOX 満の固有振動モード

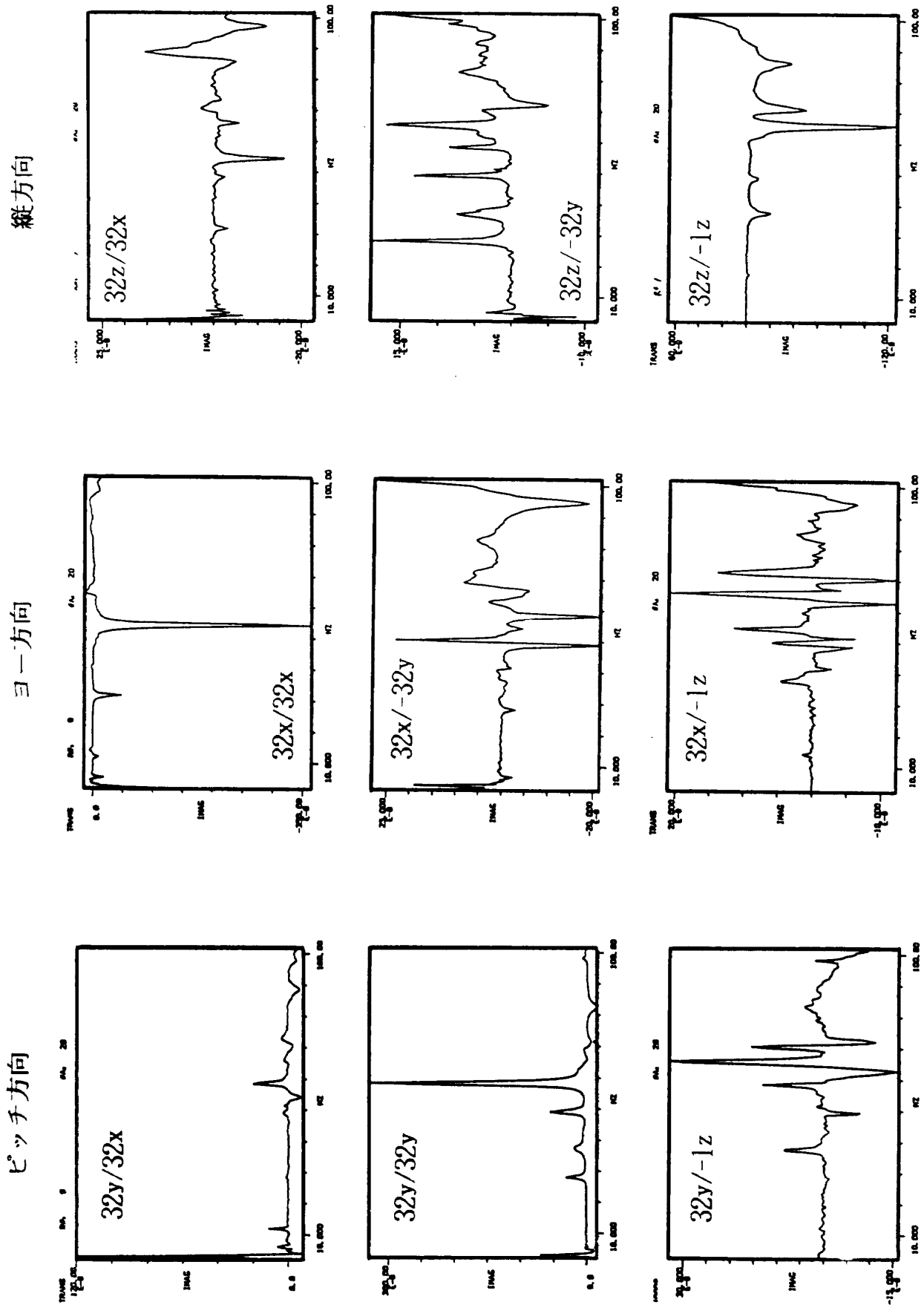


図7.56 LOX空の代表点でのFRFの虚部

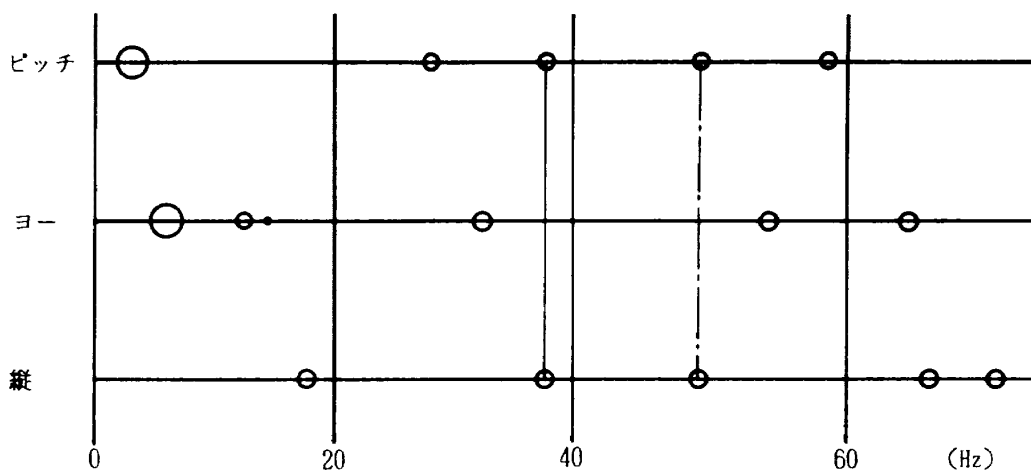


図7.57 LOX 空の FRF のピークの大きさ

動数が異なる為である。周波数分解能は0.25Hzである。

(b) 全機 ML 自立 LOX 空

代表点での FRF の虚部を図7.56に示す。これらを基に各加振方向の FRF のピークの大きさをまとめると図7.57となる。この形態では LOX 満の場合と異なり、各方向共ピークは独立しているの、振動モードの判別はつき易い。これらの結果のまとめを表7.10に示す。ここでは第1次試験に比較して、ピッチ方向のモードが減少している事が分かる。第1次試験との相違は衛星タンクが空であり、このタンクの水位に影響を受けた結果かどうかは、模型計算の実施により明確になると考えられる。

7.5.4 全機 ML 自立 LOX 満の再試験

全機 ML 自立形態の振動特性は、前節に記載した通りであるが、ここではピッチ、ヨー方向の曲げ1次固有振動数が明確に同定出来なかった。そこで、前回と全く同じ試験形態で、ピッチ、ヨー方向の自由減衰波形を記録し、FFTにより二桁以上の精度で固有振動数を求める事とした。

試験は1段LOXタンク部を、ピッチ、ヨー方向に手で押した後、急に力を抜き自由振動させる。この時の加速度計測点53での自由減衰波形とそのスペクトルを図7.58に示す。各方向の曲げ第1次、2次固有振動数は

ピッチ方向	: 1次	2.00Hz	2次	11.38Hz
ヨー方向	: 1次	4.05Hz	2次	11.74Hz

表7.10 LOX 空の固有振動数のまとめ (単位: Hz)

加振方向	今回試験結果	第1次振動試験	
		試験結果	実機計算
ピッチ (Y)	3.13	3.32	2.23
	—	10.9	12.2
	—	15.8	22.7
	28.2	28.1	—
ヨー (X)	5.9	5.3	5.0
	12.5	—	—
	14.4	14.4	14.4
	—	23.6	22.2
縦 (Z)	17.8	試験を 実施せず。	—
	37.6		—
	48.8		—
	66.0		—

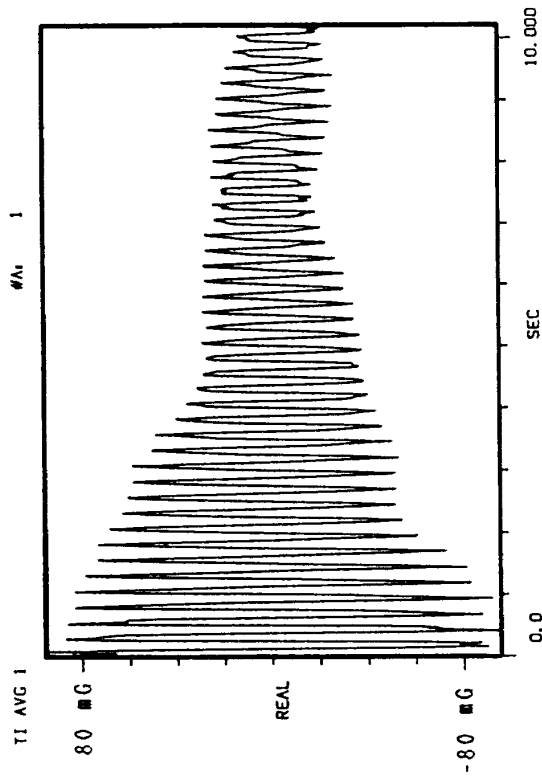
注) 第1次振動試験では、AKEタンクは満水位であった。

の様に確定出来る。

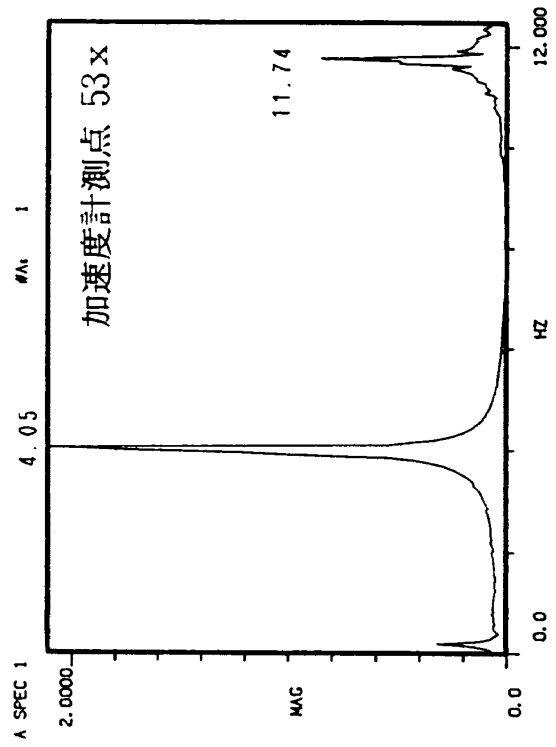
7.5.5 ML 移動形態振動特性取得試験

ロケットが、組立棟(VAB)から発射点(PST)へ移動する時の形態をML移動形態と言う。ML移動形態の基本的な曲げ振動特性を精度良く推定すれば、実機の移動速度の決定、急停止時の制約条件等の事前解析が容易に行え、種々の計画が立て易くなる。

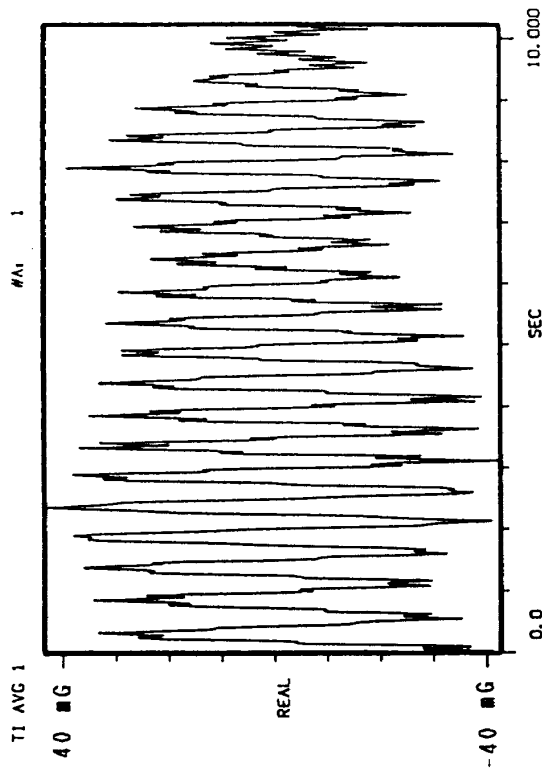
試験は、衛星、フェアリングが無く、液体燃料が完全に空(SRBは充填)の形態で、2段LH₂タ



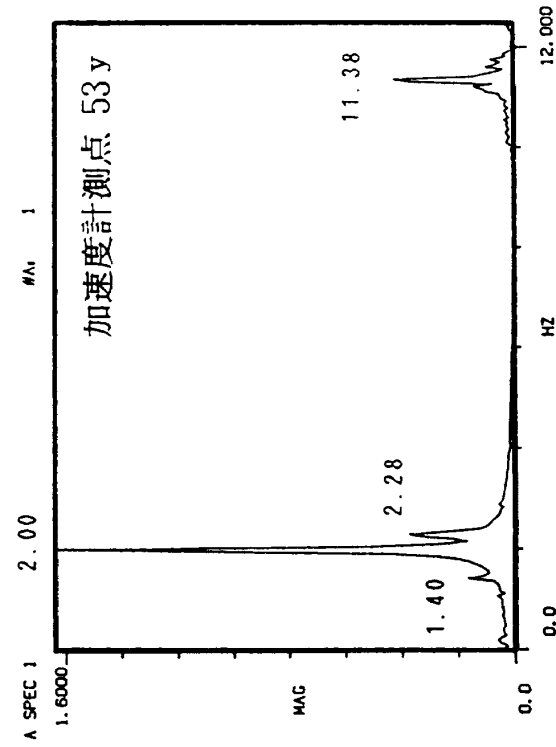
自由減衰波形



(b) ヨー方向スペクトル

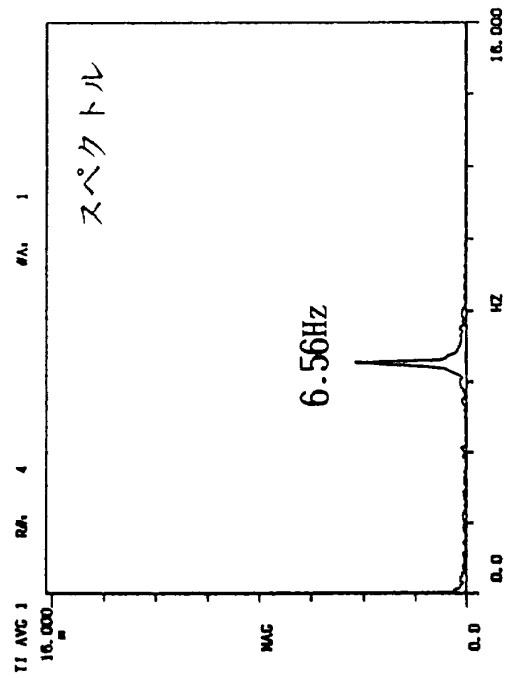
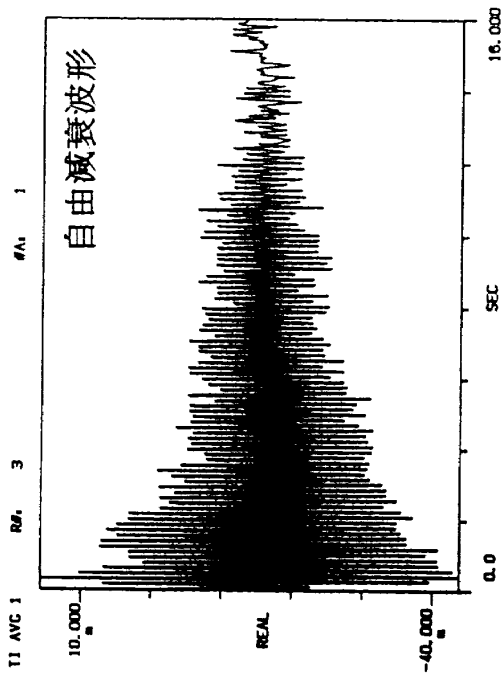


自由減衰波形

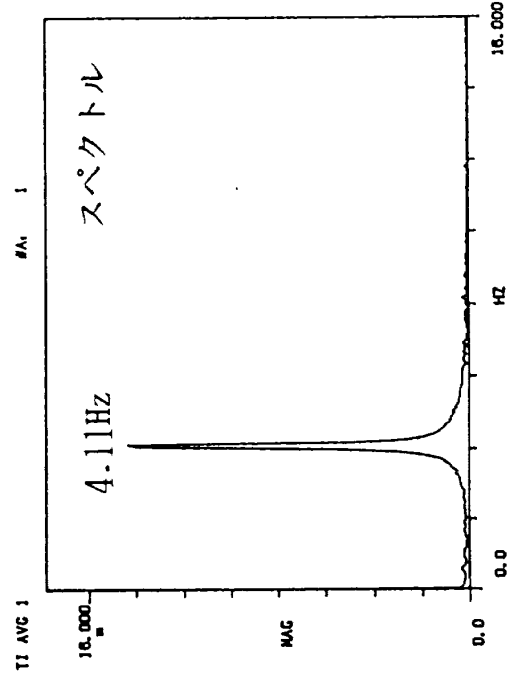
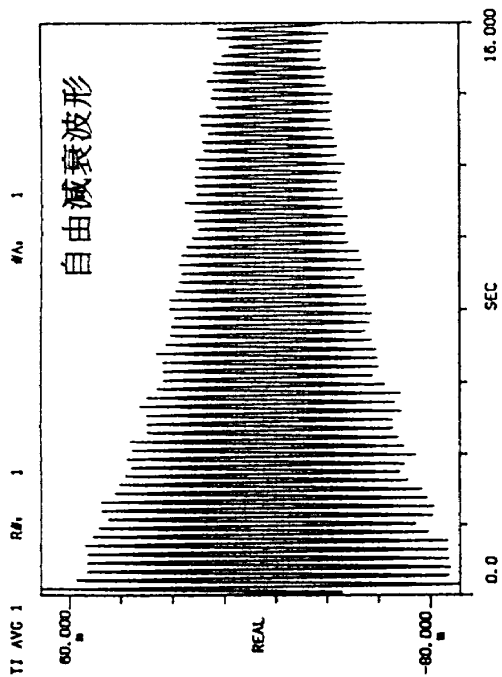


(a) ピッチ方向スペクトル

図7.58 全機 ML 自立 LOX 満の再試験結果



(b) ヨー方向振動特性



(a) ピッチ方向振動特性

図7.59 ML 移動形態の試験結果

ンク上部フランジをピッチ，ヨー方向に手で押した後，急に力を抜き自由振動させる。この時，それぞれの力点位置での応答加速度の自由減衰波形とそのスペクトルを図7.59に示す。各軸の曲げ第1次固有振動数は，

ピッチ方向	4.11Hz
ヨー方向	6.56Hz

と同定した。

7.6 1段飛行時の試験結果

1段飛行時の試験形態としては，SRBが取り付いた状態と分離された後の状態の2つに大別される。

試験は，第1次試験，補充試験及び第2次試験の3回に分かれて行われた。試験結果を以下にまとめて述べる。

第1次試験では，SRBが取り付いた状態でリフトオフ(L/O)時とSRB分離前(SRB B/O)の2つの形態及びSRB無し状態でSRB分離直後から

MECO (Main Engine Cut Off) までの10形態の試験を行った。これら試験形態の詳細については，表5.3と表5.4を参照されたい。

補充試験では1次試験の試験結果からSRB B/O形態でピッチ，ヨー方向の曲げ振動の分離が明確でなく，低次のモードが抜けていたのが判明したので，この部分を再試験した。

第2次試験では1段ロケット燃焼終了直前にPOGO振動が発生する事を想定して，縦振動と曲げ振動の関係を明確にする為，追加試験を行った。ここでは，推力偏向・偏心重量の影響，フェアリングの有無の影響及び非線形特性等の検討を行った。

以下に，これらの詳細について述べる。

7.6.1 L/O 形態の試験

本節では，第1次試験の1段飛行時リフトオフ形態の試験結果について述べる。この時，1段LOXタンクは満(530kg)でSRBは充填である。この形態は，全機射座自立形態からSRB固定ボルトを外し，吊り下げ用バネ6本で供試体を1cm程

表7.11 L/O での固有振動数と減衰比

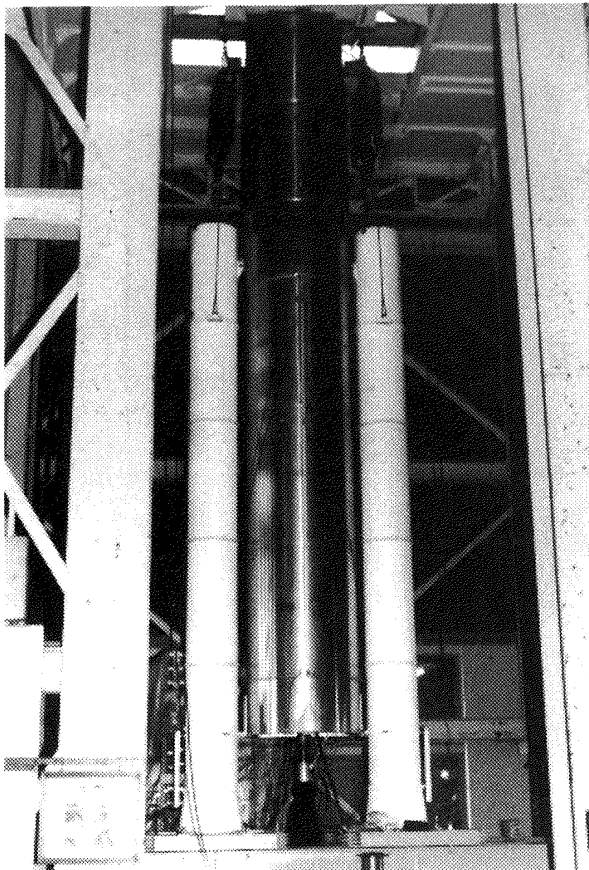
曲 げ 加 振		縦 加 振	
固有振動数	減衰比	固有振動数	減衰比
13.8 Hz	2.1%	2.5 Hz	
		7.3 Hz	
		8 Hz	2.3%
		11.5 Hz	1.2%
		14 Hz	
		15 Hz	0.6%
		16.8 Hz	0.8%
		18 Hz	2.8%
		20.8 Hz	2.1%
		21.3 Hz	1.1%
26 Hz	1.9%		
41 Hz	2.0%	33.8 Hz	2.2%
		39 Hz	1.2%
43 Hz		43.5 Hz	0.6%
		49.3 Hz	1.2%
53 Hz	1.0%		
58 Hz	0.6%	56 Hz	
60 Hz	0.9%		

度吊り上げた状態であり、“C;L/O”と呼ぶ。

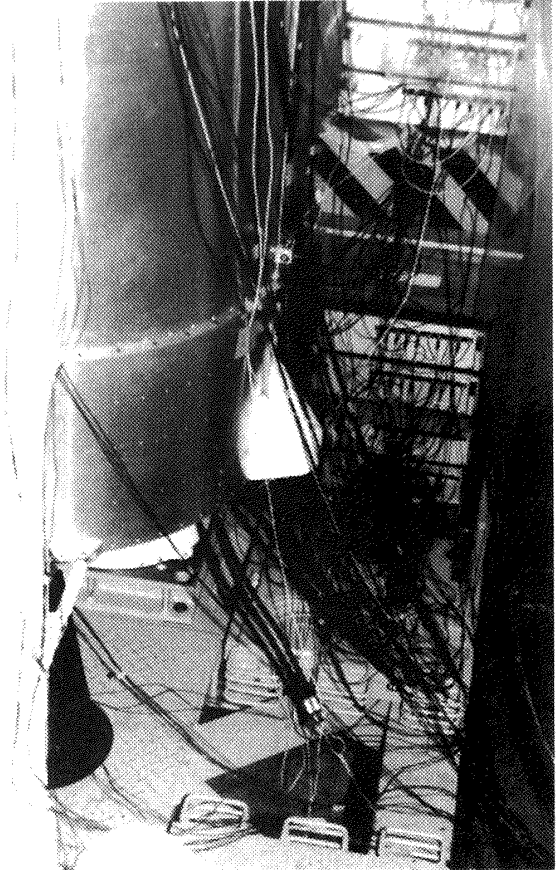
試験は縦及び曲げ方向に加振し、それぞれの方向の固有振動特性を求めた。縦加振の場合は1段エンジン下部を軸方向に、曲げ加振の場合は1段LOXタンク上部をピッチ方向に加振した。応答加速度計測点は全機射座自立形態の場合と同様で、

図7.31に示したとおりである。試験状況を図7.60(a)~(c)に示す。

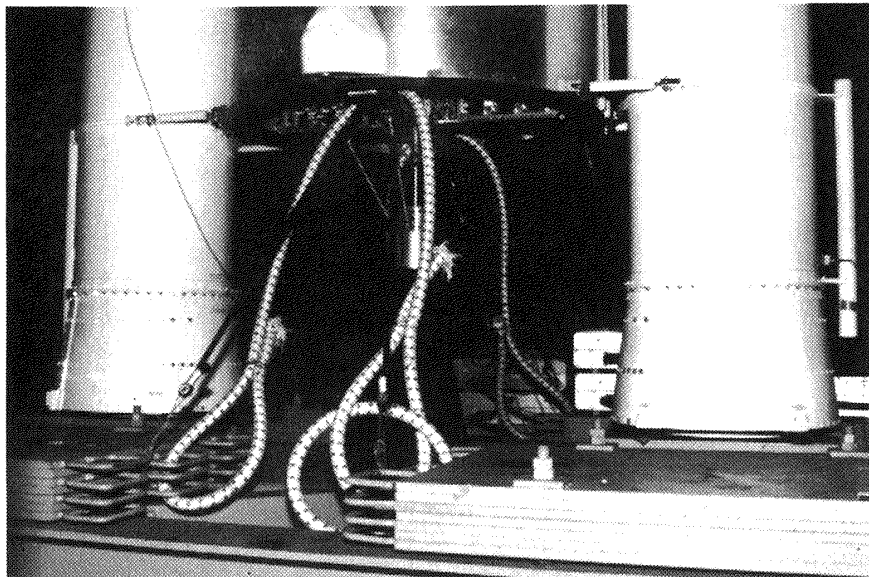
試験結果は、縦及び横加振の固有振動数と減衰比について表7.11にまとめて示す。代表点での応答加速度のFRFの虚部と1段、2段LOXタンクの圧力センサのFRFの実部を図7.61に示す。また、



(a) 試験全景

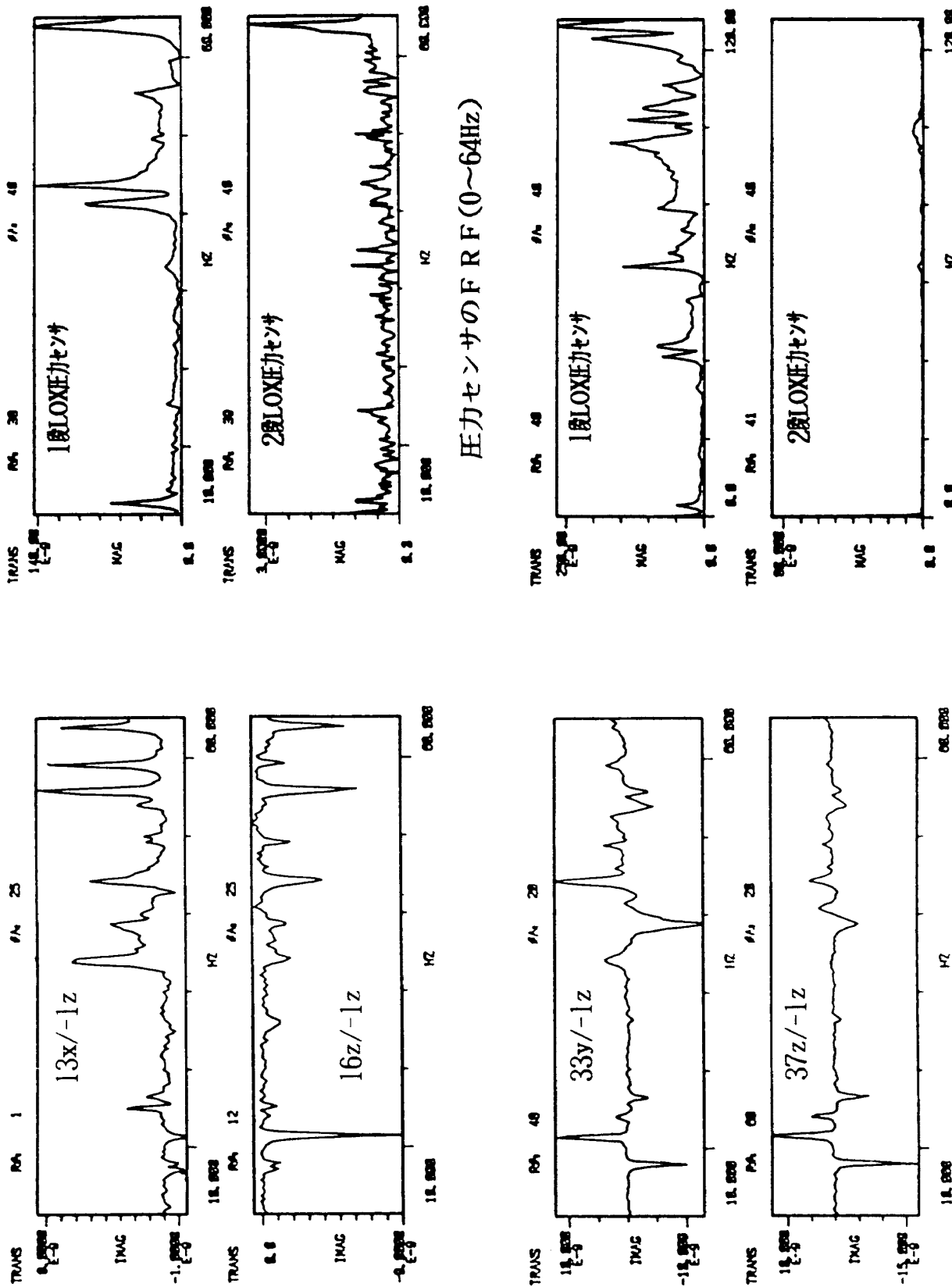


(b) 計測系配線集中部



(c) 1cm程度持ち上げられた供試体

図7.60 試験状況



圧力センサのFRF(0~64Hz)

圧力センサのFRF(0~128Hz)

図7.61 代表点でのFRFの虚部

縦加振した時の加振点: pt. -1z

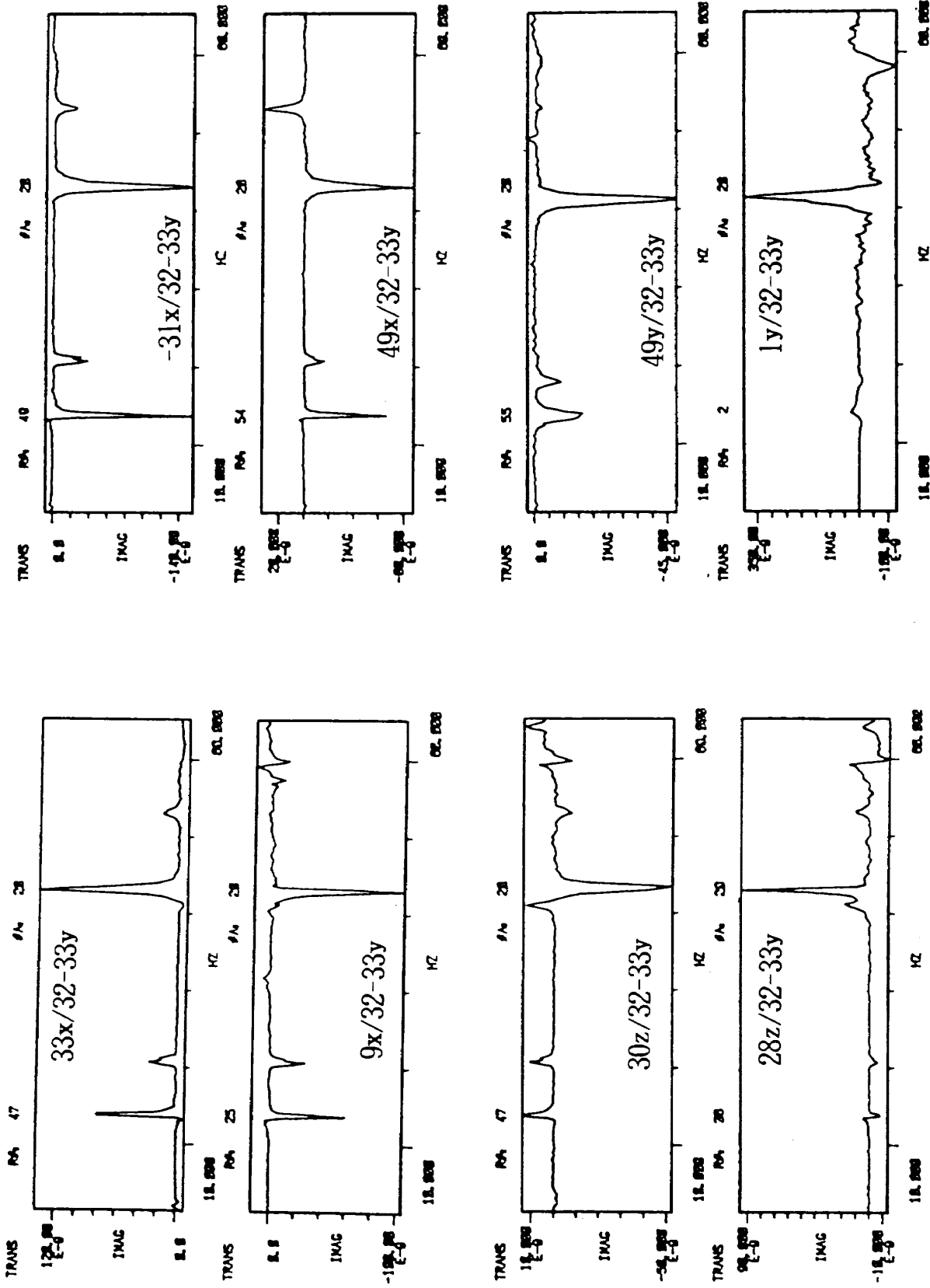


図7.61 (つづき)

曲げ加振した時の加振点：pt.32とpt.33の間（y方向）

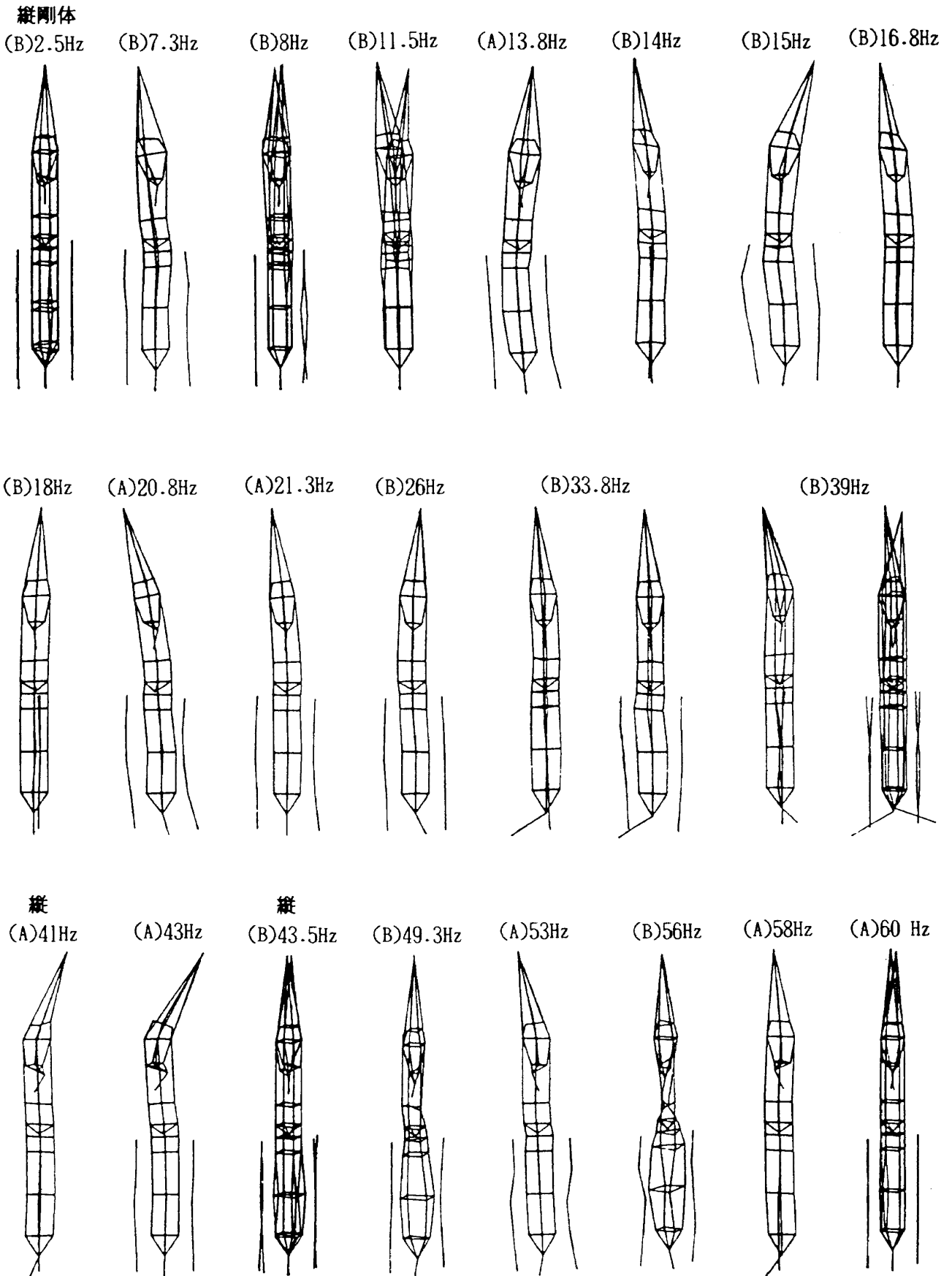


図7.62 L/O 時での固有振動モード
 (記号はAが曲げ加振, Bが縦加振)

固有振動モードを図7.62に示す。

7.6.2 SRB B/O 形態の試験

本節では、SRB分離前(SRB B/O) 形態の試験結果について述べる。1段LOXタンクには362kgの水が入っており、SRBは空である。この試験形態を“D; SRB B/O”と呼ぶ。

この形態は、L/Oの状態からSRBを空のものに取り替える為、供試体を一度解体してから改めて組み立て直した。また、重心が吊り下げ点より上に位置するので1段エンジン部と衛星部の2箇所をゴムで引っ張り、転倒防止の為の処置を施した。供試体を吊り下げる為のバネは2本である。加振方法及び応答加速度計測点はL/O形態と同様である。

試験結果は、縦及び横加振の固有振動数と減衰比について表7.12にまとめて示す。代表点での応答加速度のFRFの虚部と1段、2段LOXタンクの圧力センサのFRFの虚部を図7.63に示す。また、固有振動モードを図7.64に示す。

7.6.3 1段飛行時 SRB 無し of 試験

本節では、1段飛行時のSRB分離直後からMECOまでの10形態の試験結果について述べる。この形態はSRB B/O形態からSRBを分離し、各

形態毎に水位を調節している。各試験形態と1段LOXタンクの水位の対応は表7.13のとおりである。表の加振法の項目で、◎印の無い形態では縦振動についてランダム加振によるスペクトル解析と正弦波加振のリサージュ処理による共振試験を行っている。供試体の吊り下げ状況を図7.65に、加振状況を図7.66に示す。

試験結果は、圧力センサで抽出した各形態での縦の固有振動数を表7.14に示す。この表を図示して図7.67に、根拠となったFRFの虚部を図7.68に示す。

次にモード解析結果について述べる。まず、モード計測の為の応答加速度計測点を図7.69に示す。また、計測点では、1段LOXタンク底部の点40がz方向のみの計測で、残りの点はx, y, zの3方向計測である。この結果を表7.15にまとめて示す。各形態での代表点のFRFの虚部と固有モードを図7.70～図7.75に示す。

7.6.4 SRB B/O 補充試験

試験形態は、第1次試験と同様でSRBは空、1段LOXタンク水量は362kgであるが、今回はフェアリングが付いている。

試験はピッチ、ヨーの曲げ振動の分離と曲げ低

表7.12 B/Oでの固有振動数と減衰比

曲げ加振		縦加振	
固有振動数	減衰比	固有振動数	減衰比
0.39 Hz	—		
1.2 Hz	—		
3.4 Hz	—		
36.8 Hz	0.5%		
42.8 Hz	0.4%	42.0 Hz	1.1%
52.3 Hz	0.4%		
60.5 Hz	0.6%	60.5 Hz	0.7%
61.0 Hz	0.2%		
65.8 Hz	0.4%	66.0 Hz	1.0%
66.5 Hz	0.4%		
		96.0 Hz	0.5%
		101 Hz	0.6%
		103 Hz	0.9%
		104 Hz	0.1%
		123 Hz	

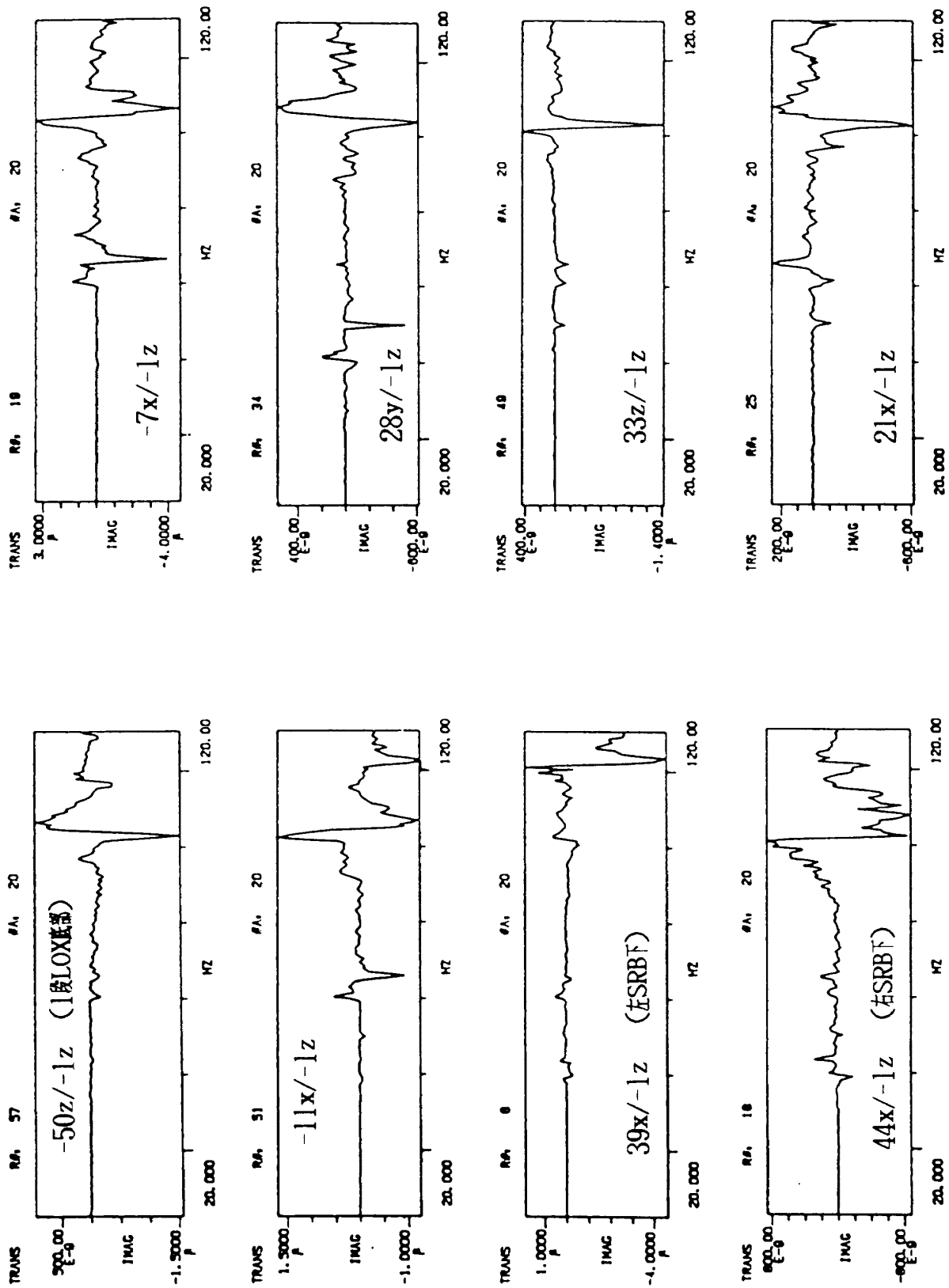


図7.63 代表点での FRF
縦加振した時の加振点: pt. -1z

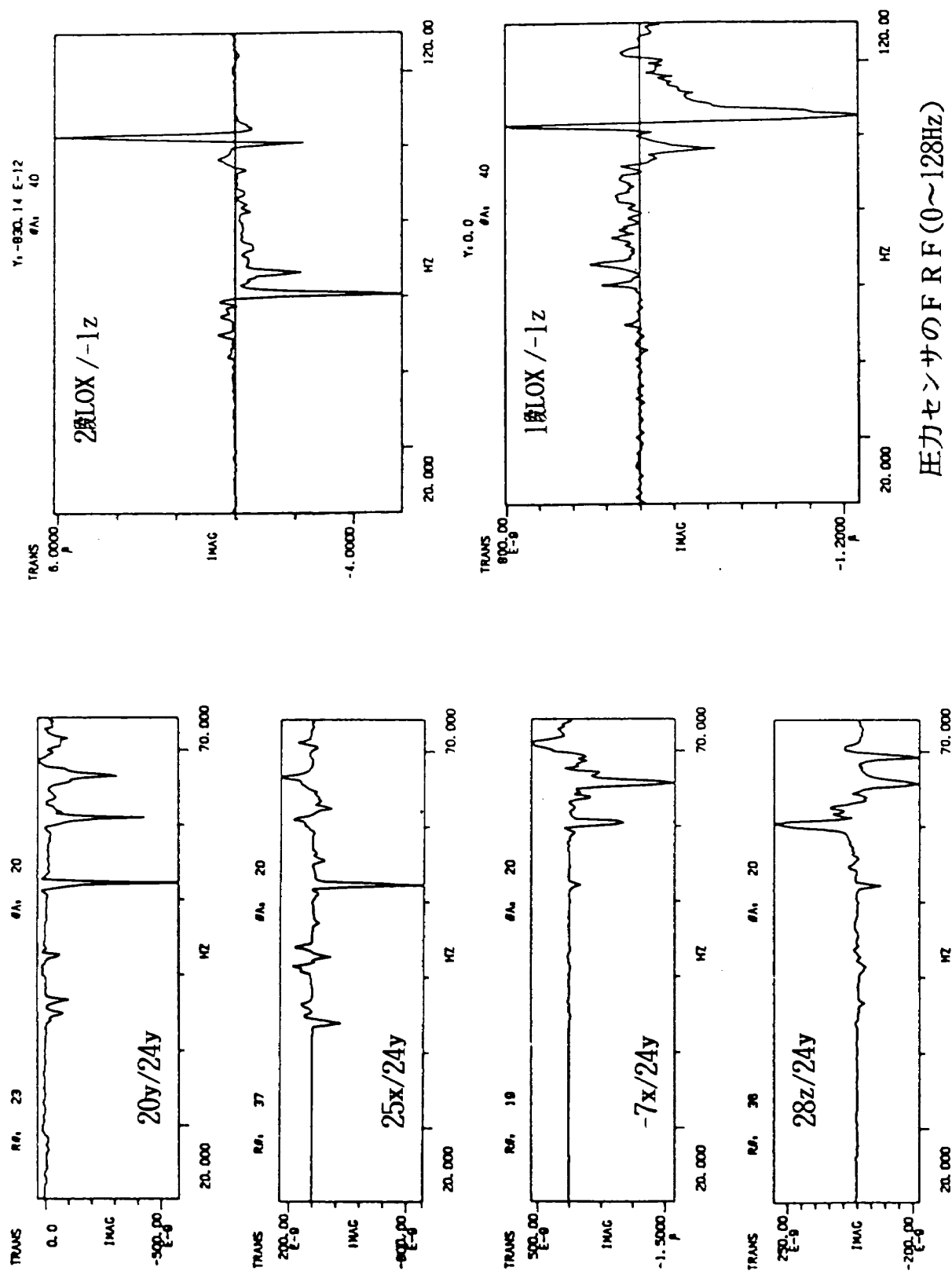


図7.63 (つづき)

曲げ加振した時の加振点：pt.24y
縦加振した時の加振点：pt. -1z

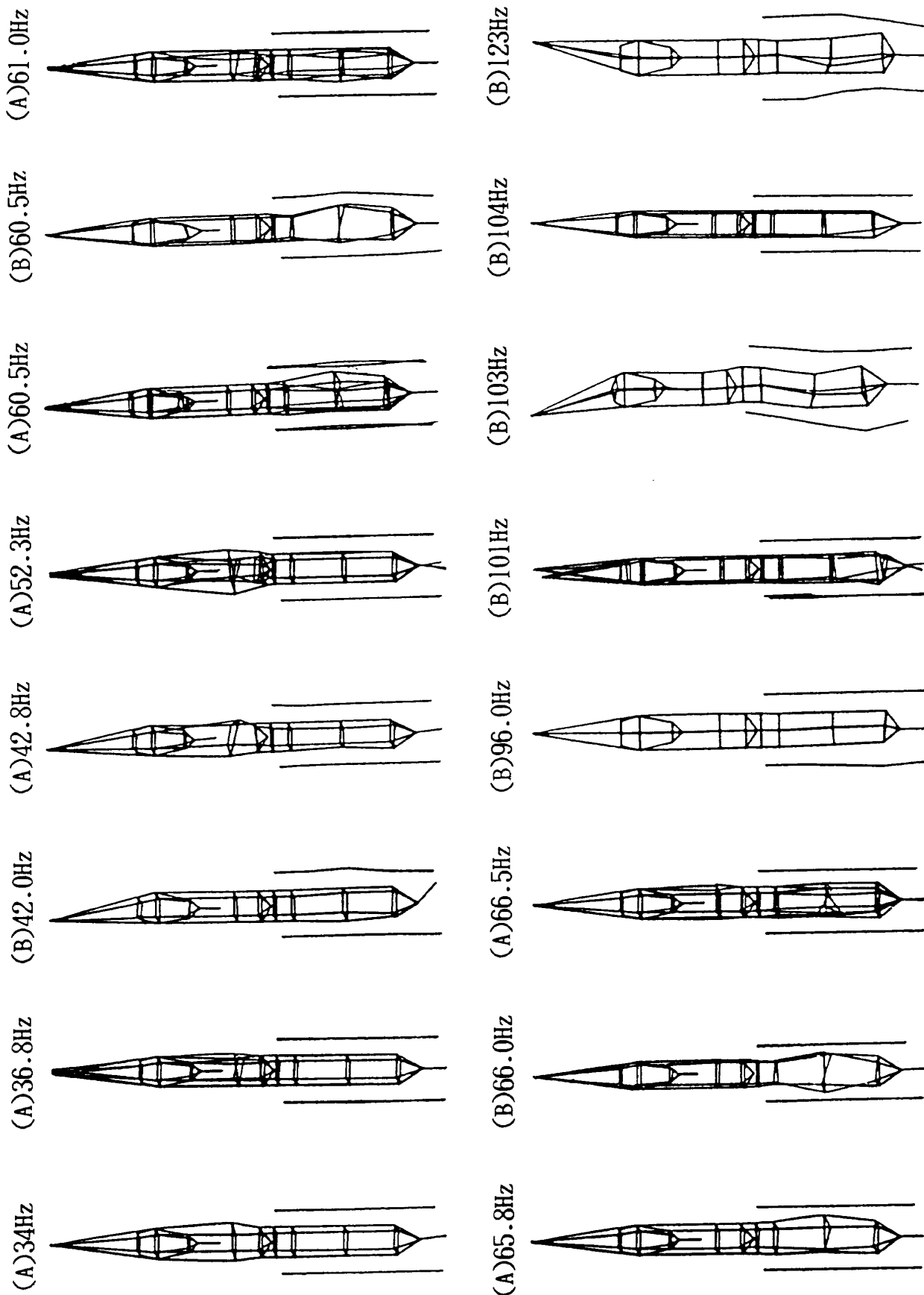
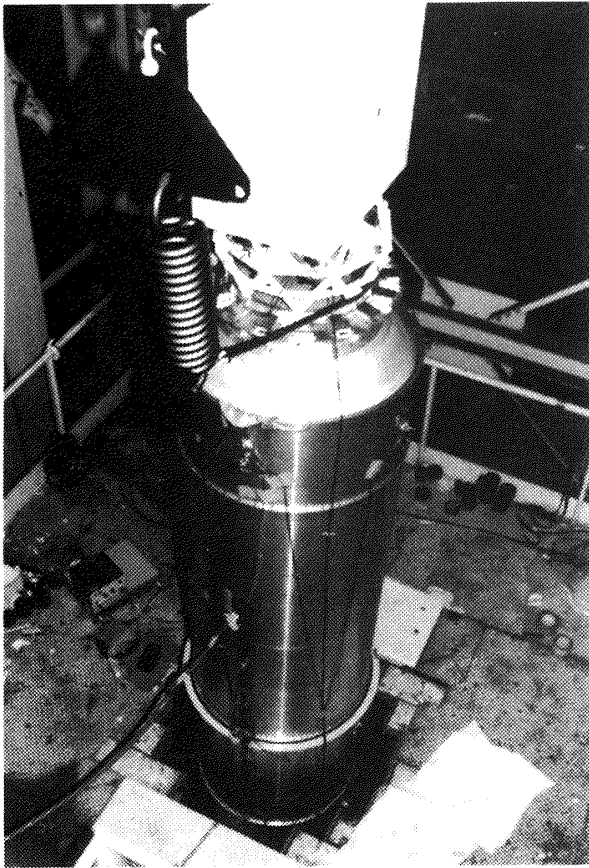
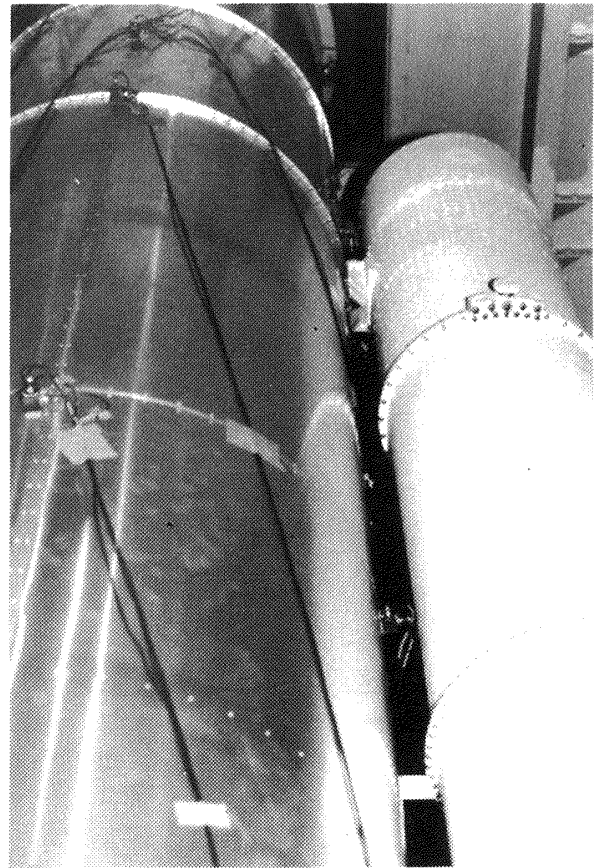


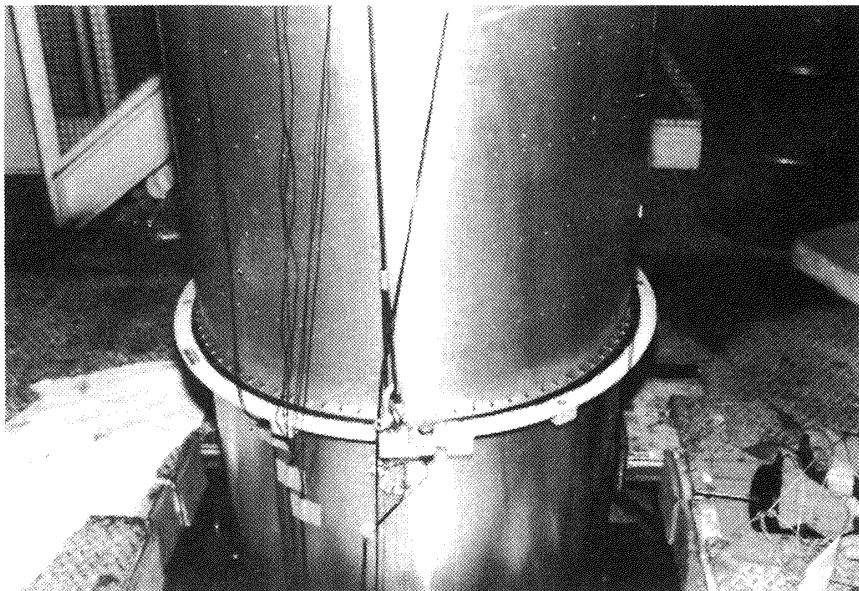
図7.64 B/O時での固有振動モード
 (記号はAが曲げ加振, Bが縦加振)



(A) バネ 2 本で吊り上げられた供試体



(B) 離れている前部結合部

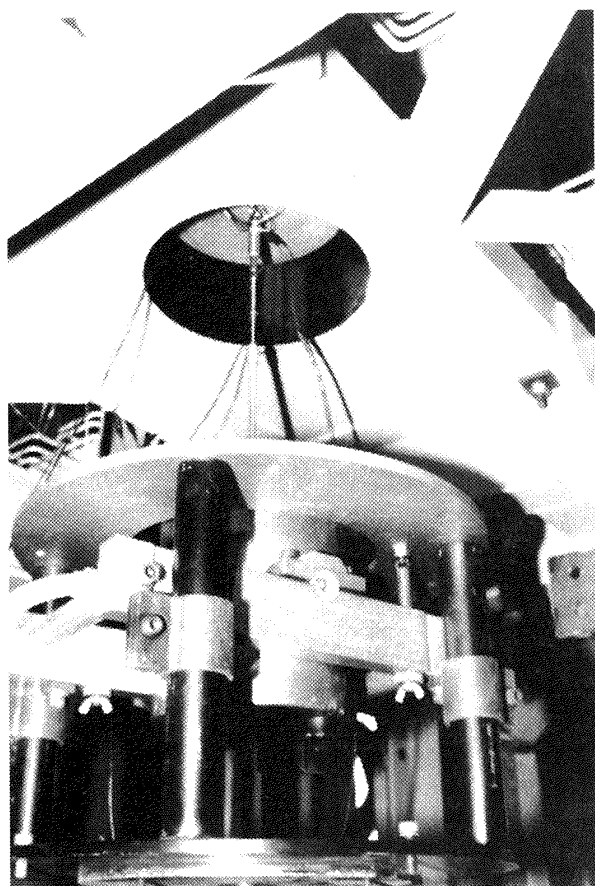


(C) 吊り具まわり

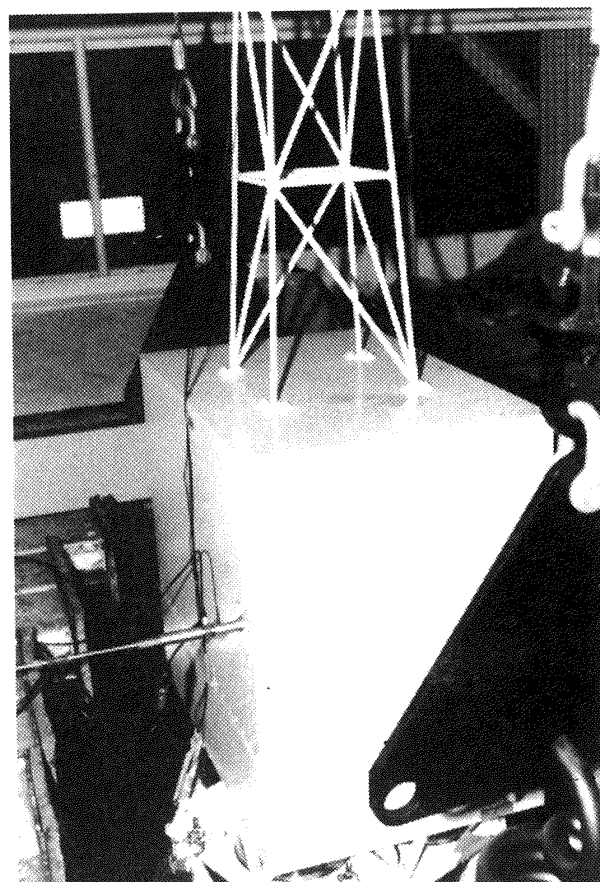
図7.65 供試体の吊り下げ状況

表 7.13 試験形態と 1 段 LOX タンク水位

試 験 形 態			加 振 法		備 考
識別記号	水量(kg)	水位(cm)	縦	曲げ振り	
E 1	3 6 2	8 4 . 2	◎	◎	SRB分離直後
E 2	3 1 4	7 5 . 0			
E 3	2 7 2	6 7 . 5			
E 4	2 3 1	5 9 . 0			
E 5	1 8 4	5 0 . 0			
E 6	1 4 8	4 3 . 0			
E 7	1 2 7	3 9 . 0	◎		MECO相当
E 8	1 0 6	3 4 . 0			
E 9	6 5 . 4	2 5 . 5			
E 10	2 3 . 4	1 4 . 4	◎	◎	



(A) 縦加振した時の加振点



(B) 曲げ加振した時の加振点

図 7.66 試験状況

表 7.14 縦加振による圧力センサの固有振動数 (Hz)

試験形態 水 位	1 段 L O X タンク 圧力 センサ		2 段 L O X タンク 圧力 センサ	
	ランダム加振	正弦波加振	ランダム加振	正弦波加振
E 1 84.2cm	63.7 99.9 103.4		63.7 101.0 103.4	
E 2 75.0cm	64.9 102.5 106.4		64.5 65.5 101.0	
E 3 67.0cm	65.1 67.1 106.9 108.5	65 106 108	65.4 68.9 71.5 101.5	65 101
E 4 59.0cm	66.1 108.0	66.0 107	66 101.5	
E 5 50.0cm	67.8 110.0	67.5~68.0 109~111	67.9 101.5	
E 6 43.0cm	69.2 111.4	69.0~71.0 111~112	69.5 101.0	
E 7 39.0cm	70.4 114.3	70.0~72.0 114	70.6 100.5	69.5 100.5~101.0
E 8 34.0cm	74.0 118.0	74 117	73.4 101.0	74 100
E 9 25.5cm	74.9 121.0	74.6~75.2	74.9 101.4	
E 10 14.4cm	77.7 133.7		76.9 100.8	

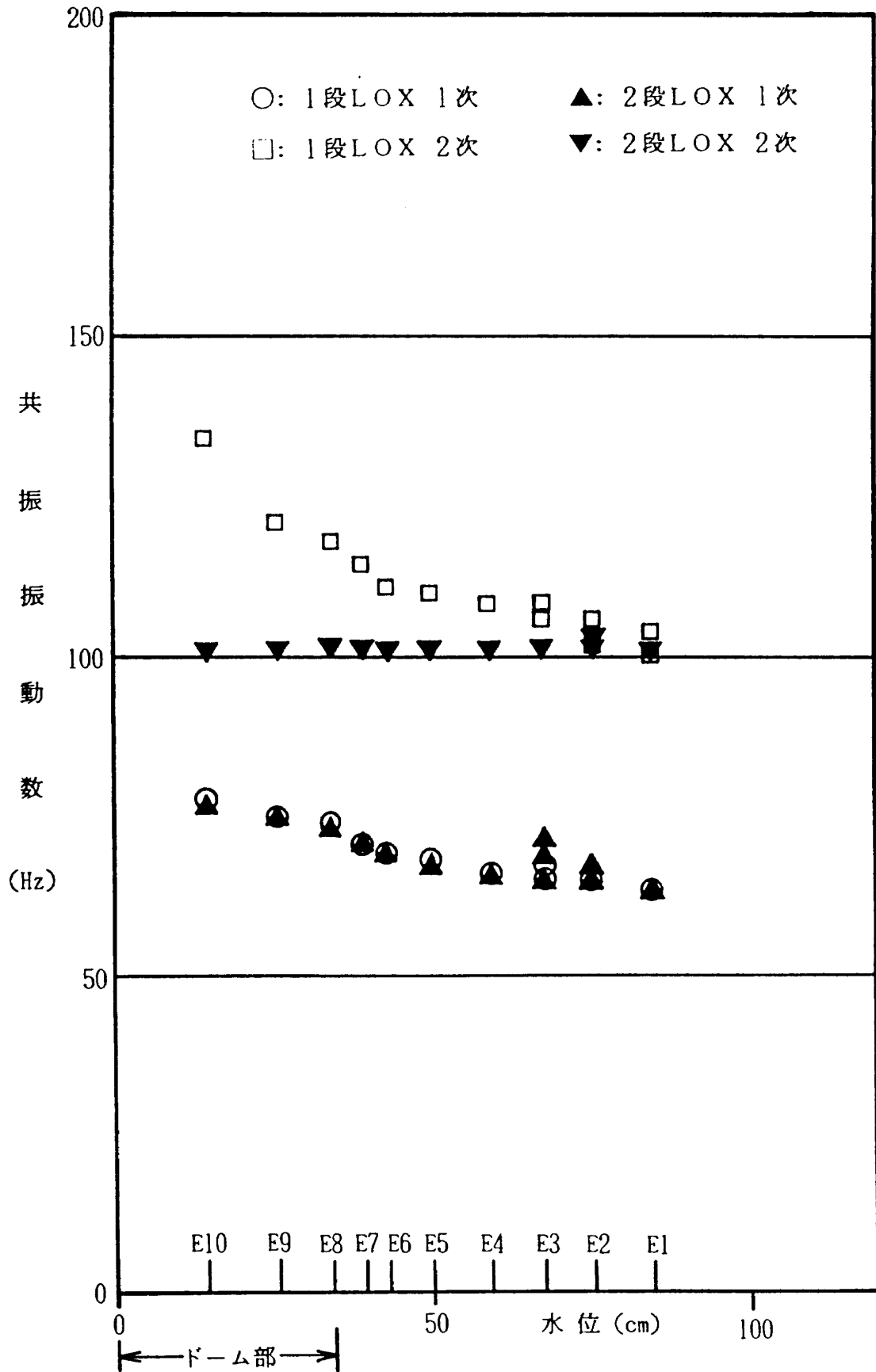


図7.67 ランダム加振による縦振動の固有振動数と水位の関係

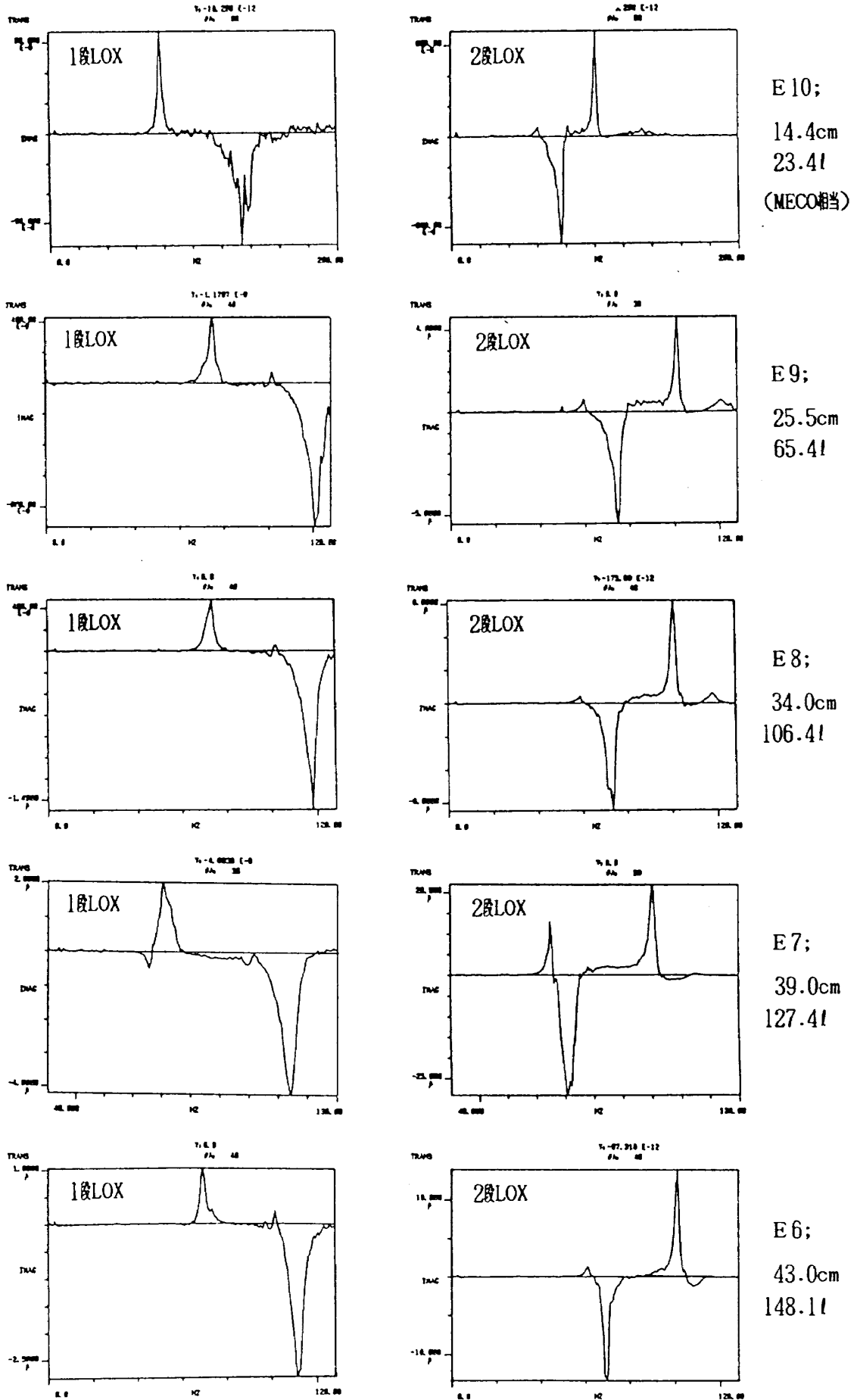


図7.68 ランダム加振による圧力センサのFRFの虚部

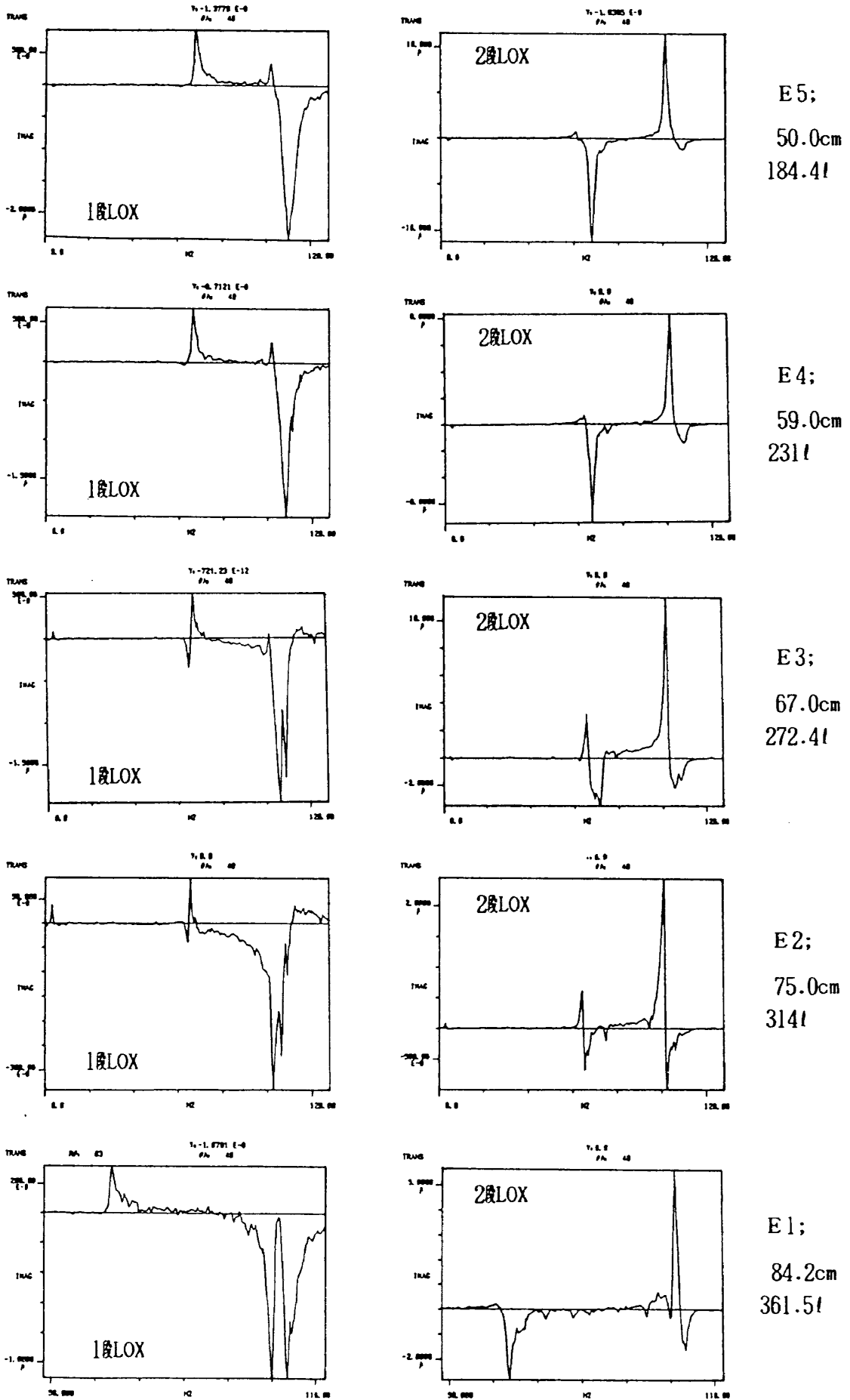


図 7.68 (つづき)

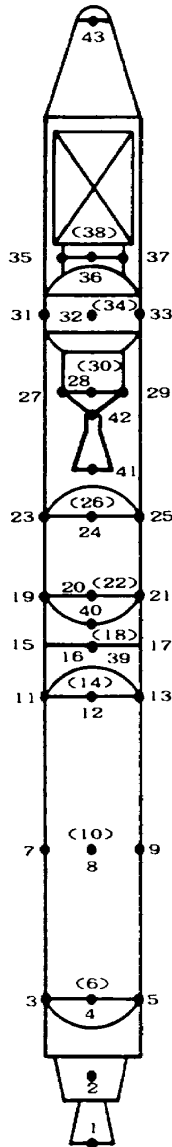


図7.69 応答加速度計測点

次モードの取得が目的であるので、図7.76に示す様に加速度計測点は全26点とし、 x, y 方向のみを計測した。ここで、点25, 26はフェアリング部分に取り付けた点である。試験状況を図7.77に、加振の様子を図7.78に示す。なお、今回の試験では加振機はAPS113を用いている。前回の試験と同様に、今回も加振点を数点試行してみたが、どの点での結果も芳しくなく特定出来る点はない。要するに、この形態の振動は実際上問題とされない形態であると考えられる。

試験結果のまとめを表7.16に示す。◎印の付いているものは応答の大きいモードである事を示す。代表点での加振力のオートスペクトルを図7.79に、FRFの虚部と固有振動モードを図7.80及び図7.81に示す。

7.6.5 推力偏向・偏心重量の影響

1段ロケット燃焼終了直前にPOGO振動が発生する事を想定して、POGO時の主推力変動に伴って曲げ振動が発生する機構を推力軸の偏向度と重量の偏心量の2点から検討した。本形態での振動特性取得試験の概要と振動モード表示図を図7.82に示す。

まず、推力偏向試験は、1段飛行MECO (25.9 kg) 時で表7.17に示した様に1段エンジンを偏向させて、この方向に加振した。加振状況を図7.83

表7.15 モード解析での固有振動数

試験形態	E 10; (MECO時)		E 7;	E 1; (SRB時)		備考		
	縦加振	曲げ加振	縦加振	縦加振	曲げ加振			
固有振動数 (Hz)	4.3	2.3	41.8	63.8	3.7	振り子 縦剛体 ロッキング		
		26.2			7.0		4.5	13.1 振り剛体 曲げ1次
					28.5		11.8	
	42.0	25.8				48.4	94.8 97.2 99.8	縦1次
		42.0			26.5			
	51.2				28.0	69.1		
		51.2			41.8		70.7	
	69.1				43.3	77.8		
		77.8			50.8		85.6	
	85.9				51.8			

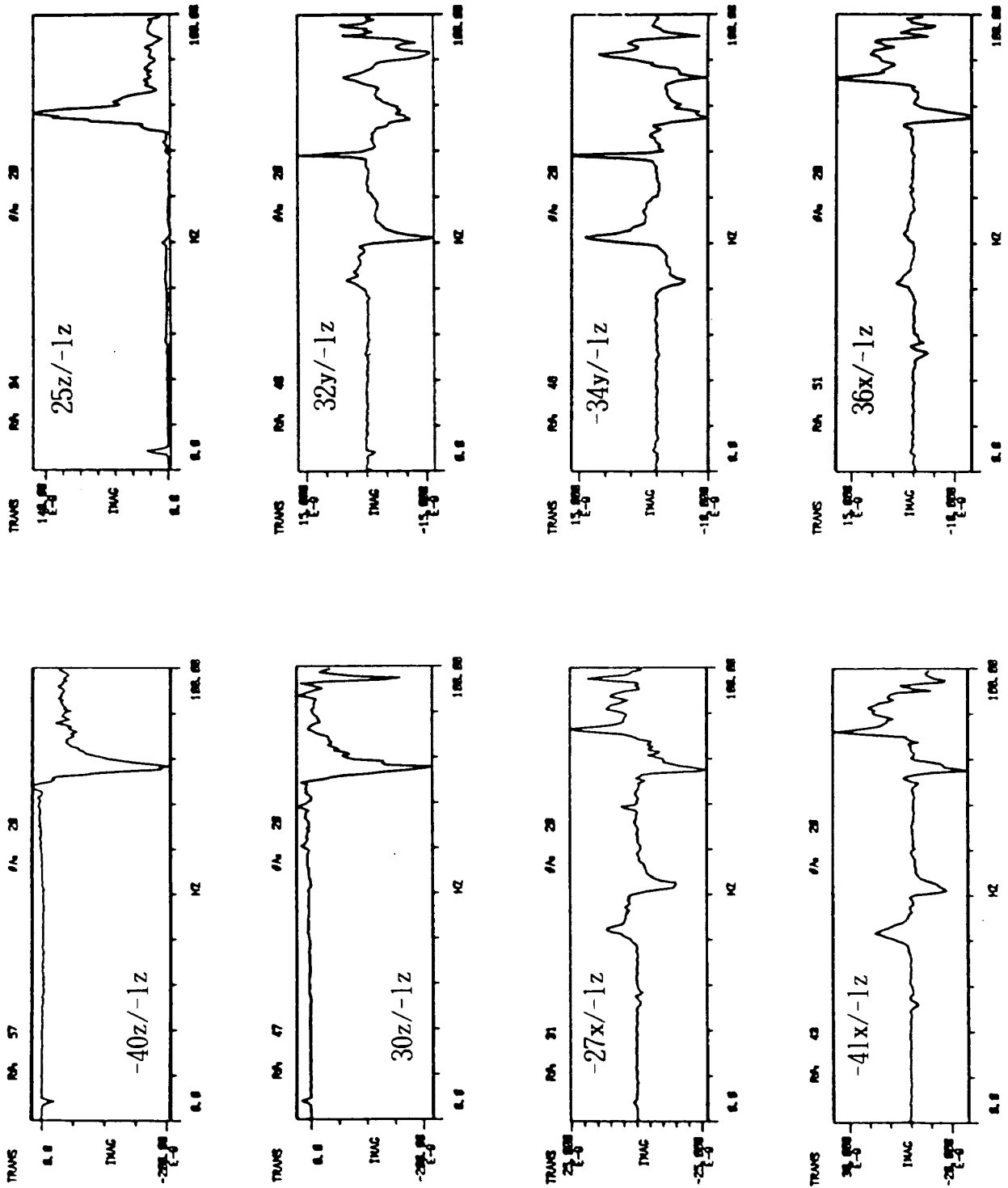


図7.70(a) E10; での縦加振による代表点のFRF

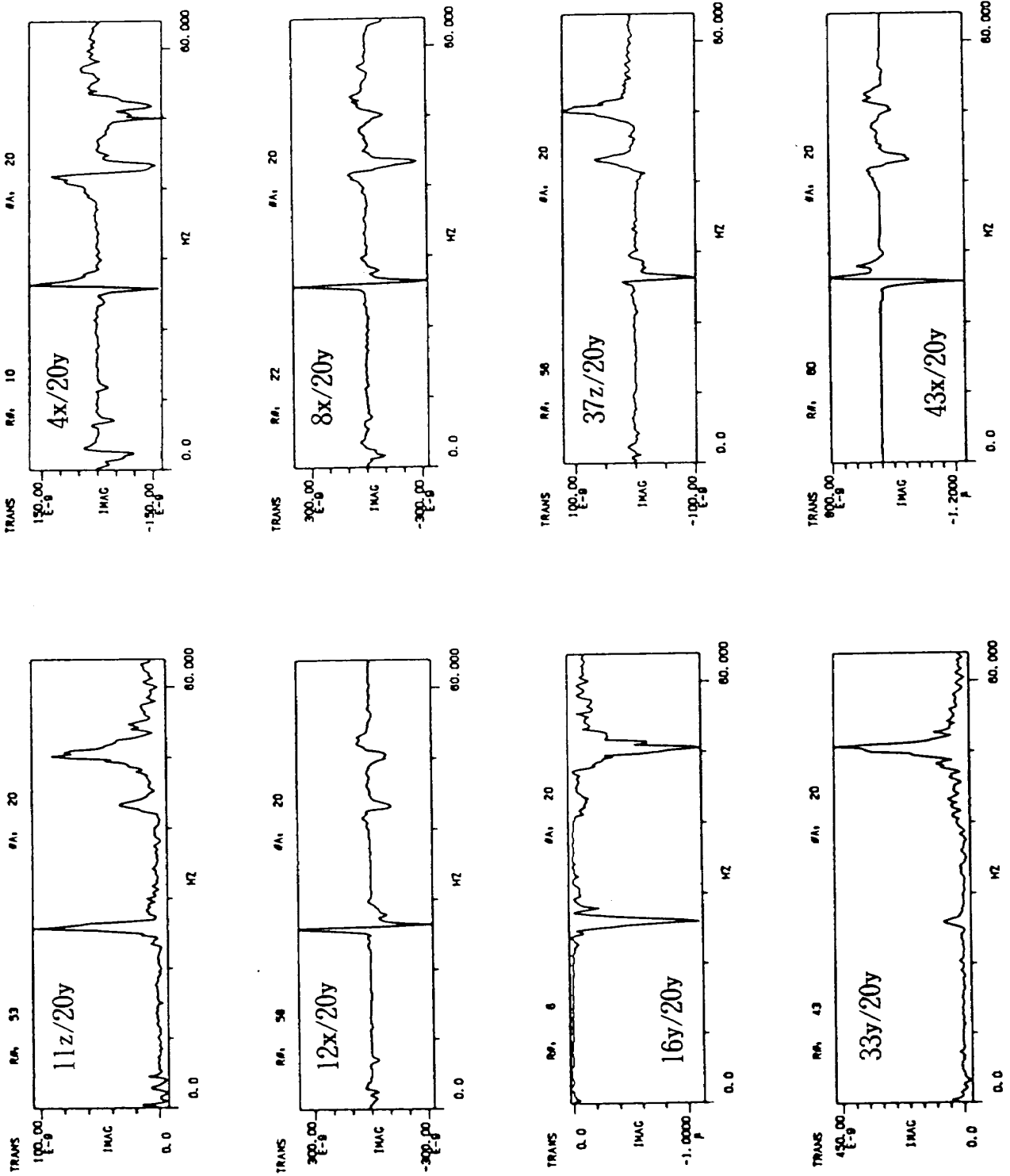


図 7.70(b) E10 ; での曲げ加振による代表点の FRF

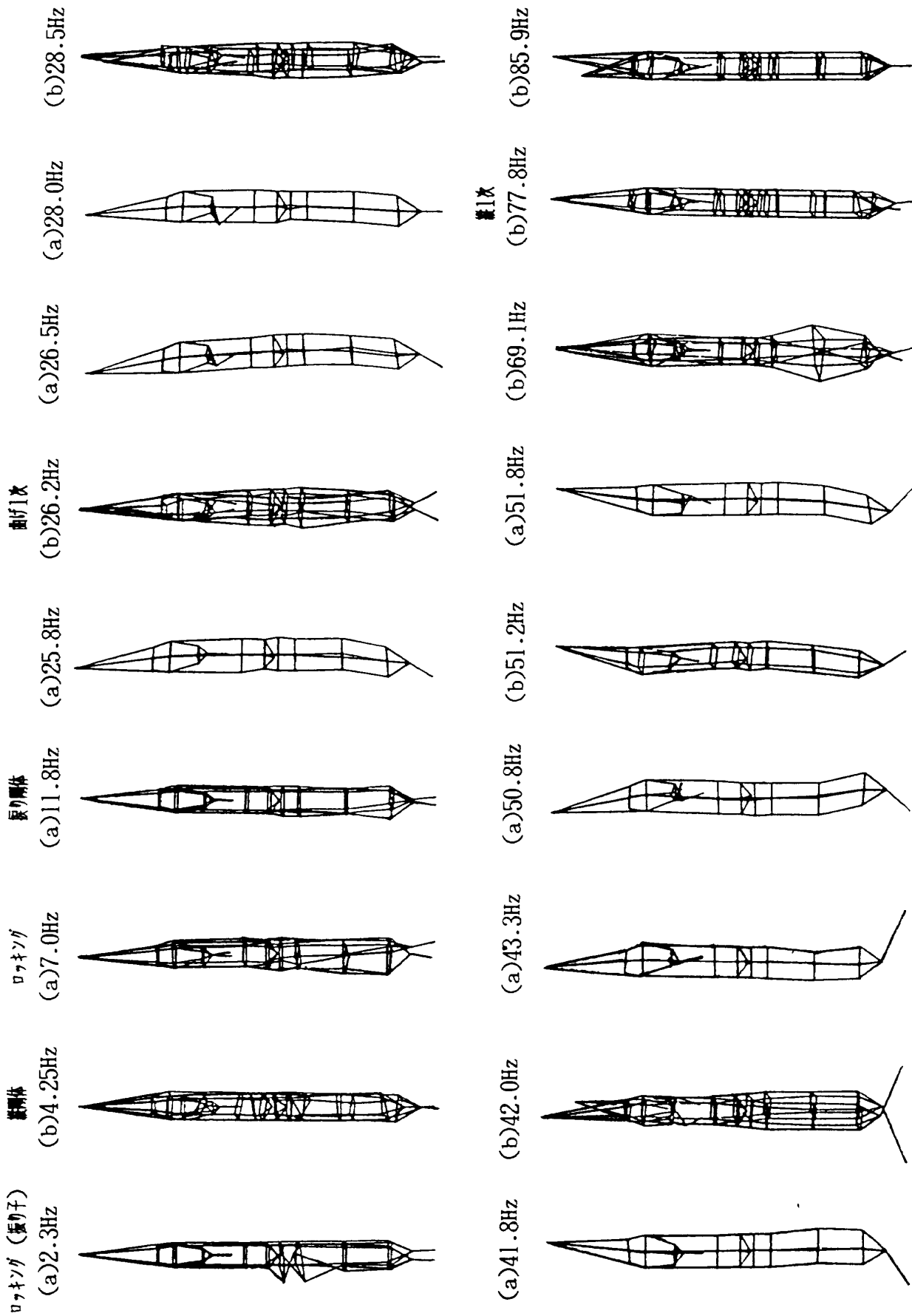


図7.71 E10 ; での固有振動モード
 ((a)が曲げ加振, (b)が縦加振)

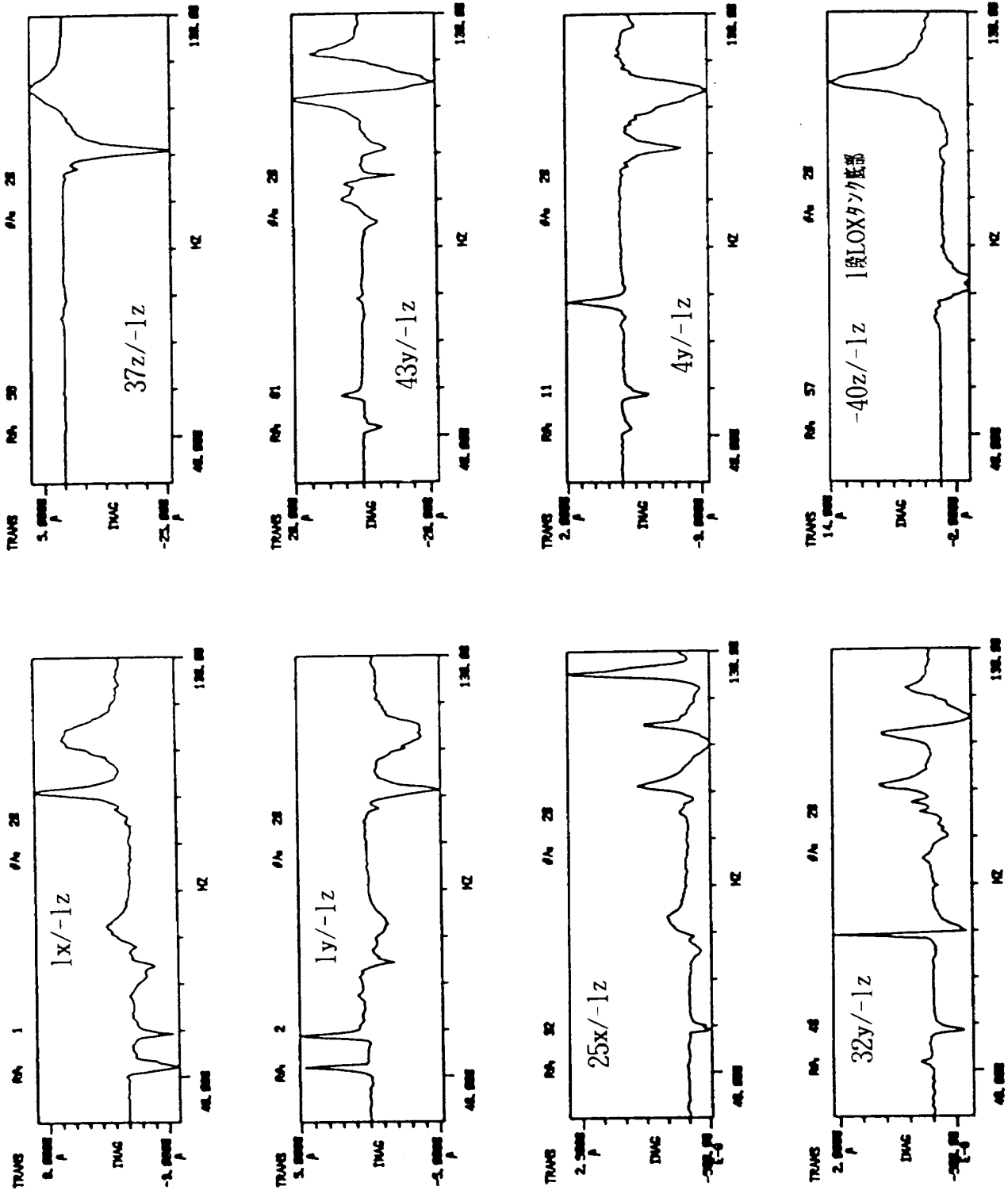


図7.72 E7;での縦加振による代表点のFRF

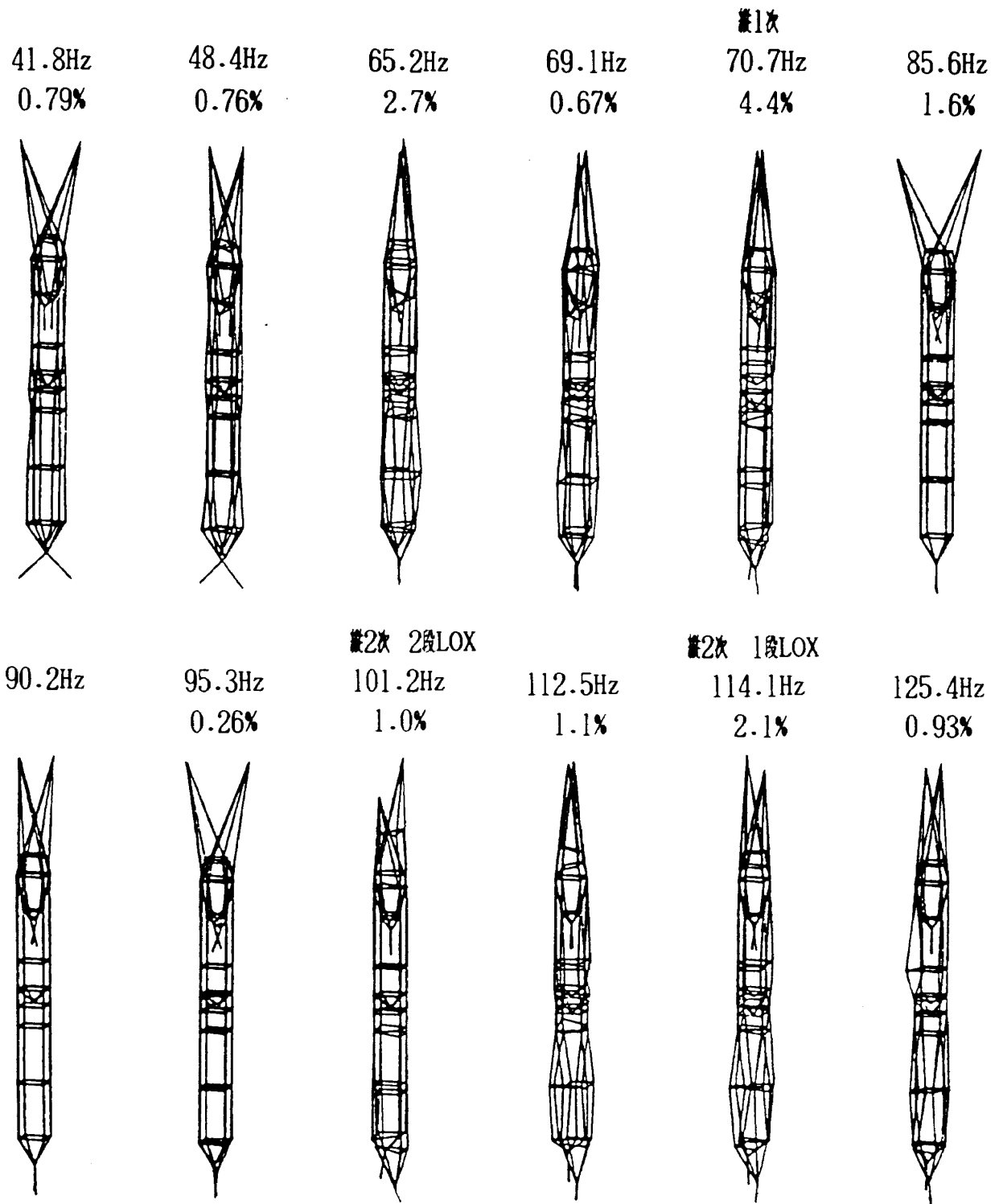


図7.73 E7 ;での固有振動モード

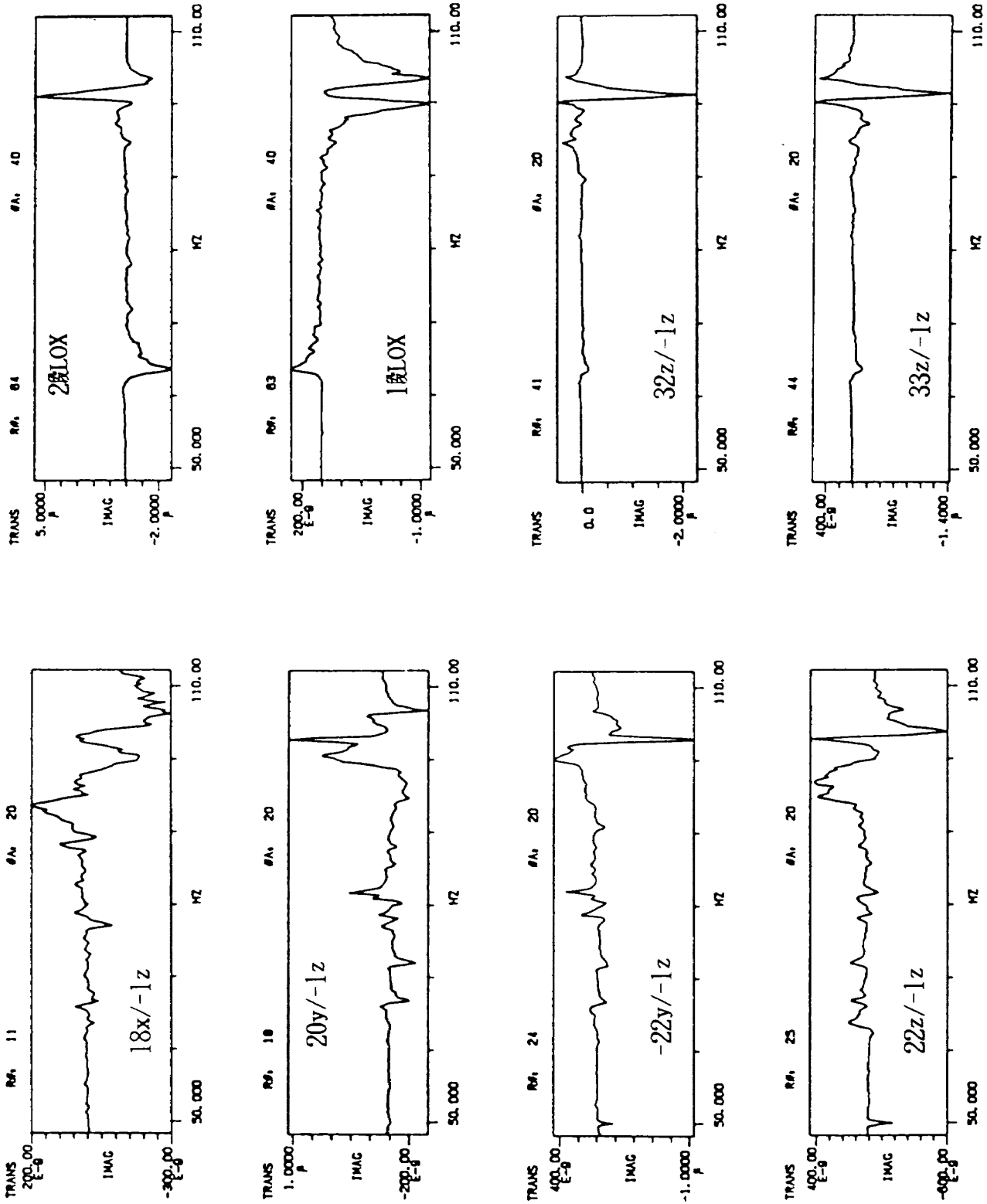


図7.74(a) E1 ; での縦加振による代表点のFRF

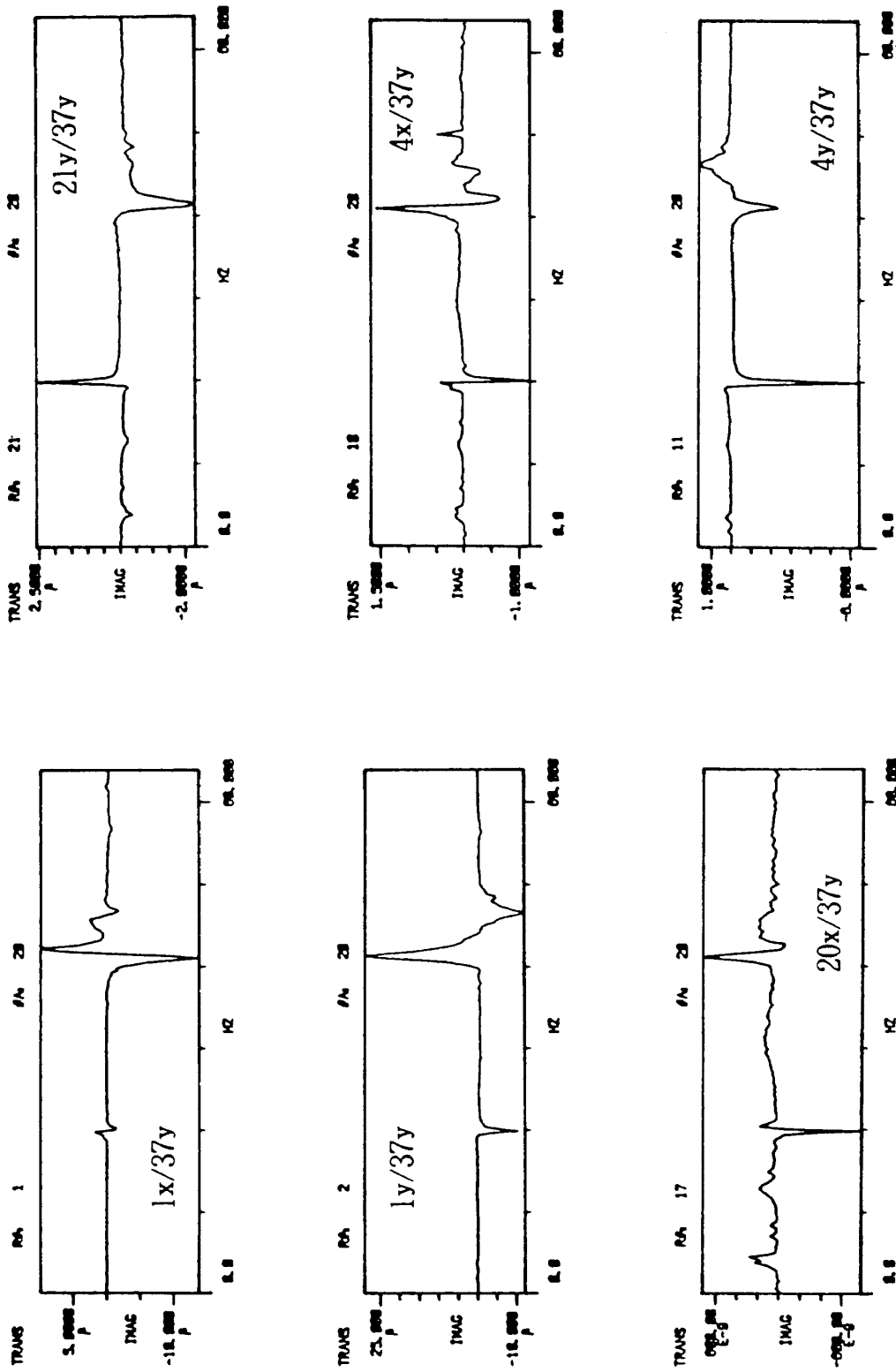


図7.74(b) E1 ; での曲げ加振による代表点の FRF

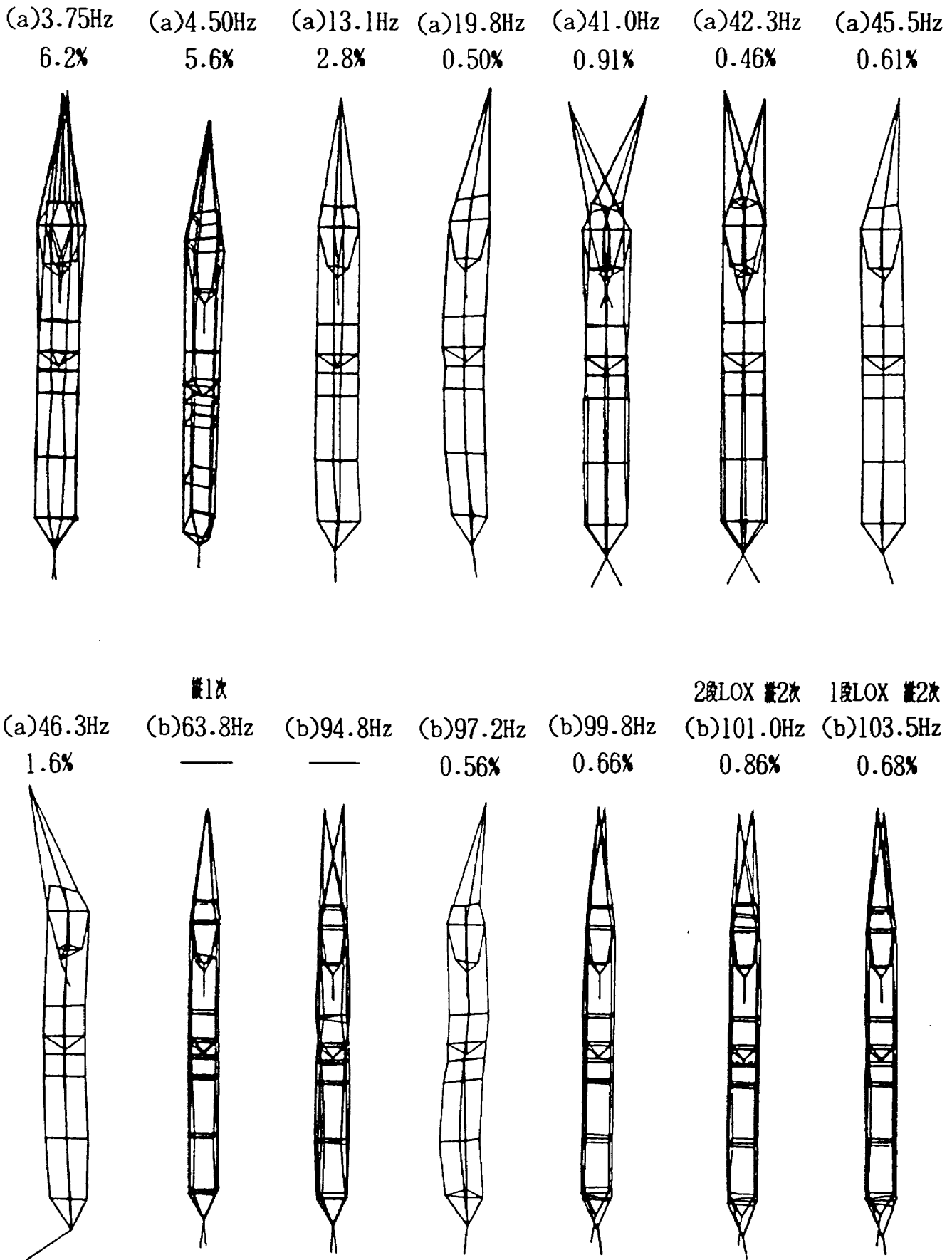


図7.75 E1 ; での固有振動モード
 (記号は(a)が曲げ加振, (b)が縦加振)

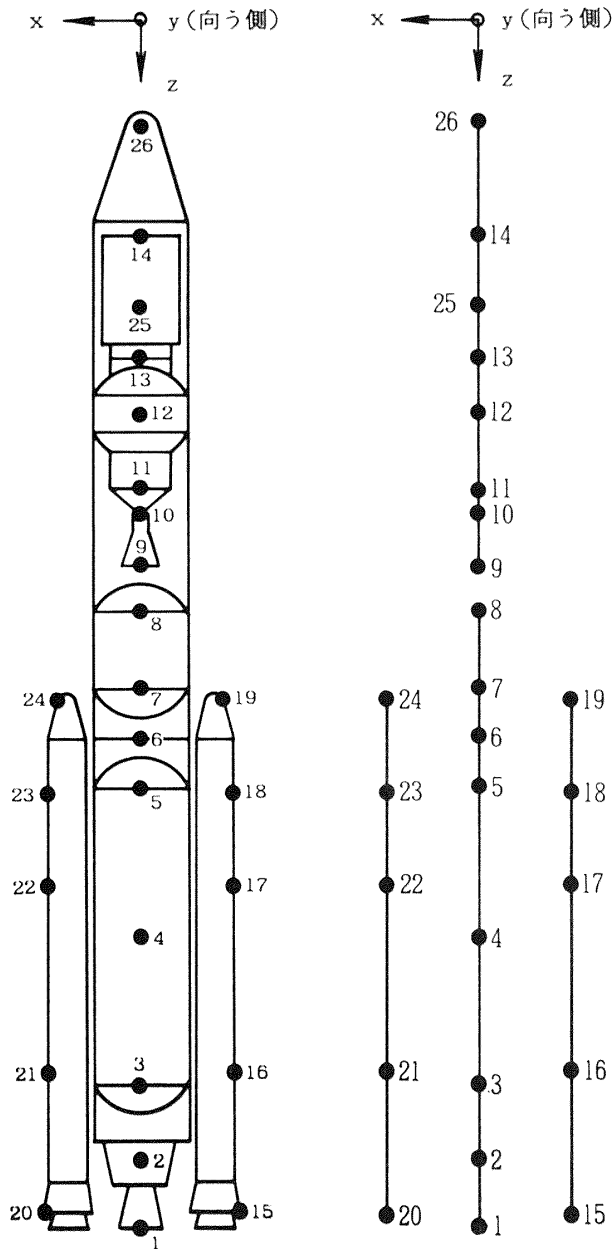


図7.76 補充試験の加速度計測点

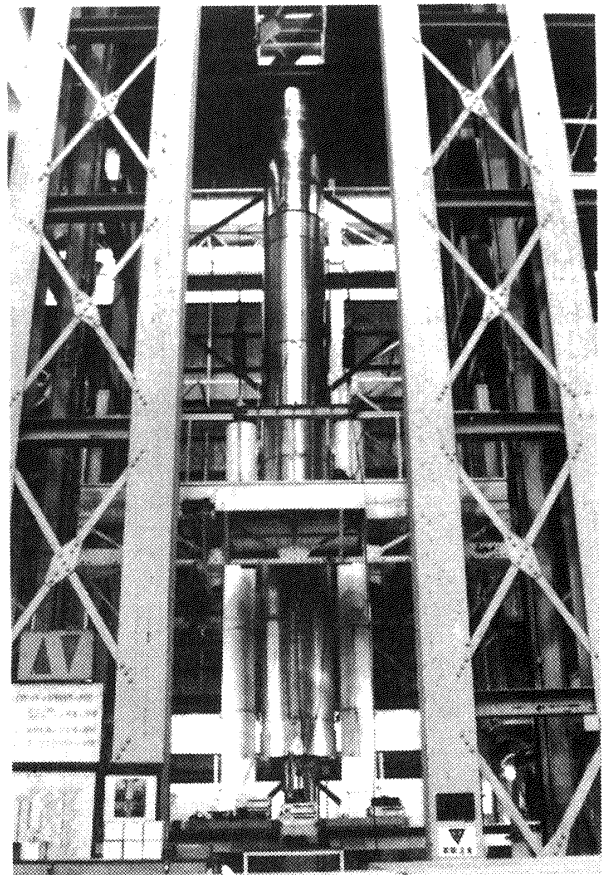
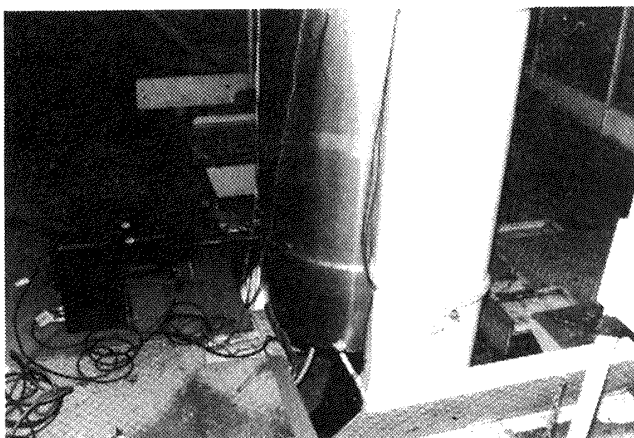
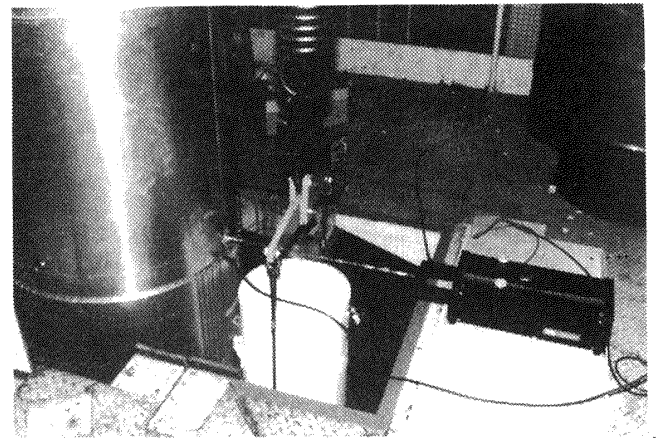


図7.77 試験状況



(a) ピッチ方向加振 (pt.3y)

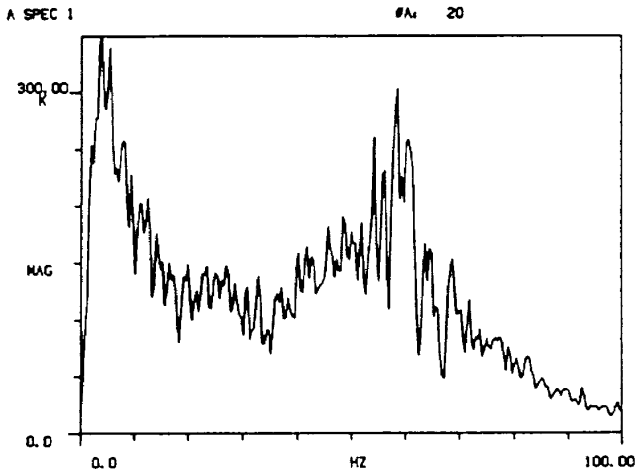


(b) ヨー方向加振 (pt.-7x)

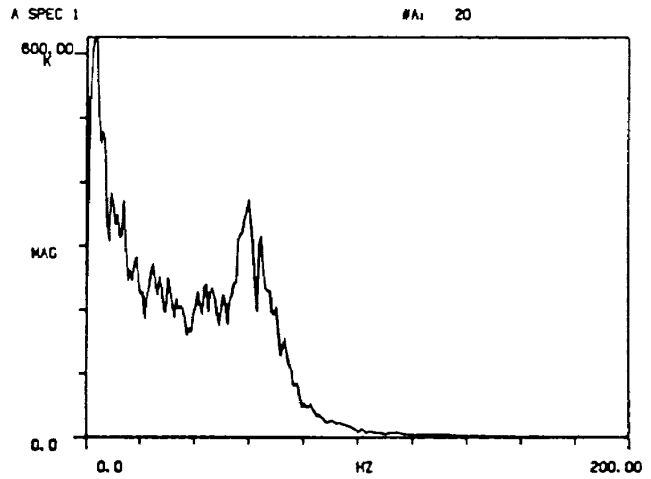
図7.78 加振の様子

表 7.16 補充試験での固有振動数と減衰比
(◎印の付いたものは応答の大きいモード)

加振条件	ピッチ加振(3y)		ピッチ加振(7y)		ヨー加振(-7x)		備考
	振動数	減衰比	振動数	減衰比	振動数	減衰比	
固有振動数 (Hz) / 減衰比 (%)	◎ 14.6Hz		◎ 14.0Hz	9.0%	13.5Hz	1.1%	ピッチ1次 ヨー1次
	15.4Hz				◎ 15.2Hz	0.9%	
	26.6Hz				16.2Hz	3.9%	(ノイズ?)
	38.9Hz	0.5%			◎ 38.7Hz	0.6%	ヨー
	◎ 41.0Hz	1.1%	◎ 41.6Hz	1.2%			ピッチ
	◎ 44.3Hz	0.9%	◎ 44.5Hz	0.8%			ピッチ
	45.5Hz	0.6%			◎ 45.3Hz	0.8%	ヨー
	48.8Hz	0.4%	47.9Hz	0.3%			
					◎ 48.6Hz	0.7%	ヨー



(a) ピッチ方向 (pt.3y)



(b) ヨー方向 (pt. -7x)

図 7.79 加振力のオートスペクトル

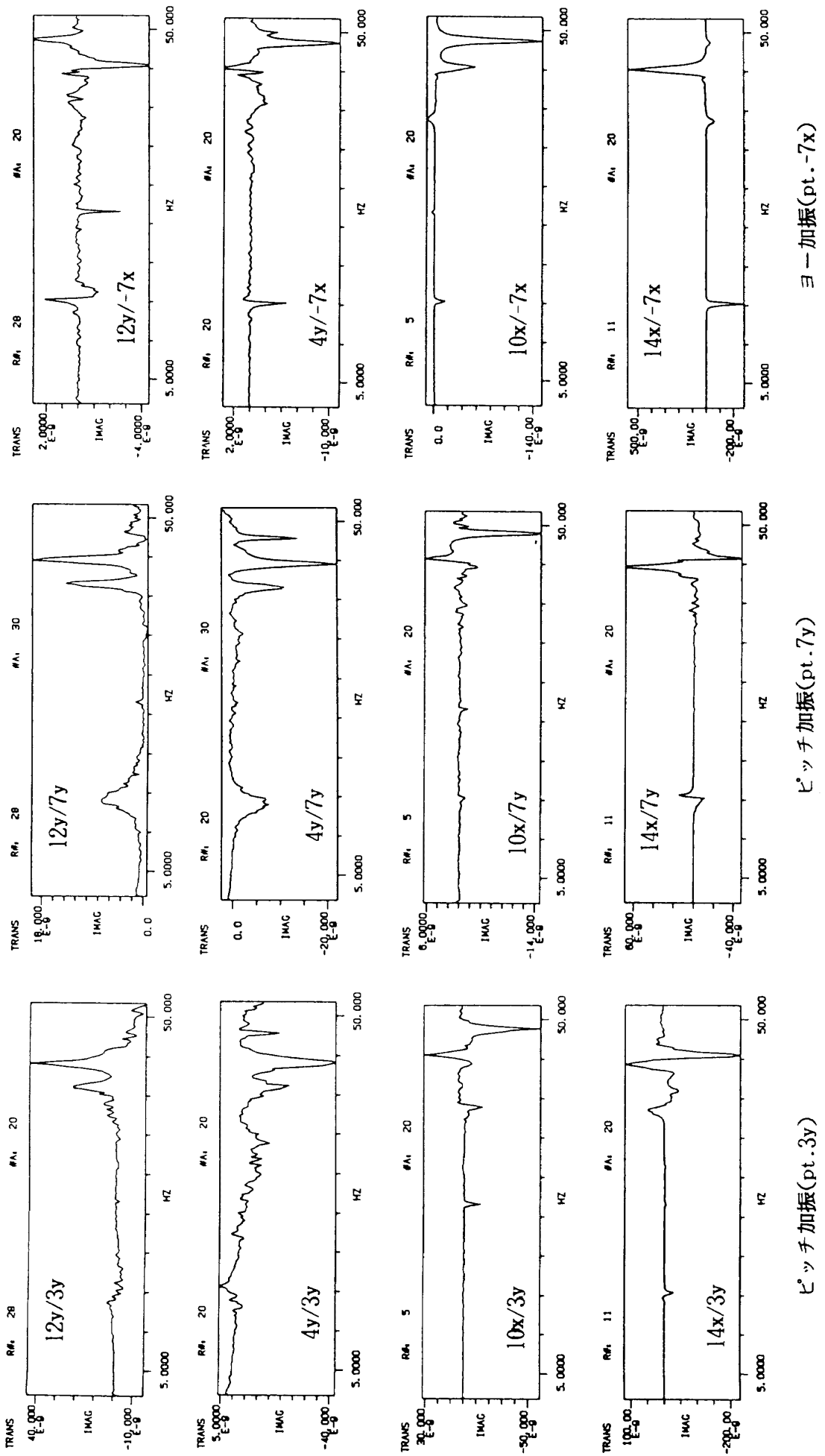


図7.80 代表点でのFRFの虚部

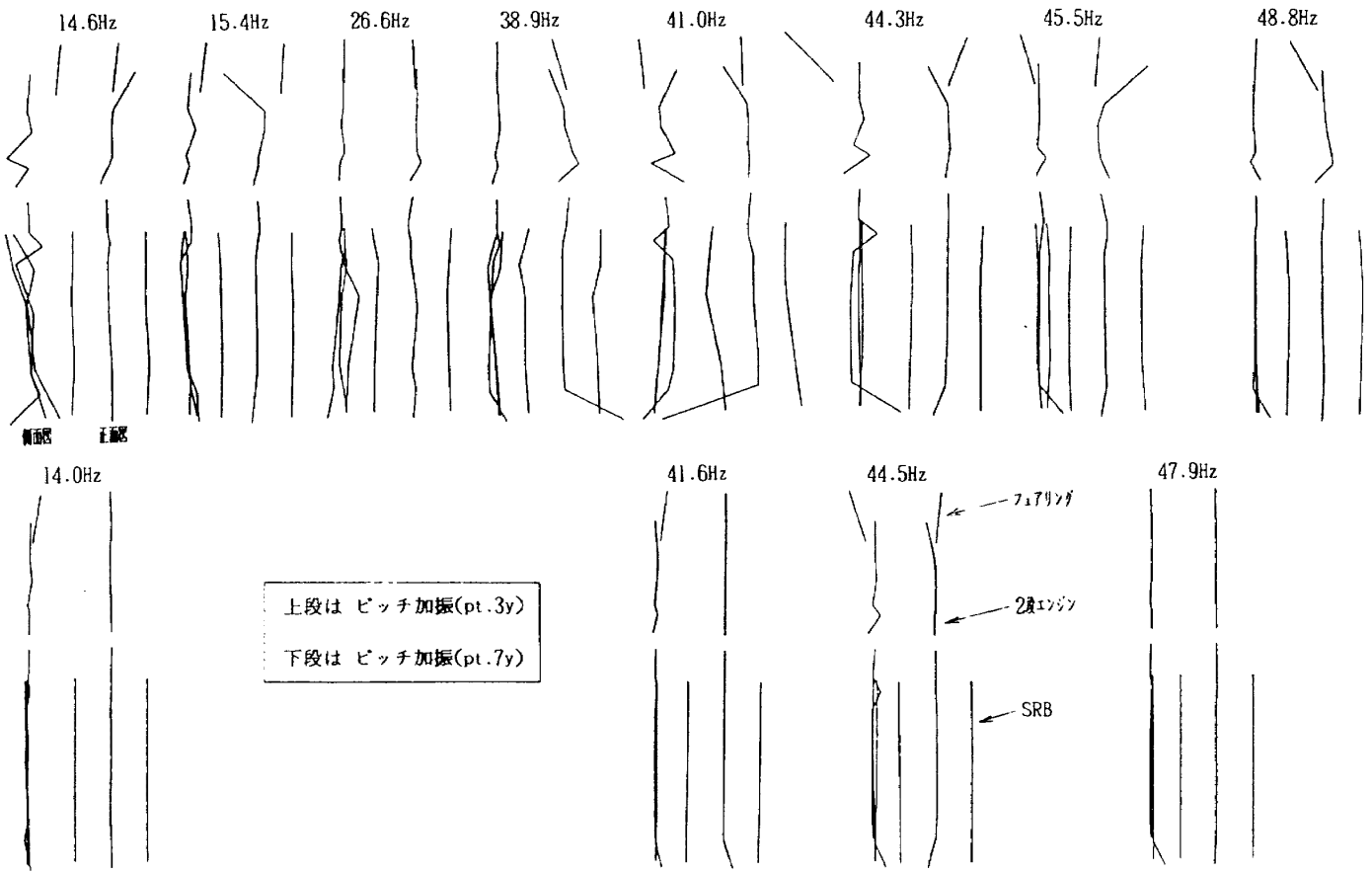


図7.81(a) ピッチ加振での固有振動モード

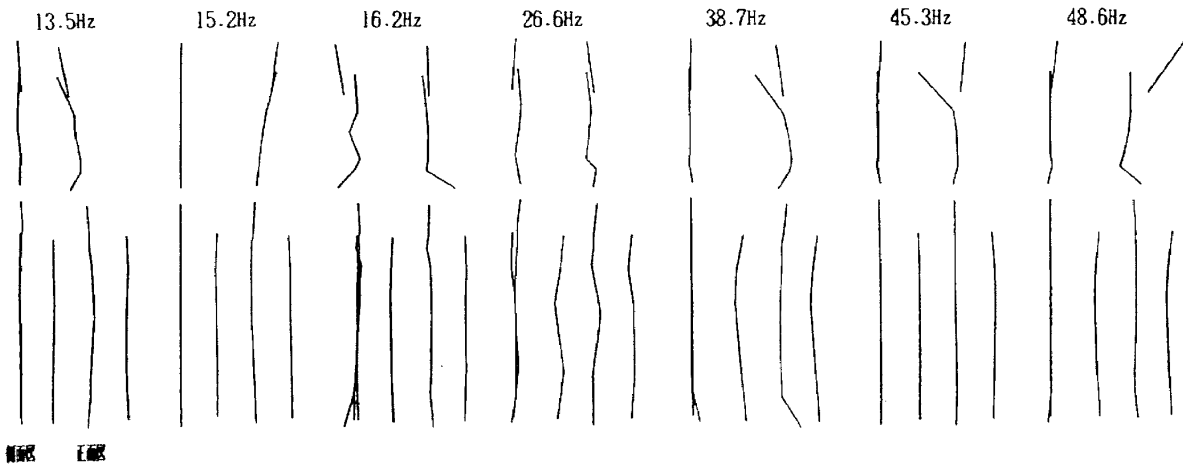


図7.81(b) ヨー加振での固有振動モード
加振点 (pt. -7x)

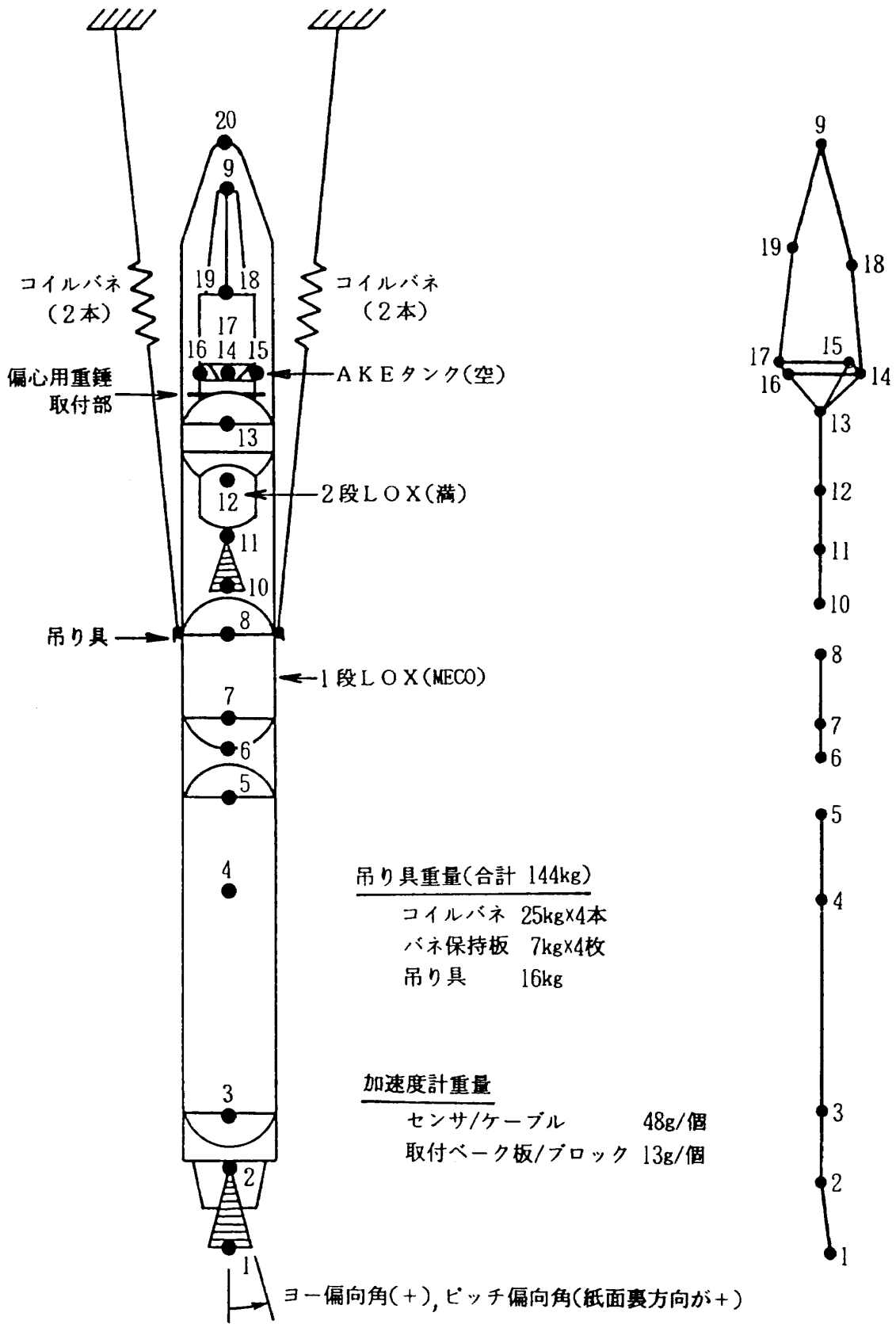


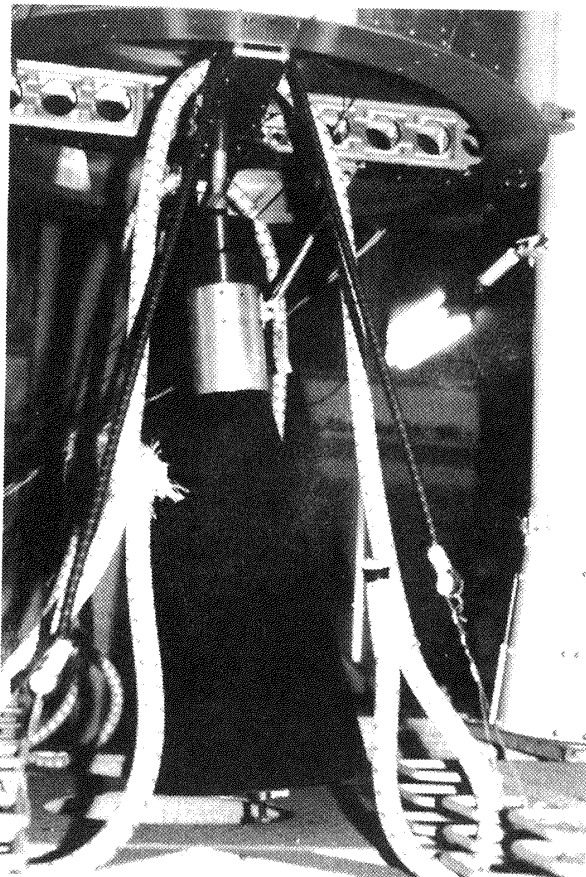
図7.82 1段飛行形態振動特性取得試験の概要図とモード表示図

表 7.17 試験形態の細目

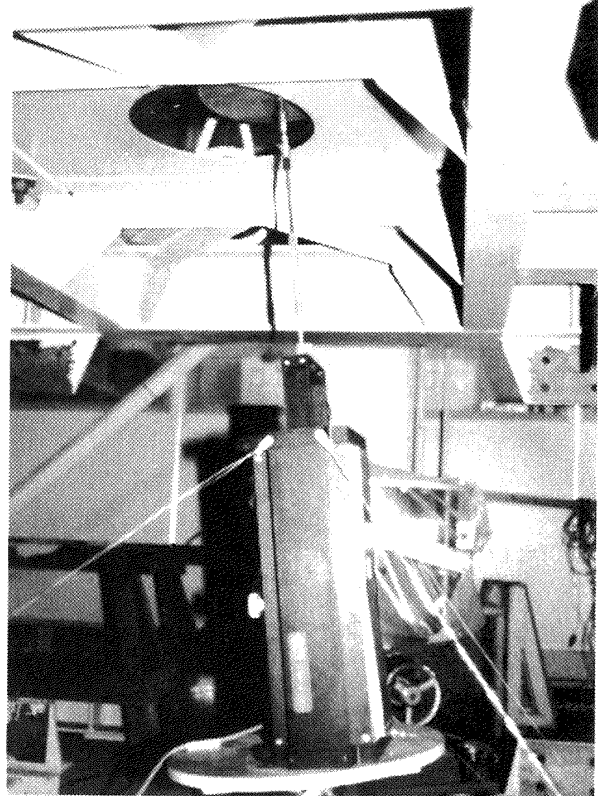
エンジン偏向角度		偏心重錘 (kg)	7:7リング	水 位 (kg)
ピッチ	ヨー			
0°	7°	0	無	25.9 ¹⁾
0°	7°	1	無	25.9
0°	7°	2	無	25.9
0°	7°	3	無	25.9
0°	0°	0	無	25.9
0°	0°	1	無	25.9
0°	0°	2	無	25.9
0°	0°	3	無	25.9
3°	0°	0	無	25.9
3°	0°	2	無	25.9
7°	0°	0	無	25.9
7°	0°	2	無	25.9
7°	0°	0	無	58.2 ²⁾
7°	0°	0	有	58.2
0°	0°	0	有	58.2
0°	0°	0	有	58.2

注1) 300秒相当(MECO)

注2) 280秒相当



(a) 1段エンジンの偏向



(b) 加振機の取り付け状況

図 7.83 加振状況

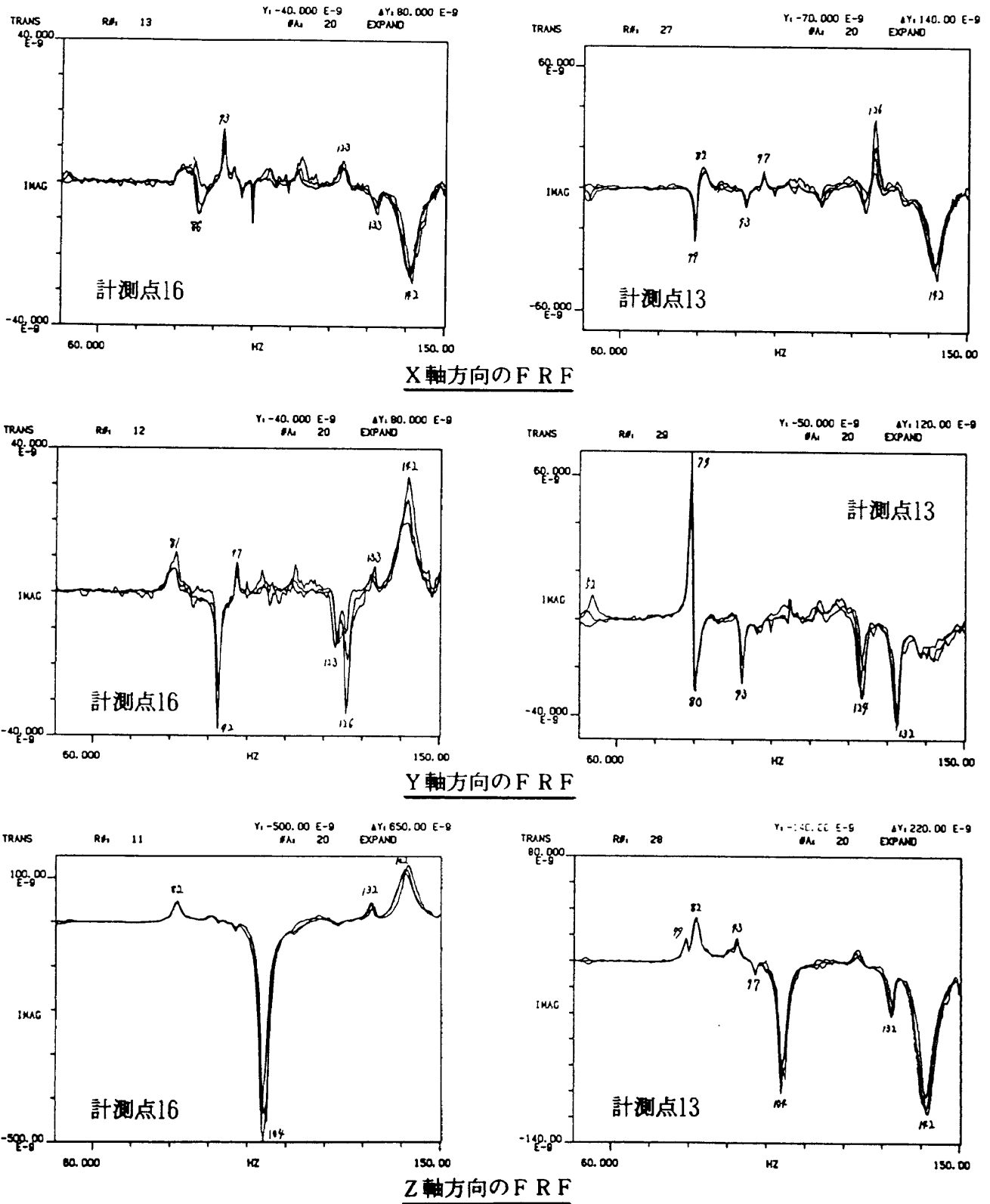


図7.84 推力偏向角度とFRFの関係

に示す。この場合の、代表点での x , y , z 方向の FRF を図 7.84 に示す。図は、以下に示す様な 4 種類の推力軸偏向角度を持った場合の FRF の重ね書きである。

種類	ピッチ方向	ヨー方向
1	0°	0°
2	0°	7°
3	3°	0°
4	7°	0°

ここでは、加振力が純粋に z 方向成分のみでは無く、 x あるいは y 方向の成分を含んでいる。図から明らかな様に、加振力が偏向しても x , y , z 方向の FRF は、殆ど影響を受けないと言える。

本試験での縦の固有振動数は、以下の様であった。

モード形	本試験	第 1 次試験
縦 1 次	82Hz	78Hz
縦 2 次	104Hz	101Hz (2 段縦振動)
縦 3 次	142Hz	134Hz

いずれも、本試験結果の方が高くなった。原因としては AKE タンクを空水位とした事により、第 1 次試験より全重量に対して 6.8kg 重量が少なくなった事が挙げられる。

次に、偏心重量の影響について述べる。偏心用重錘は 10cm×10cm×1.3cm 程度の大きさの鉄板で、1 枚当たりの重量は 1kg になっている。重錘の取り付け状況を図 7.85 に示す。

試験は偏心重錘を機器搭載部に接着し、エンジン偏向角度をパラメータとして x , y , z 方向の FRF を求めた。これらの結果を図 7.86 に示す。

偏心重錘が、0 から 2 枚に変化すると x , y 方向の FRF は大きく変化する。しかし、重量の偏心がある場合でも、FRF はエンジン偏向角度の変化には殆ど影響されない。また、 z 方向の FRF は偏心重錘の影響を殆ど受けない。

第 1 次試験においては、50Hz 以下の振動モードを中心に解析したが、ここでは、それ以上の振動数についてモード解析を行った。試験結果の固有振動数と減衰比のまとめを表 7.18 に、固有モードを図 7.87 に示す。

7.6.6 フェアリングの有無の影響

試験は、以下の条件で 280 秒時に於いてフェアリングの有無による振動特性の変化を比較した。

1 段 LOX 水位	280 秒相当 (58.2kg)
2 段 LOX 水位	満水位 (64.96kg)
AKE タンク	空水位 (0.0kg)
エンジン偏向角度	ピッチ方向 7 度 ヨー方向 0 度

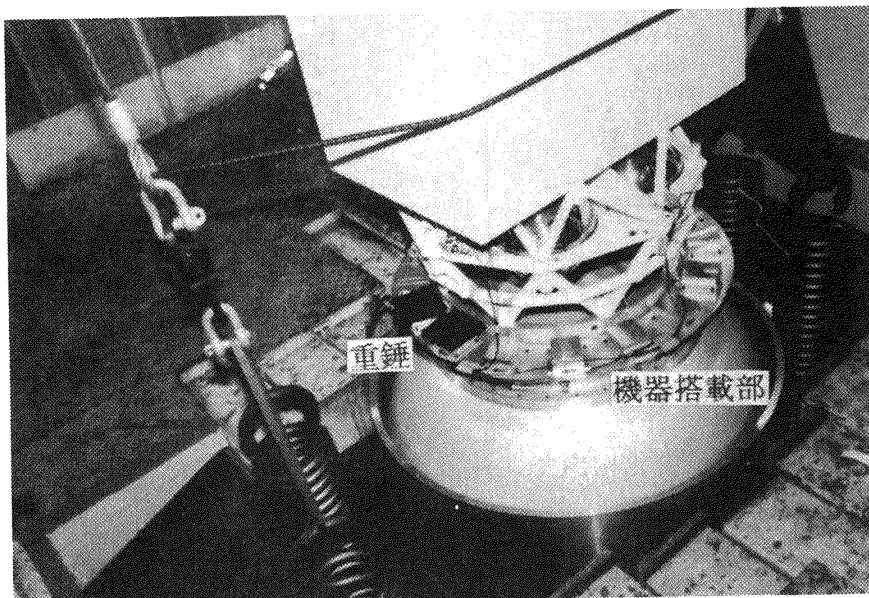
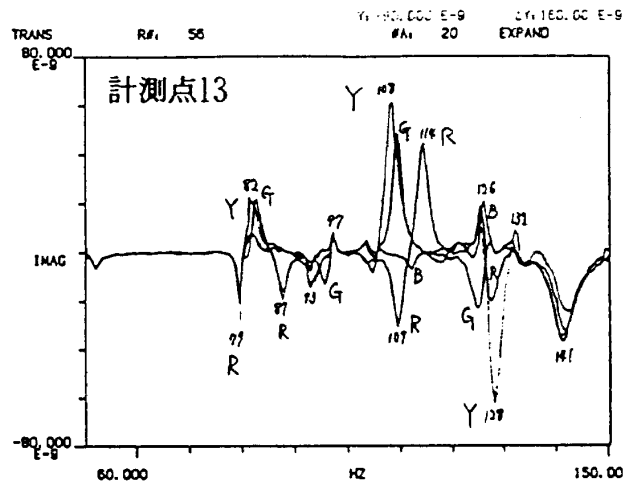
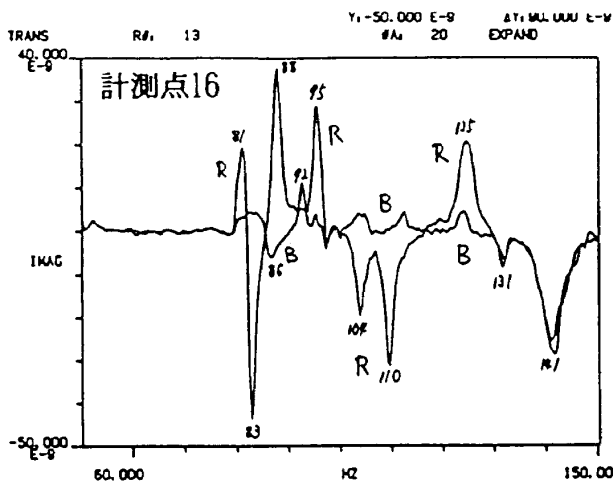
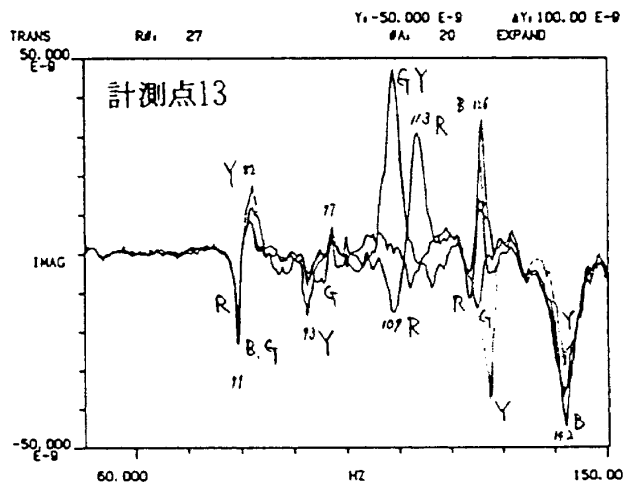
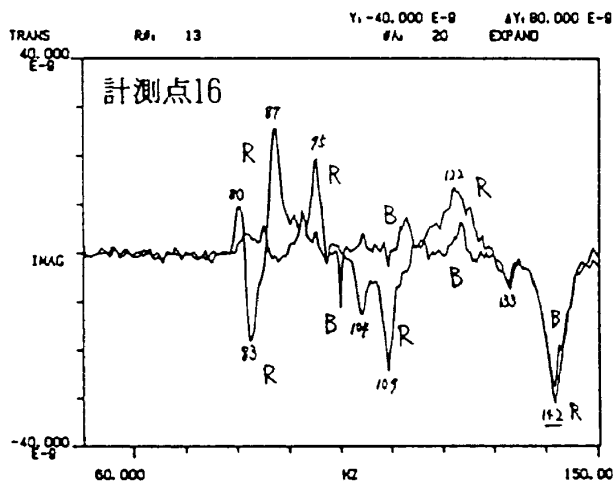


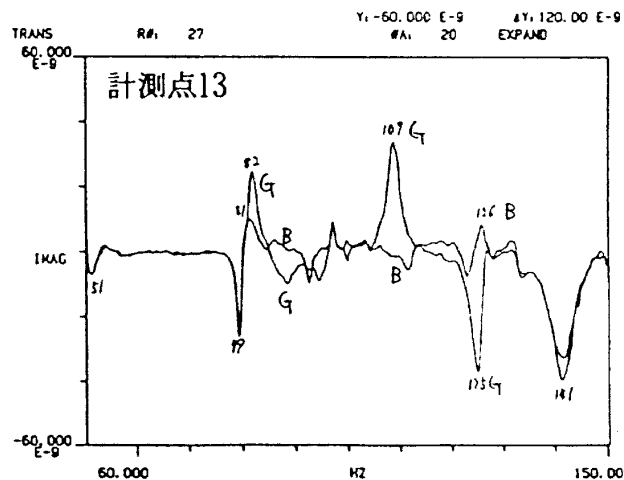
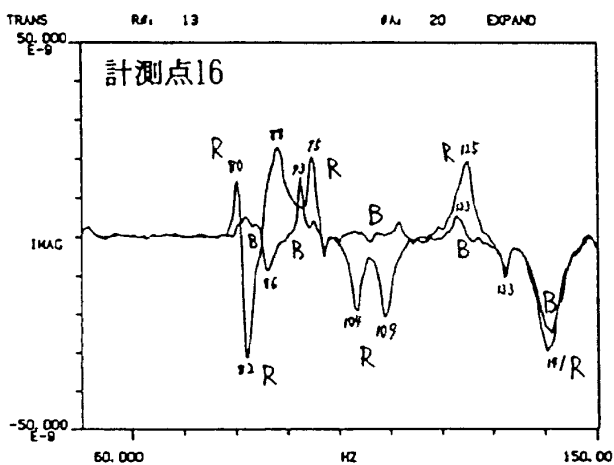
図 7.85 偏心用重錘の取り付け状況



エンジン偏向角度：ピッチ= 0°, ヨー= 0°

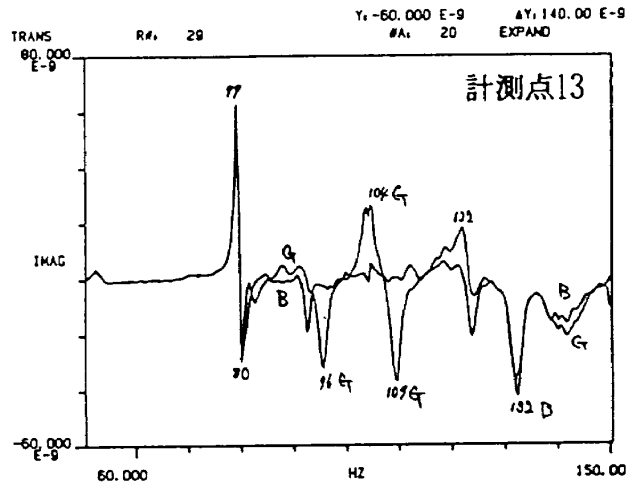
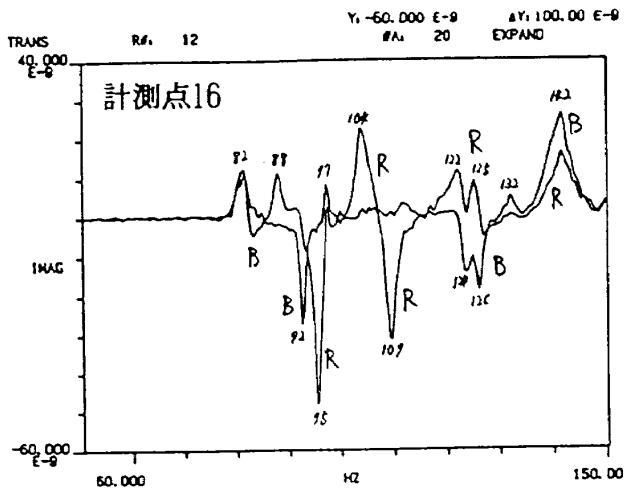


エンジン偏向角度：ピッチ= 0°, ヨー= 7°

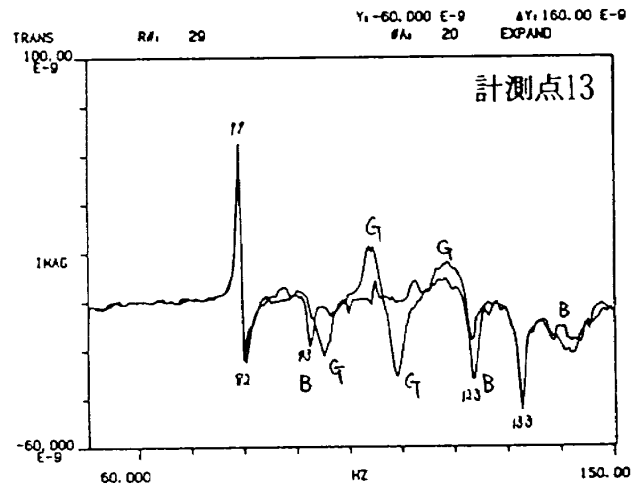
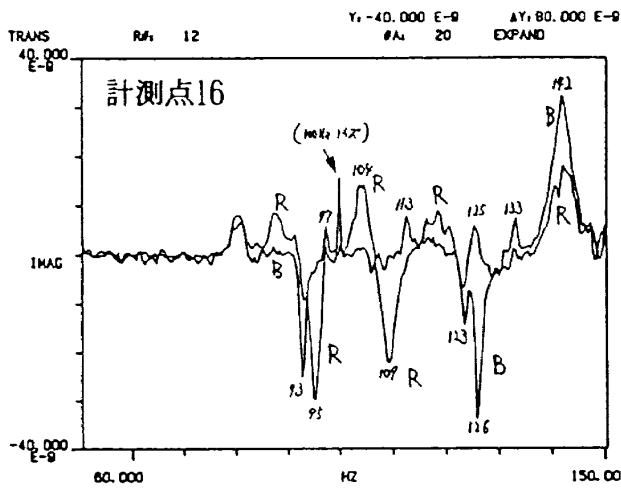


エンジン偏向角度：ピッチ= 7°, ヨー= 0°

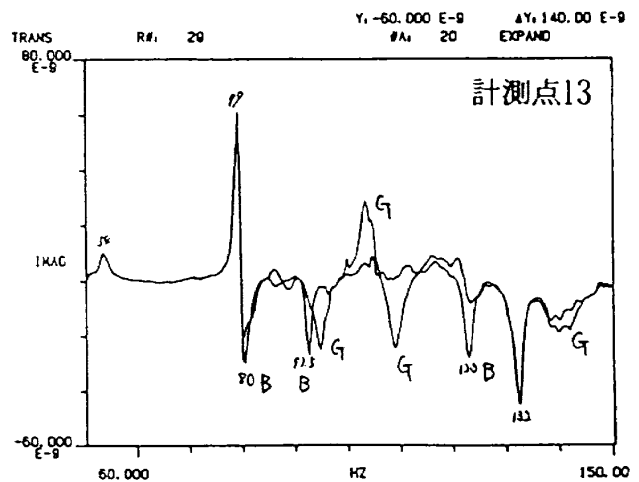
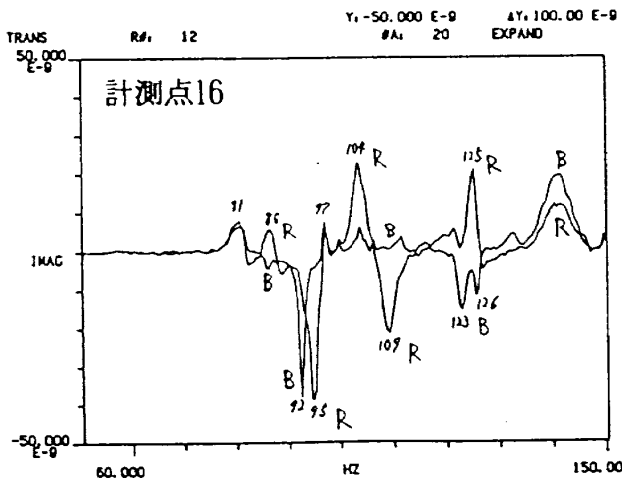
図 7.86(a) 偏心重錘による FRF の変化 (X 方向)
 (重錘 : B=0kg, R=1kg, G=2kg, Y=3kg)



エンジン偏向角度 : ピッチ = 0°, ヨー = 0°

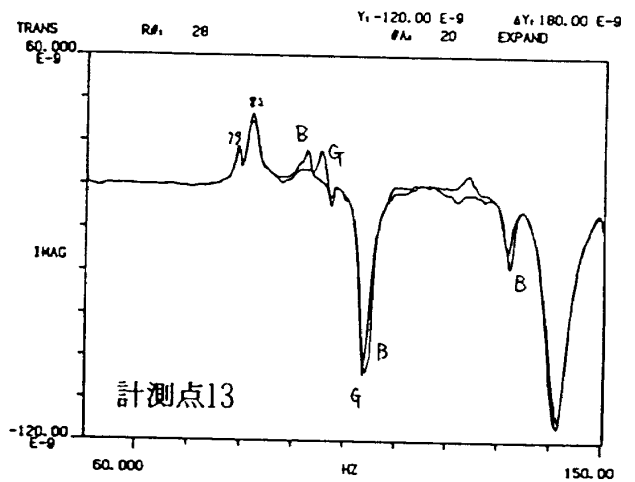
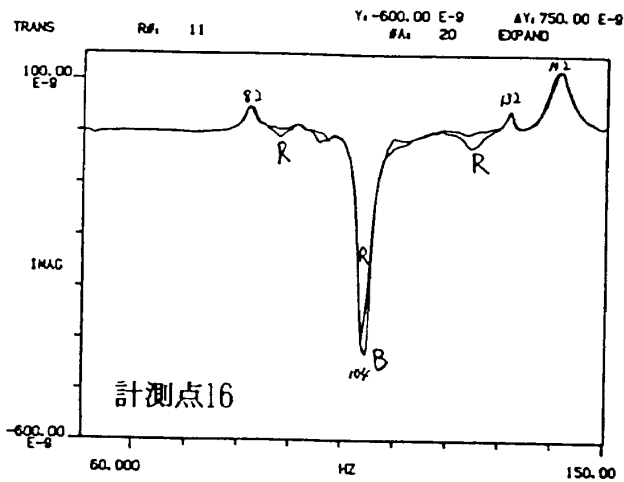


エンジン偏向角度 : ピッチ = 0°, ヨー = 7°

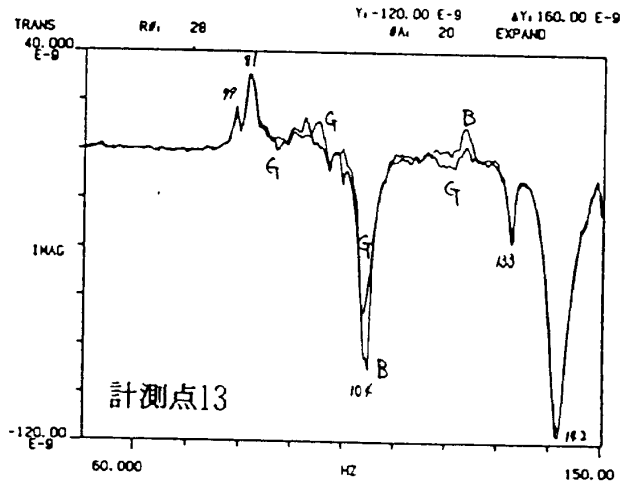
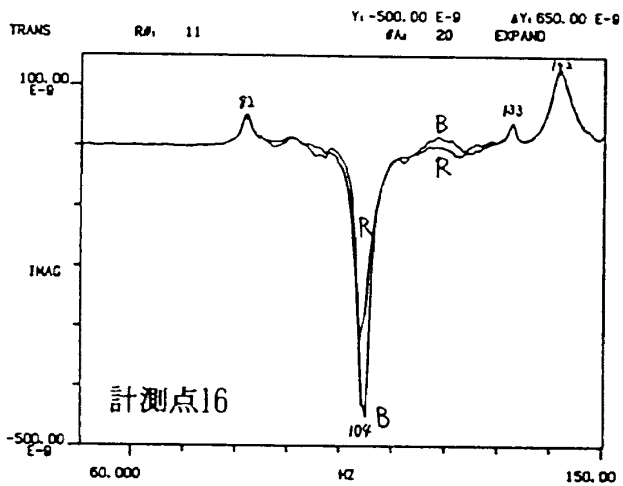


エンジン偏向角度 : ピッチ = 7°, ヨー = 0°

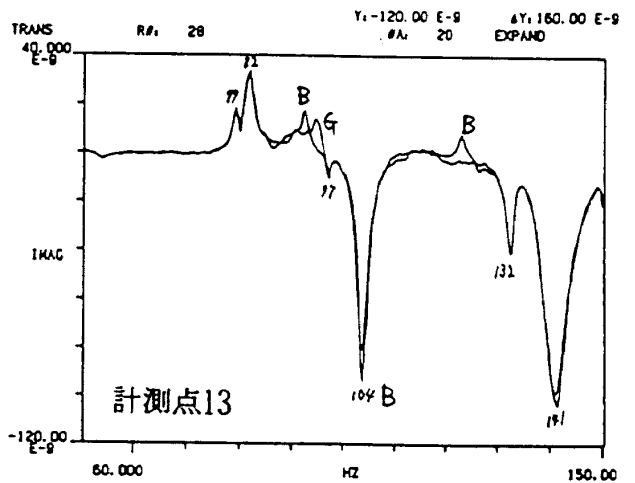
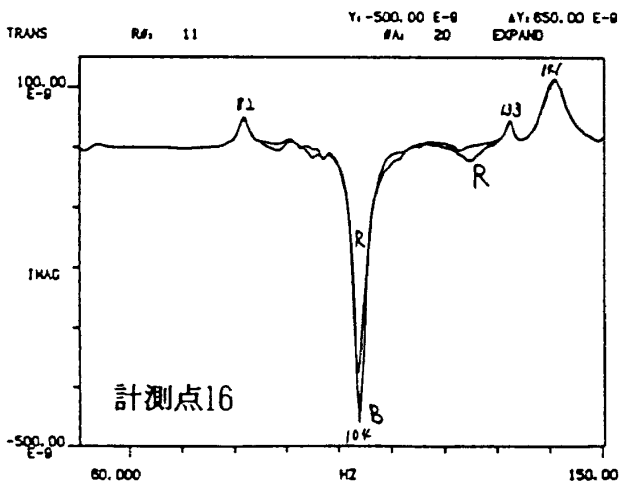
図 7.86(b) 偏心重錘による FRF の変化 (Y 方向)
(重錘 : B=0kg, R=1kg, G=2kg, Y=3kg)



エンジン偏向角度 : ピッチ = 0°, ヨー = 0°



エンジン偏向角度 : ピッチ = 0°, ヨー = 7°



エンジン偏向角度 : ピッチ = 7°, ヨー = 0°

図7.86(c) 偏心重錘によるFRFの変化(Z方向)
(重錘 : B=0kg, R=1kg, G=2kg, Y=3kg)

フェアリングの有無によるFRFの違いを応答加速度計測点18(衛星本体上部)の x , y 方向及び $-6z$ (1段LOX底)について図7.88に示す。この図を基にモード解析した結果の固有振動数と減衰率のまとめを表7.19に、固有モードを図7.89に示す。

7.6.7 非線形特性の検討

強い縦加振を受けた場合に、加振力と応答加速度との関係が如何なる非線形性を示すものかを検討する為に、以下の条件で試験を行った。

1段LOX水位	280秒相当 (58.2kg)
2段LOX水位	満水位 (64.96kg)
AKEタンク	空水位 (0.0kg)
フェアリング	有り
エンジン偏向角度	ピッチ方向 0度 ヨー方向 0度

加振は、正弦波(縦1次の共振振動数)でクロスビームの中心を縦方向に行った。

試験結果を図7.90に示す。図の横軸は加振力(kg)、縦軸は計測点14(AKEタンク部)の x , y , z 方向及び $2z$ (クロスビーム:加振点)と $6z$ (1段LOXタンク底)の応答加速度(Grms)である。図から明らかな様に、使用した装置の能力の範囲では直線的に変化したと見做せる。非線形を明確に誘起させる事は出来なかった。

7.7 2段飛行時の試験結果

2段飛行時の試験形態としては、表5.3に示した様に2段エンジンイグニッション(F1;SEIG)と2段エンジンカットオフ(F2;SECO)の2つがある。ここで、2段LOXタンクはF1;SEIG形態では満水位(65kg)の水が入れてあり、F2;SECO形態では空である。ETS-6相当の衛星の4個のタンクには、それぞれ1.7lづつの水が合計で6.8kg入っている。

試験は、それぞれの形態で縦加振と曲げ加振を行った。試験状況と加振の様子を図7.91, 図7.92に示す。モード計測の為に加速度計測点とモード表示を図7.93に示す。

試験結果は、まず、縦加振した時のLOXタンク底部の圧力センサの応答を図7.94に示す。F1;SEIG形態では92Hzに、F2;SECO形態では171Hzに急峻なピークを得た。それぞれ形態で正弦波加振によるリサージュが円となる値は、92Hz及び173Hzであった。次に、曲げ加振による固有振動数と減衰比についてのまとめを表7.20に示す。根拠となった試験結果は、F1;形態では図7.95と図7.96にF2;形態では図7.97と図7.98に示す代表点での応答加速度のFRFの虚部と固有振動モードである。

表7.18 1段飛行形態の固有振動数(50Hz以上)

固有振動数	減衰比	モードの特徴
52.3Hz	1.5%	X方向曲げ
64.5Hz	0.7%	曲げ
81.6Hz	1.4%	縦1次
92.6Hz	0.5%	2段エンジン
97.3Hz	3.8%	1段LOXフープ
104.3Hz	1.2%	2段縦
132.0Hz	0.5%	曲げ
141.4Hz	1.7%	縦2次

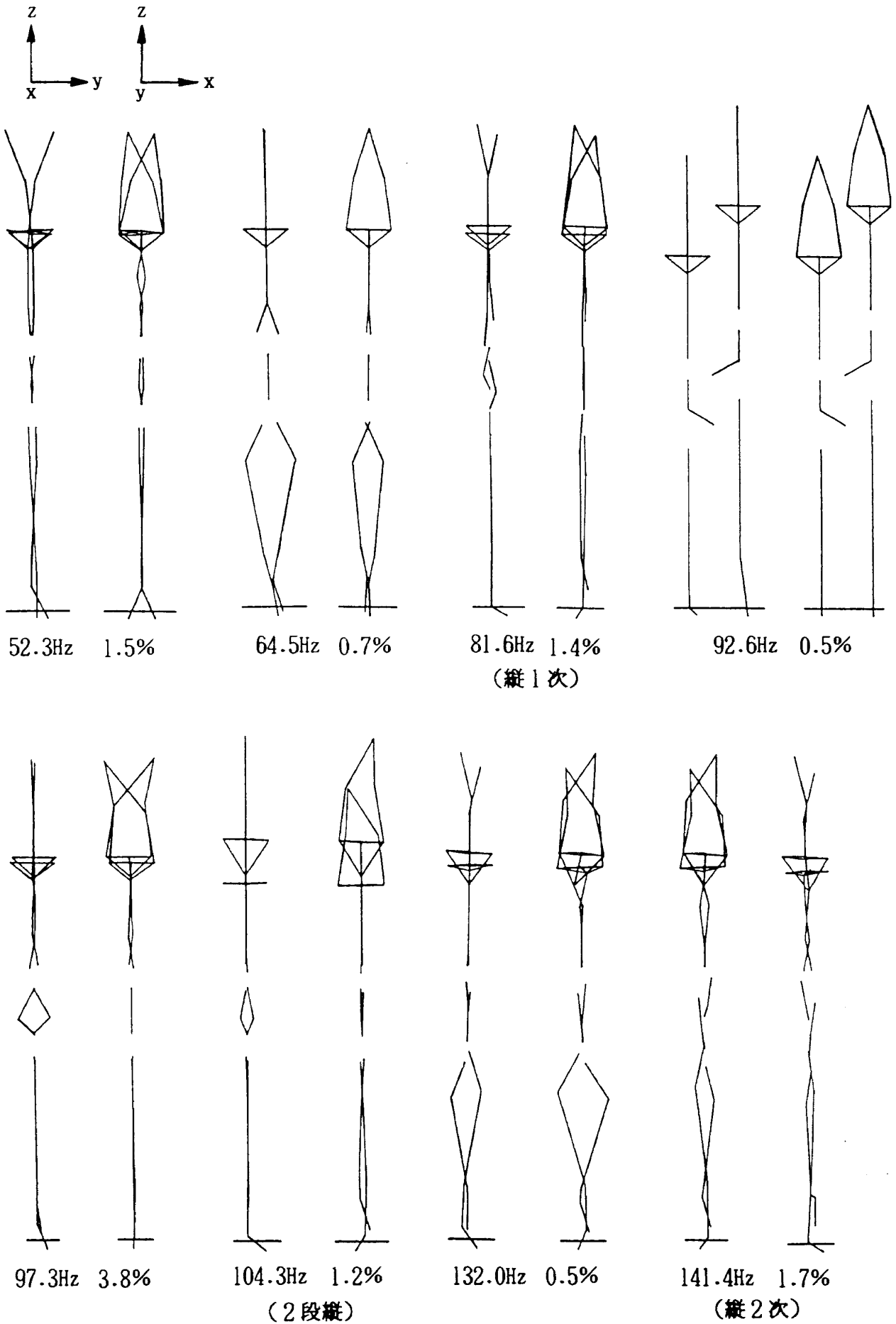
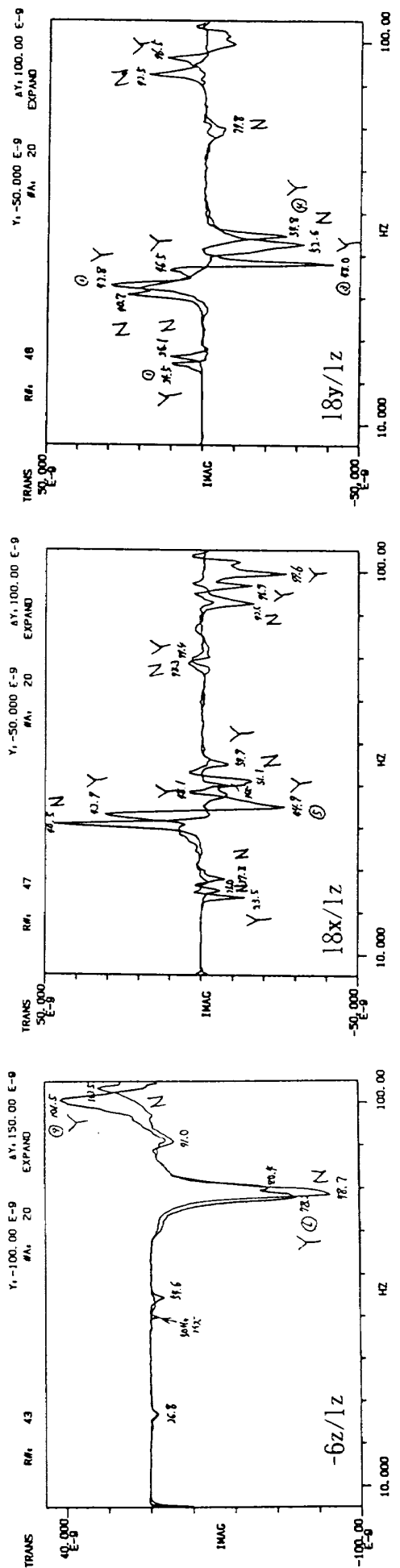


図7.87 1段飛行形態の固有振動モード (50Hz以上)



Y:フェアリング有
N:フェアリング無

図7.88 1段飛行形態フェアリング有無の影響

表 7.19 フェアリング有無による固有振動数の比較

フェアリング有		フェアリング無		モードの特徴
固有振動数	減衰比	固有振動数	減衰比	
23.4Hz		24.9Hz		X方向曲げ1次 Y方向曲げ1次 衛星アンテナ曲げ 衛星アンテナ曲げ 縦1次
24.6Hz	1.4%	26.2Hz	2.1%	
43.0Hz	0.2%	40.6Hz	1.6%	
44.9Hz	1.9%			
48.1Hz	1.1%			
		51.2Hz	1.5%	
		52.7Hz	2.0%	
54.7Hz	1.9%			
		64.5Hz	0.8%	
		69.1Hz	0.5%	
78.1Hz	2.7%	78.5Hz	2.2%	
93.0Hz	0.7%	93.0Hz		
96.9Hz	0.1%	97.3Hz		
99.6Hz	0.5%			
100.8Hz	2.0%	103.5Hz		

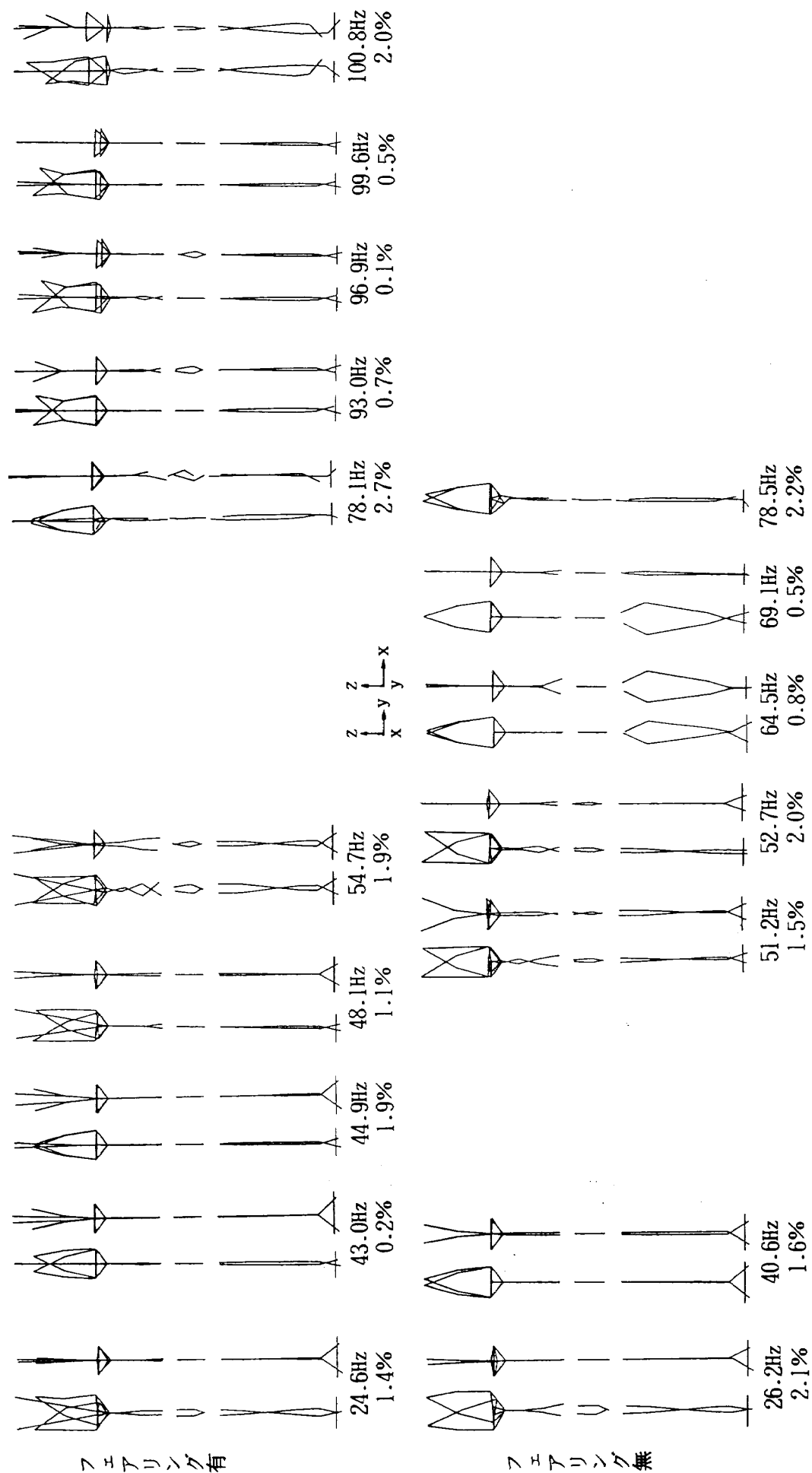


図7.89 フェアリング有無と振動モードの比較

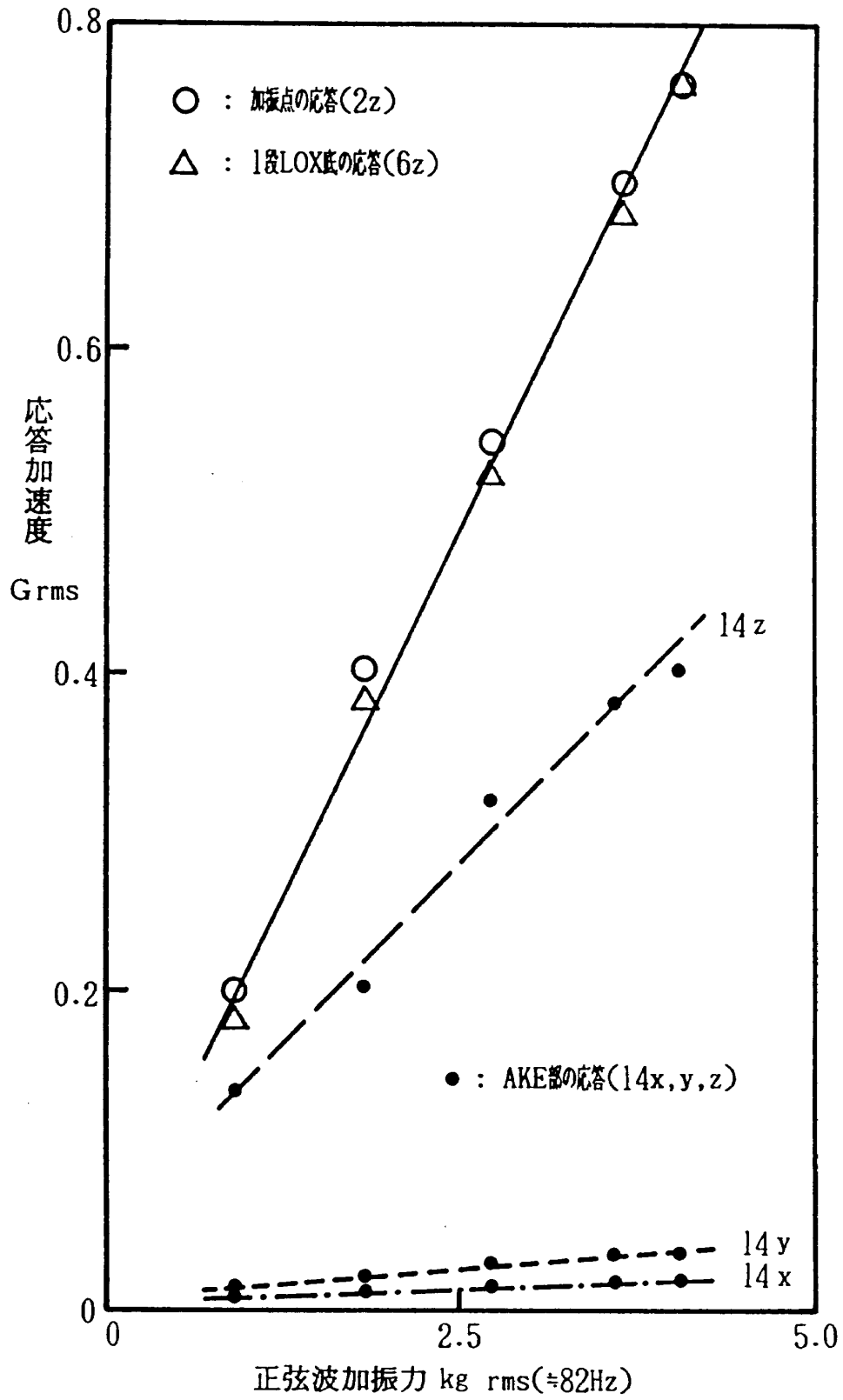
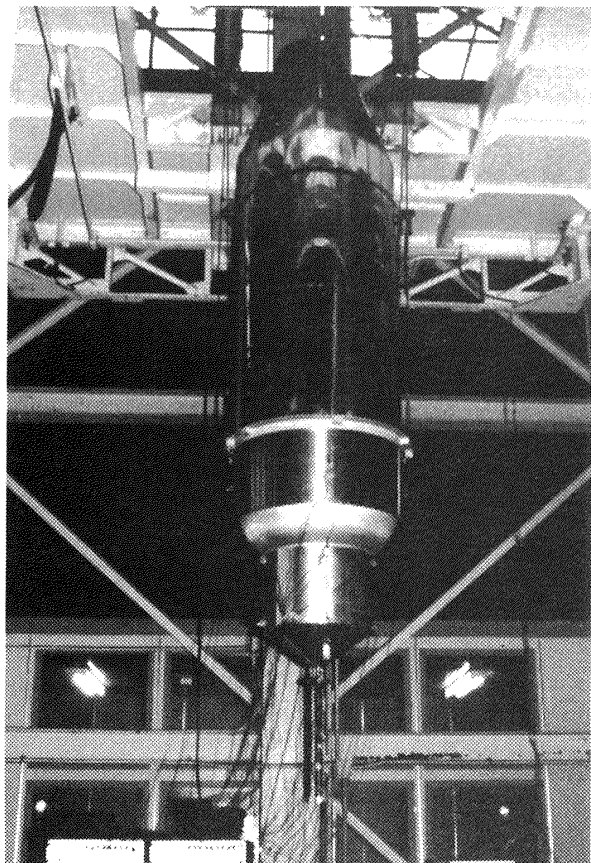
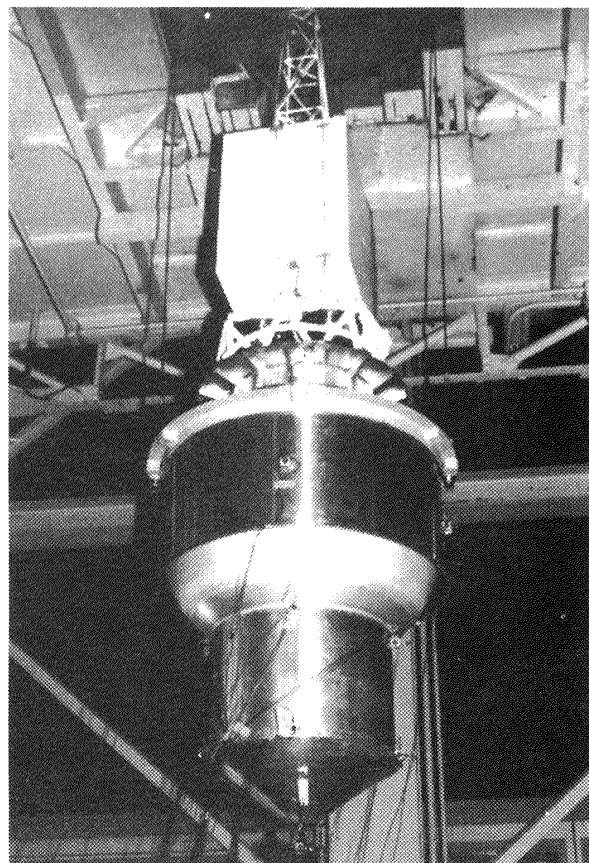


図7.90 応答の非線形性の検討

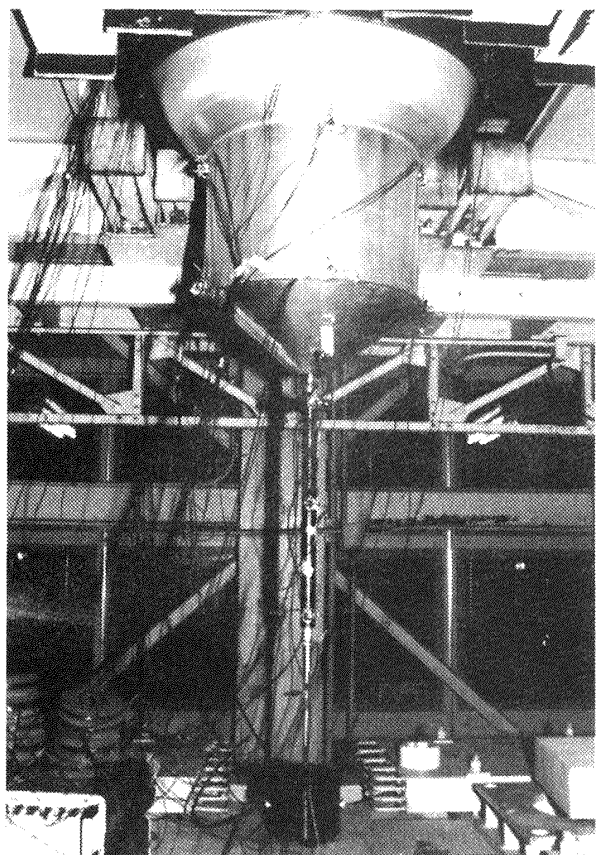


(a) F1 ; SEIG の形態

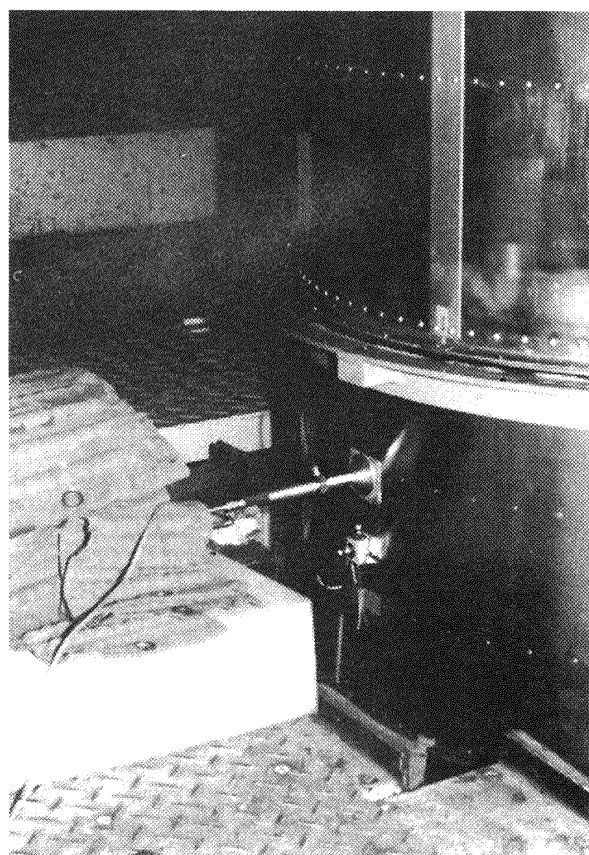


(b) F2 ; SECO の形態

図7.91 試験状況



(a) 縦加振 : 加振点 1z



(b) 曲げ加振 : 加振点 12y

図7.92 加振状況

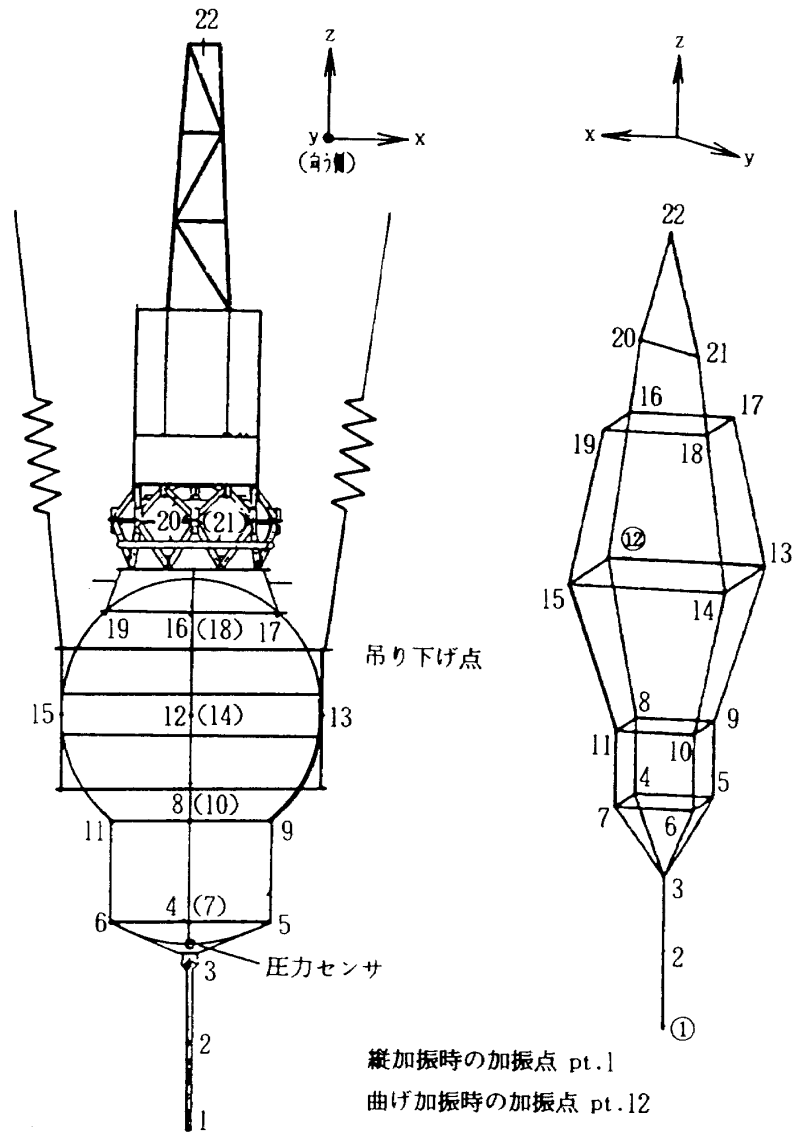


図7.93 応答加速度計測点とモード表示

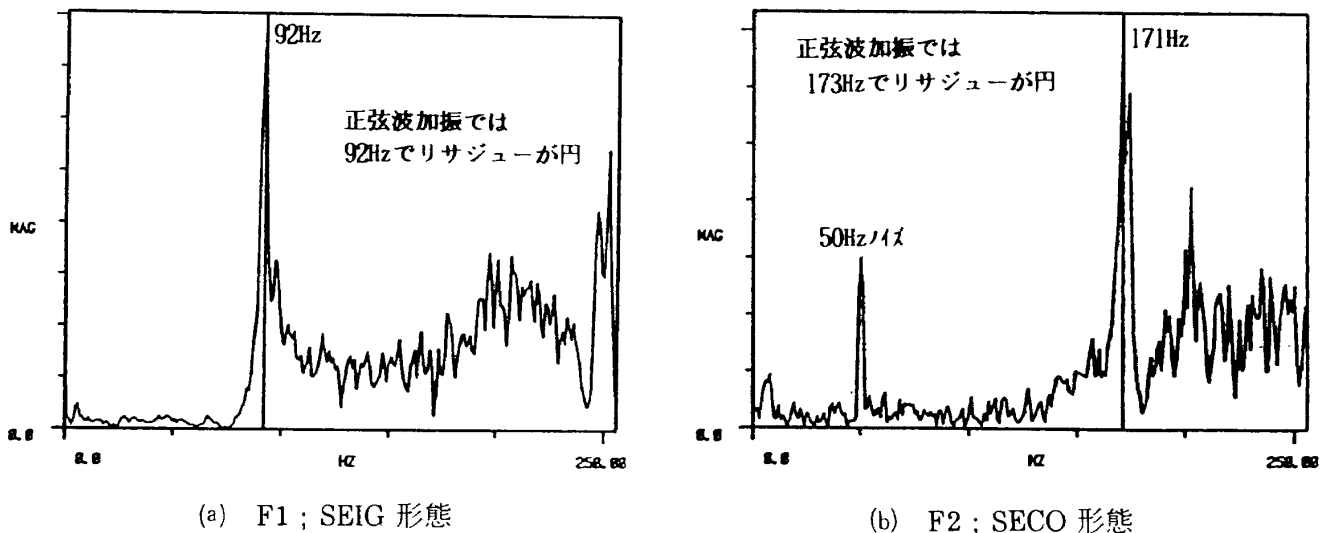


図7.94 縦加振による圧力センサの応答

表 7.20 曲げ加振による固有振動数と減衰比

F1; SEIG 形態		F2; SECO 形態		備 考
固有振動数	減衰比	固有振動数	減衰比	
5Hz				縦剛体
21Hz				
		27Hz		
		33Hz		
35Hz				
71Hz	1.5%	70Hz		
80Hz	0.9%	81Hz		縦振動
		87Hz		
92Hz	0.1%			
96Hz	1.5%	96Hz	0.9%	
102Hz				
103Hz	1.9%	109Hz		
115Hz	1.4%	118Hz		
162Hz	0.8%			
		172Hz	0.4%	
185Hz	2.1%			
		205Hz		
		214Hz		
222Hz	0.4%	223Hz	0.8%	
		229Hz		
		236Hz	1.2%	
245Hz	1.1%			

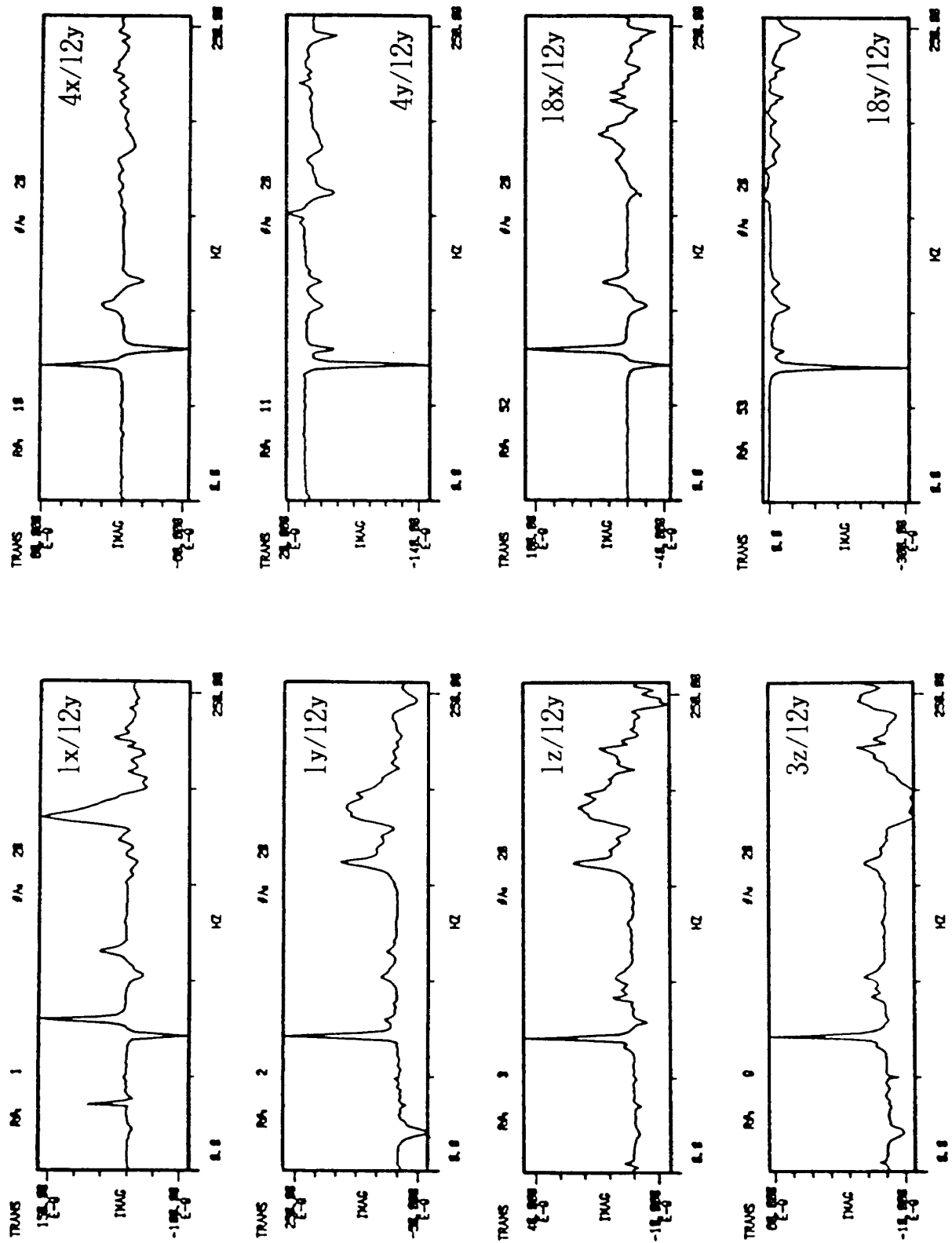


図7.95 F1; SEIG での代表点の FRF の虚部

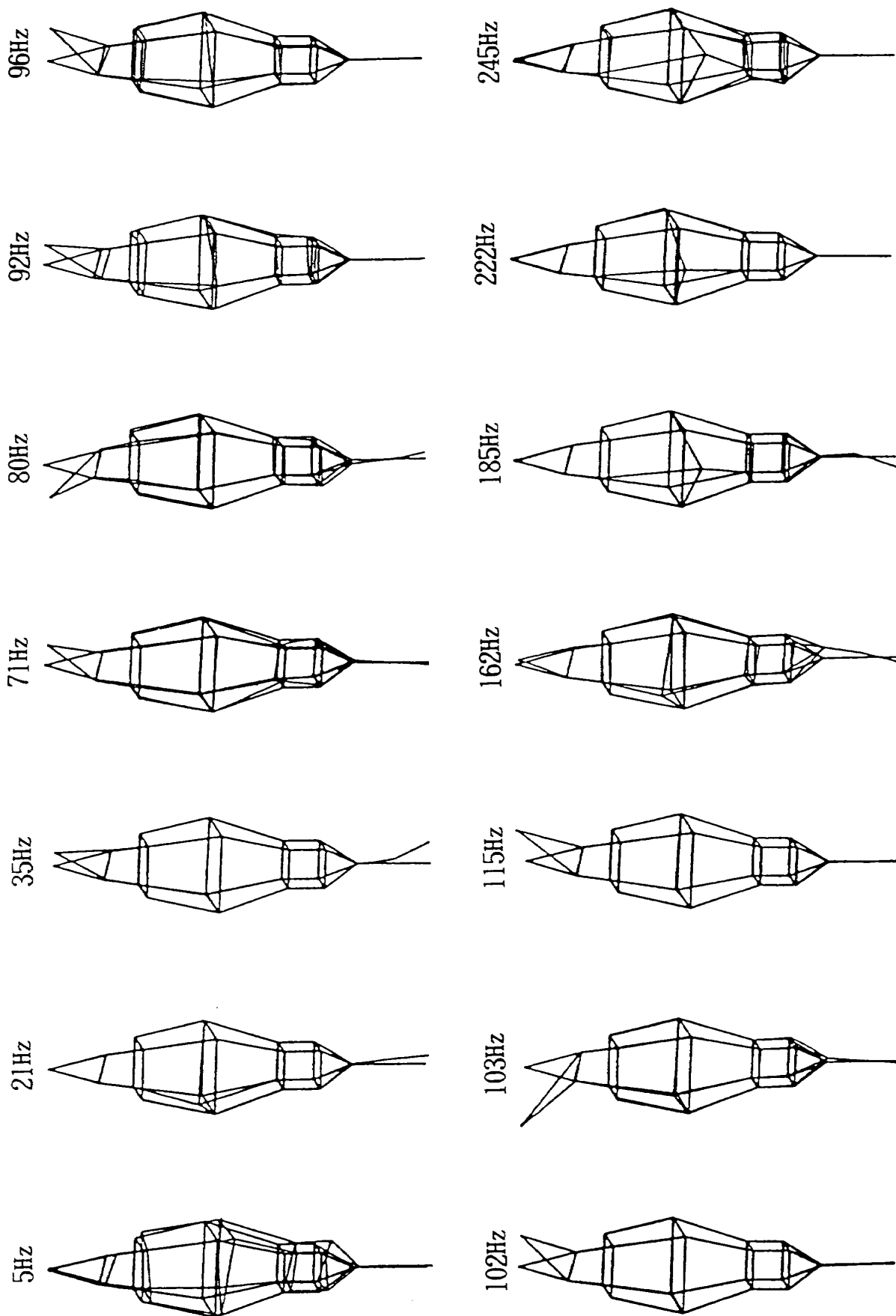


図 7.96 F1 ; SEIG での固有振動モード

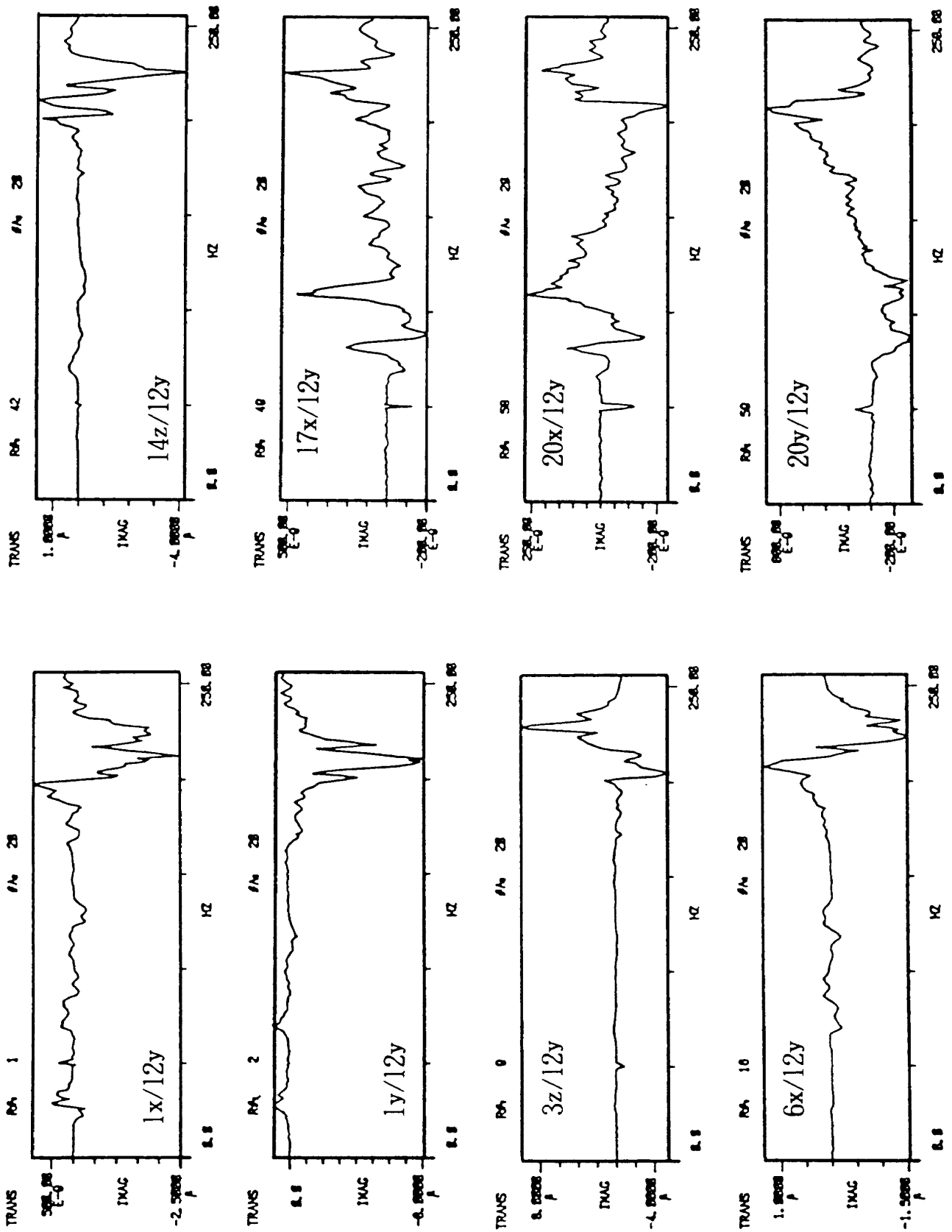


図7.97 F2 ; SECO での代表点のFRFの虚部

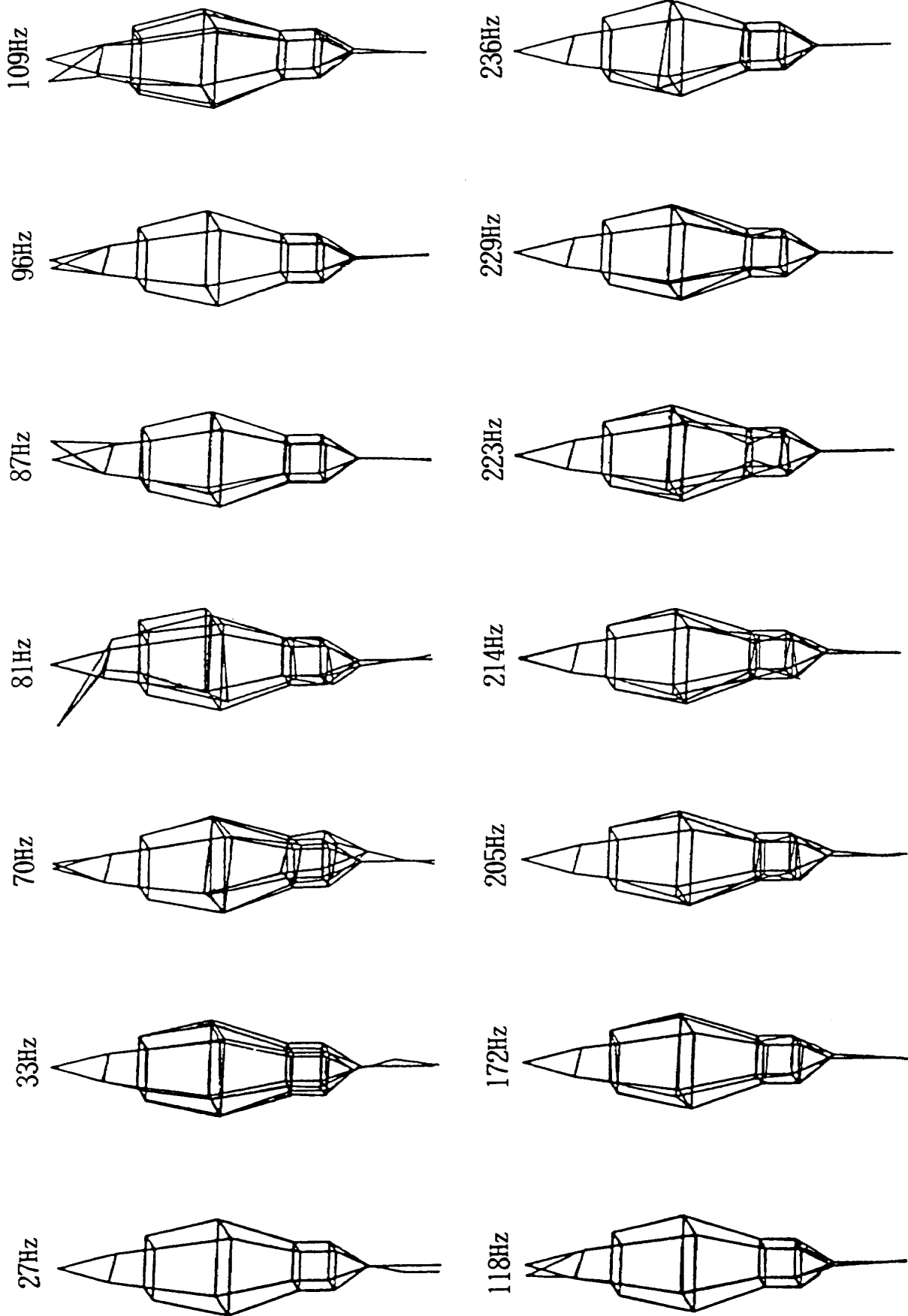


図 7.98 F2 ; SECO での固有振動モード

8. 解 析

実機及び模型の解析については、宇宙開発事業団と各メーカーとの間で契約がなされており、本研究の範囲外であるが試験目的が計算モデルの検証にあるので、本章では解析の概要とその計算結果について試験結果と比較して述べる。

解析した試験形態とその担当を表8.1に示す。計算は現在のところ15形態である。

8.1 実機計算でのモデル

実機計算では簡易モデルと詳細モデルにより計算を行った。実機における計算モデルの概念図と簡易振動モデル及び詳細振動モデルを図8.1、図8.2及び図8.3に示す。ここで、詳細振動モデルとは3次元で1節点6自由度のFEMモデルの事である。また、簡易振動モデルとは詳細振動モデルからコア・ビークルの縦自由度を除いた曲げと振りのモデルの事である。コアとSRBの結合部の

表8.1 解析した試験形態とその担当

識別記号	試験形態	模型解析	実機解析(MHI担当)
A; P	全機射座自立 LOX空		◇
A; Y	〃		◇
B; P	全機射座自立 LOX満	◇ (MHI)	◎, ◇
B; Y	〃	◇ (MHI)	◎, ◇
B; L	〃	◇ (MSS)	◎
C; P	L/O		◎, ◇
C; Y			◎, ◇
C; T		◇ (MSS)	◎, ◇
D; P	SRB B/O		◇
D; Y			◇
E1; B	1段飛行時 (SRB分離後)		◇
E7; P	〃 (200秒後)		◇
E10; B	〃 (MECO)	◇ (MSS)	◎
E10; L	〃 (MECO)	◇ (MSS)	◎
F1;	2段飛行時, SEIG	◇ (MSS)	
F2;	〃 SECO	◇ (MSS)	
G1;	1段LOXタンク, L/O	◎ (MSS)	◎
G14;	〃 MECO	◎ (MSS)	◎
H;	SRB(充) 固定	◎ (NM)	◎
I;	〃 自由	◎ (NM)	◎
J;	SRB(空) 固定	◎ (NM)	
K;	〃 自由	◎ (NM)	

◎: 三次元解析 ◇: 簡易解析

MHI: 三菱重工(株)、NM: 日産自動車(株)

MSS: 三菱スペースソフトウェア(株)

その他の記号は表5.3に準じる。

モデルは図 8.4 に示す。

8.2 模型計算での初期モデル

本節では第 4 章に示した模型の設計図面から計算した FEM への入力データを示す。出典はいずれも以下に示す計算書の資料によるものである。

- コア重量計算書 NASDA ZW-13998
- コア剛性計算書 NASDA NR-9791
- SRB 重量剛性計算書
NASDA 624-Y-60-057A
- フェアリング重量剛性計算書
NASDA FRS-2537

• 全段模型支持台構造計算書

NASDA 5187480-2

コア部

まず、図 8.5 に示す様なコア部の STATION に基づく剛性分布を表 8.2 に示す。ここに

AE : 伸び剛性 (断面積 × ヤング率)

EI : 曲げ剛性 (ヤング率 × 断面二次モーメント)

AG/k : 剪断剛性

GJ : 捩り剛性

である。

これに対応した燃料空虚状態での各部分の重量

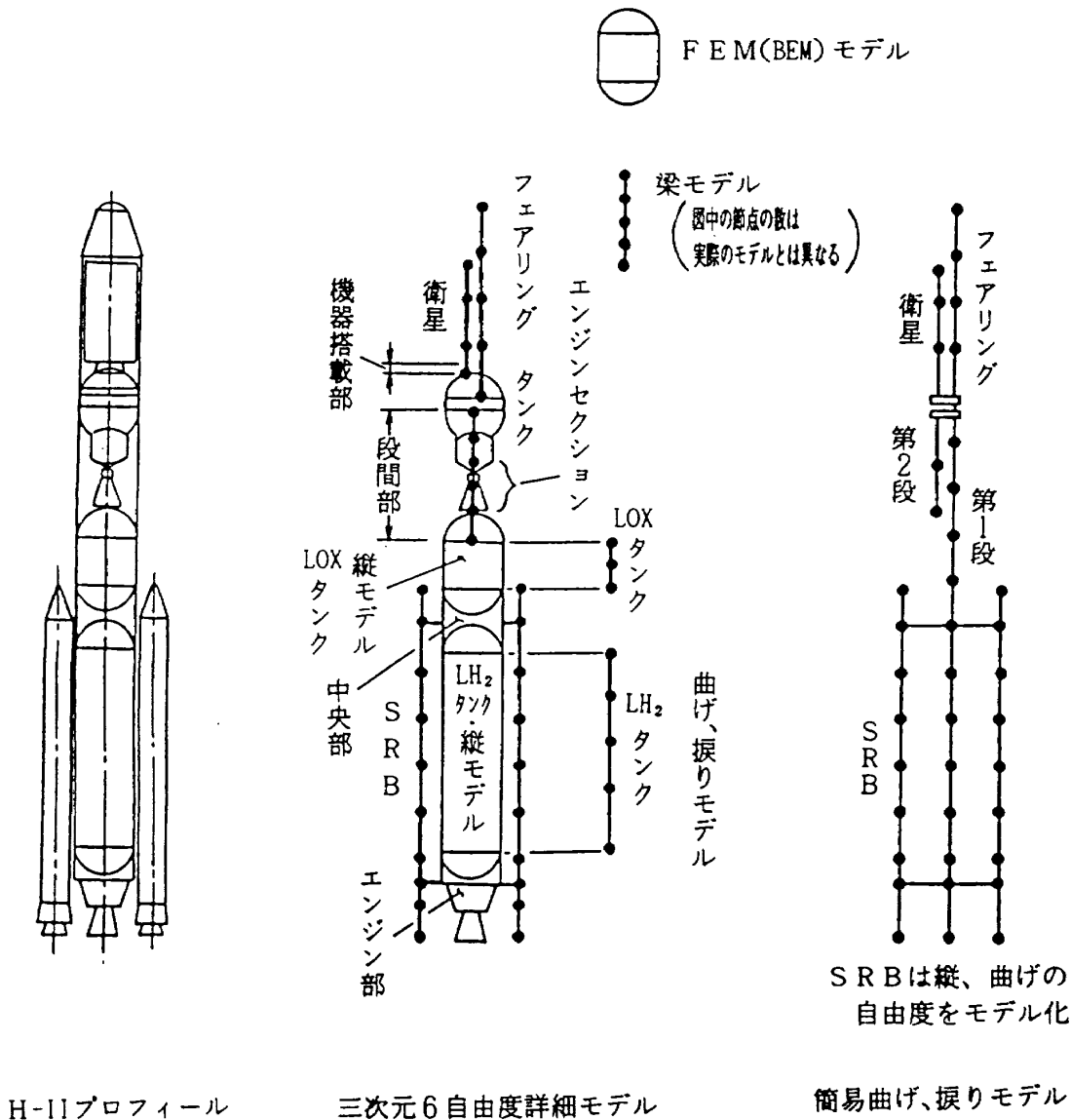


図 8.1 実機に於ける計算モデルの概念図 (NASDA YET-85312 より)

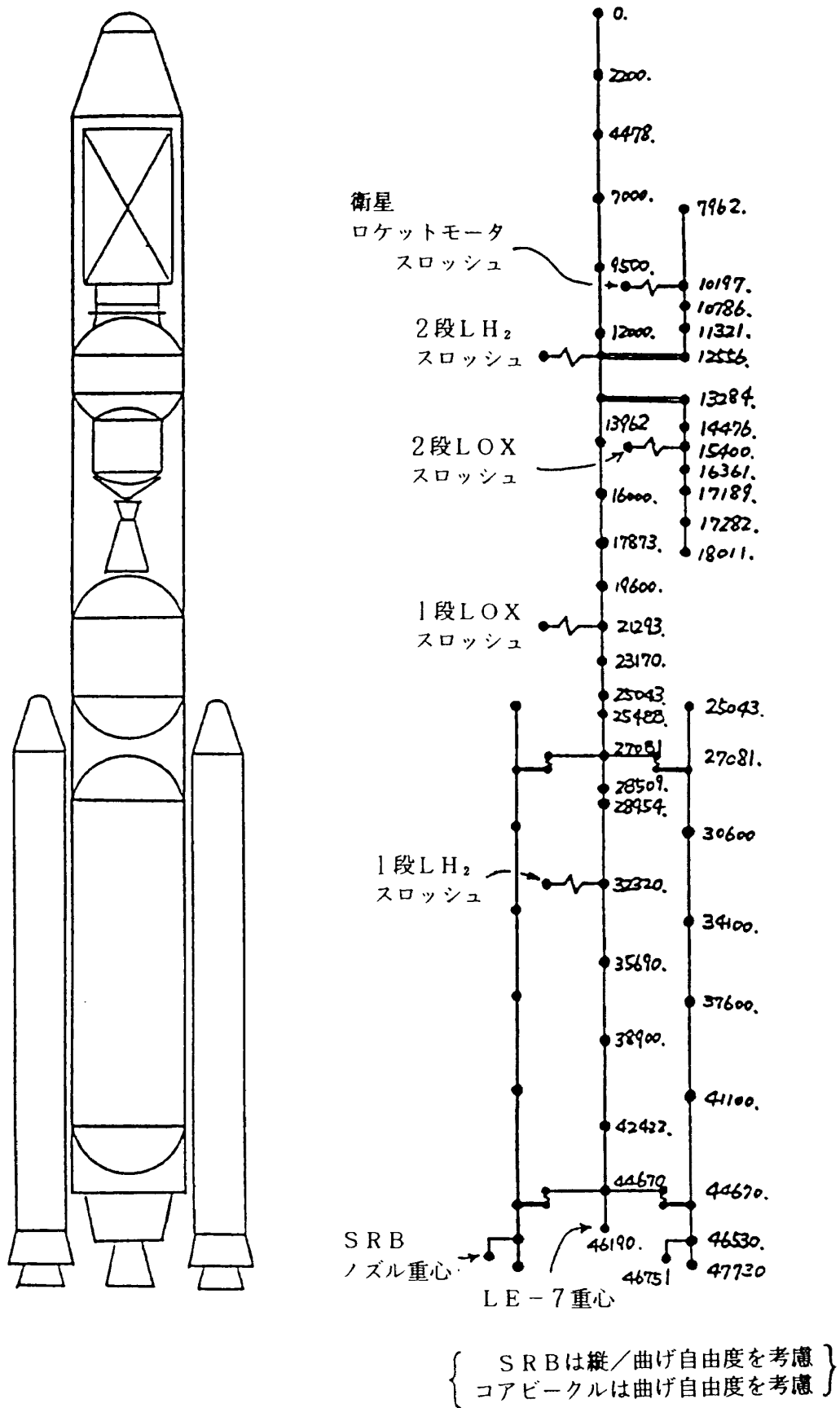
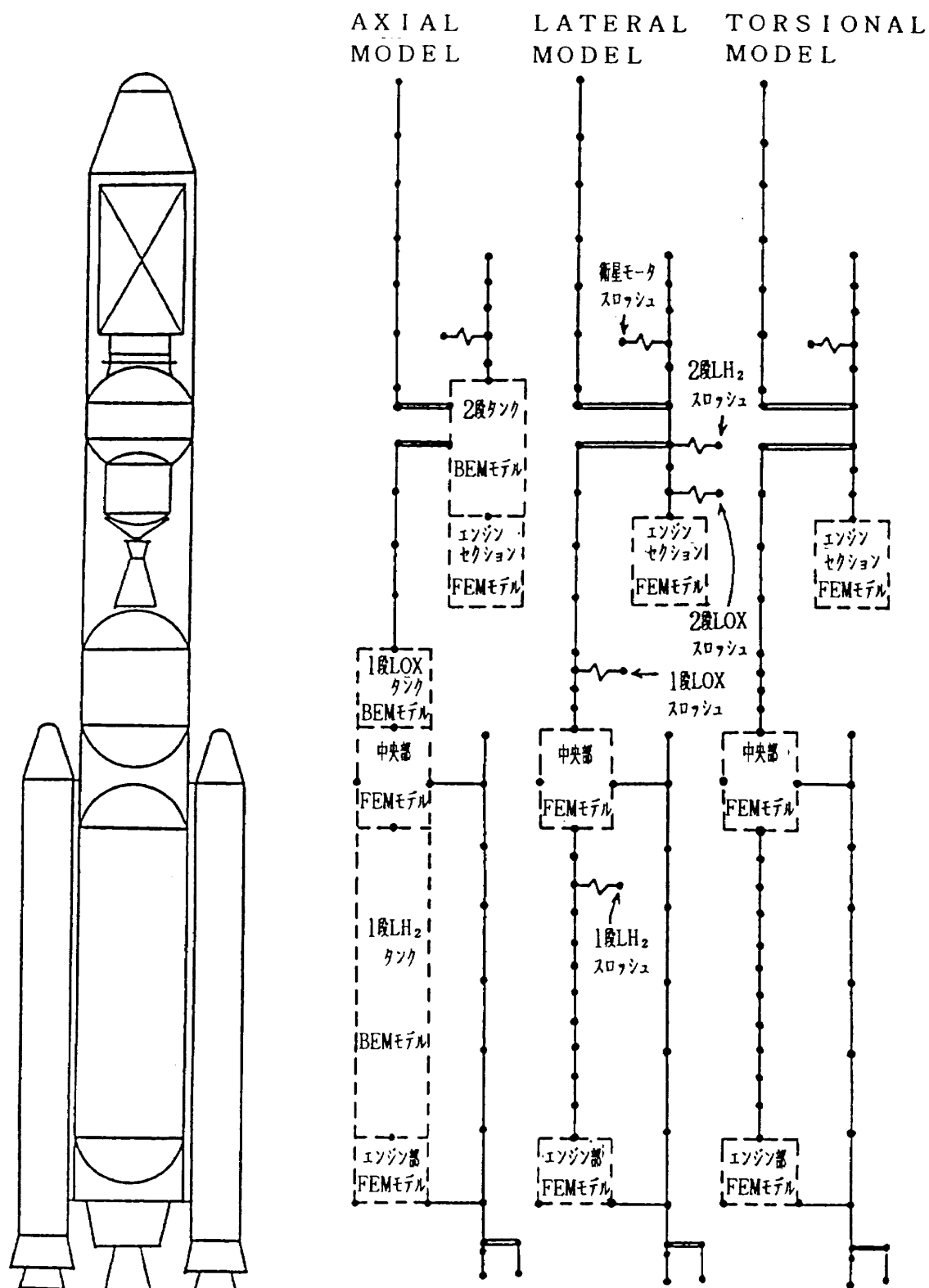


図 8.2 簡易振動モデル (NASDA YET-85312より)



- 註1) 本図では片方のSRBは省略している。
- 註2) 3次元6自由度の詳細モデルを分解した図であり、各FEMモデルで3次元にカップリングしている。

図 8.3 詳細振動モデル (NASDA YET-85312より)

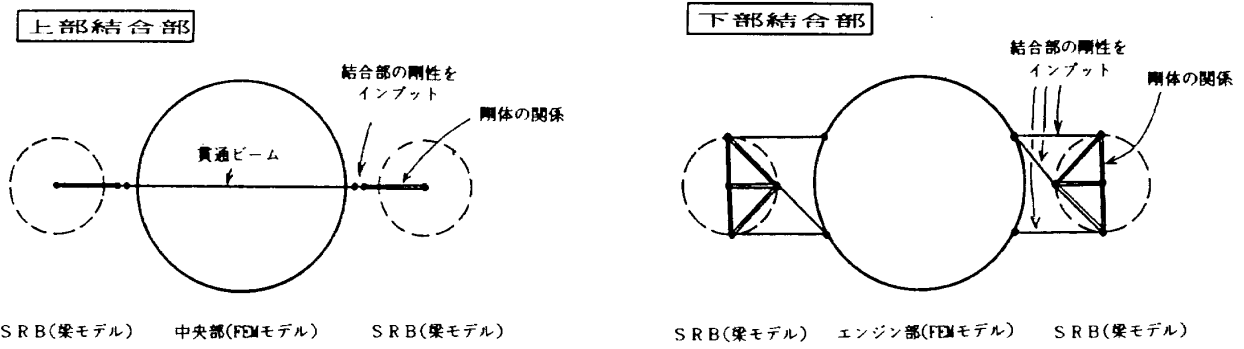


図 8.4 CORE/SRB 結合部モデル
(詳細モデル) (NASDA YET-85312より)

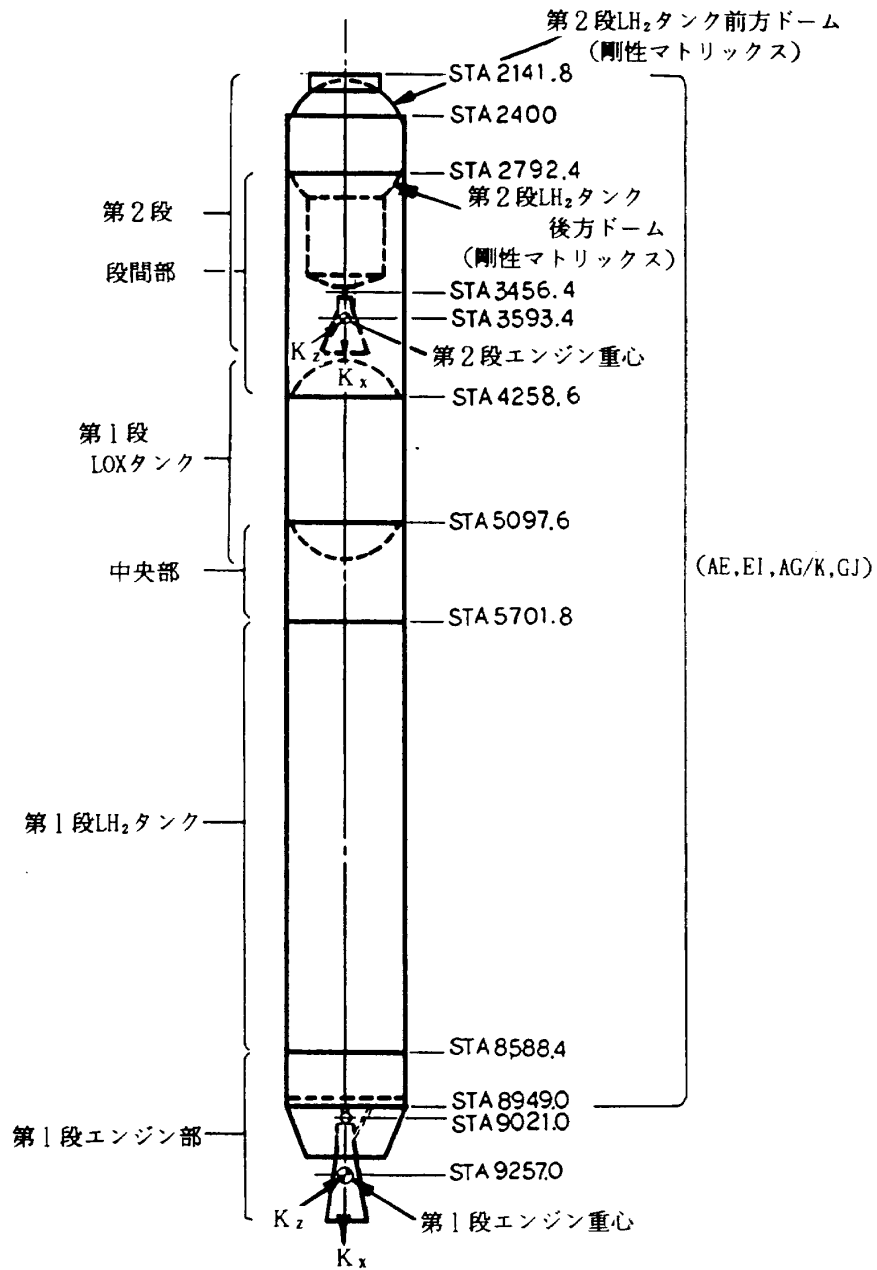
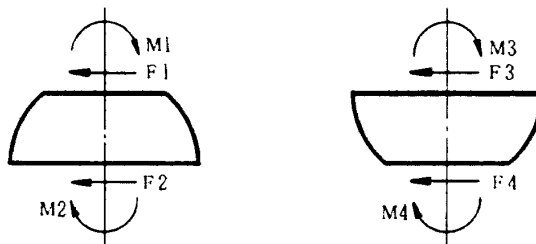


図 8.5 模型の構成と計算範囲 (コア部について)

表 8.2 (つづき)

STATION (mm)		A E (kgf)			E I (kgf・mm ²)			A G/K (kgf)			G J (kgf・mm ²)			
		1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	% (#1)	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	
第1段 LH ₂ タンク	5701.8	IN	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	OUT	1.15×10 ⁷	8.40×10 ⁶	37	9.13×10 ¹¹	6.70×10 ¹¹	36	2.31×10 ⁶	1.10×10 ⁶	110	6.91×10 ¹¹	3.54×10 ¹¹	95	
	5757.8	IN	1.15×10 ⁷	8.40×10 ⁶	37	9.13×10 ¹¹	6.70×10 ¹¹	36	2.31×10 ⁶	1.10×10 ⁶	110	6.91×10 ¹¹	3.54×10 ¹¹	95
	OUT	1.15×10 ⁷	2.63×10 ⁷	-56	9.13×10 ¹¹	1.81×10 ¹²	-50	2.31×10 ⁶	4.92×10 ⁶	-53	6.91×10 ¹¹	1.58×10 ¹²	-56	
	5790.8	IN	1.15×10 ⁷	2.63×10 ⁷	-56	9.13×10 ¹¹	1.81×10 ¹²	-50	2.31×10 ⁶	4.92×10 ⁶	-53	6.91×10 ¹¹	1.58×10 ¹²	-56
	OUT	1.15×10 ⁷	1.22×10 ⁷	-6	9.13×10 ¹¹	9.81×10 ¹¹	-7	2.31×10 ⁶	2.30×10 ⁶	0	6.91×10 ¹¹	7.38×10 ¹¹	-6	
第1段エンジン部	8484.4	IN	1.15×10 ⁷	1.22×10 ⁷	-6	9.13×10 ¹¹	9.81×10 ¹¹	-7	2.31×10 ⁶	2.30×10 ⁶	0	6.91×10 ¹¹	7.38×10 ¹¹	-6
	OUT	1.15×10 ⁷	2.63×10 ⁷	-56	9.13×10 ¹¹	2.10×10 ¹²	-57	2.31×10 ⁶	4.92×10 ⁶	-53	6.91×10 ¹¹	1.58×10 ¹²	-56	
	8517.4	IN	1.15×10 ⁷	2.63×10 ⁷	-56	9.13×10 ¹¹	2.10×10 ¹²	-57	2.31×10 ⁶	4.92×10 ⁶	-53	6.91×10 ¹¹	1.58×10 ¹²	-56
	OUT	1.15×10 ⁷	5.44×10 ⁶	111	9.13×10 ¹¹	5.22×10 ¹¹	75	2.31×10 ⁶	1.10×10 ⁶	110	6.91×10 ¹¹	3.54×10 ¹¹	95	
	8588.4	IN	1.15×10 ⁷	5.44×10 ⁶	111	9.13×10 ¹¹	5.22×10 ¹¹	75	2.31×10 ⁶	1.10×10 ⁶	110	6.91×10 ¹¹	3.54×10 ¹¹	95
	OUT	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
第1段エンジン部	8588.4	IN	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	OUT	1.15×10 ⁷	1.10×10 ⁷	5	9.12×10 ¹¹	8.88×10 ¹¹	3	2.31×10 ⁶	2.08×10 ⁶	11	6.95×10 ¹¹	6.66×10 ¹¹	4	
	8679.0	IN	1.15×10 ⁷	1.10×10 ⁷	5	9.12×10 ¹¹	8.88×10 ¹¹	3	2.31×10 ⁶	2.08×10 ⁶	11	6.95×10 ¹¹	6.66×10 ¹¹	4
	OUT	1.36×10 ⁷	1.10×10 ⁷	24	1.09×10 ¹²	8.88×10 ¹¹	23	2.74×10 ⁶	2.08×10 ⁶	32	8.27×10 ¹¹	6.66×10 ¹¹	24	
第1段エンジン部	8859.0	IN	1.50×10 ⁷	1.10×10 ⁷	36	1.21×10 ¹²	8.88×10 ¹¹	36	3.03×10 ⁶	2.08×10 ⁶	46	9.17×10 ¹¹	6.66×10 ¹¹	38
	OUT	5.68×10 ⁷	2.18×10 ⁷	161	4.35×10 ¹²	1.76×10 ¹²	147	1.15×10 ⁷	4.16×10 ⁶	176	3.30×10 ¹²	1.32×10 ¹²	150	
第1段エンジン部	8949.0	IN	5.96×10 ⁷	2.18×10 ⁷	173	4.40×10 ¹²	1.76×10 ¹²	150	1.20×10 ⁷	4.16×10 ⁶	188	3.33×10 ¹²	1.32×10 ¹²	152
	OUT	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	



剛性マトリックス

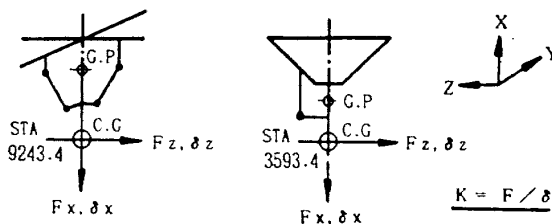
	X1 (mm)			θ1 (rad)			X2 (mm)			θ2 (rad)		
	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%
F1 (kgf)	5.97×10 ³	3.62×10 ³	65	-1.18×10 ⁴	-7.07×10 ³	67	-5.97×10 ³	-3.62×10 ³	65	2.56×10 ⁴	1.57×10 ⁴	63
M1 (kgf・mm)	-1.18×10 ⁴	-7.07×10 ³	67	5.45×10 ⁴	3.29×10 ⁴	66	1.18×10 ⁴	7.07×10 ³	67	-8.11×10 ⁴	-4.97×10 ⁴	63
F2 (kgf)	-5.97×10 ³	-3.62×10 ³	65	1.18×10 ⁴	7.07×10 ³	67	5.97×10 ³	3.62×10 ³	65	-2.56×10 ⁴	-1.57×10 ⁴	63
M2 (kgf・mm)	2.56×10 ⁴	1.57×10 ⁴	63	-8.11×10 ⁴	-4.97×10 ⁴	63	-2.56×10 ⁴	-1.57×10 ⁴	63	1.41×10 ⁴	8.68×10 ³	62

第2段 LH₂ タンク
前方ドーム

	X3 (mm)			θ3 (rad)			X4 (mm)			θ4 (rad)		
	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%
F3 (kgf)	5.60×10 ³	3.97×10 ³	41	2.61×10 ⁴	1.80×10 ⁴	45	-5.60×10 ³	-3.97×10 ³	41	-1.24×10 ⁴	-8.34×10 ³	49
M3 (kgf・mm)	2.61×10 ⁴	1.80×10 ⁴	45	1.45×10 ⁴	1.00×10 ⁴	45	-2.61×10 ⁴	-1.80×10 ⁴	45	-8.09×10 ⁴	-5.61×10 ⁴	44
F4 (kgf)	-5.60×10 ³	-3.97×10 ³	41	-2.61×10 ⁴	-1.80×10 ⁴	45	5.60×10 ³	3.97×10 ³	41	1.24×10 ⁴	8.34×10 ³	49
M4 (kgf・mm)	-1.24×10 ⁴	-8.34×10 ³	49	-8.09×10 ⁴	-5.61×10 ⁴	44	1.24×10 ⁴	8.34×10 ³	49	5.06×10 ⁴	3.57×10 ⁴	42

第2段 LH₂ タンク
後方ドーム

	第1段エンジン取付部			第2段エンジン取付部		
	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%	1/5 SCALE MODEL	FULL SCALE (S.M.BQV.)	%
Kx (kgf/mm)	1350	986	37	635	1055	-40
Kz (kgf/mm)	187	295	-37	26.1	15.9	64



第1段エンジン取付部

第2段エンジン取付部

$K = F / \delta$

分布を表 8.3 に示す。

SRB

SRBの重量分布と剛性分布を図 8.6 に示す。

フェアリング

フェアリングの重量、重心及び重心まわりの慣性モーメントを表 8.4 に示す。重心はフェアリング下部からの長さである。

衛星

衛星の重量は29.3kgである。試験では4個のAKEタンクに1.7lずつの水を計6.8kg入れている。タンクが空の時の重心位置は、下部取り付け面より14.4cm上方である。

射座

発射座(支持台)の剛性は、バネに換算して

$$k_x = 5.34 \times 10^4 \text{ Ton} \cdot \text{cm} / \text{rad}$$

$$k_y = 1.04 \times 10^6 \text{ Ton} \cdot \text{cm} / \text{rad}$$

$$k_z = 8.85 \times 10^1 \text{ Ton} / \text{cm}$$

である(図 8.7 参照)。

8.3 実機と模型との相異

実機と模型との相異については、3.1節で検討したように、実機の計算値に5を掛ければ模型の計算値となるが、細かく検討すると以下のような相異(NASADA-DV-0887)があり、実機に関する計算結果を直接模型試験結果と比較するのは無理な場合もあるので、比較検討する際には十分注意が必要である。

(1) 液体推進薬は模擬液体である。

衛星推進薬および1段、2段LOXの模擬液体には水を用いた。また、1段、2段LH₂は対応する模擬液体が入手出来ないため、これを無視し、このタンクを空虚とした。これにより、質量特性に相異がある。また、LOX、LH₂に触れる金属の弾性率は低温化により増大するが、模型にはこの現象が無い。

(2) 重力加速度の相異

実機では、重力加速度が秒時により変動する

表 8.3 燃料空虚状態での重量特性

部 分	STATION (mm)	実機換算質量 (kg)	模型の計算値 (kg)
第1段部模型	9707.0~8588.4	23.02	25.2
気蓄器等	8822.0	2.12	2.1
第1段LH ₂ タンク	8588.4~5701.8	18.20	18.2
中央部	5701.8~5097.6	8.66	10.2
第1段LOXタンク	5097.6~4258.6	9.70	10.7
段間部	4258.6~2792.4	9.00	9.0
電装品ダミー	3832.6	2.50	2.5
第2段模型	2792.4~2400.0	15.42	15.2
ダミー機器	2176.6	3.18	3.2

表 8.4 フェアリングの質量特性

項 目	単 位	実 機	模型の目標	設 計 値	
重 量	kg	1400	11.2	11.2	
重 心	m	4.79	0.96	0.96	
重心まわりの	I _{xx}	kgms ²	488	0.156	0.161
	I _{yy}	kgms ²	2232	0.714	0.668
	I _{zz}	kgms ²	2212	0.708	0.663

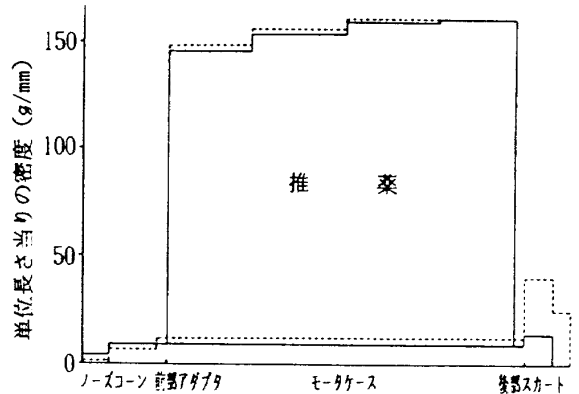
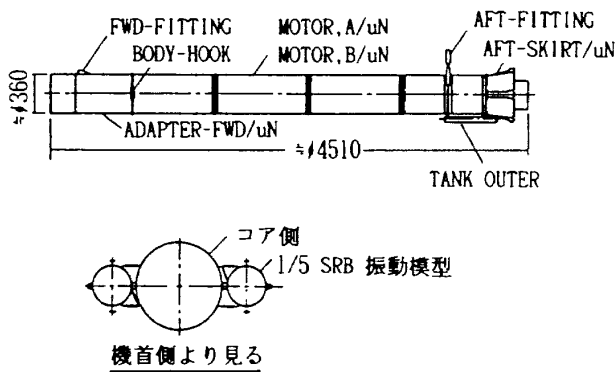
が、模型では1Gに限定される。このことにより、液体推進薬のスロッシング特性に相異が出る。

(3) 固体推進薬の弾性率

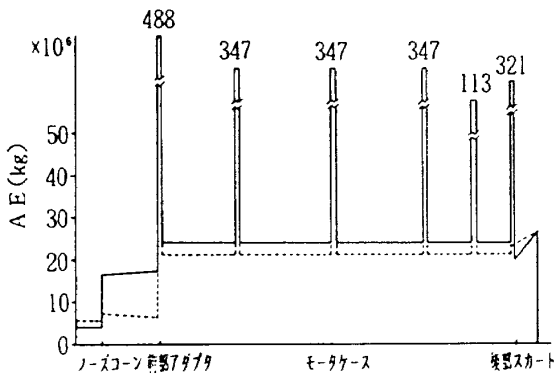
SRBダミー推進薬(ポリイソプレンゴム)の弾性率は実推進薬の80%程度となる。また、実推進薬の弾性率は振動数に依存し、実機の5倍と

なる模型の振動数領域で実機と同程度の弾性率を有するためには、ダミー推進薬の弾性率を実機の数分の1とする必要がある。このため、模型では推進薬の剪断振動の影響が現れる振動数領域がかなり高くなる。

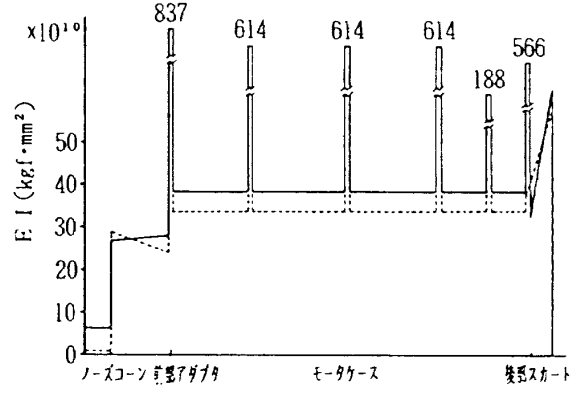
(4) LOXタンクのシリンダの構造様式が異なる。実機では、この部分はアイソグリッド構造で



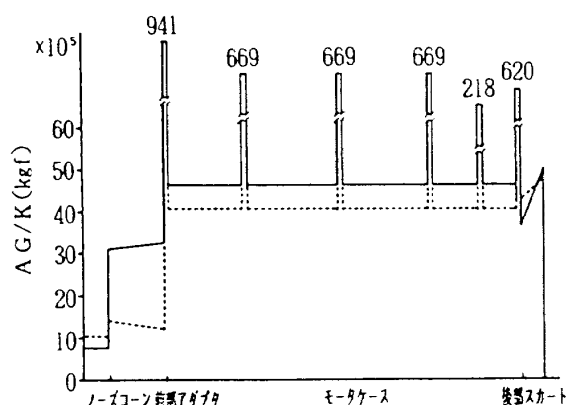
(a) 重量分布



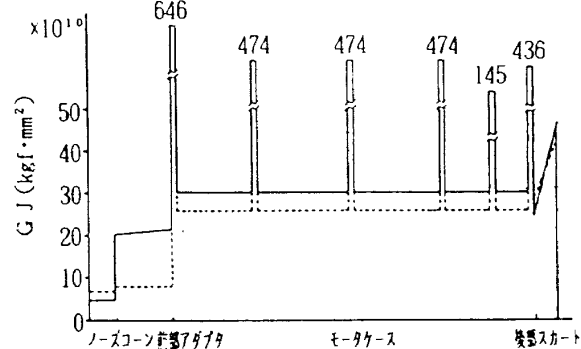
(b) AE分布図



(c) EI分布図



(d) AG/K分布図



(e) GJ分布図

図8.6 SRBの重量分布と剛性分布

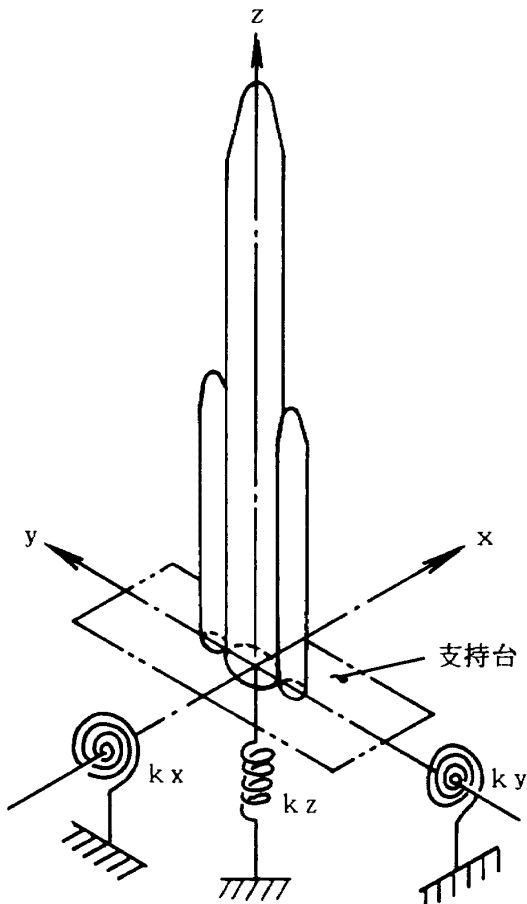


図 8.7 射座のバネ定数の定義

あるが、模型では等価応力板厚のモノコック構造である。これにより、面外曲げ剛性特性が異なる。

- (5) フェアリング，段間部の構造様式が異なる。実機では，これらの部分はそれぞれハニカム，スキンストリングであるが，模型では共にフレーム補強のモノコック構造である。

(6) 剛性分布の相似性

模型ではコストダウンのため，構造の簡略化や一部板材等に規格品を使用している部分がある。これにより，全段剛性分布の相似性が保たれない場所がある。

(7) 重量分布の相似性

(1)，(4)，(5)，(6)及び搭載品の重量シミュレート簡略化並びその調整のため，全段重量分布の相似性が保たれない場所がある。また，模型吊り下げ全具類等の装着のため，局部的に重量が集中している場所がある。

8.4 計算結果と試験結果の比較

本節では初期計算結果と試験結果の比較検討について述べる。現在，この作業は継続中であり，ここで取り扱っているのはクイックレビュー (NASDA-DV-1858) 時点でのものである。最終的な結果は次回に報告したい。作業は試験により得られたモード図のデジタル値やビデオ画像を用いて検討を行っているが，不明な部分については再計算あるいは再試験を計画している。

比較検討後の FEM モデルの修正については作業が進んでいるものから順次行っている。また，計算は先に示した表 8.1 の様に試験の全ての形態について行われている訳ではなく，模型計算の項目がなく実機計算のみが行われている場合もあるので，参考として実機計算の結果も掲載した（表 8.5 参照）。

表 8.5 計算結果と試験結果との比較

実機計算			模型計算	試験結果		M L ¹⁾
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴	振動数 (Hz)
1.00		5.00		5.28	(図7.41参照) SRB 1段エンジン	5.9
2.88		14.4		14.4		14.4
4.39		22.0		23.6		
5.05		25.3		27.0		
—	—	—		35.0		
—	—	—		35.4		
7.69	LE-5	38.5		39.1		
8.39	LE-7	42.0		42.7		
8.84		44.2				

注) MLは移動発射台模型による試験結果を示す

A; Y 全機射座自立 LOX (空) ヨー

実機計算			模型計算	試験結果		M L ¹⁾
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴	振動数 (Hz)
0.445		2.23		3.32	(図7.38参照)	3.13
2.43		12.2		10.9		—
4.53		22.7		15.8		—
—	—	—		28.1		28.2
7.46	LE-5	37.3		31.2		
7.74	LE-7	38.7		—		
				51.6		
				71.1		
				82.0		

注) MLは移動発射台模型による試験結果を示す

A; P 全機射座自立 LOX (空) ピッチ

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果		M L ¹⁾
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.55参照)	振動数 (Hz)
0.29		1.46	1.98	2.54	1次曲げ	2.00
2.25		11.25	11.8	10.6	2次曲げ	11.3
—	—	—	—	14.8	ピッチ曲げ	—
3.63		18.2	20.3	22.9	3次曲げ	19.8
—	—	—	—	40.8	フェアリング曲げ	—
8.16		40.8	—	42.4	2段エンジン曲げ	—
—	—	—	—	48.8	SRBノズルねじり	—

注) MLは移動発射台模型による試験結果を示す

B;P 全機射座自立 LOX (満) ピッチ

実機計算			模型計算	試験結果		M L ¹⁾
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.55参照)	振動数 (Hz)
3.61	—	18.1	—	16.6	ピッチ曲げ	17.3
4.93		24.7	22.9	21.6	縦1次/SRB曲げ	25.8
—	—	—	24.0	40.5	フェアリング曲げ	—
9.64		48.2	45.9	42.9	2段エンジン曲げ	—
—	—	—	—	47.5	2段曲げ	—
12.7	縦1次	63.8	—	63.9	縦1次 (1段LOX基準)	—
15.6	1段LOX	78.0	—	—	—	—
20.8	2段LOX	104	—	101.7	2段LOX縦	—

注) MLは移動発射台模型による試験結果を示す

B;L 全機射座自立 LOX (満) 縦

表8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果		ML ¹⁾
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.41線)、(図7.55線)	振動数 (Hz)
0.63		3.2	4.13	3.69	ヨー曲げ1次	4.05
2.37	} 2次/ねじり	11.9	12.4	13.1	ヨー曲げ2次	12.0
2.38		11.9		13.9	曲げ2次/SRB曲げ	13.8
3.98		17.7	19.2	20.3	縦1次/SRB曲げ	17.3
4.39		18.1	23.2	—		21.3
7.30		36.2	39.4	38.7	ヨー曲げ/SRB曲げ	
				43.6	ヨー	
				44.5	ヨー	
				48.7	ヨー	



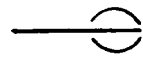


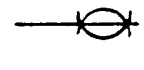
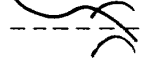
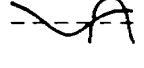
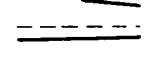
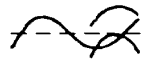
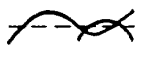
注) MLは移動発射台模型による試験結果を示す

B;Y 全機射座自立 LOX (満) ヨー

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.62線)
8.24, 8.38		41.2, 41.9		41.2, 43.5	縦/2段曲げ
—		—		49.3	LH ₂ タンク
—		—		56.0	
12.8		63.9		64.3	縦1次
15.6		78.1		79	
—		—		96	
20.8		104		103	2段LOX
23.5, 23.6	1段エンジン部	117, 118			

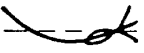


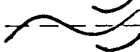
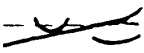

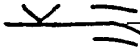

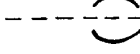
C; 全機L/O (縦)

表 8.5 (つづき)

実機計算を模型換算 (x5)						試験結果	
振動数 (Hz)			モードの特徴			振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.62参照)
ピッチ	ヨー	ねじり	ピッチ	ヨー	ねじり		
						(2.5)	縦剛体
						(7.3)	振子剛体
						(8.0)	剛体
						(11.5)	ロッキング
—	14.1	—				13.8	ヨー曲げ1次
14.1	15.7	—				14	ピッチ曲げ1次
—	18.6	—				15	ヨー曲げ
19.3	—	—				16.8	ピッチ曲げ
—	—	21.7				18	SRB剛体
—	23.4	—				20.8	ヨー曲げ
32.5	—	—				21.3	ヨー曲げ
—	—	36.4				26	ヨー曲げ
—	36.6	—				33.8	ねじり
44.3	—	—				39	ねじり
						41	縦/2段曲げ
						43.5	2段縦
						49.3	LH ₂ タンク縦

C; 全機L/O (曲げ)

表8.5 (つづき)

実機計算を模型換算 (x5)				試験結果			
振動数 (Hz)		モードの特徴		振動数 (Hz)		モードの特徴	
ピッチ	ヨー	ピッチ	ヨー	ピッチ	ヨー	ピッチ (7.81(a)総)	ヨー (7.81(b)総)
16.6	—			14.0 14.6	13.5	}ピッチ1次	
—	17.0			15.4	15.2		ヨー1次
—	—			—	16.2		
—	—			26.6	26.6		
33.7	—						
—	36.4						
38.7	—			38.9	38.7		ヨー
39.6	39.8			41.0	—	ピッチ	
	42.5			41.6	—	ピッチ	
	44.0			44.3	—		
	—			45.5	45.3	ヨー	ヨー
	44.7			47.9	—	ピッチ	
	50.5			48.8	48.6	ヨー	ヨー



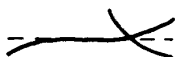
D; 全機SRB B/O 曲げ

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.75参照)
				(3.75) (4.50) (13.1)	} 剛体 ねじり剛体
3.87		19.4		19.8	曲げ1次
6.84		34.2		—	
7.93		39.7		41.0 42.3	2段曲げ/1段エンジン
9.24		46.2		45.5 46.3	曲げ2次/1段エンジン
				63.8	縦1次
				94.8	
				97.2	1段LOXフープ
				99.8	
				101	2段LOX縦2次
				103.5	1段LOX縦2次


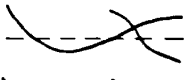
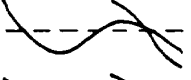






E1;B 1段飛行時(SRB分離後) 曲げ

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (E7.73機)
4.33		21.7			
7.10		35.5			
7.96		39.8			
—		—		41.8	2段曲げ/1段エンジン
9.52		47.6		48.4	
				65.2	
				69.1	
				70.7	縦1次
				85.6	フェアリング曲げ
				90.2	
				95.3	
				101.1	2段LOX縦2次
				112.5	
				114.1	1段LOX縦2次
				125.4	

E7; B 1段飛行時(200秒時) 曲げ

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.71参照)
				(2.3)	振子剛体
				(7.0)	ロッキング
				(11.8)	ねじり剛体
4.95		24.8		25.8	} 曲げ1次
5.10	ピッチ曲げ	25.5		26.2	
5.20	ヨー曲げ	26.0		26.5	
				28.0	}
				28.5	
7.49		37.5		41.8	} 1段エンジン
8.50		42.5		42.0	
8.60		43.0		43.3	
7.97		39.9		50.8	ヨー曲げ
9.10		45.5		51.2	曲げ2次
9.88		49.4		51.8	
10.1		50.5		69.1	1段LH ₂ タンク
10.2		51.0		77.8	縦1次
				85.9	

E10; B 1段飛行時(MECO) 曲げ

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果		
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz) (図7.71参照)	振動数 (Hz) (図7.87参照)	モードの特徴
				(4.25)		縦剛体
				26.2		曲げ1次
				28.5	追加試験 (50Hz以上)	
				42.0		
				51.2		52.3
				69.1	64.5	
15.5		77.5	101	77.8	81.6	縦1次
—		—	—	85.9	92.6	
20.9		105	135		97.3	2段LOX
23.5		118	—		104.3	2段縦
26.8		134	153		132.0	1段LOX 2次
27.6		138			141.4	縦2次

E10; L 1段飛行時(MECO) 縦

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (図7.11参照)
3.03	ピッチ曲げ1次	15.2	16.2	14	ピッチ曲げ1次
3.16	ヨー曲げ1次	15.8	17.6	16	ヨー曲げ1次
6.50	縦/ヨー曲げ2次	32.5	—	—	
—	ノズルねじり	—	34.6	32	ノズルねじり
			—	35	ノズルねじり
8.53	SRBピッチ曲げ1次	42.7	40.6	46	SRBピッチ曲げ1次
—	SRBヨー曲げ1次	—	51.1	56	SRBヨー曲げ1次
11.55	SRBピッチ曲げ2次	57.8	54.2	—	
12.0	SRBヨー曲げ2次	60.0	—	—	
	ノズルヨー曲げ		58.3	63	ノズルヨー曲げ
				68	ノズルピッチ
				99	ノズルピッチ曲げ

H ; SRB(充) 固定-固定

表 8.5 (つづき)

実機計算			模型計算	試験結果	
振動数 (Hz)	モードの特徴	模型換算(x5) (Hz)	振動数 (Hz)	振動数 (Hz)	モードの特徴 (7.15種)
				2.9	縦剛体
				7.8	縦ロッキング
	ノズルねじり		34.9		
	ヨー曲げ1次		39.1	39	ヨー曲げ1次
	ピッチ曲げ1次		39.7	—	
	ノズルヨー		65.9	66	ノズルヨー
	ノズルピッチ / ピッチ曲げ		90.3	85	ノズルピッチ
	ヨー曲げ2次		102.4	92	ヨー曲げ2次
			—	98	ノズルピッチ曲げ
	ピッチ曲げ2次		113.9	112	ピッチ曲げ2次
			—	117	ヨー曲げ2次/ノズル
			135.5	—	
			—	143	ヨー曲げ
	ヨー曲げ3次		169.4	163	ヨー曲げ3次
	縦1次		170.6	—	
	ピッチ曲げ3次		171.0	—	
				186	ヨー曲げ

I ; SRB (充) 自由-自由

9. 検 討

検討作業は先に述べた様に、試験により得られたモード図のデジタル値やビデオ画像と計算結果を用いて行っている。比較検討後の FEM モデルの修正については作業が進んでいるものから順次行っている。ここでは、SRB の計算モデルの修正について述べる。また、作業進行中の不明な部分については再計算あるいは再試験を計画している。

9.1 試験結果と計算結果の信頼性

試験結果と計算結果とが、独立に信頼性の高いものであっても、それらが一致する保証はない。例えば、今回の計算においては多くの部分でビーム要素が用いられているが、ビームの中心軸は供試体において空間であり振動モードとの直接の比較には無理がある。また、試験に関しては減衰比とモード質量（モード剛性もモード質量が分かれば計算出来る）の計測においてモード毎の値に重点を置いていない。その理由として、この供試体の減衰要因には

- 構造減衰（ボルト、リベット部等）
- 材料減衰（SRB中のゴム、アルミ材等）
- 粘性減衰（LOXタンク、衛星タンク中の水等）
- 非線形減衰（各部分のガタ等）

が混在しており、場所と振動振幅により減衰機構が異なるので等価粘性減衰比というスカラー量で

まとめるには根本的に無理があるからである。

本報告書で示した各モードの減衰比の値は、最大振幅部分で計算したものである。オーダーとしては微小振幅で1%前後の値であり、同様な構造形式をとる実物の H-II ロケットでも同程度の値になるであろうと予測される。

9.2 SRBに関する計算モデルの修正例

SRB について試験結果と計算結果とを比較検討すると、ノズルの挙動に起因するとみられる不一致が生じた。この時の初期計算結果を表 9.1 に示す。

計算においては、低い振動数範囲ではノズル主体の振動モードが出ないため、試験結果との対応が見つくものの高次のモードでは対応がつかなくなった。ノズル以外の部分での剛性と質量の見積りに大きな誤差は考えにくかったので、取り敢えずノズルの固有振動数が

ねじり	35Hz
ヨー方向曲げ	63Hz
ピッチ方向曲げ	99Hz

となる様なバネ（剛性マトリックス）を考えて、再計算すると表の右側のような結果となり、一応、計算結果と試験結果で対応が付き、この計算モデルで実用となった。ここで問題となったのは、上記の様なバネ定数（特にヨー、ピッチ方向）がどのようなメカニズムにより作られるかという物理的

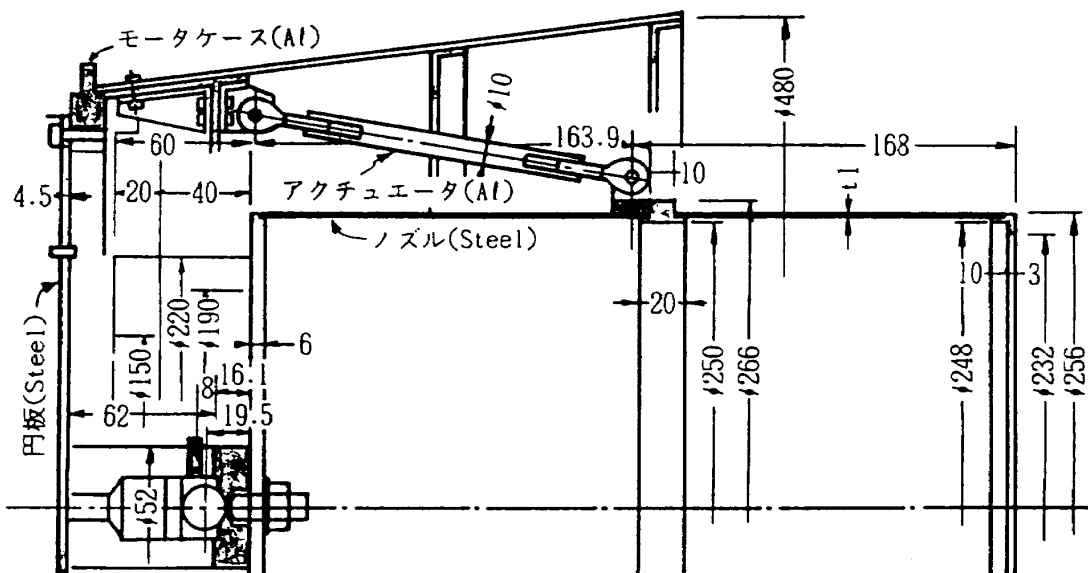


図 9.1 SRB ノズルまわりの概要

な意味である。図9.1に示すように、ノズル部の形状は実機とは異なり鉄製の薄肉円筒形状である。計算では、この部分をビームで近似しており、また、初期計算では後部スカート側の取り付け部剛性とアクチュエータの剛性のみを考慮していた。再計算後の物理的検討では図9.2に示す様にノズルまわりを FEM 解析により詳細に検討し、ヨー

方向では58.8Hz、ピッチ方向では108.0Hzの値を得た。この結果、取付部モータケース円板の変形を考慮に入れなければならない事が明らかとなった。

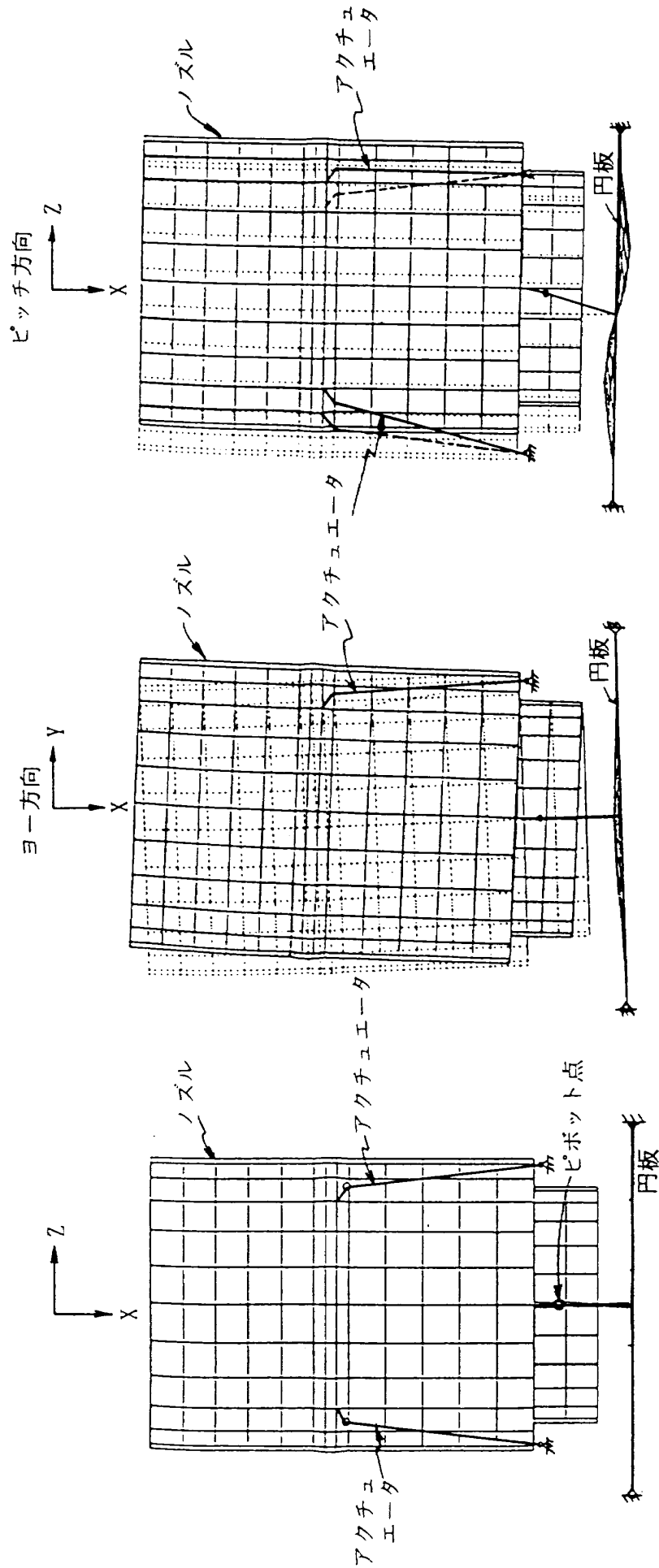
実機では、この部分はフレキシブルジョイントであり、この部分の剛性をどのように取り入れていくかが今後の検討課題となった。

表9.1 計算結果と試験結果との固有振動数の比較 (単位: Hz)

H ; SRB(充) 固定-固定		
初期計算結果	試験結果(図7.11参照)	再計算結果
16.2	14 ピッチ曲げ1次	16.2
17.6	16 ヨー曲げ1次	17.6
34.6	32 } ノズル振り	34.6
40.6	35 }	40.6
51.1	56 SRBヨー曲げ1次	51.1
54.2	46 SRBピッチ曲げ1次	54.2
58.3	63 ノズルヨー曲げ	58.3
70.0	—	—
78.8	68 ノズルピッチ	76.4
92.3	99 ノズルピッチ曲げ	102.9
121.2	111 —	124.6
128.5		

J ; SRB(空) 固定-固定		
初期計算結果	試験結果(図7.17参照)	再計算結果
	31 —	
	34 ノズル振り	34.6
52.7	44	51.3
54.9	48	52.9
	—	60.2
65.6	66 ノズルヨー	63.9
108.1	89	—
131.4	103 ノズルピッチ	119
147.1	115	132
177.4	139	137.9
187.6	141	158.8

I ; SRB(充) 自由-自由		
初期計算結果	試験結果(図7.15参照)	再計算結果
	— ノズル振り	34.9
	39 ヨー曲げ1次	39.1
	—	39.7
	66 ノズルヨー	65.9
	85 ノズルピッチ	90.3
	92 ヨー曲げ2次	102.0
	98 ノズルピッチ曲げ	113.9



(a) 静止図

(b) ヨー方向曲げ 58.8Hz

(c) ピッチ方向曲げ 108.0Hz

図9.2 SRB ノズルの固有振動計算
(NM, 671-M-61-336より)

10. あとがき

H-II ロケットの1/5の相似構造模型を製作し、ML（ムービングランチャー）による移動時から2段飛行時までの形態について、正弦波、ランダム波およびインパクト加振により振動試験を行った。

この報告書では出来る限り詳しく経験的なことも記録に残し、試験に対応する計算も出来るように模型図面の全てを掲載したかったが紙面の制約上、一部のみとなってしまうが、本振動試験は開発段階のH-IIロケットの設計に必要な多くの試験形態の総てに互り高精度で行われた事は意味深いと考える。

試験結果としては本報告書でひと区切りついているが、液体燃料に関連するタンクの加速度と圧力の関係や加振波形による共振振動数の相違等、ロケットの縦振動特性についての検討が今後の課題となる。

なお、本研究の遂行に当たっては航空宇宙技術研究所機体部主任研究官安藤泰勝氏および構造力学部総括室長三本木茂夫氏に助言を戴いた。また、試験実施に当たっては日産自動車(株)遠藤孝夫氏、山田敏之氏、三菱重工(株)青山良樹氏、加藤英彦氏および川崎重工(株)鮎川成敏氏の協力を戴いた。末筆ながら、この場を借りて感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) L. D. Pinson and S. A. Leadbetter. : "Some Results from 1/8-Scale Shuttle Model Vibration Studies." J. Spacecraft, Vol. 16-1, 1978, pp.48-55.
- 2) J. A. Schoenster and R. R. Clary. : "Experimental Investigation of the Longitudinal Vibration of a Representative Launch Vehicle with Simulated Propellants." NASA TN D-4502 (1968).
- 3) J. S. Mixson and J. J. Catherine. : "Experimental Lateral Vibration Characteristics of a 1/5-Scale Model of Saturn SA-1 with an Eight-Cable Suspension System." NASA TN D-2214 (1964).
- 4) E. C. Steeves and J. J. Catherine. : "Lateral Vibration Characteristics of a 1/40-Scale Dynamic Model of Apollo-Saturn V Launch Vehicle." NASA TN D-4872 (1968).
- 5) D. H. Emero. : "Quarter-Scale Space Shuttle Design, Fabrication, and Test." J. Spacecraft, Vol.17-4, 1980, p.303.
- 6) L. D. Pinson and H. W. Leonard. : "Longitudinal Vibration Characteristics of a 1/10-Scale Apollo/Saturn V Replica Model." NASA TN D-5159 (1969).
- 7) 中井暎一, 古関昌次, 田寺木一, 高木俊朗, 安藤泰勝, 森田甫之, 峯岸正勝, 菊地孝男, 太田幹雄 : 「"NAL-16-31" および "NAL-25-31" 二段ロケットの振動試験」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-123 (1967).
- 8) J. D. Collins, G. C. Hart, T. K. Hasselman and B. Kennedy. : "Statistical Identification of Structures." AIAA Journal, Vol. 12-2, 1974, p.185.
- 9) R. L. Rich. : "Saturn V Pogo and a Solution." ASME/AIAA 10th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (1969), p.32.
- 10) H. D. Carden and J. P. Raney. : "An Experimental and Analytical Study of the Longitudinal Vibration of a Simplified Thor Vehicle Structure." NASA TN D-3632 (1966).
- 11) L. D. Pinson. : "Longitudinal Spring Constants for Liquid Propellant Tanks with Ellipsoidal Ends." NASA TN D-2220 (1964).

航空宇宙技術研究所報告1061号

平成2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東町7丁目44番地1

電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan