

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-553

低騒音STOL実験機の全機地上振動試験 (第2報：二次試験)

小松敬治・佐野政明・甲斐高志
安藤泰勝・峯岸正勝・森田甫之

1986年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

担当者一覧表

総括	朝田洋雄*	熊倉郁夫*		
試験	小松敬治**	佐野政明**	甲斐高志**	
	安藤泰勝*	峯岸正勝*	森田甫之*	
	竹下保弘+	前川昭二+	下村豊+	
	米倉茂吉+	湯藤隆司+	大島辰弘+	
	小杉健一+			

* 機体第一部

** 機体第二部

+ 川崎重工業株式会社（NASTADT及び実験研究課）

低騒音STOL実験機の全機地上振動試験*

(第2報：二次試験)

小松 敬治** 佐野 政明** 甲斐 高志**
安藤 泰勝** 峯岸 正勝** 森田 甫之**

1. まえがき

航空機の全機地上振動試験は機体完成後の初飛行前に行われる。STOL実験機「飛鳥」については昭和58年7月に未完成機体を使って全機地上振動試験の予備試験(一次試験)を行い、その試験結果と試験装置・試験法について前報¹⁾にて詳しく報告した。

今回、「飛鳥」が完成したので、初飛行前の昭和60年8月に約2週間にわたって本試験(二次試験)を行った。試験形態は燃料満と燃料空の2形態である。本報は、この二次試験の結果と、前報で記述しなかった動翼関係の試験結果とをまとめて報告するものである。用いた試験装置と試験法は一次試験のときと同じなので、これらについては前報を参照されたい。

2. 試験の目的

全機地上振動試験の目的は動的応答解析—特にフラッターのための機体のモーダルパラメータの取得である。耐空性審査要領²⁾では第Ⅲ部の2-9-1, 4-1-12に規定がある。

航空機の動的応答解析は次式

$$K(q) - A(q) - M(q) = f$$

を用いて行われる³⁾。ここに q は変形量、 f は外力で K , A , M はそれぞれ構造、空力、慣性力に関する演算子(operator)である。上式で外力 f を零とすればフラッターや動安定の式となり、さらに M を零とすればダイバージェンスのための解析式となる。上

式をモード座標系(一般座標系)で記述すれば

$$\begin{bmatrix} k_1(1+j\eta_1) \\ k_2(1+j\eta_2) \\ \vdots \\ k_n(1+j\eta_n) \end{bmatrix} \mathbf{q} - A(\mathbf{q})$$
$$- \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ \vdots \\ m_n \end{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} = 0$$

となり、演算子 K と M は対角行列で記述することができる。ここで k_i は第 i 次固有振動モードのモード剛性(一般剛性)、 m_i はモード質量(一般質量)、 η_i は構造減衰係数であり、これらは振動試験において直接計測されるモーダルパラメータである。また、空力項 $A(\mathbf{q})$ は固有振動モードの情報に基づいて計算されるが、この振動モードも試験での直接計測である。

全機地上振動試験で得られた結果は初期解析モデル⁴⁾にフィードバックされ、必要に応じて解析モデルが修正されて空力弾性振動問題に対する安全性の検討が行われることとなる。

3. 加振と計測

3.1 供試体

今回の試験での機体は完成機体で、前回と大きく異なるのはエンジンが4基装着されていることである。形態は燃料空と燃料満の2形態である。実際には燃料空といっても10%燃料が残っており、このときの供試体の重量は34.5トン、燃料満の場合、前者の状態に燃料(比重0.796, 15°C)を14770リッター入れて供試体重量は46トンとなっている。

* 昭和61年6月11日受付

** STOLプロジェクト推進本部
構造技術開発チーム

供試体の支持は前回と同じくタイヤの空気圧を正規の 90psi から 50psi に減圧し、3 点支持状態で地上に置いた。試験中は油圧源車を使って油圧 ON の状態になっている。

試験中の供試体を図 1～図 3 に示す。

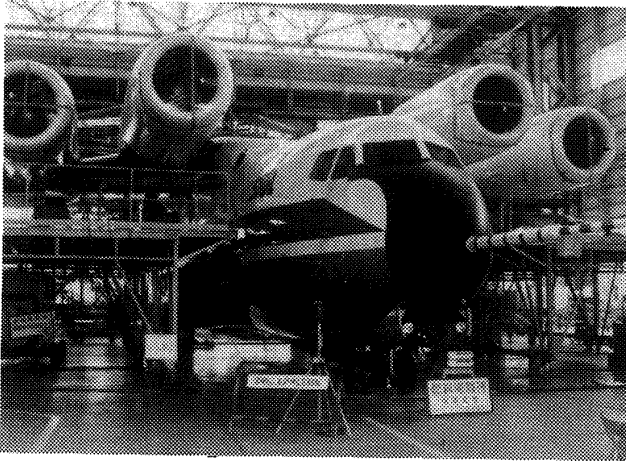


図 1 試験中の供試体（正面）

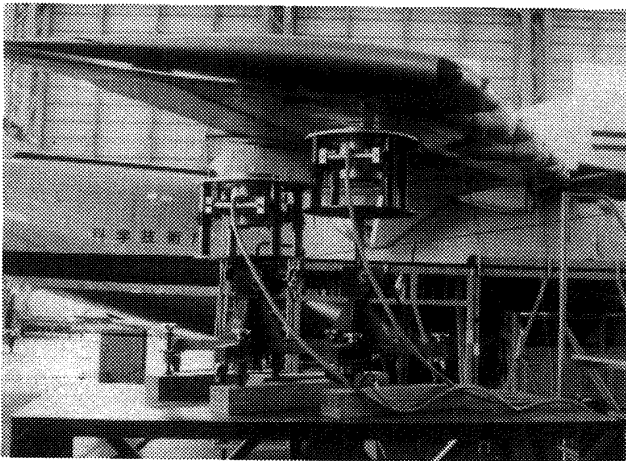


図 2 試験中の供試体（右舷）

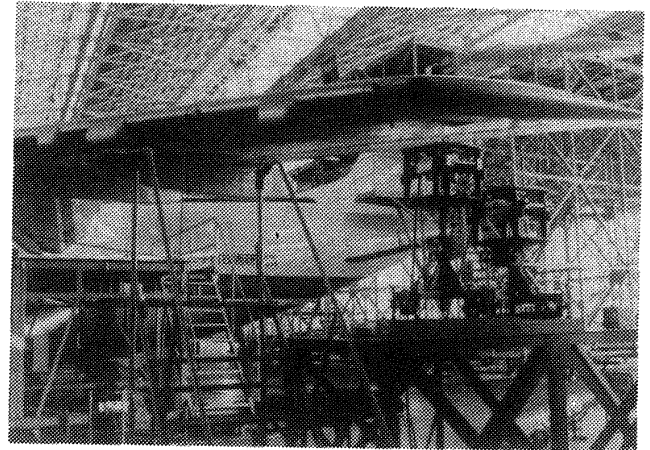


図 3 試験中の供試体（左舷～尾部）

3.2 加振法

試験装置は前回と同じであるが、加振法は前回の経験をもとに、表 1 に示すような方法を採用した。共振法、強制振動法は振動モードに応じて 2 点あるいは 4 点で加振した。強制振動法での加振波形は各加振力間で位相が同相か逆相かの正弦波あるいはインパルス波である。

加振位置を図 4 に示す。1 点ランダム加振では左主翼前桁位置を、2 点無相関ランダム加振では主翼両端の前桁位置を加振した。

3.3 加速度計測位置

固有振動モードを計測するための加速度計測位置は前回の経験に基づき、図 5 と表 2 のように決めた。図 5 の節点が加速度計を貼り付けた場所となっている。

表 1 使用した加振法と加振力

加 振 法	加 振 力	
	燃 料 空	燃 料 満
1 点ランダム加振法	20～30 N (0～35Hz)	15～25 N (0～35Hz) 40～50 N (0～2 Hz)
2 点無相関ランダム加振法	25～35 N × 2 台 (0～35Hz)	—
共 振 法	20 N × $\frac{2}{4}$ 台	—
2-4 点正弦波掃引	20 N × $\frac{2}{4}$ 台	—
4 点インパルス加振法	20 N × 4 台	20 N × 4 台

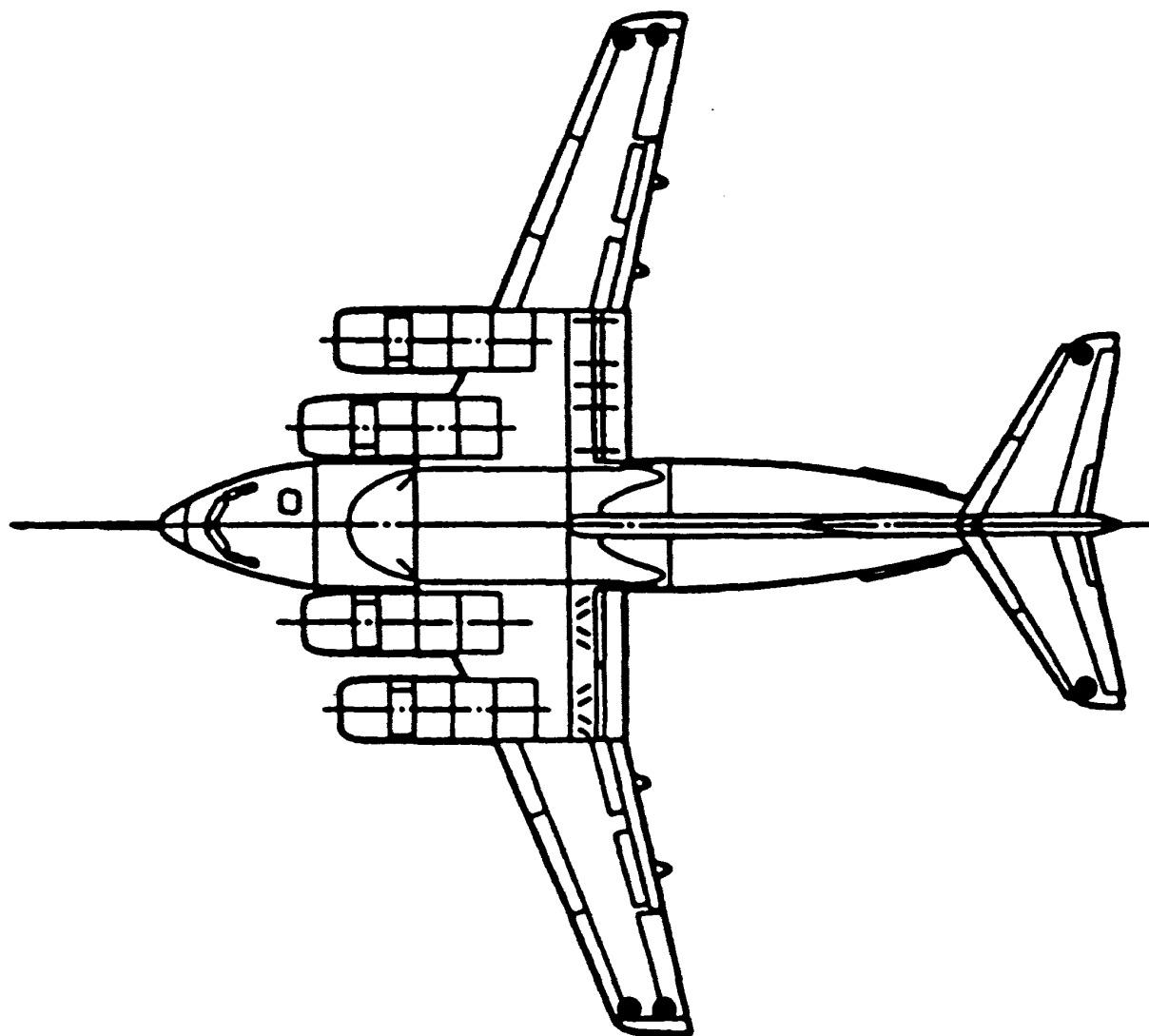


図 4 加振位置 (●印が加振位置)

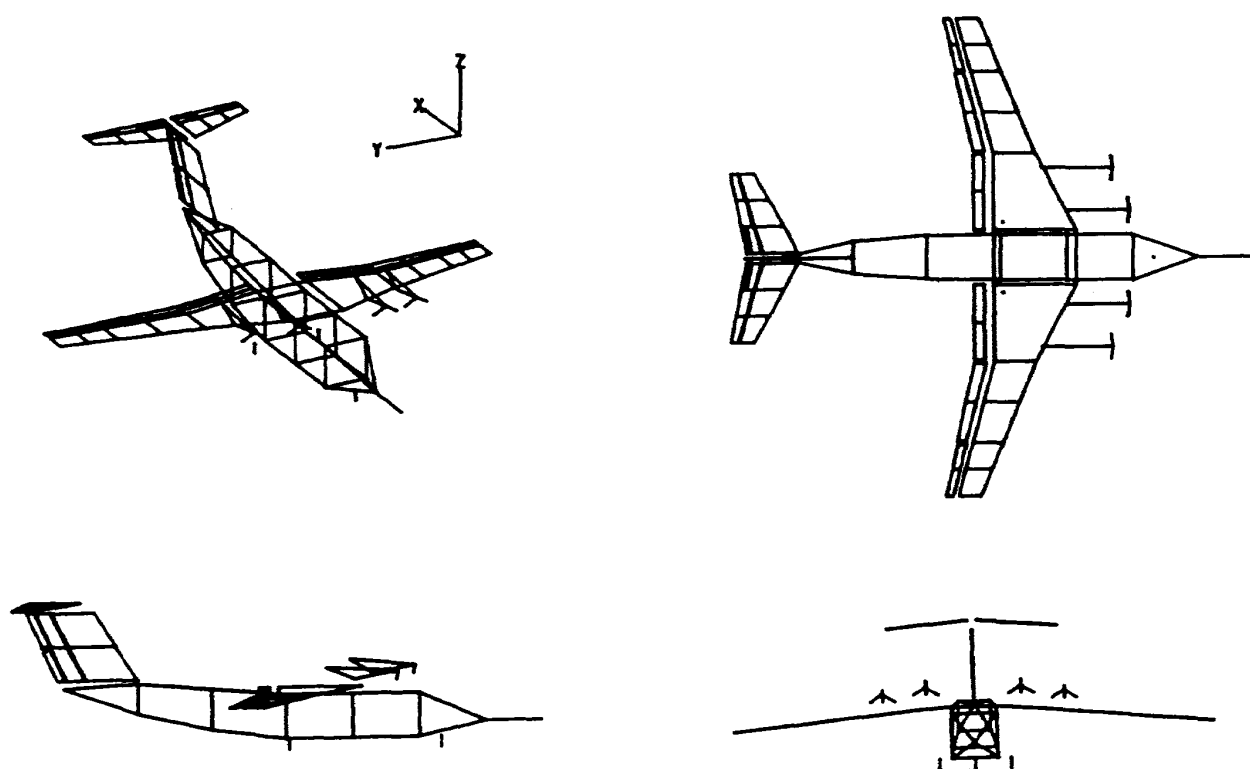


図 5 加速度計測位置

表 2 加速度計測点

場 所	z 方向	x 方向	y 方向	計
主 翼	13 × 2 + 1	2		65
USBフラップ	6 × 2			
外舷フラップ	6 × 2			
エルロン	6 × 2			
ナセル	4 × 4		2 × 4	28
エンジン	1 × 4			
水平尾翼	9 × 2	2	2 × 2	54
エレベータ	9 × 2		2	
タブ	4 × 2		2	
垂直尾翼	4	2	6	26
ラダー			6	
上側タブ			4	
下側タブ			4	
胴 体	23		23	46
脚	2 × 3			6
(合計)	計測点 176 点, 使用加速度計数 225 個			

表 3 試験の日程

第日	午 前	午 後
1	試験準備	
2		
3		
4		1点ランダム加振
5	2点無相関ランダム加振	
6	2点あるいは4点(主翼)加振の共振法, 強制振動法	
7		強制振動法(尾翼を2点加振)
8	強制振動法(尾翼を2点加振)	高次モードに対する強制振動法
9	形態変更(燃料空→満)	
10	再配線, 計測準備	1点ランダム加振
11	強制振動法(主翼を4点加振)	
12		
13	撤 収	

3.4 試験日程

試験は昭和 60 年 8 月 19 日から 9 月 2 日まで川崎重工業株式会社岐阜工場 C-1 ハンガーで行った。試験期間は休日を除いて 13 日間であり、準備・撤収に 6.5 日、計測に 6.5 日である。

試験準備としては 225 個の加速度計の貼付、加振機の配置、各種配線、信号チェック等である。燃料空から燃料満への形態変更にて 2 日間要しているのは、機体をハンガーの外に出して燃料補給を行い、計測用配線等を撤去したことにより作業量が増えたためである。

燃料満の形態での計測期間が短いのは、燃料空での尾翼主体の振動特性が予備試験結果とほとんど一致することがわかり、燃料搭載の有無による影響は尾翼が主体の振動モードには大きな影響を与えないと判断し、尾翼の加振試験を省略したためである。

試験期間中には多少振動試験とは無関係の作業が入っており、また、適宜エンジンのタービン軸の手回しとタイヤ回しを行った。

4. 試験結果

4.1 USBフラップと動翼

USBフラップと動翼（補助翼、昇降舵、方向舵）については一次試験において単体で試験を行った。単体の試験というものの、USBフラップと動翼を局部的に加振して計測をするものであり、供試体の境界条件としてはあくまでも実機取り付けで油圧 ON の状態である。試験においては、USBフラップ、補助翼、昇降舵は右舷側のものを供試体として採用した。試験方法、計測点数、加振力、試験中の写真

等は前報¹⁾を参照されたい。

USBフラップ

USBフラップについてはメインフラップを 40°下げと 20°下げの 2 形態について試験を行った。これはそれぞれ着陸形態と離陸形態とに対応する。結果を表 4 と図 7、図 8 に示す。図 7、図 8 の静止図の黒丸が加振点で、メインフラップの下側から小型加振機で手持ちで加振している。モード図の三角形で構成されている部分はフラップレール部分である。

動翼

補助翼、昇降舵、方向舵についての試験結果を図 9～図 11 に示す。加振点はそれぞれの図の中の第 1 番目に黒丸で示す。昇降舵については、水平尾翼前桁で 20JE20/C の加振機で加振したが、補助翼と方向舵については USBフラップのときと同じく、小型加振機による手持ち押しつけ加振である。

表 4 USBフラップの固有振動数 (Hz) と減衰比 (括弧の中, %)

STOL 着陸形態 40°下げ	STOL 離陸形態 20°下げ
47.8 (1.5)	26.7 (3.4)
60.7 (4.1)	32.7 (1.6)
69.4	53.5 (1.7)
76.1 (1.6)	71.5 (1.4)
104.4 (2.2)	80.3 (1.7)
130.5 (0.6)	87.8 (2.3)

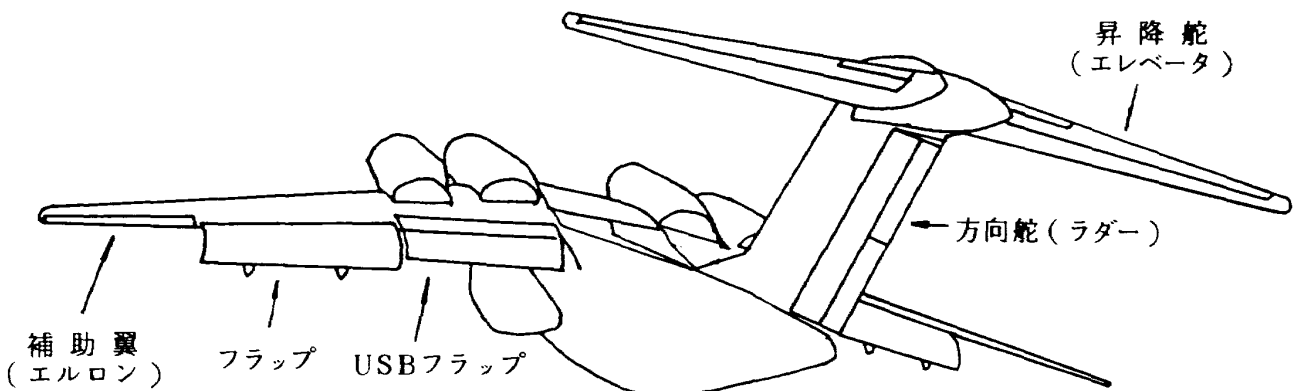
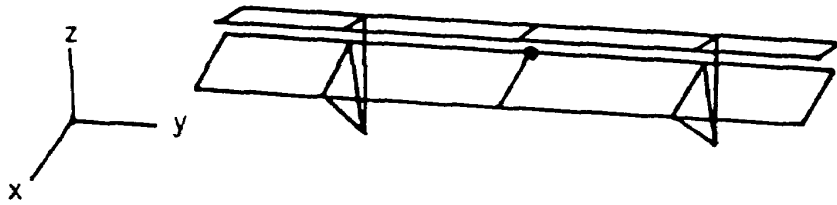


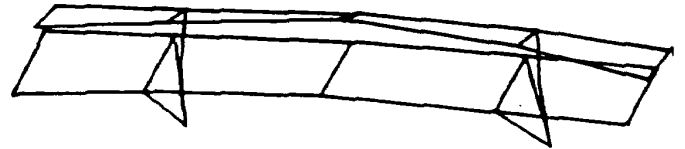
図 6 動翼



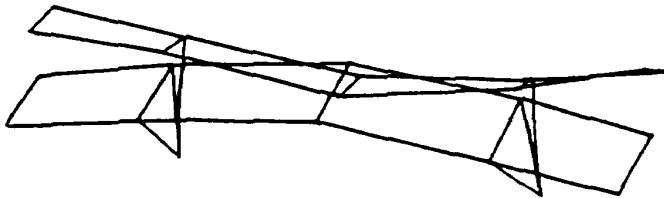
静止図



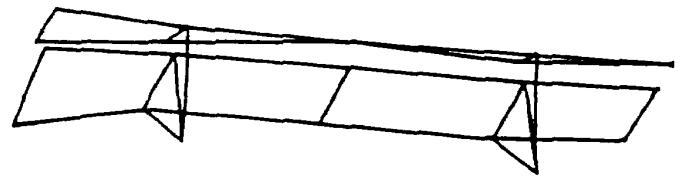
47.8Hz



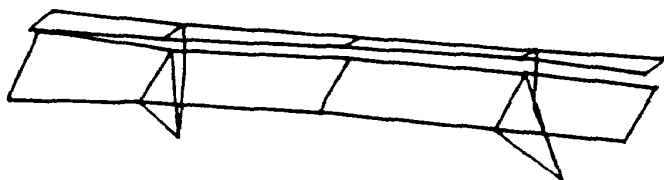
76.1Hz



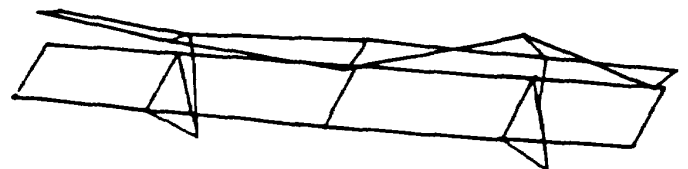
60.7Hz



104.4Hz



69.4Hz



130.5Hz

図7 STOL着陸形態でのUSBフラップの固有振動モード

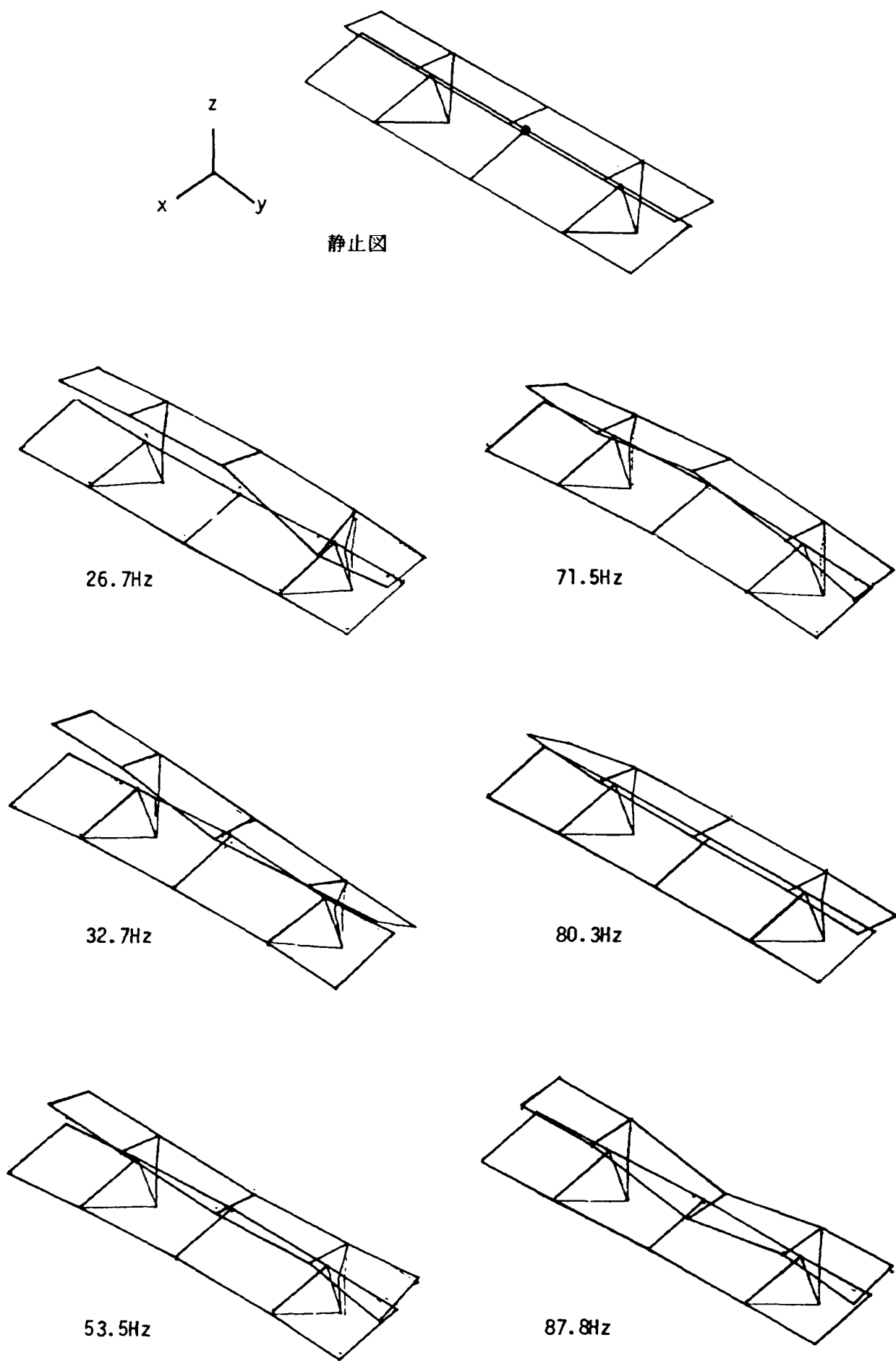
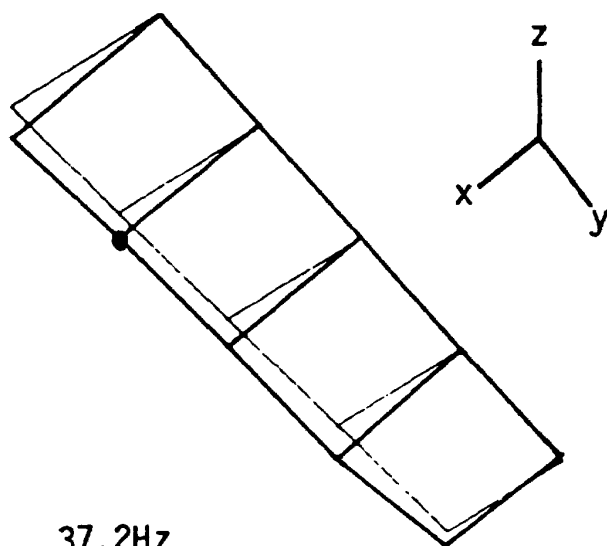
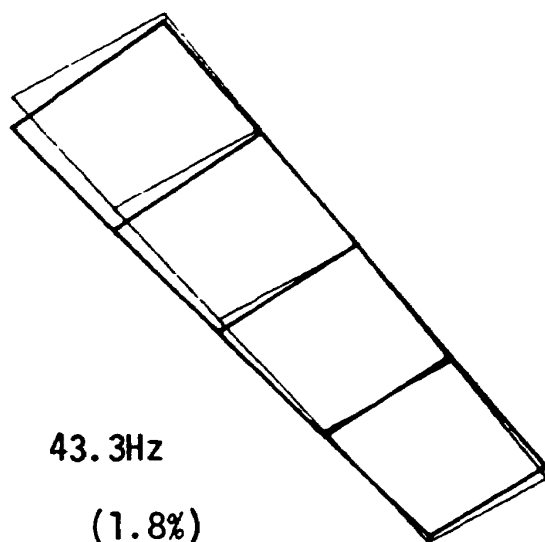


図8 STOL離陸形態でのUSBフラップの固有振動モード



37.2Hz

(2.9%)



43.3Hz

(1.8%)

図9 補助翼の固有振動モード(括弧の中の数字は減衰比)

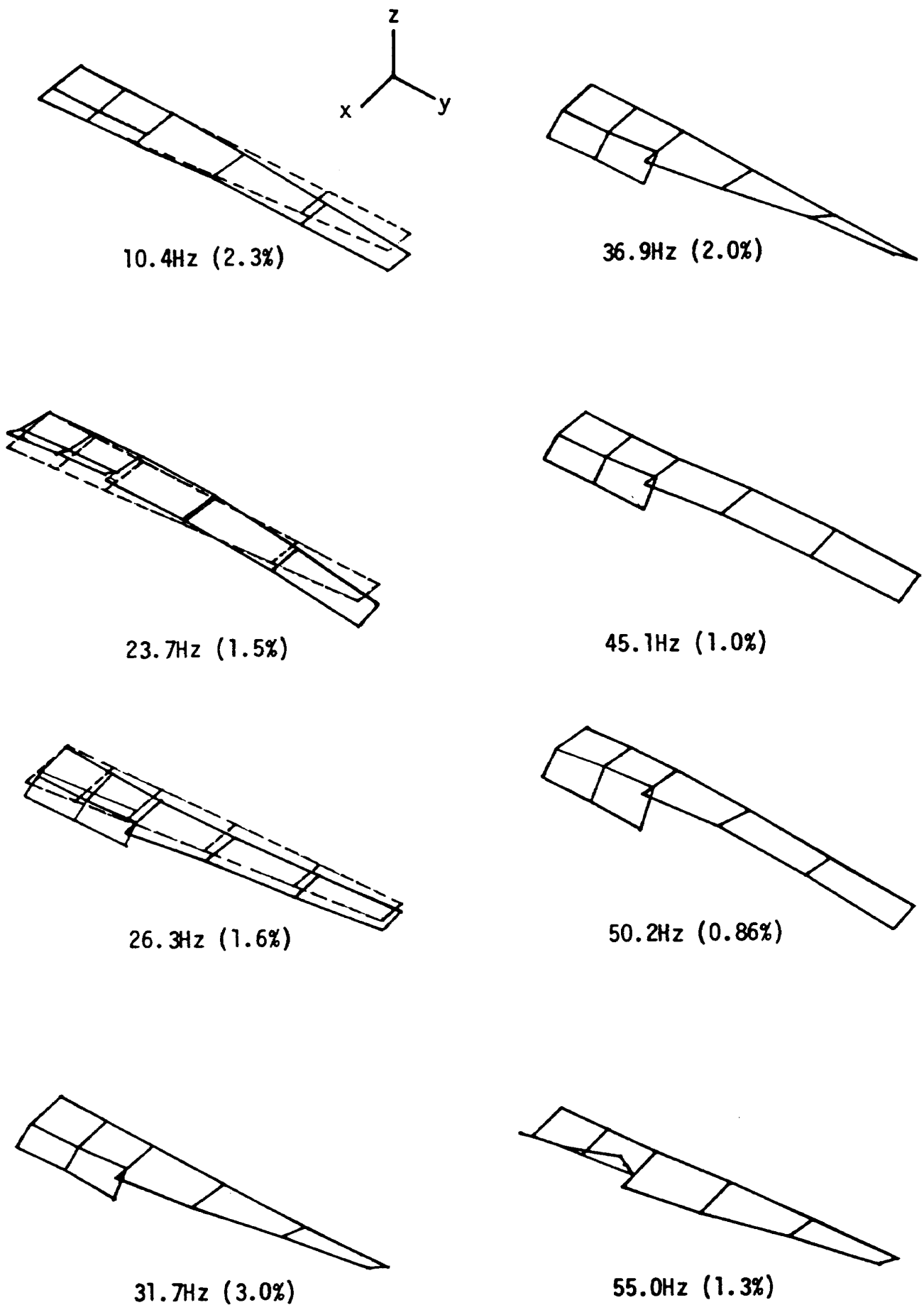


図 10 昇降舵の固有振動モード (括弧の中の数字は減衰比)

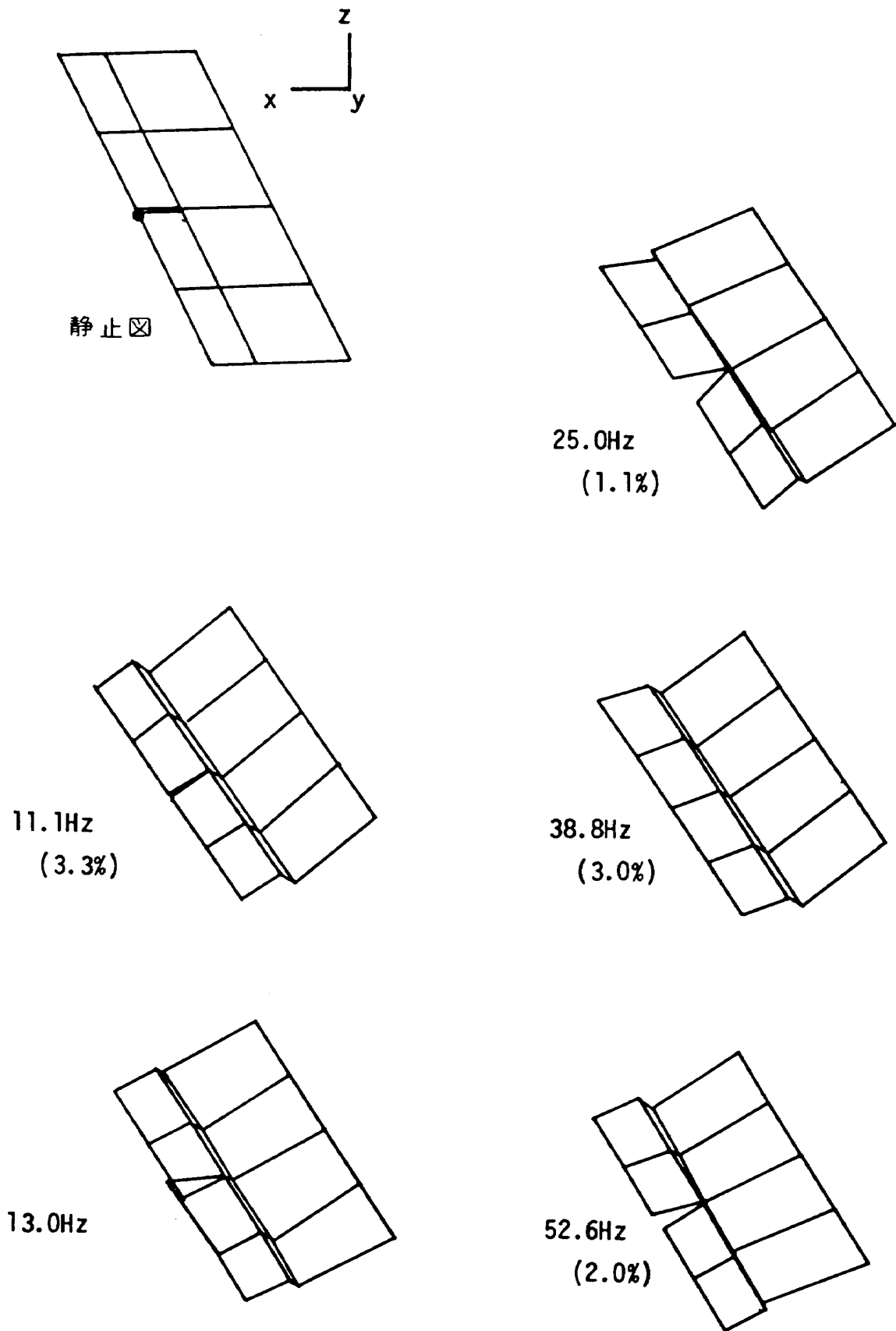


図 11 方向舵の固有振動モード (括弧の中の数字は減衰比)

4.2 全機

結果についての詳細を記述する前に結果の概要を簡単にまとめておく。今回、燃料空と燃料満について試験を行ったわけであるが、燃料の搭載の有無によって主翼主体のモードの固有振動数が1~2割程度低下するだけで、燃料の存在による新しい振動現象は見い出されなかった。さらに、エンジン未装の予備試験結果と比較しても、表5にみられるようによく対応している。図12には左主翼端を1点加振したときの加振点での周波数応答関数のゲイン(絶対値)を燃料空と燃料満とで比較して示す。燃料空

表5 一次試験結果と二次試験結果との対応する固有振動モードの振動数についての比較

一次試験	二次試験	
	燃料空 34.5 ton	燃料満 46 ton
エンジン未装 各種装備未装		
1.65	1.45	1.27
2.41	2.11	1.81
2.88	2.83	2.69
3.44	3.02	2.86
4.76	3.73	3.58
	5.78	5.65
6.50	6.26	5.89
8.32	7.52	6.66
8.97	8.37	6.92

(単位: Hz)

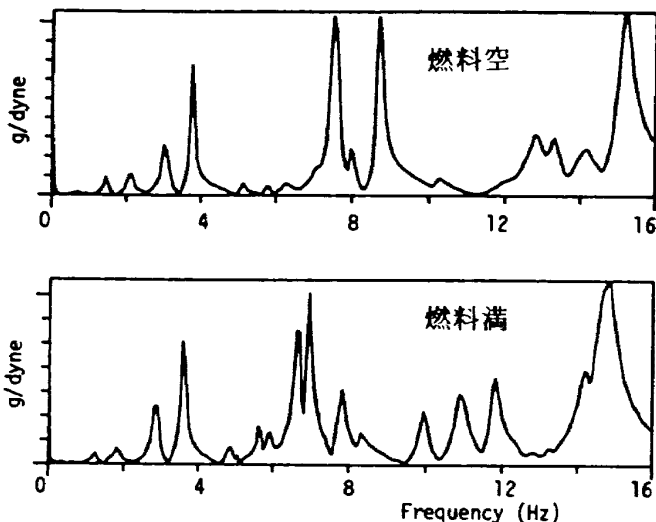


図12 燃料空と燃料満での周波数応答関数の比較

の場合の共振点が振動数の低い方に多少シフトしているものの定性的に同じ周波数応答関数を生ずることがわかる。

燃料空の場合

まず、図13に示すような代表的な計測点での周波数応答関数の虚部を図14に示す。これらは1点ランダム加振によって得られたものである。幾何学的に対称な位置にある計測点のものについて並べて図示したので、周波数応答関数の正負により位相がわかり、対称モードか逆対称モードかの判定に利用することができる。

得られた試験結果を、固有振動数・減衰比・モード質量の形にまとめて、20Hz以下について表6に示す。モード質量は、主翼端(pt.11z)での振幅を単位長さとして固有振動モードを規準化して得られた値である。固有振動モードについては、燃料満での試験結果との対応が明らかな場合を図15に、その他の局部振動モードや高次モードを図16に示した。

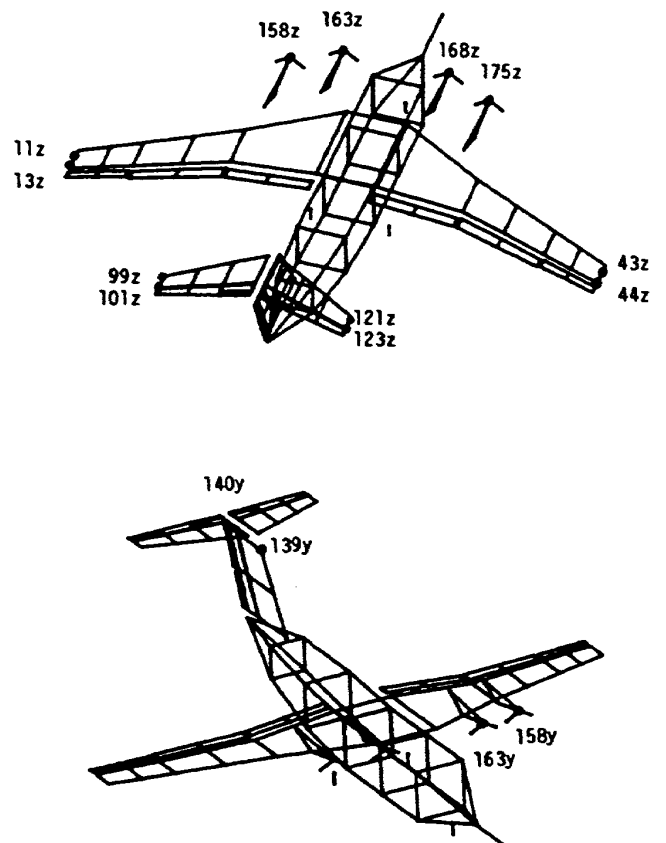


図13 代表的な計測点の位置

表 6 燃料空のときの試験結果

正弦波掃引(2点又は4点加振)及び4点インパルス加振法			1点ランダム加振法				2点ランダム加振法				固有モードの特徴
固有振動数 (Hz)	減衰 (%)	モード質量 (トン)	固有振動数 (Hz)	減衰 (%)	モード質量 (トン)	固有振動数 (Hz)	減衰 (%)	モード質量 (トン)	固有振動数 (Hz)	減衰 (%)	
1.50	1.4	4.4	1.45	1.1	4.9	1.45	2.8	12.1	剛体ロール		
2.17	1.4	6.3	2.11	2.2	3.0	2.15	5.8	1.9	剛体ヒービング		
2.83	0.3	—	2.83	0.9	2.0	2.81	0.8	—	垂直尾翼曲げ		
3.10	1.3	2.5	3.02	1.6	2.0	3.01	1.6	2.2	主翼対称曲げ一次		
3.78	0.6	1.7	3.73	0.6	1.8	3.48	4.0	—	水平尾翼曲げ		
5.26	1.2	0.9	5.08	0.7	9.0	3.72	0.9	1.9	主翼逆対称曲げ一次		
5.68	0.7	32.2	5.43	1.6	—	5.06	1.5	13.2	後胴上下		
6.24	0.9	4.7	5.78	0.9	29.8	5.38	1.6	—	水平尾翼逆対称曲げ一次		
7.53	0.7	—	6.26	2.2	—	5.77	1.0	34.1	外舷ナセル上下, 前胴上下		
7.73	1.0	—	7.12	0.3	—	6.27	2.1	9.2	主翼・水平尾翼逆曲げ		
7.89	0.5	7.4	7.52	0.8	1.0	7.40	2.5	—	内舷ナセル上下		
8.70	0.6	1.4	8.37	0.6	1.1	7.53	0.4	2.8	前胴上下		
10.4	0.7	—	8.69	0.6	1.6	7.93	0.5	11.2	主翼逆対称曲げ二次		
10.7	—	—	9.33	0.8	4.2	—	—	—	主翼逆対称前後曲げ, 後胴振れ		
12.7	1.7	15.5	10.2	1.4	—	—	—	—	主翼対称前後曲げ		
13.1	1.5	8.5	11.2	2.1	—	—	—	—	主翼対称曲げ二次		
14.0	2.1	3.1	12.8	1.2	4.5	8.67	0.6	2.5	主翼対称曲げ二次, ナセル		
14.8	2.1	—	13.4	0.8	7.9	—	—	—	主翼対称曲げ二次, フラップ		
15.1	1.1	3.3	14.2	1.6	11.1	10.2	1.7	11.3	主翼対称曲げ二次, ラダー		
15.4	0.7	—	15.2	1.2	1.0	—	—	—	水平尾翼逆曲げ一次		
			16.0	2.4	4.7	—	—	—	ラダー		
			16.6	1.2	3.7	—	—	—	胴体横曲げ, 垂直尾翼振れ		
			17.9	1.4	—	12.8	1.7	2.4	主翼対称曲げ二次		
			18.2	1.4	—	13.3	1.4	2.4	主翼逆対称曲げ二次, ラダー		
			19.4	1.6	—	14.1	2.0	2.2	左主翼振れ一次		
						15.1	1.1	—	主翼逆対称曲げ二次, ラダー		
						15.2	1.5	0.7	右主翼振れ一次		
						16.0	1.4	4.6	右主翼振れ一次		
						16.6	2.0	—	外舷フラップ曲げ		
						17.5	2.0	—	右外舷フラップ曲げ		
						17.9	1.4	—	外舷フラップ曲げ		
						18.2	1.4	—	右外舷フラップ曲げ, エレベータ上下		
						19.4	1.6	—	右外舷フラップ曲げ		
18.2	—	—							外舷フラップ振れ		

表7 燃料満のときの試験結果

4点インパルス加振法			1点ランダム加振法			固有モードの特徴
固有振動数 Hz	減衰比 %	モード質量 トン	固有振動数 Hz	減衰比 %	モード質量 トン	
			1.27	2.6	6.5	剛体ロール
			1.81	2.6	5.6	剛体ヒービング
2.65	2.0	10.0	2.69	0.8	6.2	垂直尾翼曲げ
2.93	1.3	2.4	2.86	1.1	2.1	主翼対称曲げ一次
3.65	0.6	2.1	3.58	0.9	1.5	主翼逆対称曲げ一次
4.86	1.1	6.8	4.86	1.0	10.5	胴体縦曲げ
4.96	0.9	7.7				胴体縦曲げ, ナセル上下
5.34	1.6	0.4				水平尾翼逆対称曲げ一次
5.69	1.0	3.0	5.65	0.6	13.7	主翼対称曲げ, ナセル上下
5.90	1.9	13.3	5.89	0.9	14.5	垂直尾翼振れ, 主翼逆対称曲げ二次
6.70	1.0	1.8	6.66	0.8	2.3	主翼逆対称曲げ二次
6.96	0.6	2.6	6.92	0.5	2.4	主翼対称曲げ二次
7.70	0.5	—	7.66	0.4	—	主翼対称前後曲げ
7.82	0.3	5.7	7.79	0.4	8.7	ピトーブーム上下
8.24	1.3	—	8.26	0.5	—	ピトーブーム上下
			9.25	0.7	—	胴体横曲げ
9.53	0.8	0.9				水平尾翼対称曲げ一次, エレベータ
9.99	0.8	7.3	9.94	0.8	5.9	内舷ナセル横曲げ
10.5	0.8	—				水平尾翼対称曲げ一次
11.0	1.5	3.4	10.9	1.0	3.6	ラダー
			11.0	1.6	—	ラダー, 主翼逆対称曲げ二次
11.8	0.7	5.0	11.8	0.6	3.8	外翼対称曲げ二次
			12.0	1.5	—	主翼対称曲げ二次, エレベータ
13.3	0.6	—				上方ラダー, エレベータ・タブ
14.2	1.0	4.7	14.0	2.4	19.9	左舷フラップ
14.6	0.7	3.5				外舷フラップ曲げ
14.8	1.6	1.9	14.8	1.1	—	主翼逆対称振れ, 外舷フラップ振れ
15.0	0.3	—				主翼逆対称振れ, 外舷フラップ曲げ
15.2	0.9	—				主翼対称振れ一次
16.8	1.9	3.8	16.7	1.7	13.8	外舷フラップ逆対称曲げ
			17.6	1.7	—	外舷フラップ対称曲げ

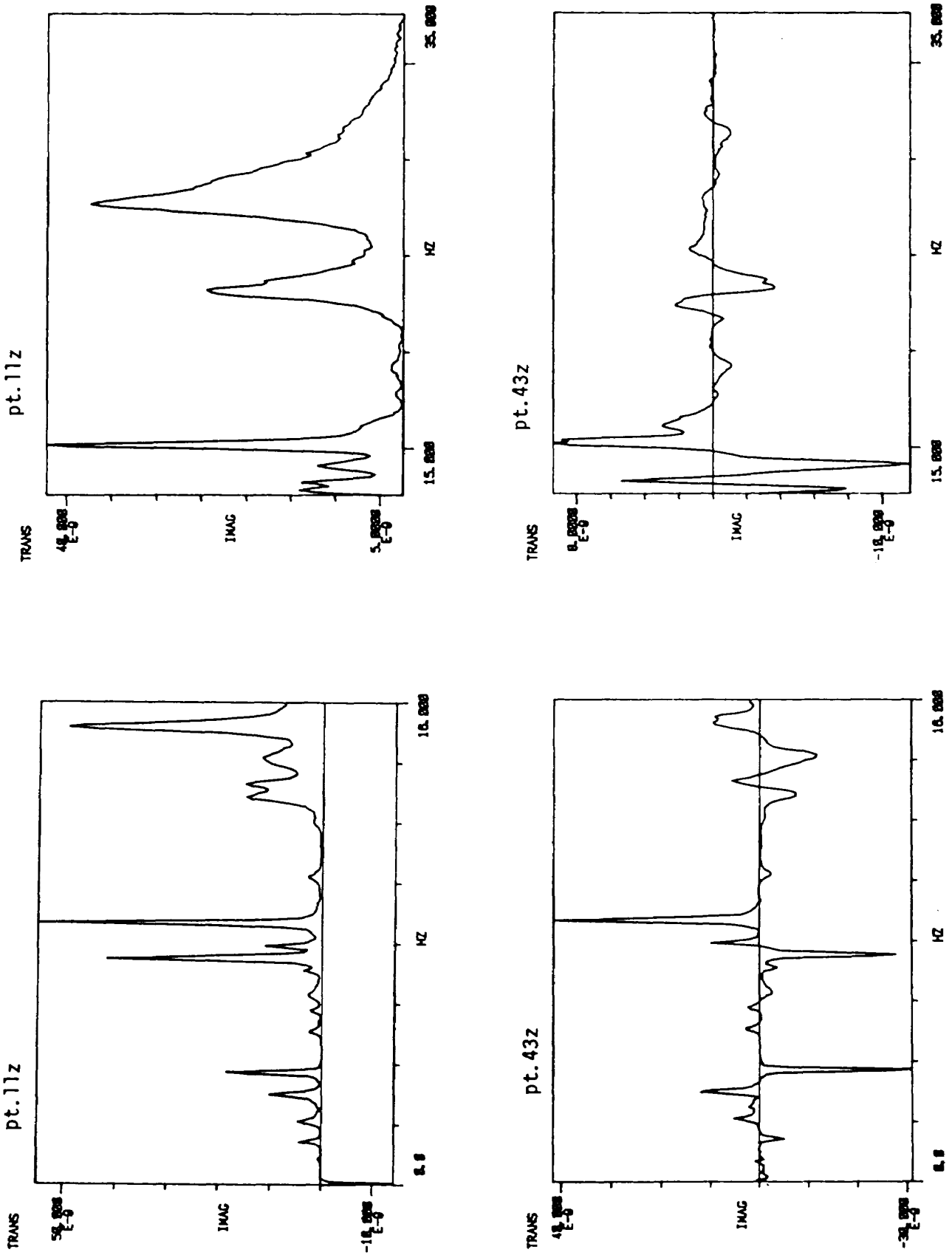


図 14 燃料空のときの代表点の周波数応答関数の虚部 (縦軸の単位: g/dyne)

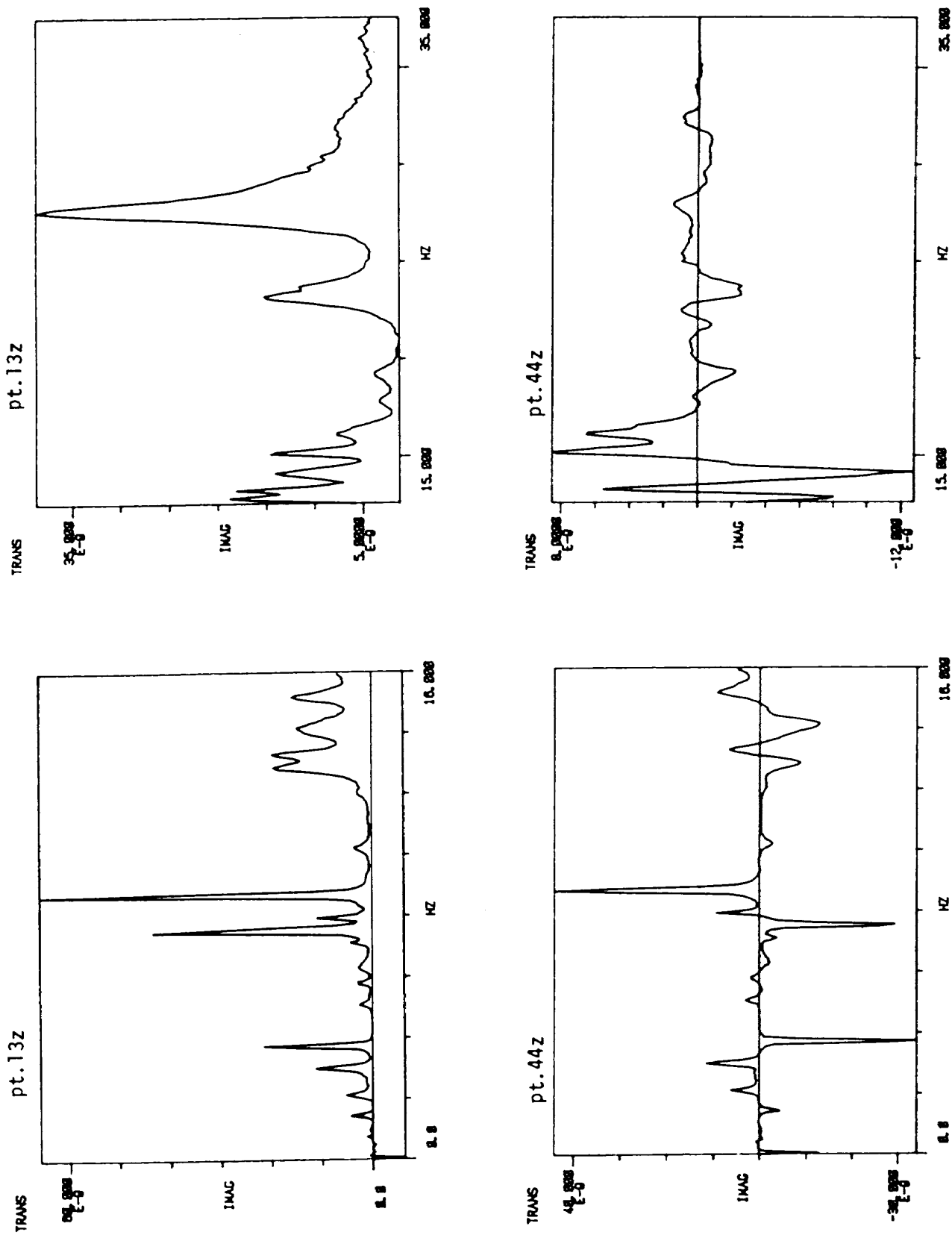


図 14 (続き)

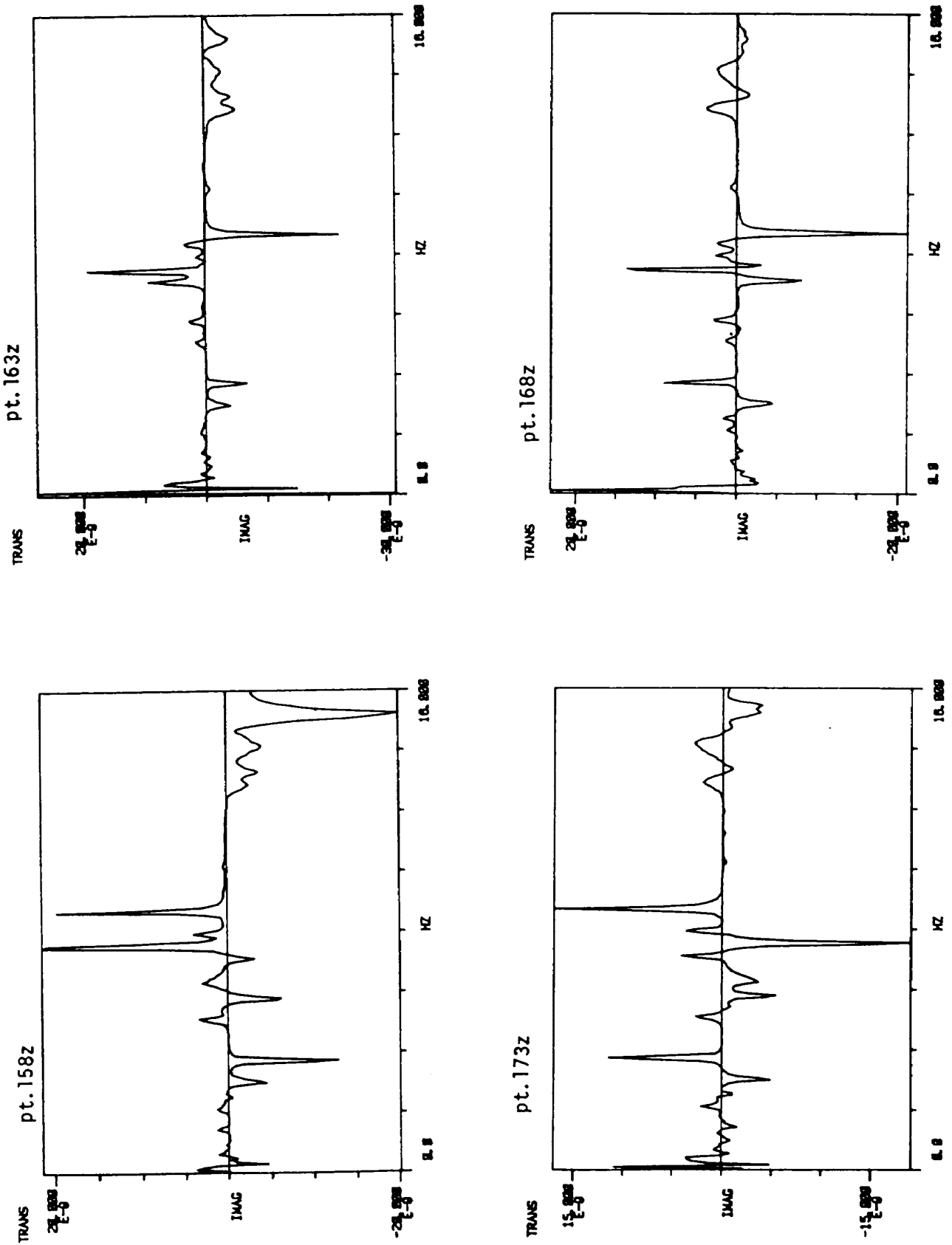


図 14 (続き)

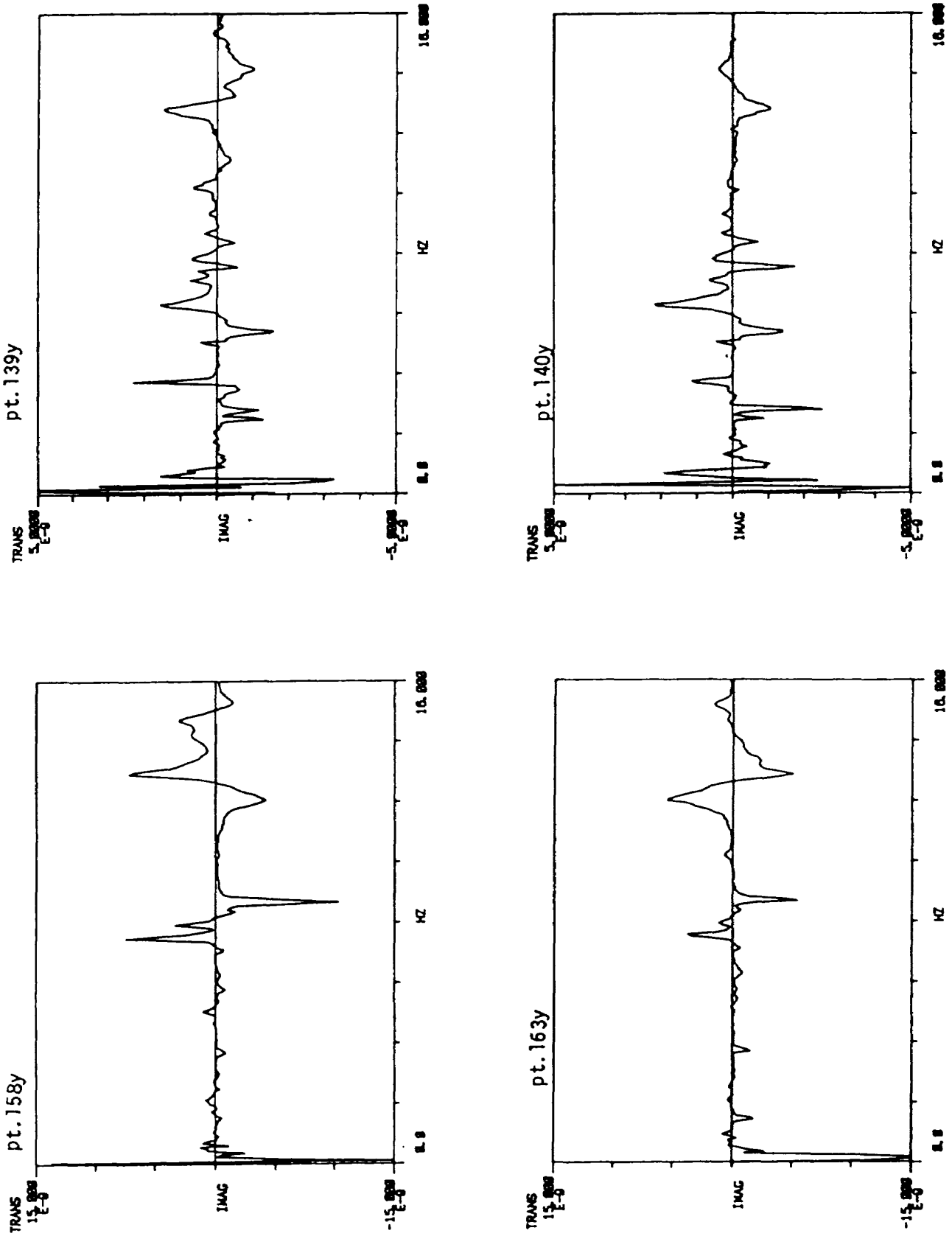


図 14 (続き)

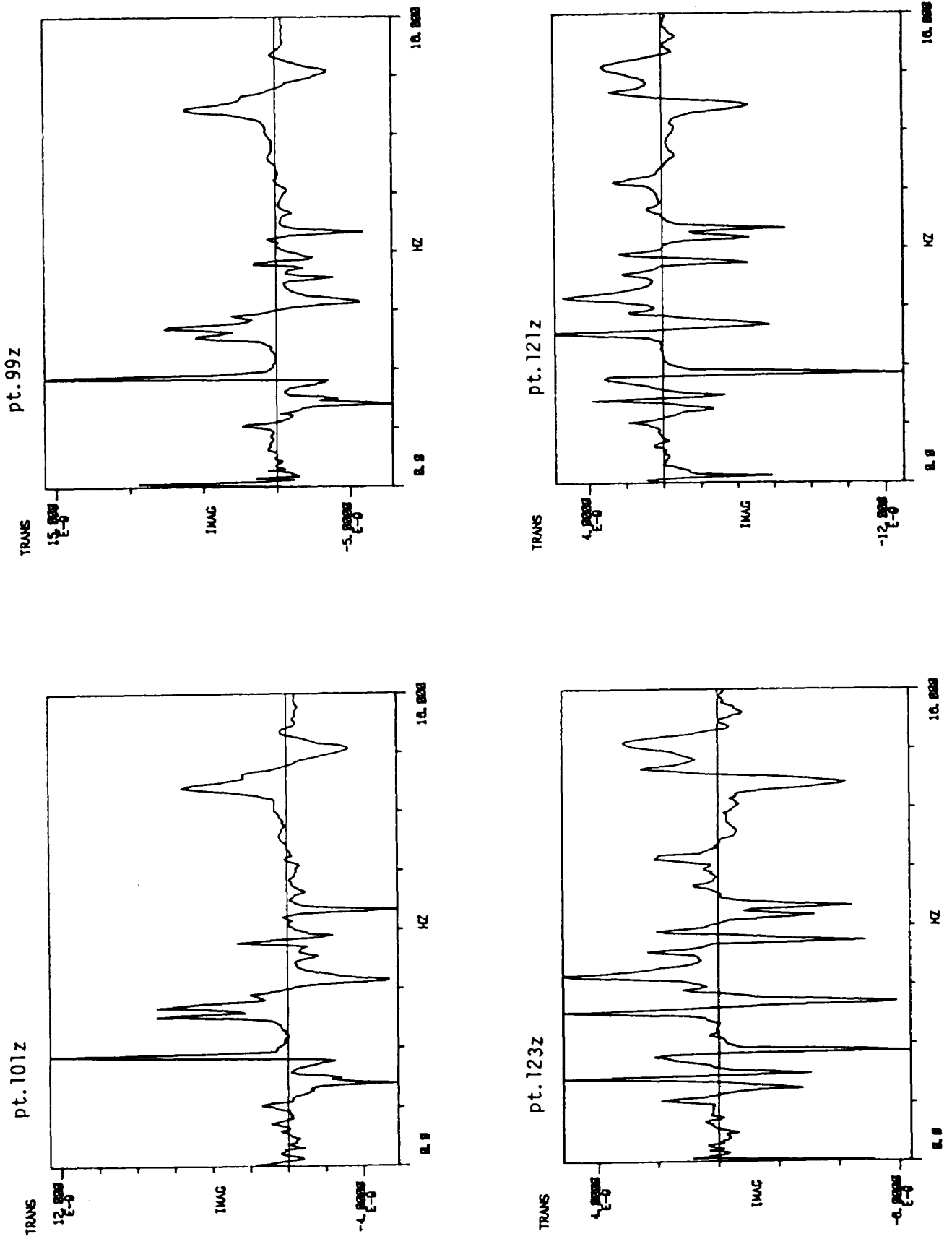
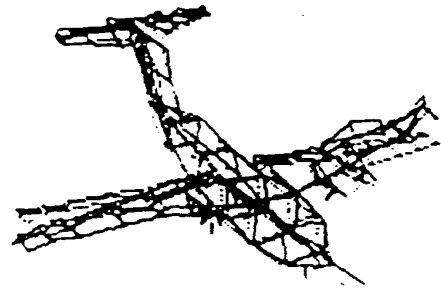
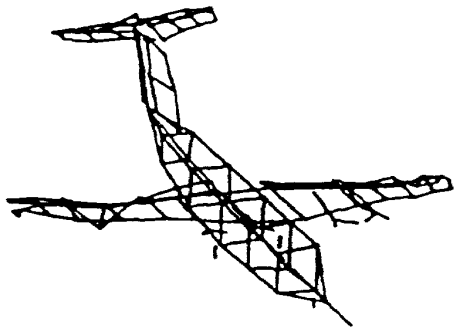
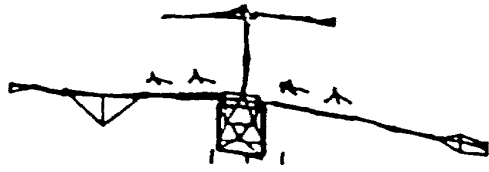


図 14 (続き)

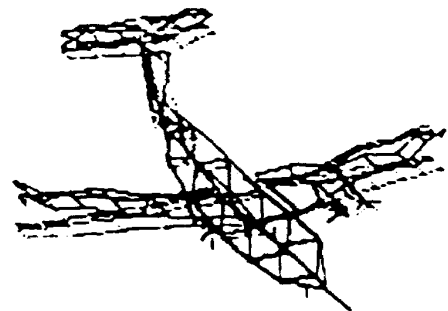
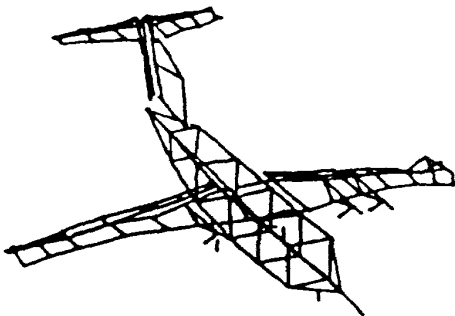
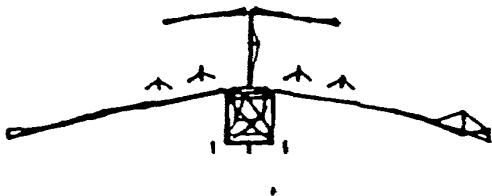
燃料空

燃料満



1.45Hz

1.27Hz



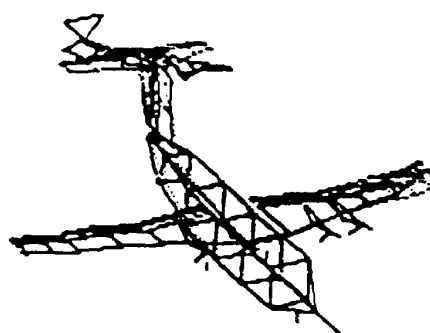
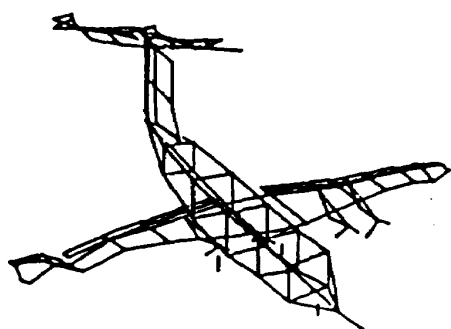
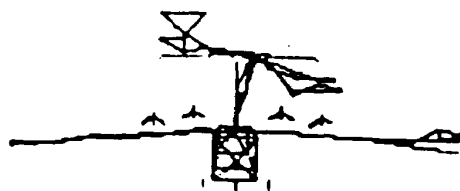
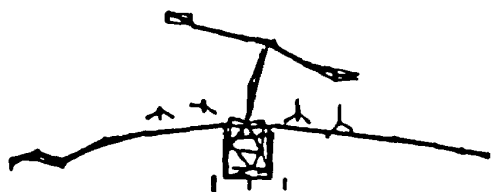
2.11Hz

1.81Hz

図 15 燃料空と燃料満での固有振動モード

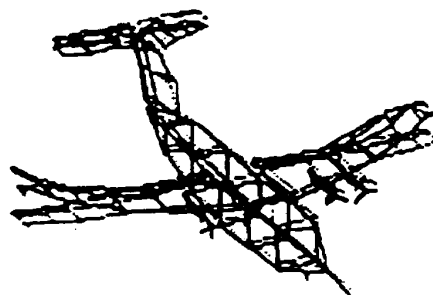
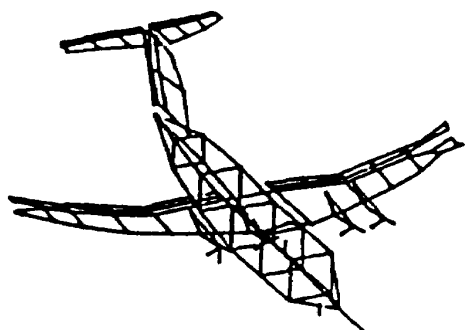
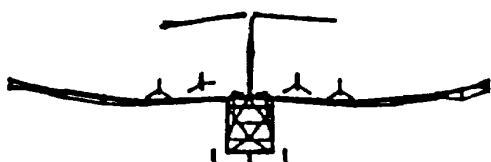
燃料空

燃料満



2.83Hz

2.69Hz



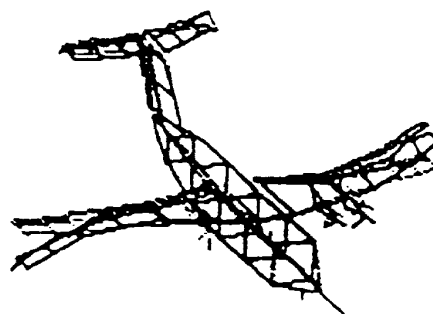
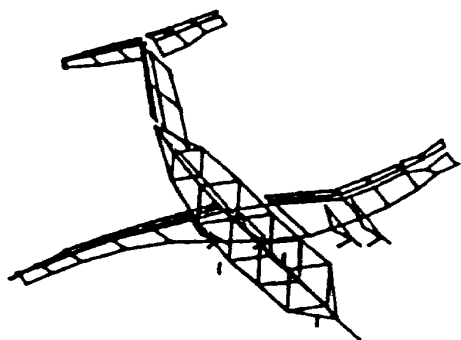
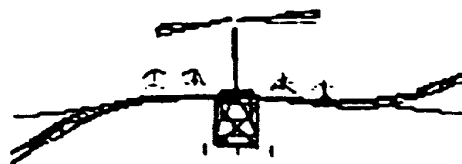
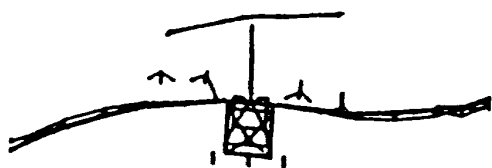
3.02Hz

2.86Hz

図 15 (続き)

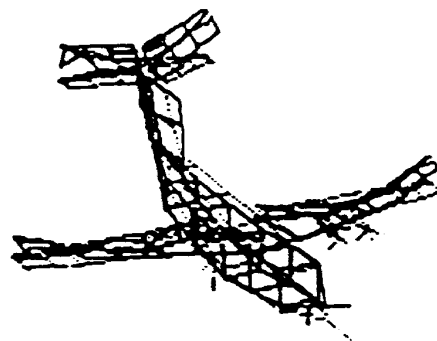
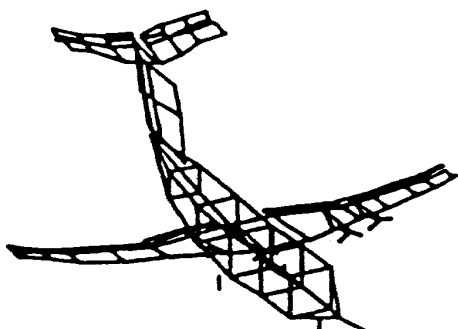
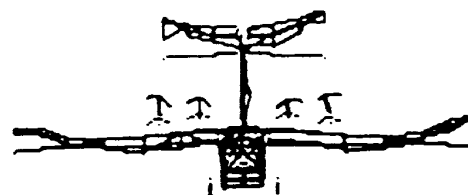
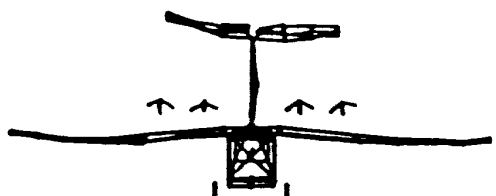
燃料空

燃料満



3.73Hz

3.58Hz



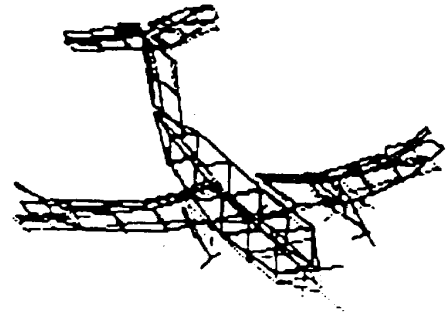
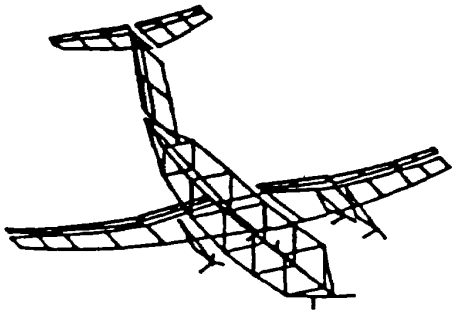
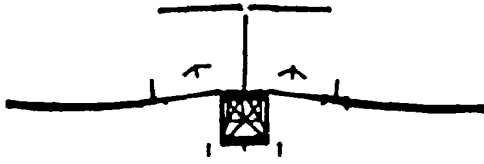
5.08Hz

4.86Hz

図 15 (続き)

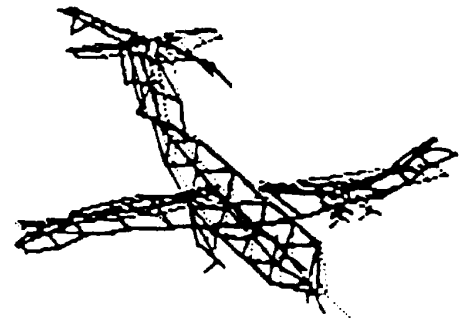
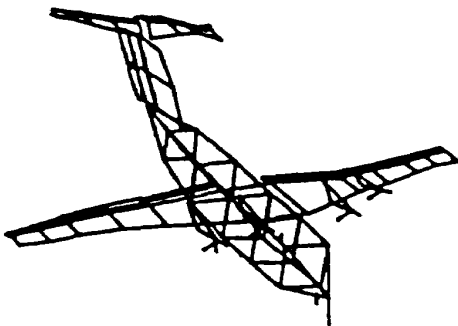
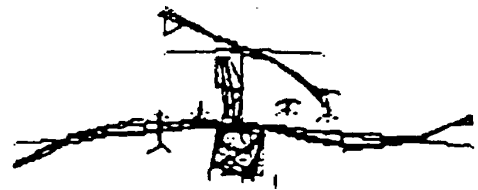
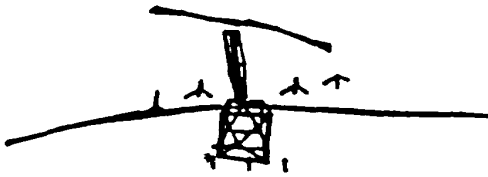
燃料空

燃料満



5.78Hz

5.65Hz



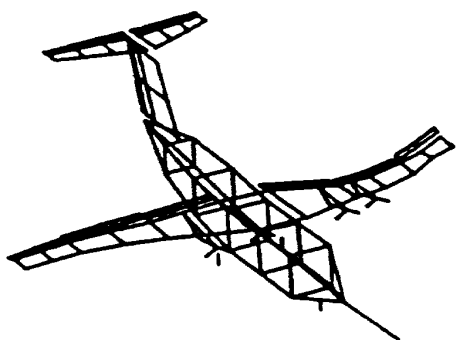
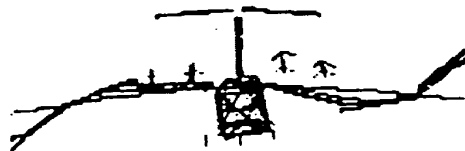
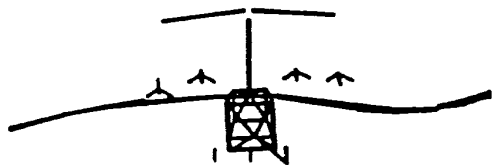
6.26Hz

5.89Hz

図 15 (続き)

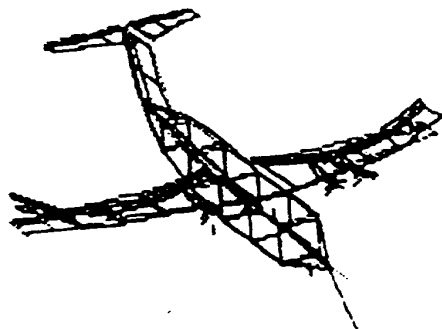
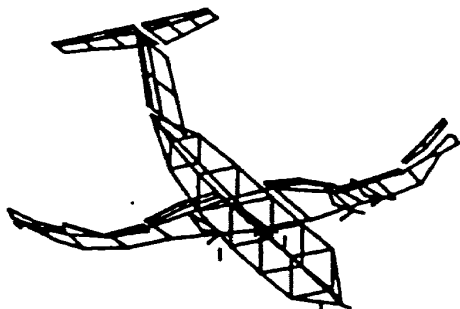
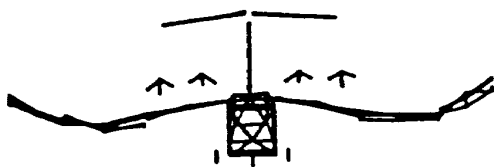
燃料空

燃料満



7.52Hz

6.66Hz



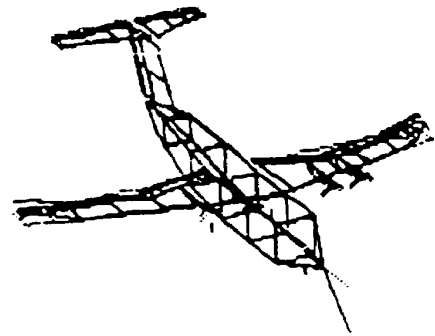
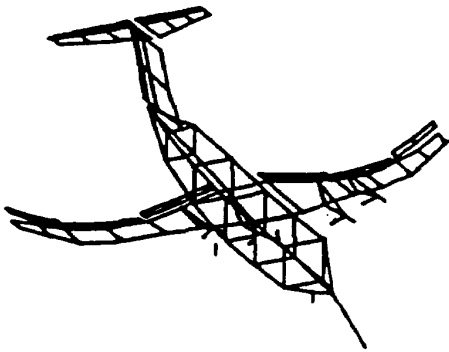
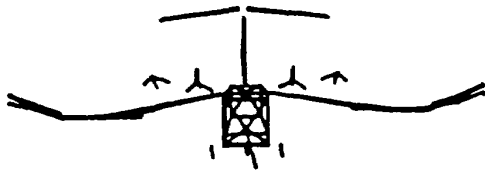
8.37Hz

6.92Hz

図 15 (続き)

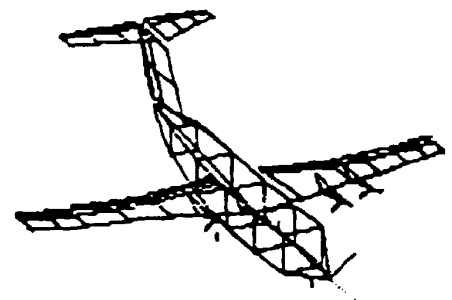
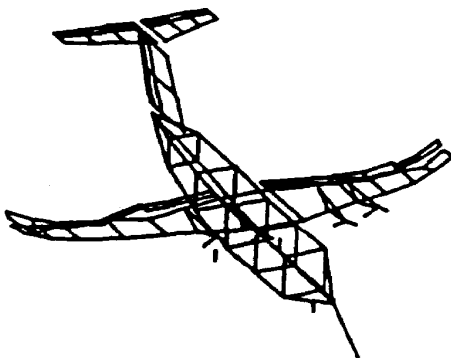
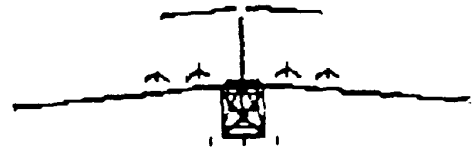
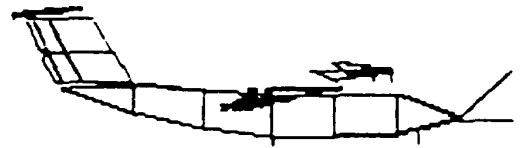
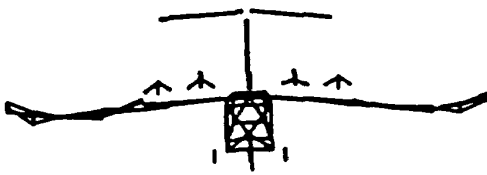
燃料空

燃料満



8.69Hz

7.66Hz

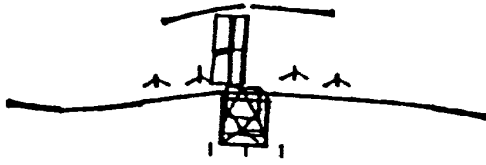


9.33Hz

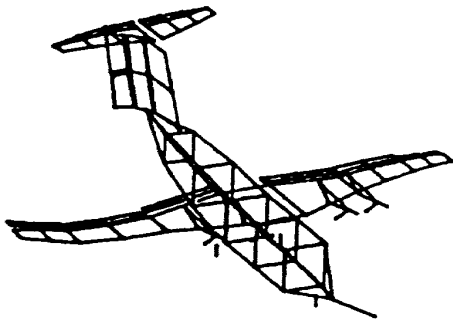
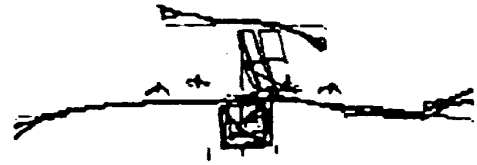
7.79Hz

図 15 (続き)

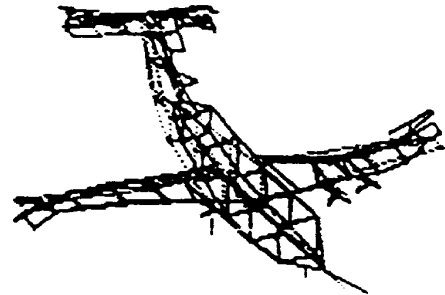
燃料空



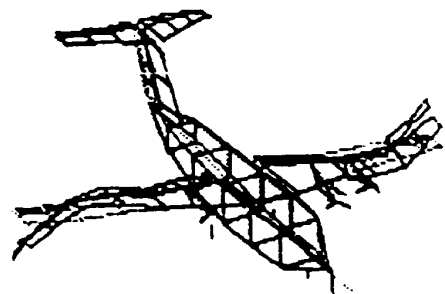
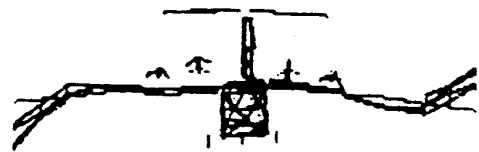
燃料満



10.2Hz



9.25Hz

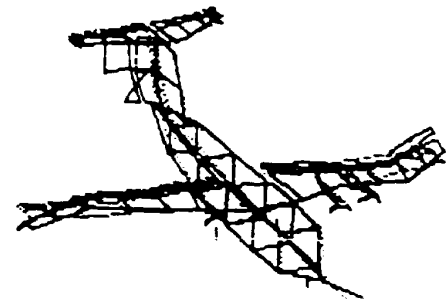
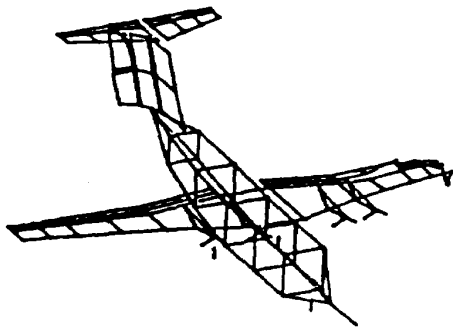
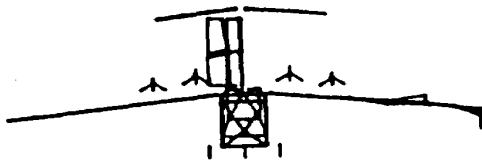


9.94Hz

図 15 (続き)

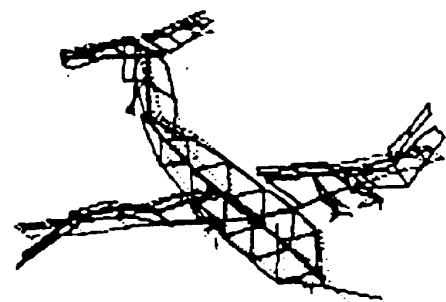
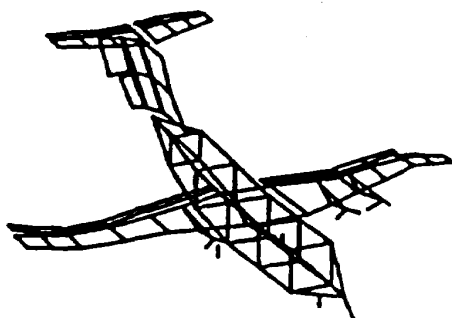
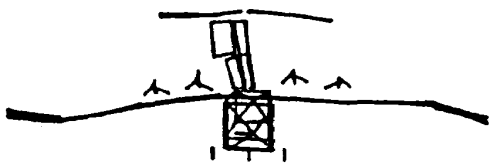
燃料空

燃料満



11.2Hz

10.9Hz



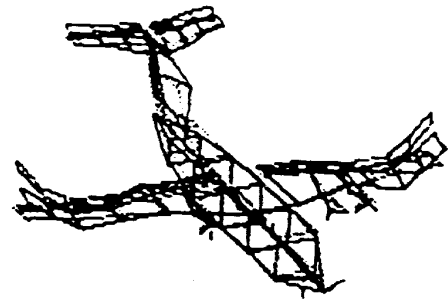
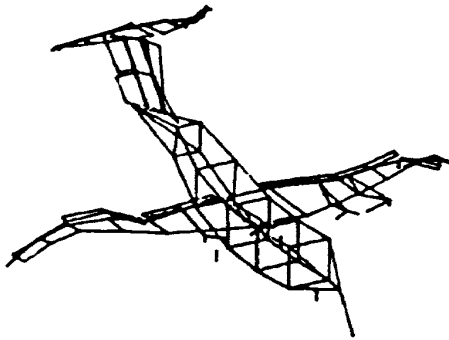
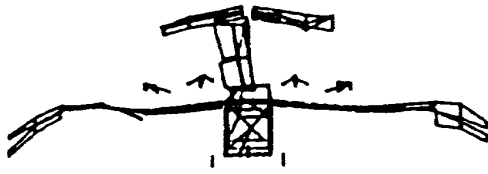
12.8Hz

11.0Hz

図 15 (続き)

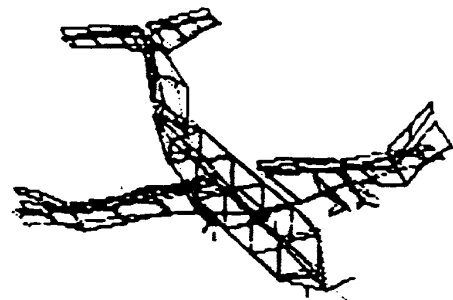
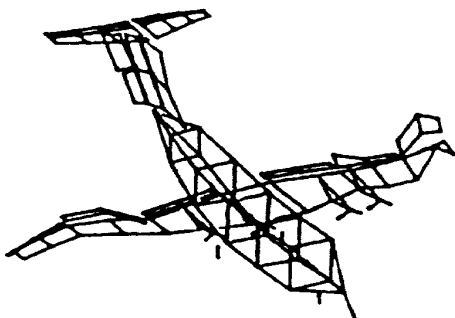
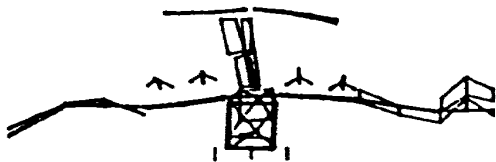
燃料空

燃料満



13.4Hz

11.8Hz



14.2Hz

12.0Hz

図 15 (続き)

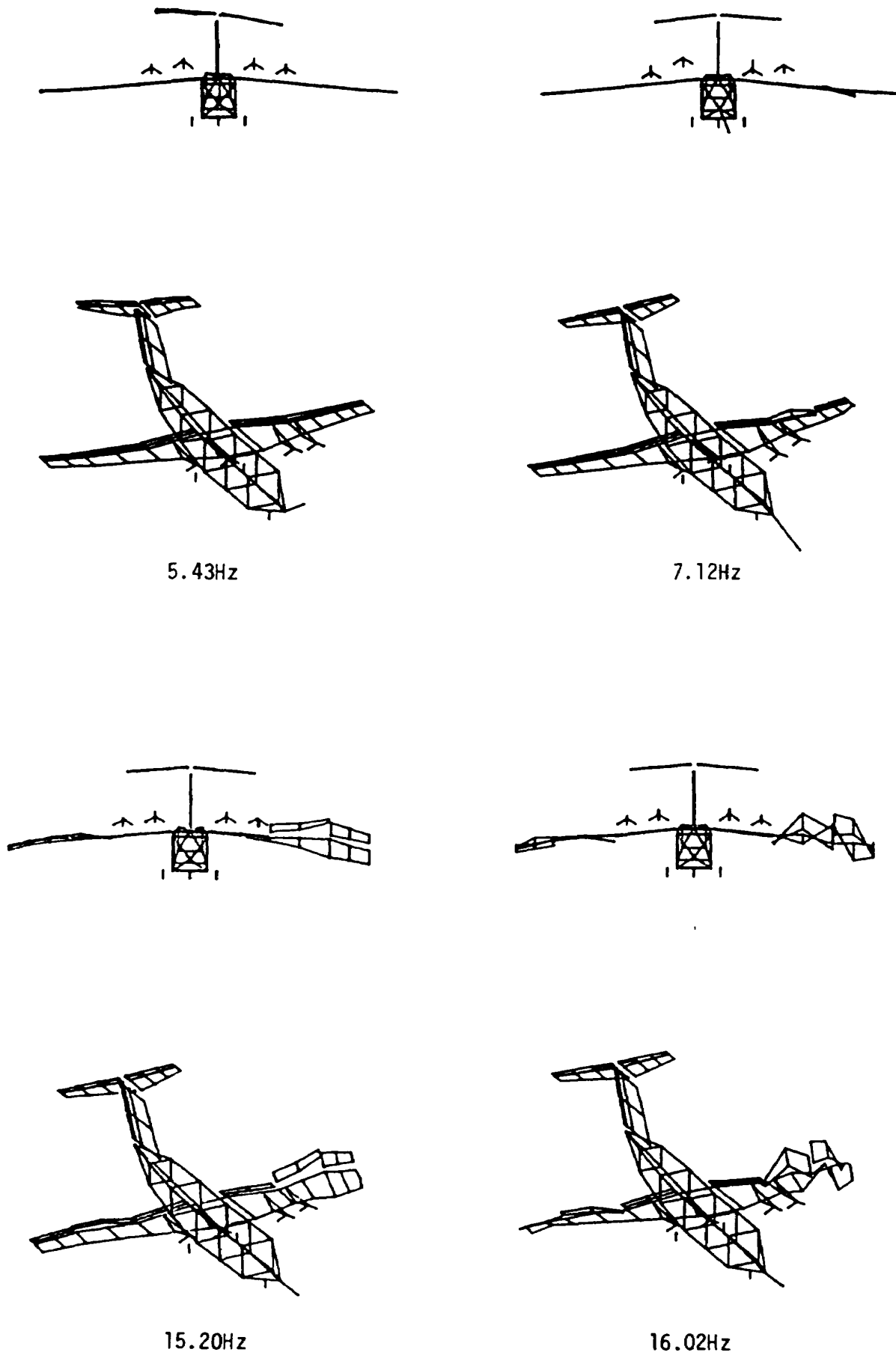
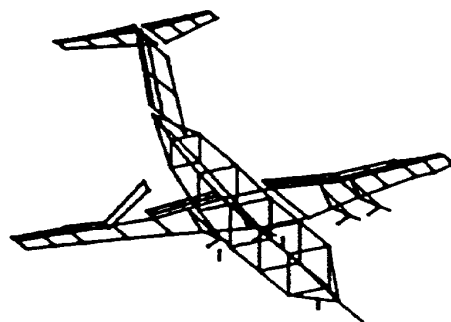
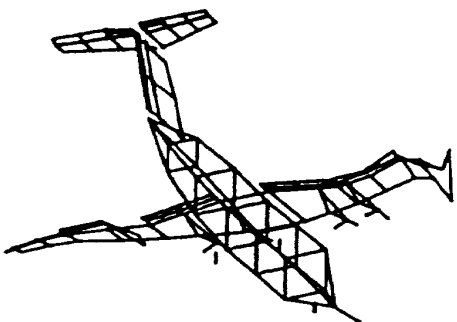
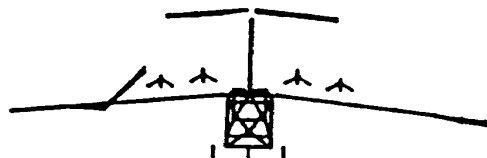
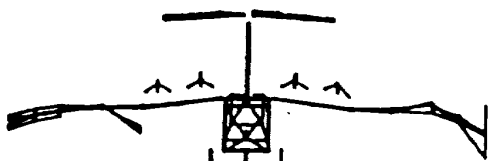
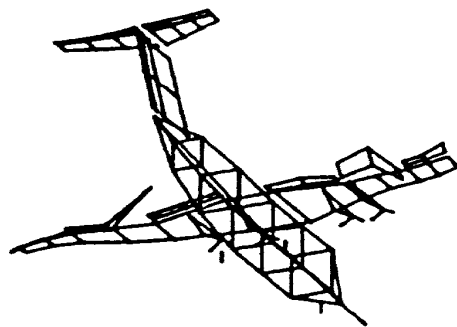
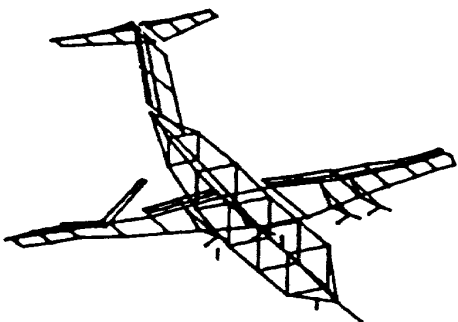
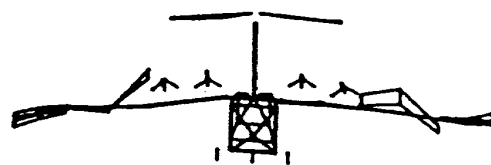
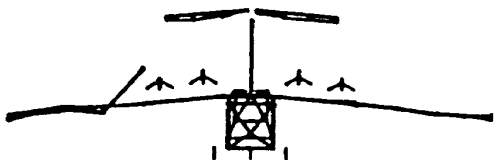


図 16 燃料空での局所的な振動モード



16.62Hz

18.22Hz



17.93Hz

19.44Hz

図 16 (続き)

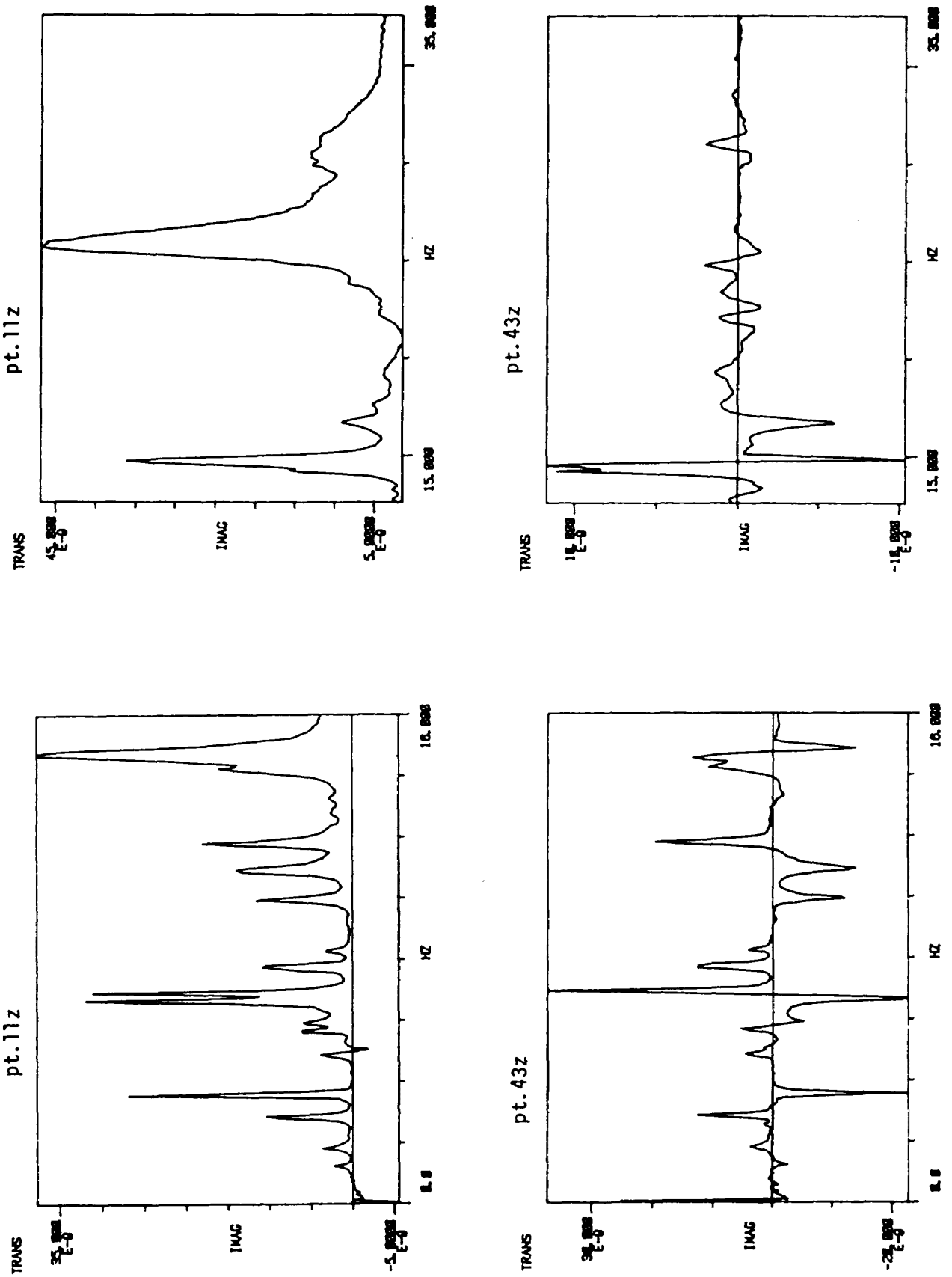


図 17 燃料満のときの代表点の周波数応答関数の虚部 (縦軸の単位 g/dyne)

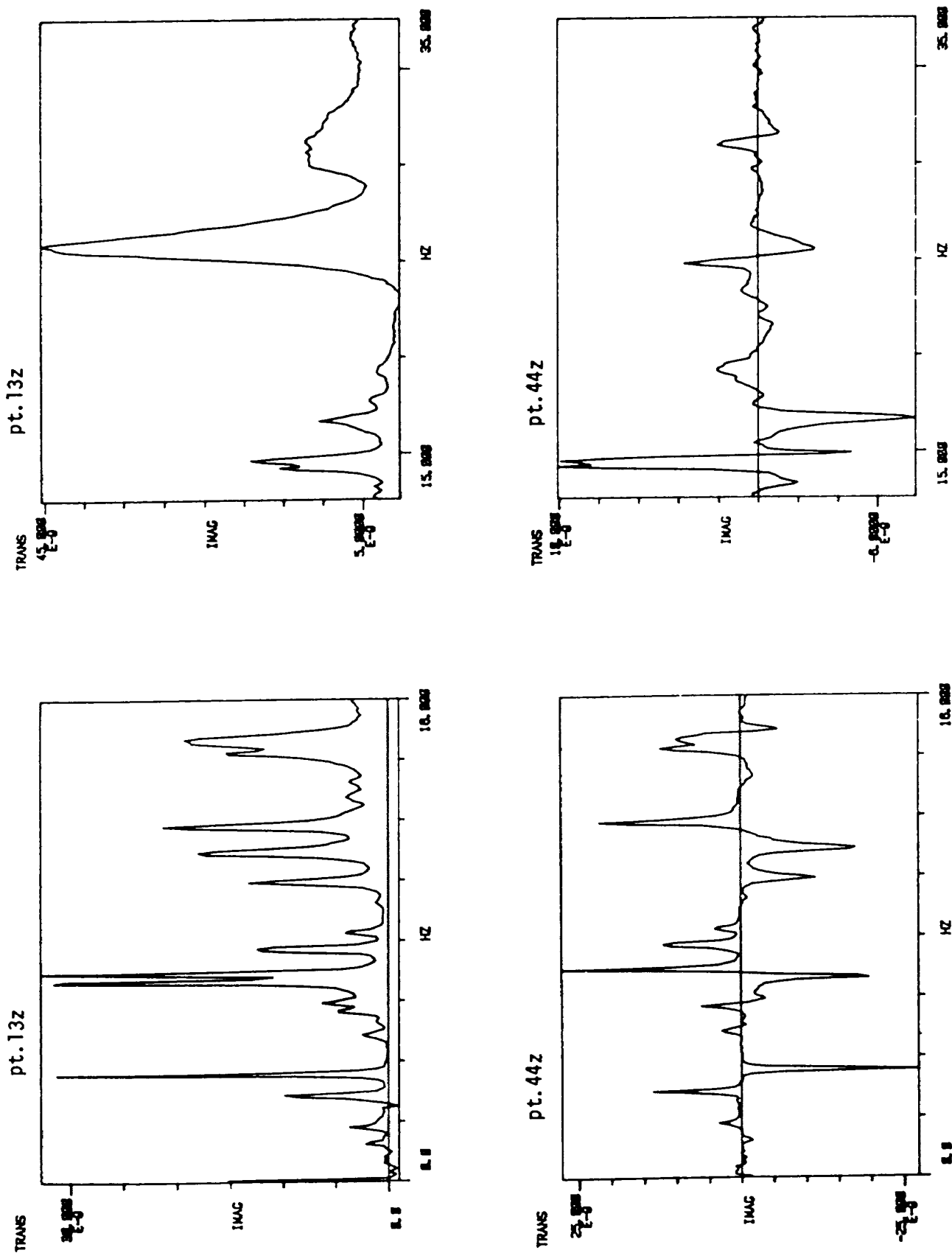


図 17 (続き)

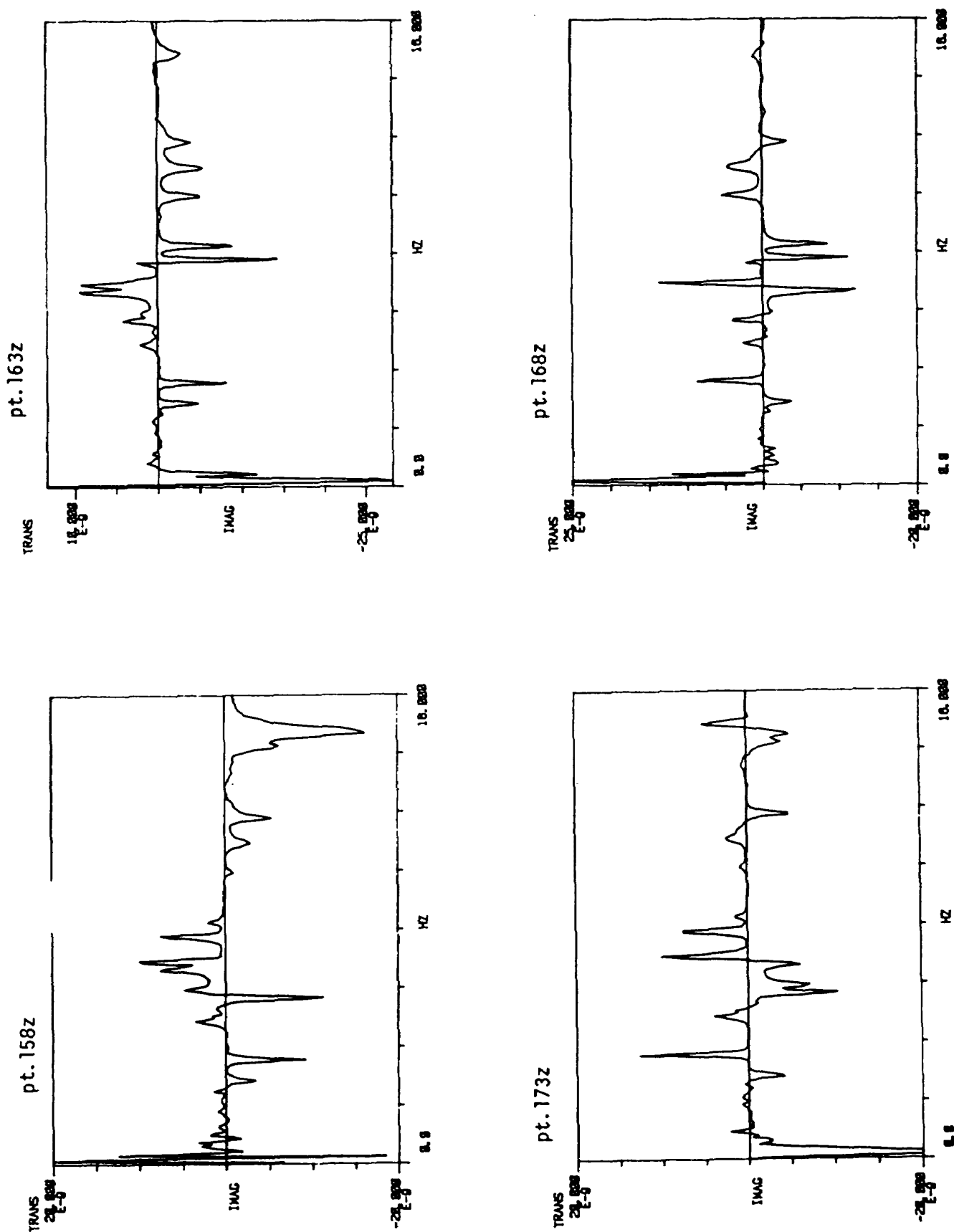


図 17 (続き)

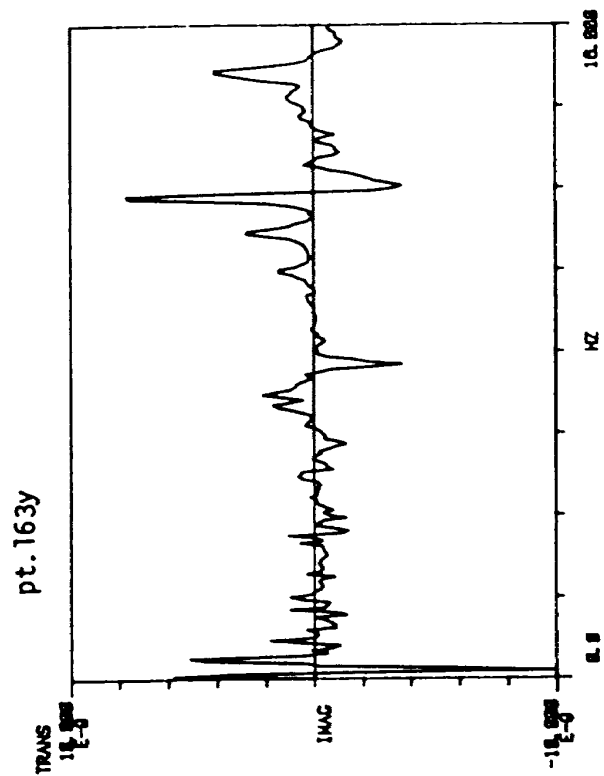
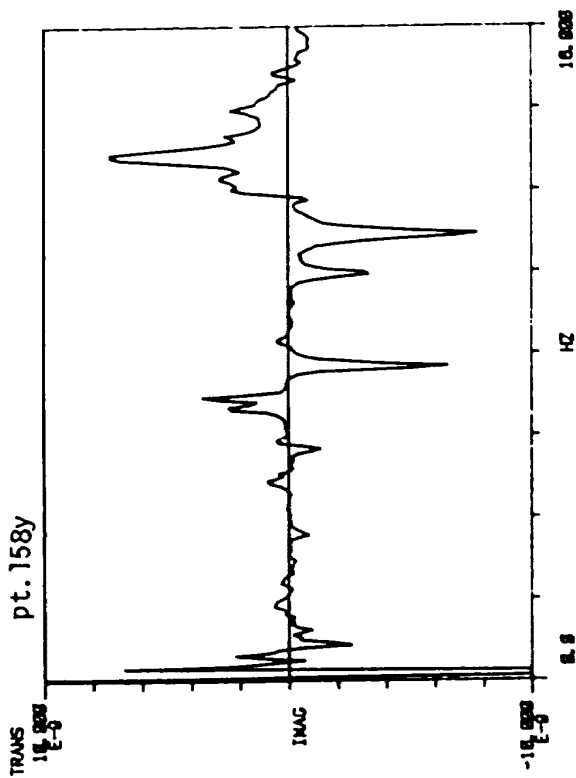
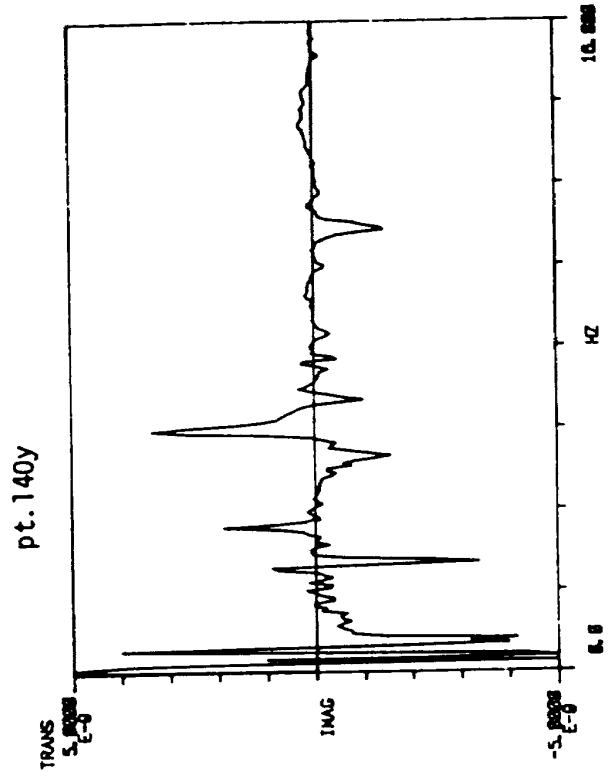
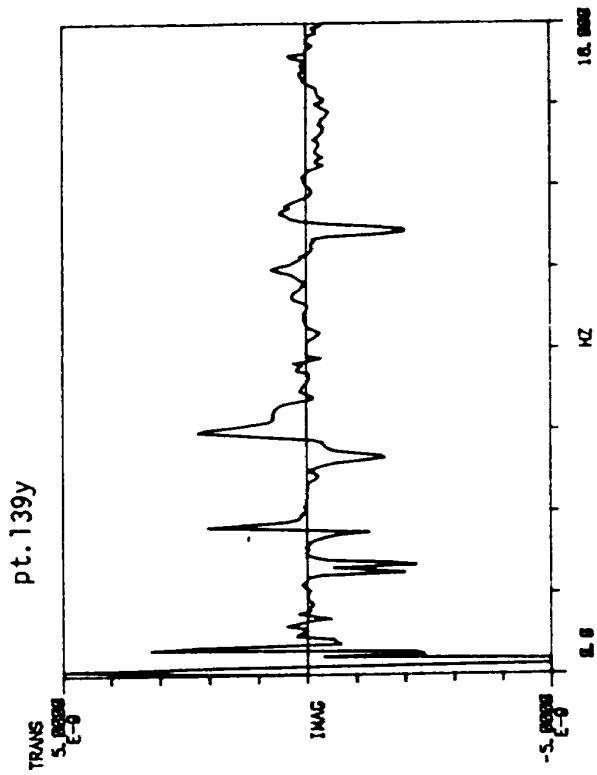


図 17 (続き)

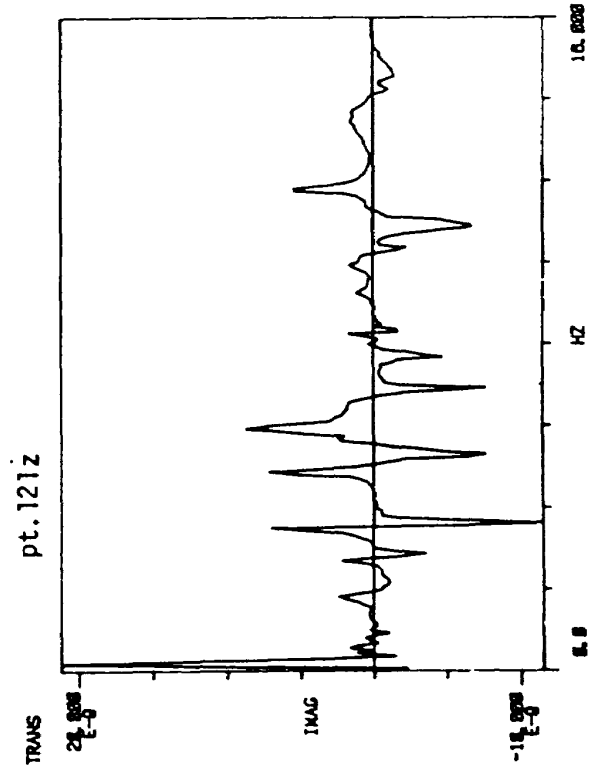
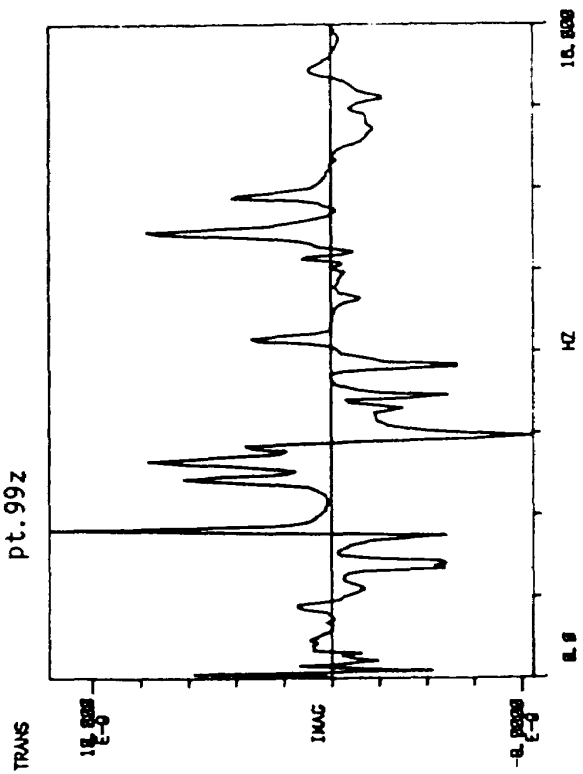
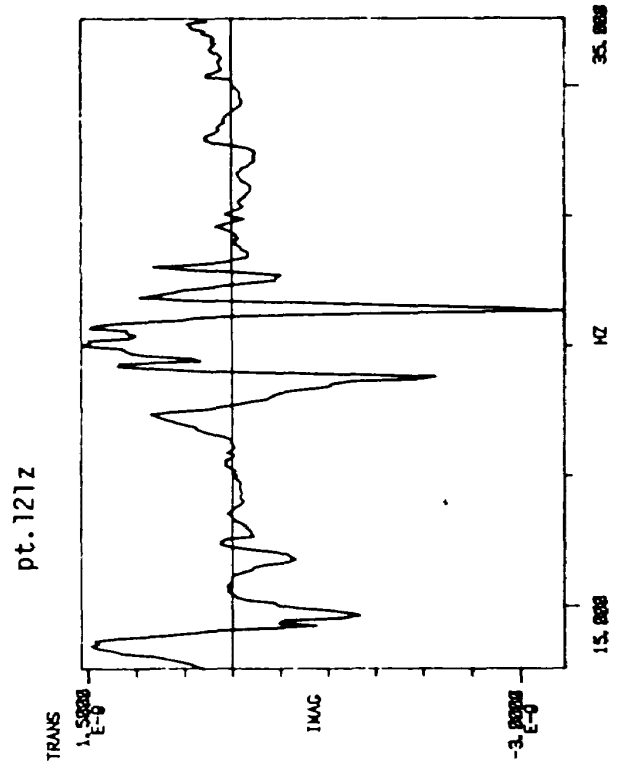
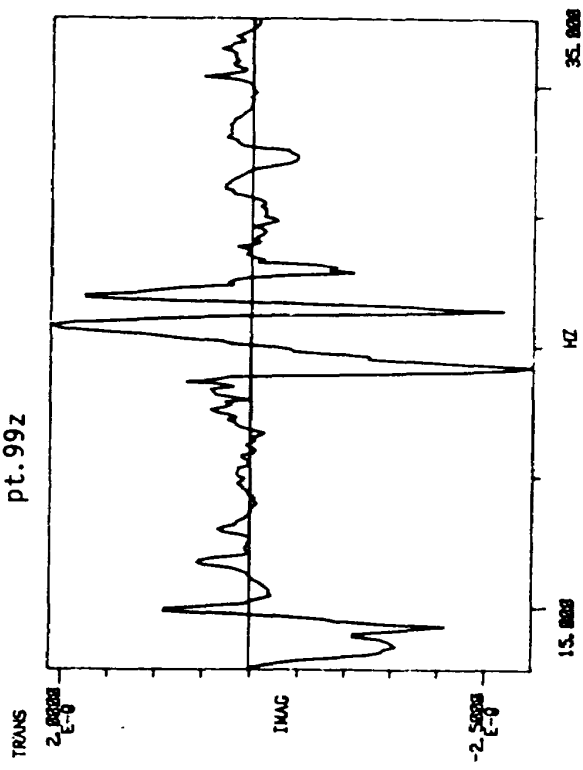


図 17 (続き)

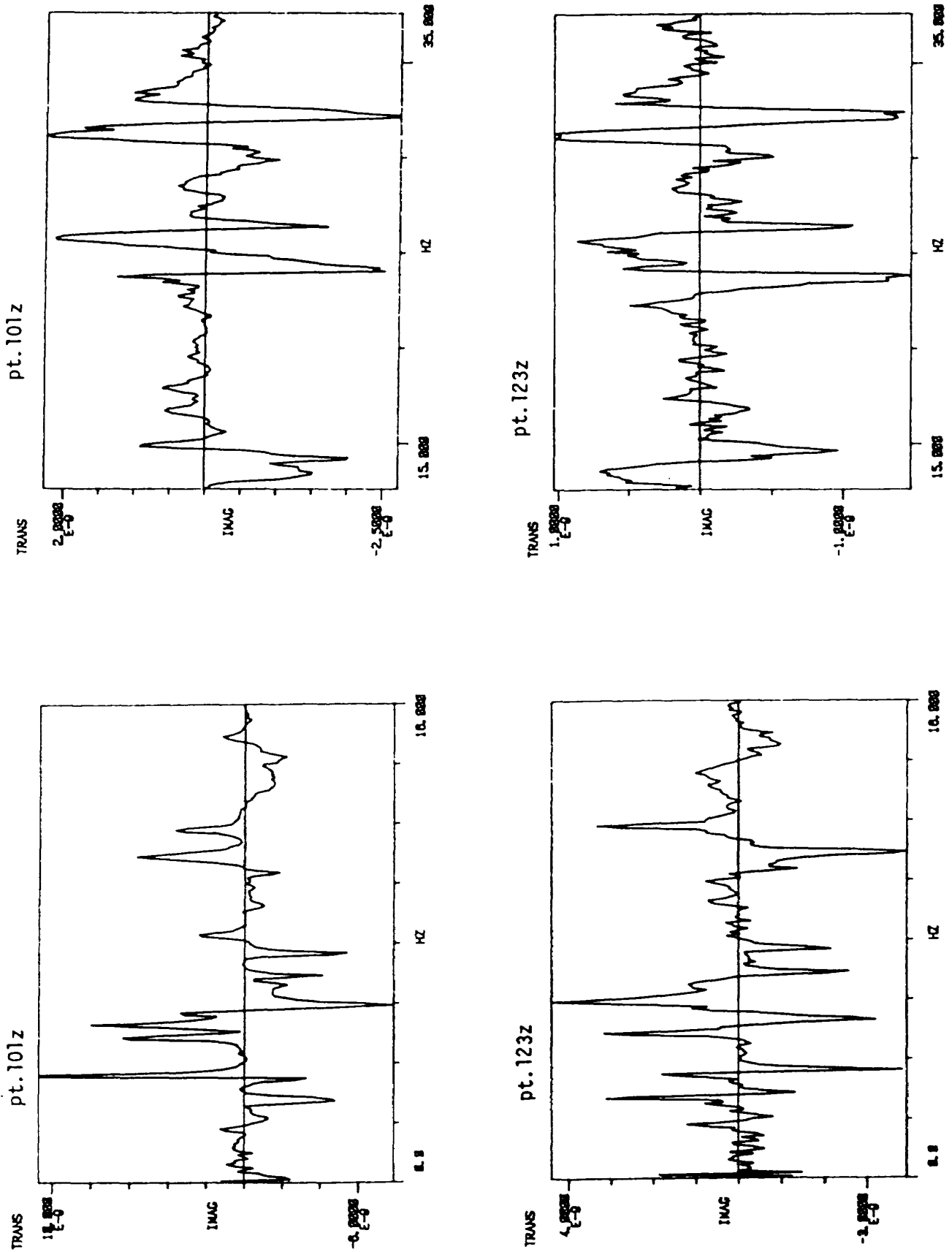


図 17 (続き)

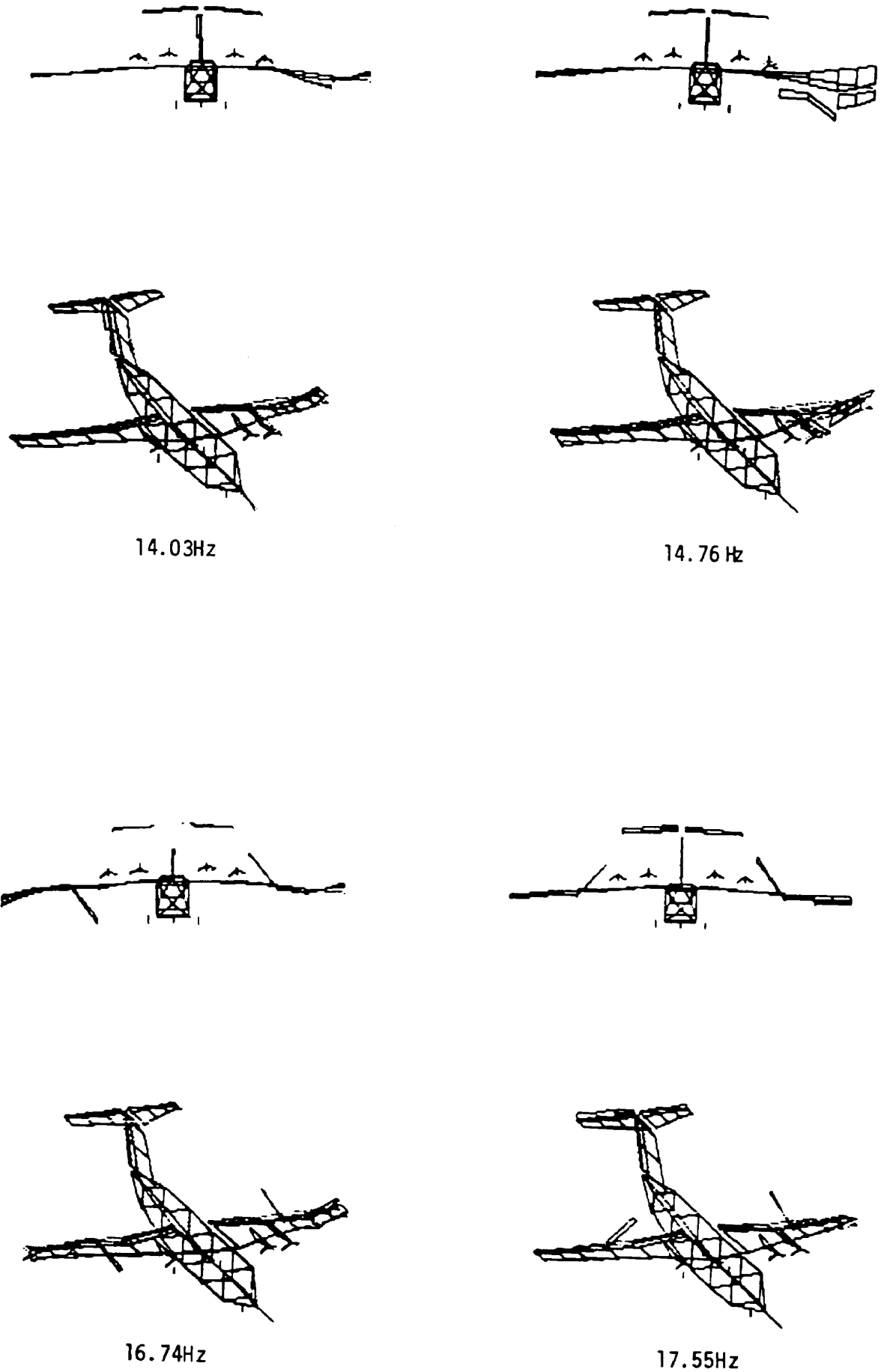


図 18 燃料満のときの高次モード

燃料満の場合

燃料空の場合と同じく、代表的な計測点での周波数応答関数の虚部を図 17 に示す。これらも、1 点ランダム加振法によって得られたものである。得られた固有振動数・減衰比・モード質量を表 7 に、固有振動モードを燃料空の場合と対応するものを図 15 に、高次モードを図 18 に示す。

なお、図 15・16・18 のモード図は 1 点ランダム加振法によって解析したものを載せた。

4.3 結果の検討

試験結果の信頼性

一次試験において各種試験法を適用し、比較検討を行ったので、今回の試験結果の信頼性について以下のようなことが言えよう。

固有振動数については 2 桁目までは信頼できる。固有振動モードについては、図 15 に示した程度で十分に実用となろう。減衰比とモード質量については数 10 % 程度の誤差があることを覚悟せねばならないが、減衰比については低めに評価しておけば動的応答解析においては安全側に見積ることになる。モード質量については、質量行列の両側から固有振動モードベクトルを乗ずることによっても得ることができるので、このようにして得られたモード質量を採用するのがよい。

計算結果との比較

振動試験に先立ち、有限要素法により振動解析を行った⁵⁾。計算結果を付録に示すが、試験結果と計算結果とは一対一の対応はしていない。計算で得られた振動モードは数が多く、試験結果と対応づけられないものが多数存在している。

5. む す び

STOL 実験機「飛鳥」の振動試験を行い、全機試験と USB フラップ、動翼の試験結果について報告した。本研究については、試験装置の整備計画から二次試験の終了に至るまで、所内外の多くの方々のお世話になった。ここに関係各位に対し深謝いたします。

参 考 文 献

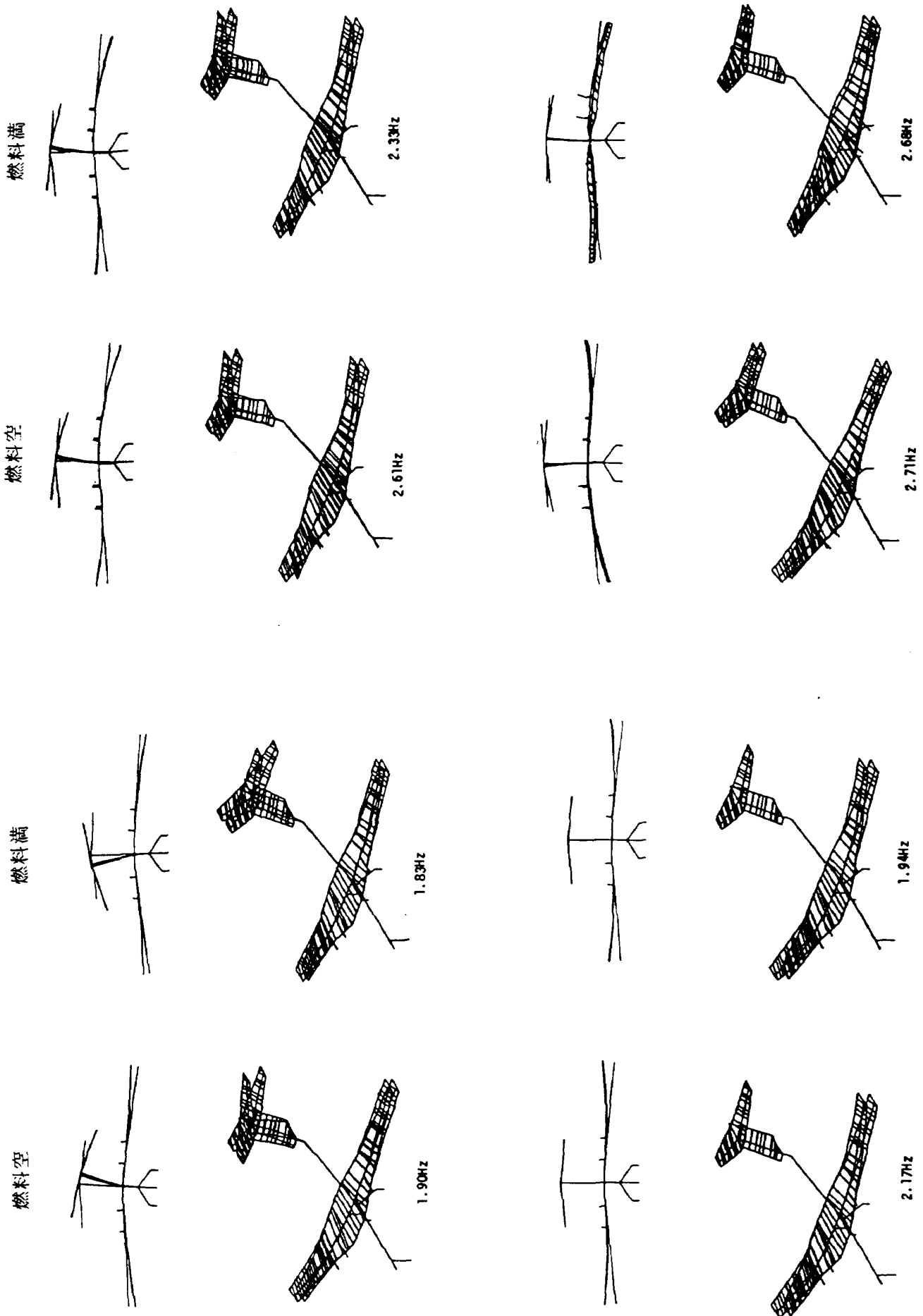
- 1) STOL プロジェクト推進本部振動試験装置開発チーム：低騒音 STOL 実験機の全機地上振動試験（第 1 報：試験装置の概要と一次試験）、航空宇宙技術研究所資料 NAL TM- 542, (1985).
- 2) 運輸省航空局検査課編集：耐空性審査要領，鳳文書林。
- 3) Bisplinghoff, R.L. and Ashley, H. : PRINCIPLES OF AEROELASTICITY, DOVER, (1975), pp.53-54.
- 4) STOL プロジェクト推進本部：低騒音 STOL 実験機の基本設計，航空宇宙技術研究所資料 NAL TM- 452, (1981), pp.164-182.
- 5) C-1 QS 全機振動解析，NAST60-3065，川崎重工株式会社，(1985).

付録 有限要素法による試験前解析⁵⁾

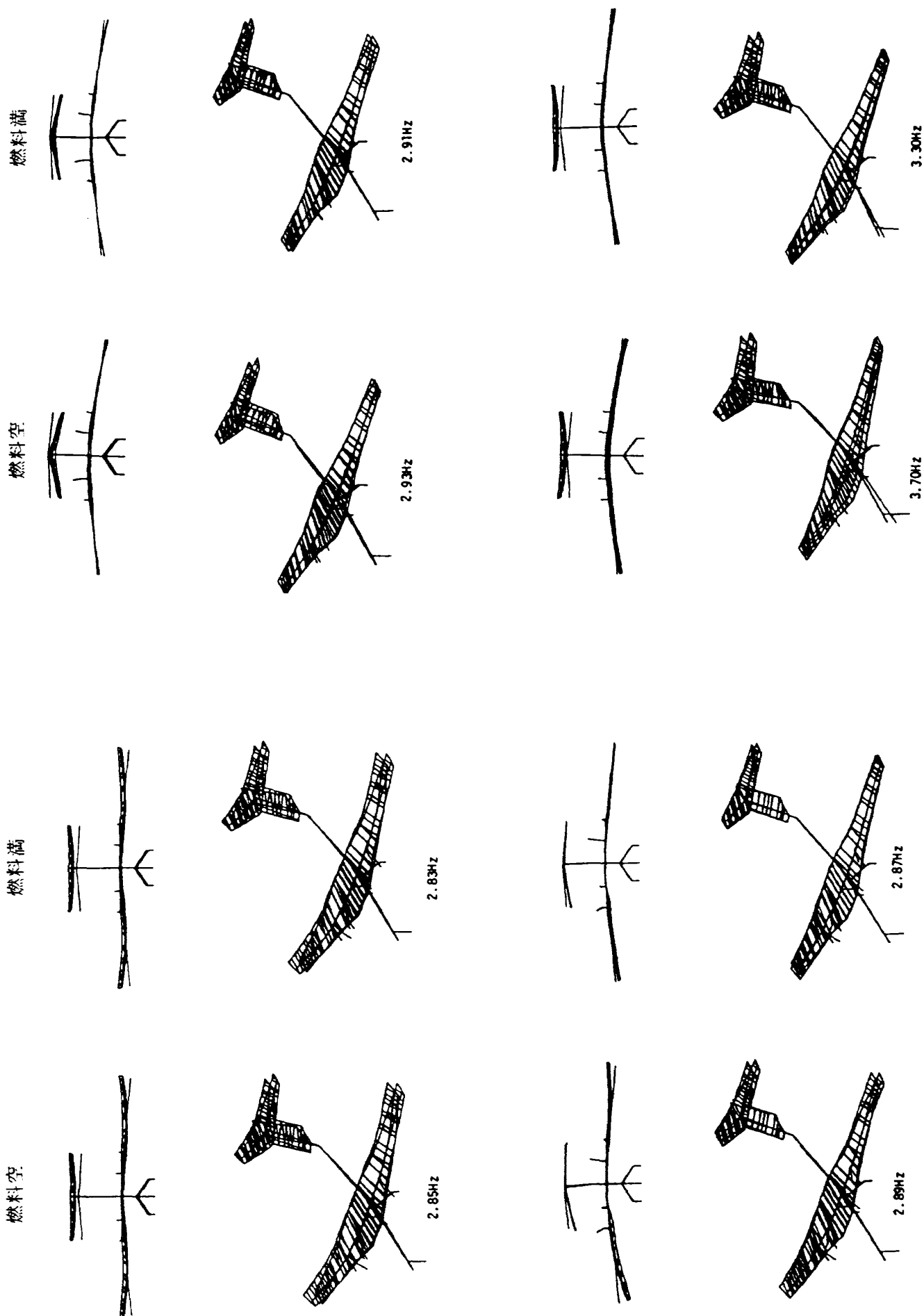
試験前解析を有限要素法のはり要素を用いて行った。用いたプログラムは川崎重工所有の NASTRAN である。

解析モデルは、主翼・尾翼の弾性軸及び胴体軸のそれぞれに剛性分布を入力し、質量については集中質量としてはり要素の節点上にふり分けた。また、モード形を明確にするため剛体要素を用いて翼面を作った。

固有振動数と固有振動モードを付図 1 に示す。

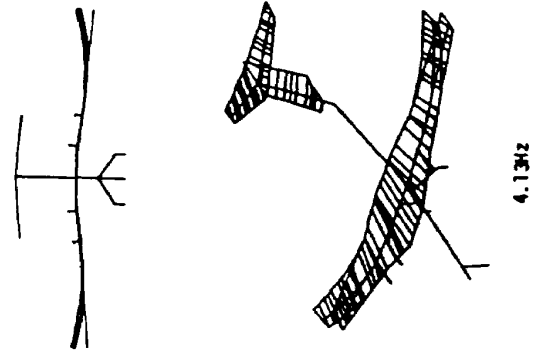


付図 1 燃料空と燃料満についての計算結果

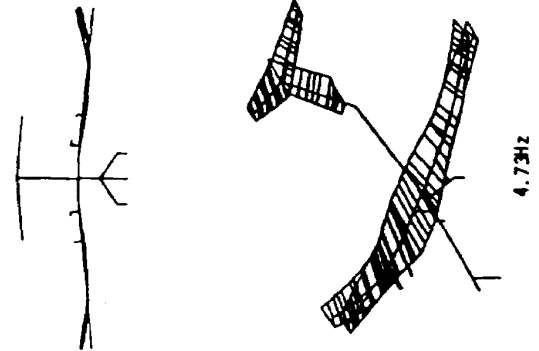
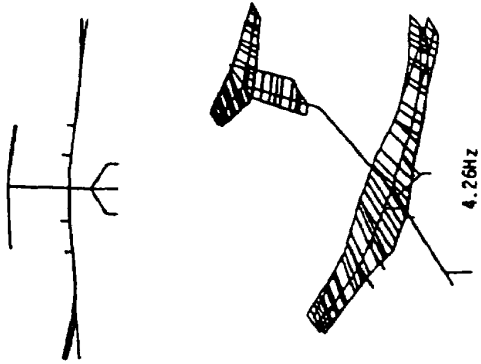


付図1 (続き)

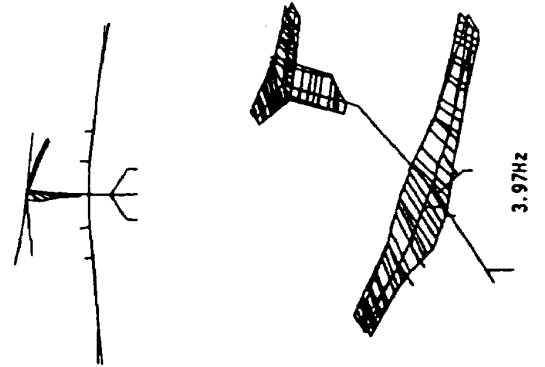
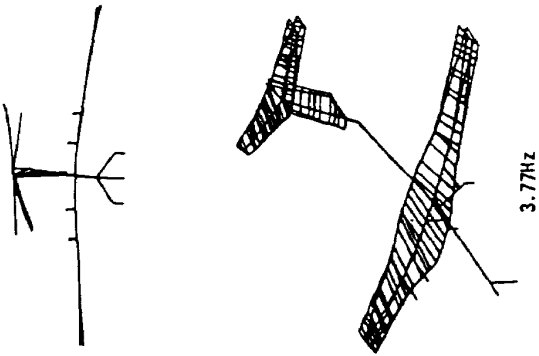
燃料満



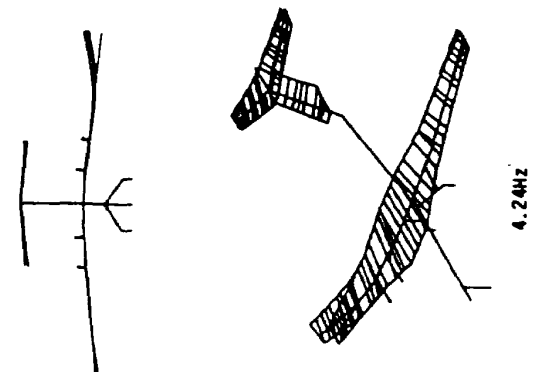
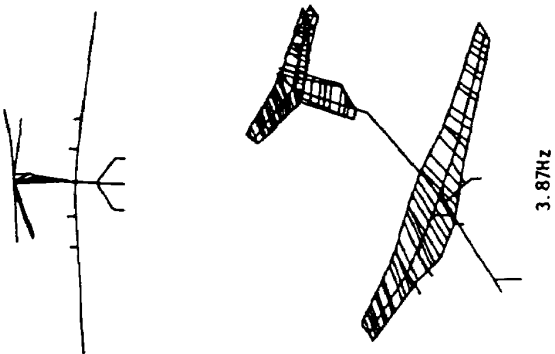
燃料空



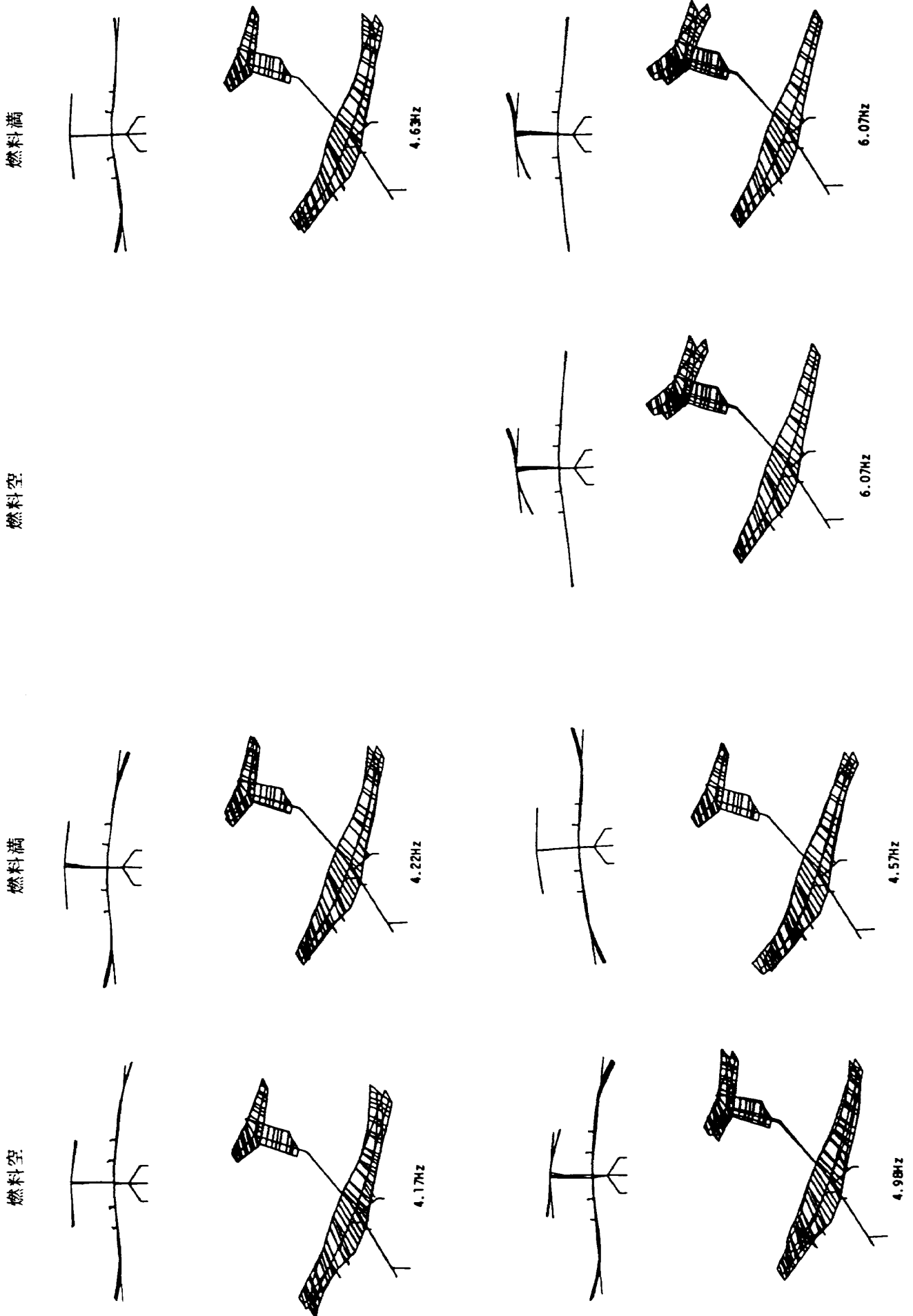
燃料満



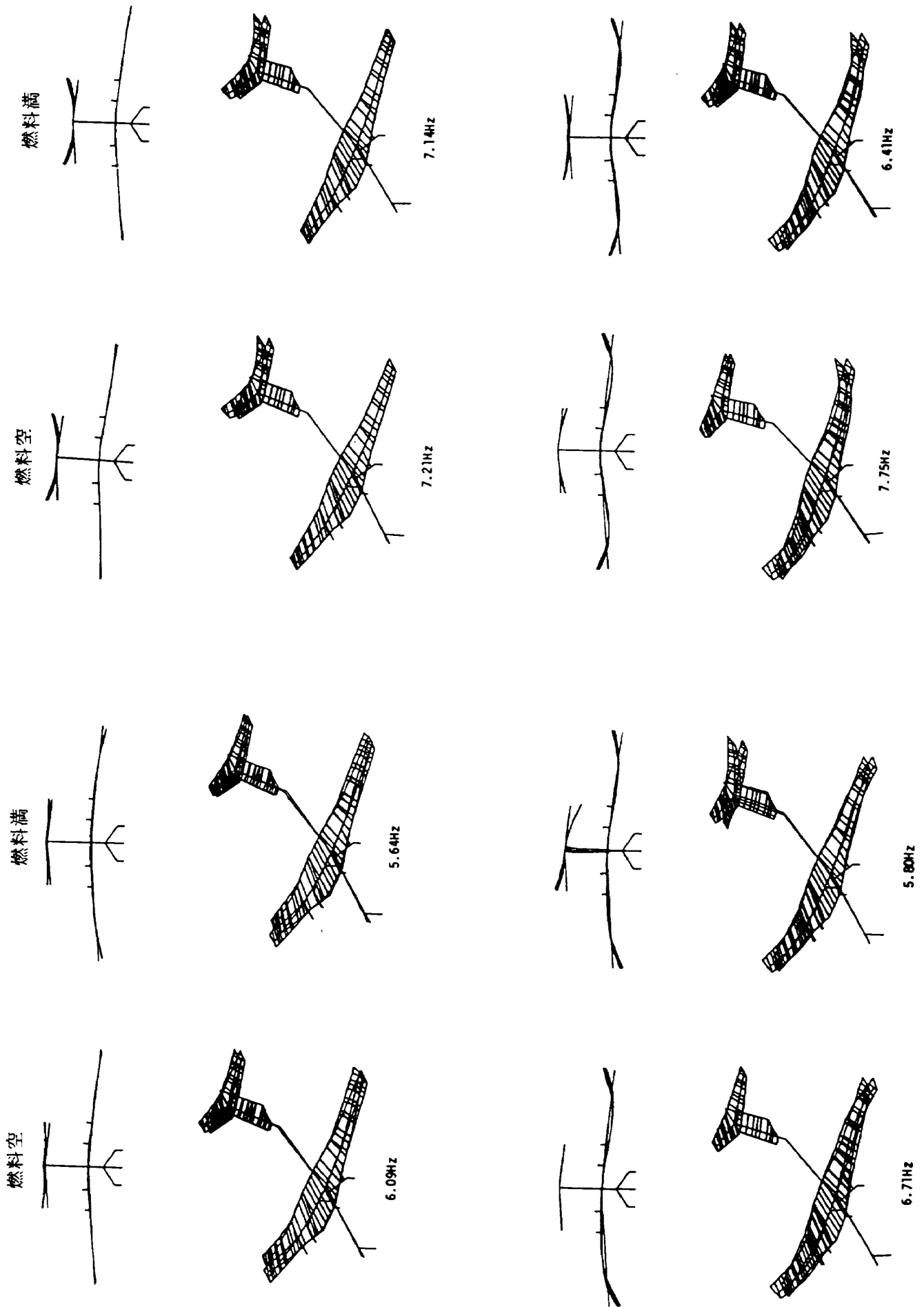
燃料空



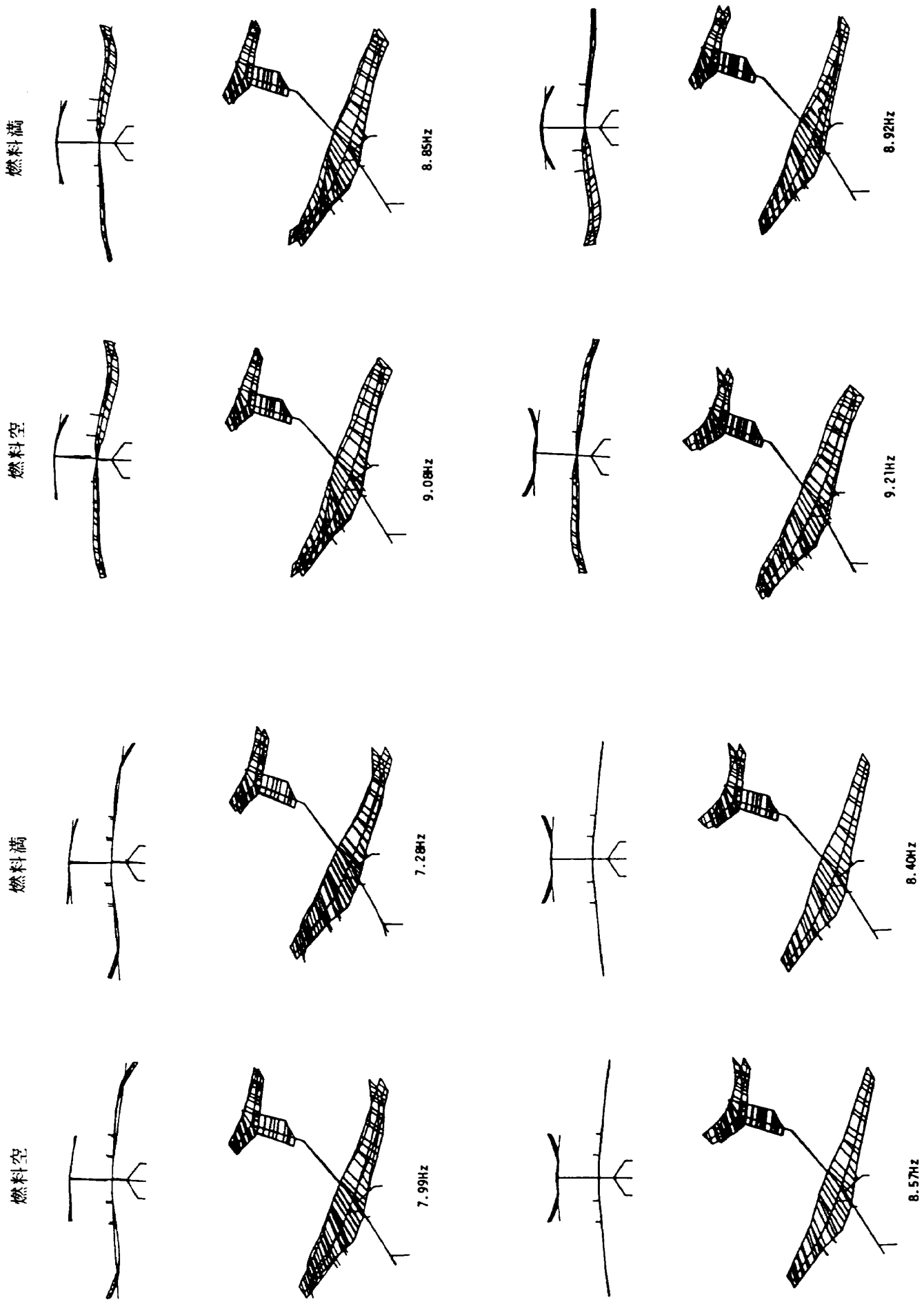
付図1 (続き)



付図1 (続き)



付図 1 (続き)



付図1 (続き)

航空宇宙技術研究所資料553号

昭和61年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話武蔵野三鷹(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
