

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-626

ACT実験用全機弾性模型の
振動試験と構造モデル化

藤井謙司・上田哲彦・安藤泰勝

1990年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ACT実験用全機弾性模型の 振動試験と構造モデル化*

藤井謙司** 上田哲彦*** 安藤泰勝***

1. はじめに

航空宇宙技術研究所では、空力弾性系のアクティブ制御 (active control technology : ACT) に関する研究を進めており¹⁾、その一環として当所の大型低速風洞において、全機弾性模型を用いた突風荷重軽減実験を行った²⁾。

この実験のため、ACT実験用の全機弾性模型を製作した。突風荷重軽減の制御則を設計するためには、製作した全機弾性模型の数学モデルが構築されている必要がある。製作した模型は、空気力による翼の弾性変形が現れるように、主翼に、想定した実機と相似な弾性特性を持たせている。従って、数学モデルを構築する上で、主翼の弾性変形を含めた模型全体の構造特性を明らかにし、弾性体としての数学モデルを構築しておく必要がある。つまり、数学モデルの上では全機模型の弾性変形量 $Za(x, y, t)$ を、固有振動モード形 $Za_i(x, y)$ と一般座標 $q_i(t)$ を用いて、

$$Za(x, y, t) = \sum_{i=1}^N Za_i(x, y) q_i(t) \quad (1-1)$$

と分解する。 i 番目のモードの固有振動数を ω_i 、減衰係数比を ζ_i とすると、弾性力学系の運動方程式は、 i 番目のモードに対応する一般化力 $f_i(t)$ に対して

$$\frac{1}{\omega_i^2} \ddot{q}_i + \frac{2\zeta_i}{\omega_i} \dot{q}_i + q_i = f_i(t) \quad (1-2)$$

で表現される。そこで、製作した模型の構造動特性、つまり (1-1)、(1-2) 式で用いられる固有振動数と固有振動モード形が実際どのようなになっているかを調べるために、振動試験を行った。本報告

はその試験について述べる。また、試験結果に基づき、有限要素法を用いて弾性体としての数学モデルを構築し、制御則を設計する際に用いた ω_i 及び $Za_i(x, y)$ を決定したので、それについても述べる。

2. 全機模型

新たに製作した全機模型の形状と諸元の概要を図1に示す。アスペクト比9.86、25%翼弦での後退角18°、上反角6°で、主翼は想定実機と弾性特性が相似になっている。右翼はこれまでの片持ち翼としての試験で用いた模型³⁻⁵⁾を利用し、左翼はそれと対称の翼を新たに製作したものである。但し、この片持ち翼に対して、全機模型の翼幅は風洞測定部(6.5m×5.5m)側壁の空力効果を考慮し、左右両翼の翼根の翼素を2個ずつ外して短くしてある。胴体は外板バルサの木製骨組構造で、中央部に模型支持機構を含むジュラルミン製胴体桁から成っている。全機模型としての可動部分は、水平安定板、エレベータ、ラダー、エルロンである。主翼前縁にも操舵面があるが、突風荷重軽減風洞試験では使用しないので固定してある。模型全体の質量は35.4kgである。

3. 振動試験および結果

全機模型の持つ固有振動数及びその振動数での振動モード形を計測するために、当所調布飛行場分室内の実機強度試験場で振動試験を行った。

模型を直径10mmの鋼鉄製丸棒で上下に串刺しにして前後、左右の運動を拘束し、スプリングコイルにより重心位置を釣り上げて支持した。丸棒は、模型胴体内に搭載された図2、図3に示す上下運動、縦揺れ、偏動を可能にする摺動金具の中を通される。設計意図に反するが、がた及び丸棒の弾性変形等により、若干の横揺れも生じた。な

* 平成2年6月25日受付

** 新型航空機研究グループ

*** 機体部

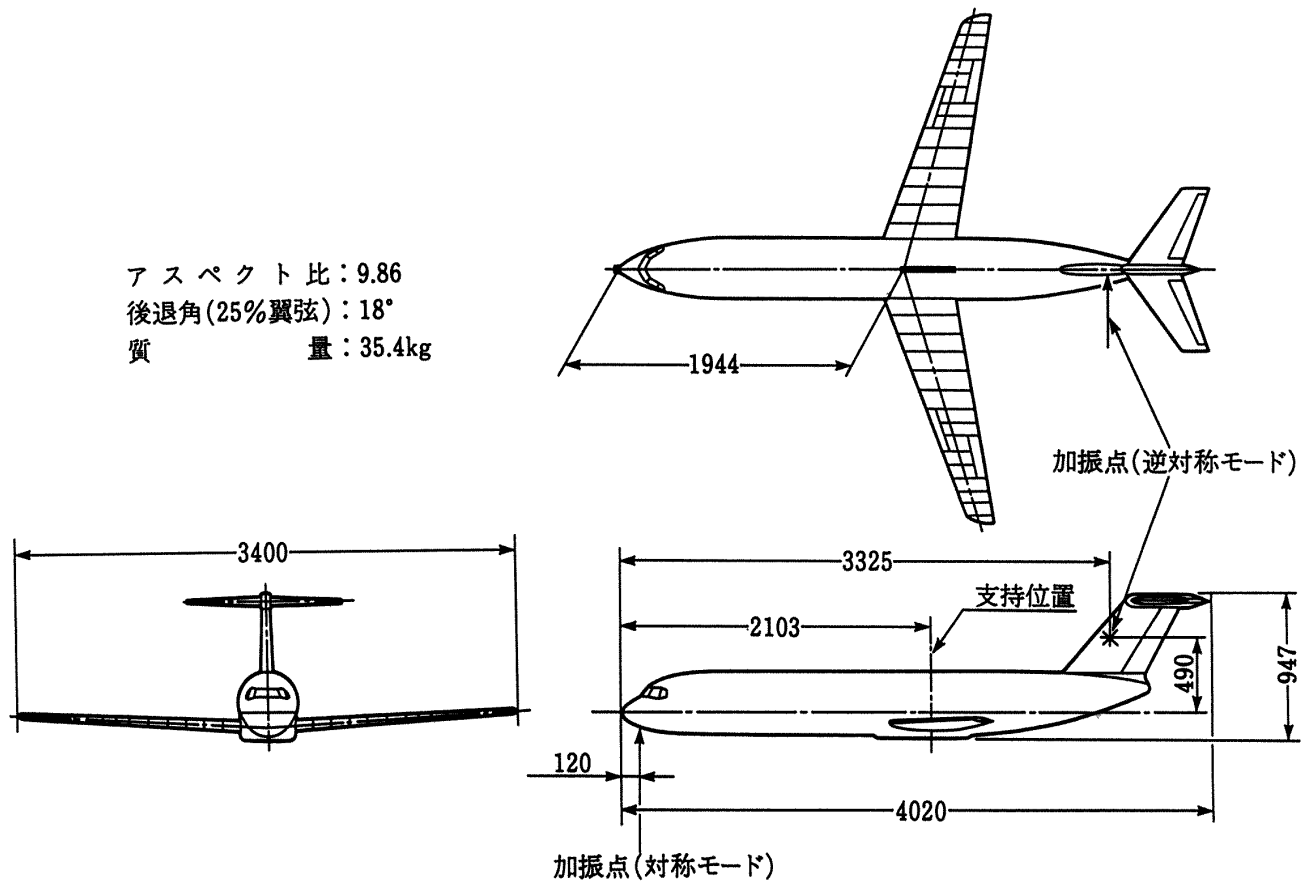


図1 ACT 実験用全機弾性模型三面図

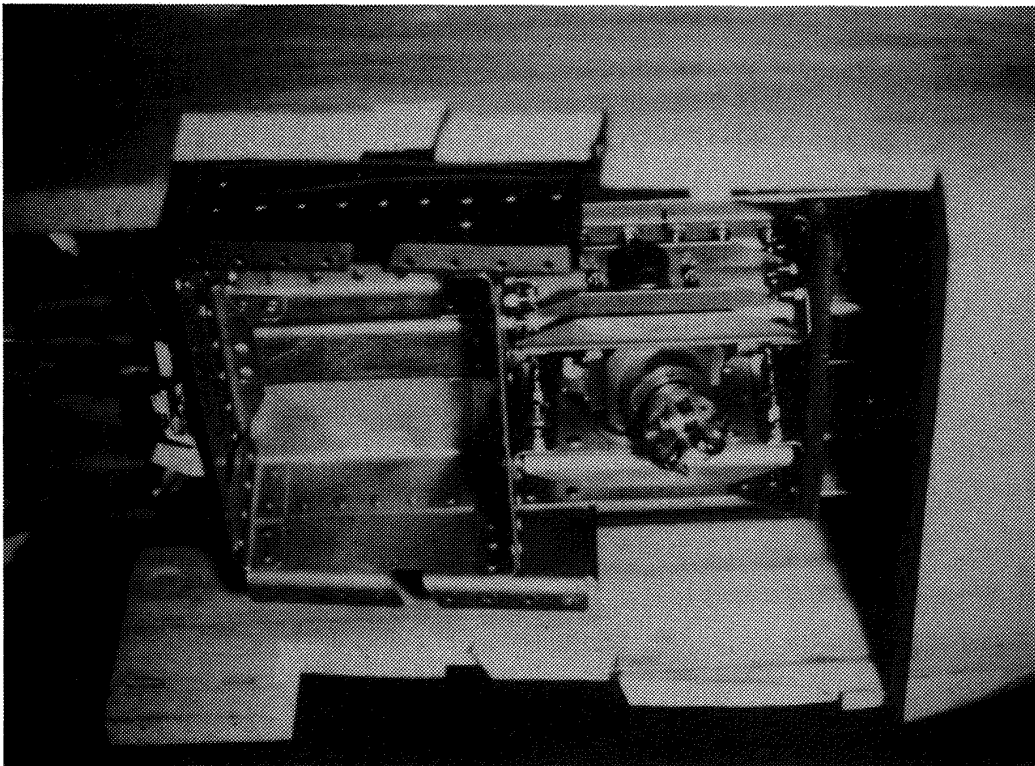


図2 摺動金具取付状況

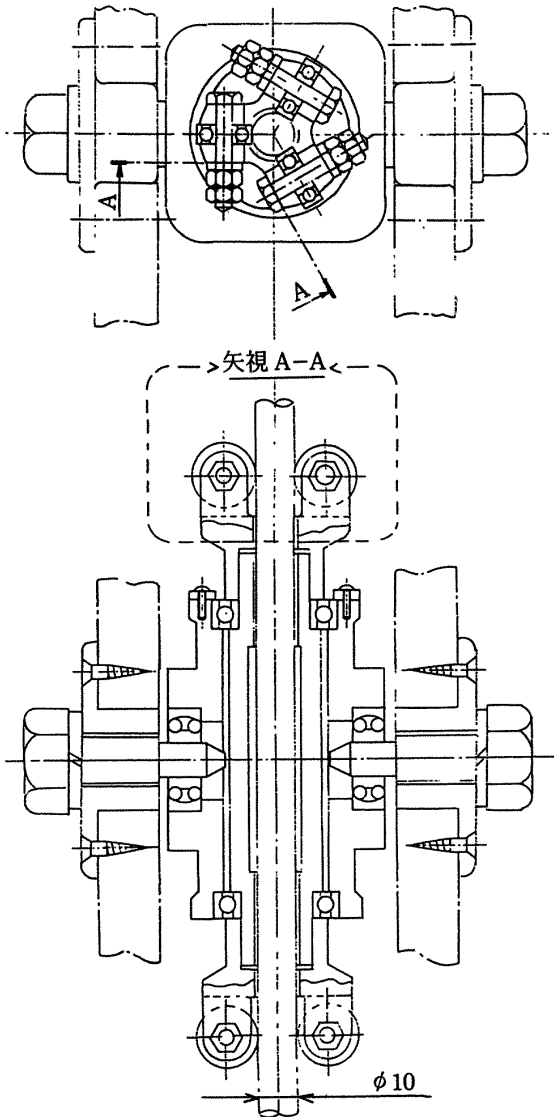


図3 摺動金具

お、前後の質量バランスをとるために、胴体前方に錘りを搭載した。

加振は1台の加振器を用い、対称なモードを励起する場合には図4に示すように胴体前方に加振器を取り付け上下方向に加振し、逆対称のモードを励起する際には図5に示すように垂直尾翼に加振器を取り付け横方向に加振した。図1にこの2つの加振点の位置を示してある。図6に模型の支持及び逆対称加振の状況を示す。なお、加振器と模型の接続には、図7に示すようにユニバーサル・ジョイントを用い、模型に余計な拘束力を与えないようにした。また、ユニバーサル・ジョイントと着力点の間にロードセルを取り付け、加振力を測定した。図8に器材の構成の概要を示す。

固有振動数の計測は、模型の応答を検出するた

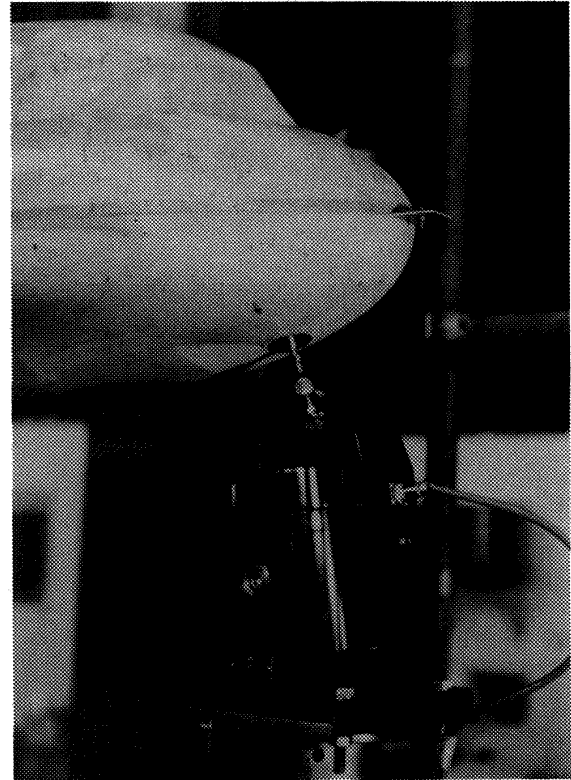


図4 加振器設置状況(対称モード励起)

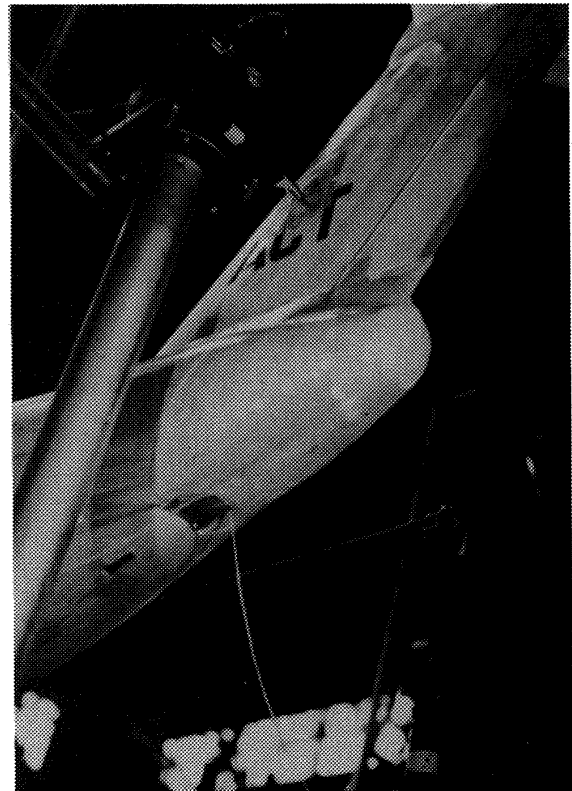


図5 加振器設置状況(逆対称モード励起)

めに左翼上面の翼端前縁に加速度センサを取り付け、主に次の2種類の方法で行った。1つは、ランダム加振により、加速度計の出力信号の周波数応答を求め、そのピークに対応する振動数を読み取る方法である。他の1つは、加振力と加速度計



図6 模型支持及び逆対称加振状況

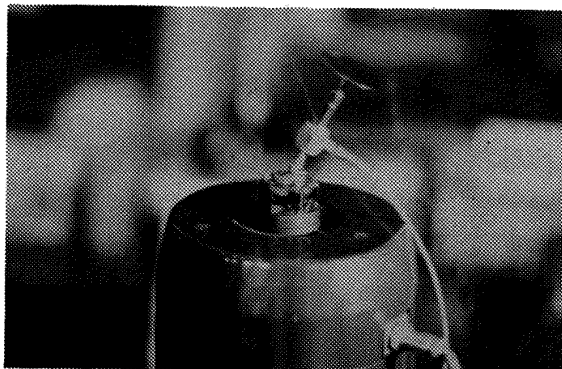


図7 加振器及びユニバーサルジョイント

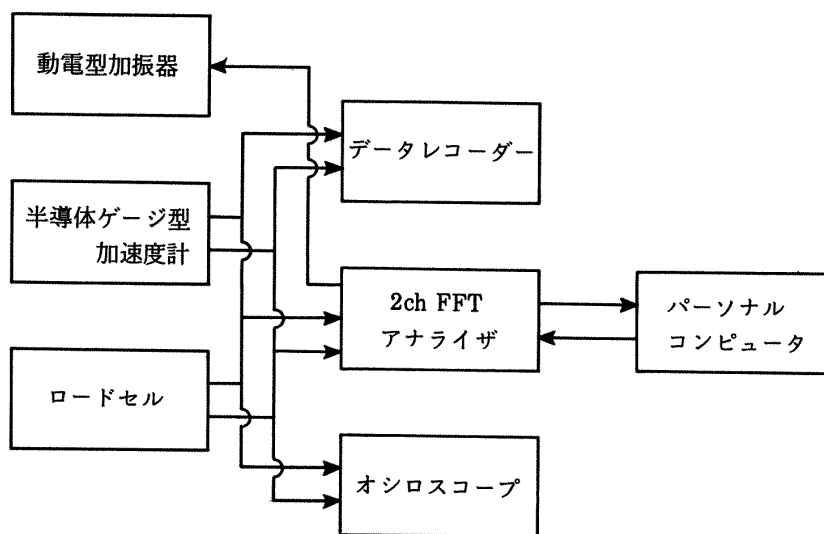


図8 振動試験器材構成

表1 固有振動数の計測結果

単位 [Hz]

ナ シ		対称モード励起加振			逆対称モード励起加振	
(対 称)	(逆対称)	入力加振	ランダム加振	point 1 Acc 共振	ランダム加振	point 1 Acc 共振
	0.99	0.99			0.97	0.97
2.09	2.14	2.08	2.09	2.00		
2.58	2.58	2.56			2.52	2.58
2.72	2.73					
					7.84	7.80
	7.4					
8.08	8.09		8.13			
					12.73	12.56
				(13.5)	13.47	13.27
			14.84		14.88	14.75
			15.47	15.05		
						19.08
19.38			19.20	19.28	19.27	19.19
			21.00	20.48		
			21.41			
			22.25	22.20		

表2 加速度計の計測点

番号	X座標	Y座標	Z座標
1	421.00	-1610.70	-57.90
2	509.30	-1584.80	-66.80
3	335.80	-1366.90	-69.70
4	392.40	-1350.30	-75.40
5	448.90	-1333.60	-81.00
6	237.60	-1088.30	-83.00
7	309.10	-1067.30	-90.20
8	380.50	-1046.20	-97.30
9	139.80	-805.40	-96.70
10	224.70	-780.50	-105.20
11	309.50	-755.50	-113.60
12	37.50	-516.50	-110.60
13	138.30	-486.90	-120.60
14	239.00	-457.20	-130.60
15	-77.00	-180.00	-124.70
16	48.00	-180.00	-136.70
17	173.00	-180.00	-148.60
18	465.20	1597.80	-62.40
19	421.00	1610.70	-57.90
20	509.30	1584.80	-66.80
21	335.80	1366.90	-69.70
22	392.40	1350.30	-75.40
23	448.90	1333.60	-81.00
24	237.60	1088.30	-83.00
25	309.10	1067.30	-90.20
26	380.50	1046.20	-97.30
27	139.80	805.40	-96.70
28	224.70	780.50	-105.20
29	309.50	755.50	-113.60
30	37.50	516.50	-110.60
31	138.30	486.90	-120.60
32	239.00	457.20	-130.60
33	-77.00	180.00	-124.70
34	48.00	180.00	-136.70
35	173.00	180.00	-148.60
36	1917.50	-510.00	745.20
37	2105.50	-510.00	745.20
38	1917.50	510.00	745.20
39	2105.50	510.00	745.20
40	1540.20	0.00	745.20
41	1937.70	0.00	745.20
42	1625.00	0.00	262.00
43	1056.00	0.00	262.00
44	1056.00	-145.00	130.00
45	1056.00	-105.00	0.00
46	1056.00	105.00	0.00
47	1056.00	145.00	130.00
48	656.00	0.00	273.20
49	656.00	-189.70	130.00
50	656.00	-142.00	-70.00
51	656.00	142.00	-70.00
52	656.00	189.70	130.00
53	173.00	0.00	273.20
54	173.00	-189.70	130.00
55	173.00	189.70	130.00
56	-77.00	0.00	273.20
57	-77.00	-189.70	130.00
58	-77.00	189.70	130.00
59	-1344.00	0.00	273.20
60	-1344.00	-189.70	130.00
61	-1344.00	-105.00	-124.70
62	-1344.00	105.00	-124.70
63	-1344.00	189.70	130.00
64	-1822.00	0.00	105.00
65	-1822.00	-90.00	65.00
66	-1822.00	-50.00	-80.00
67	-1822.00	50.00	-80.00
68	-1822.00	90.00	65.00
69	-1944.00	0.00	0.00
70	465.20	-1597.80	-62.40
71	-400.00	0.00	273.20
72	-400.00	-189.70	130.00
73	-400.00	-105.00	-124.70
74	-400.00	105.00	-124.70
75	-400.00	189.70	130.00

の出力信号とで描かれるリサージュ図形を観察しながら加振周波数をスイープさせ、物理的に共振を実現させる方法である。その他、加振器を外して模型の両翼に内蔵されたエルロンを加振器の代わりに対称あるいは逆対称にランダム加振し周波数応答のピークに対応する振動数を読み取る方法、および特に低い固有振動を励起させるために人力により加振して、その時の加速度計出力信号のパワースペクトル分布を求めそのピークに対応する振動数を読み取る方法も行った。その結果をまとめて表1に示す。

振動モード形は次のような方法で計測した。加速度計を図9に示すような模型全体75点に亘って移動し加振点との間の伝達関数をランダム加振により求め、数学的にモードを合成した。模型の支点を原点とした各計測点のXYZ座標を表2に示す。なお、先に固有振動数計測のために加速度計を設置した位置は、図9の1番の位置に相当する。各振動数に対応した振動モードが図10、図11のように得られた。なお、その時に求められた振動数及び減衰係数比が図中に示されている。

上記計測方法で測定された固有振動数と振動モード形を総合的に判断して、最終的に表3のように全機模型の固有モードと固有振動数を決定した。図12、図13は、測定点1で求めたボード線図に決定した振動数を書き込んだものである。図12は対称モードを励起した場合、図13は逆対称モードを励起した場合であるが、両図を比較すると、対称モードと逆対称モードがはっきり分離して励起されていることがわかる。

4. 慣性モーメント計測

剛体モードを含めた全機模型全体の数学モデルを構築する際に必要となる、縦揺れ方向の慣性モーメントの計測を行った。

模型の胴体先端を垂直方向に上下から弱いスプリングコイルで引っ張り、平衡位置から少しずつ離れた位置で模型を傾けて放すと、模型は縦揺れ方向に単振動を始める。その周波数 f を測定し、重心位置がピッチング中心と一致すると仮定すると、

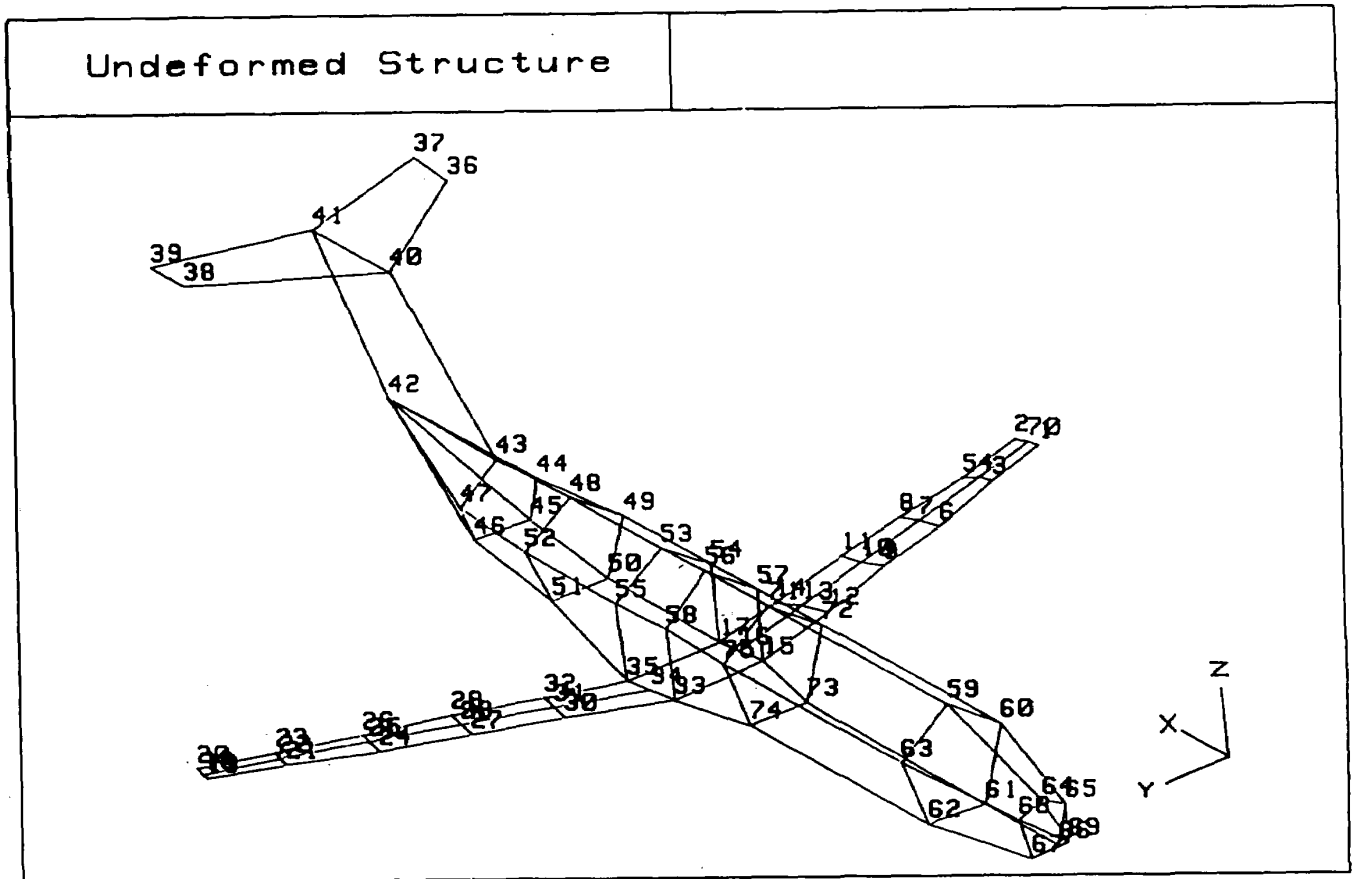
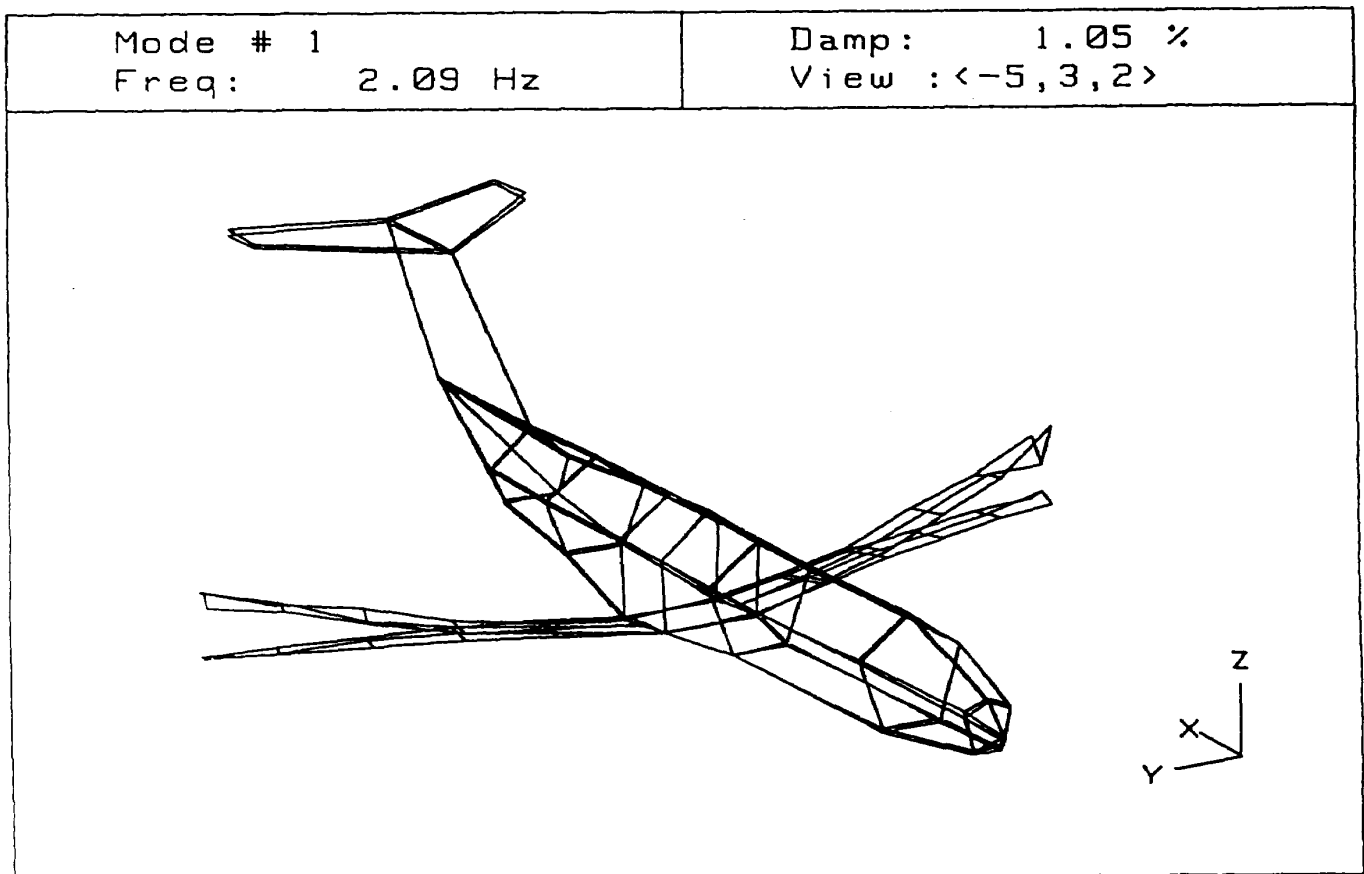
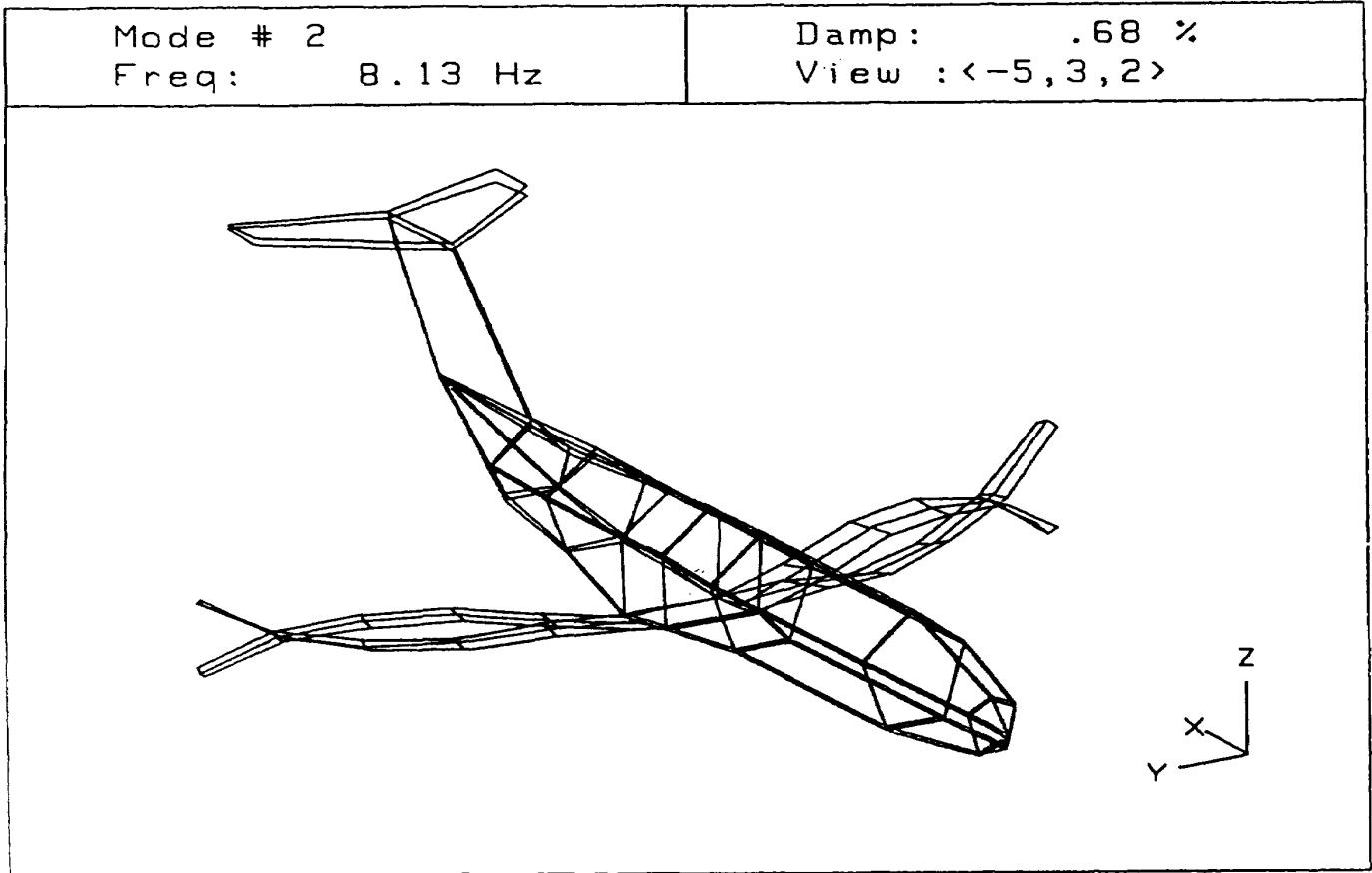


図9 加速度計設置位置

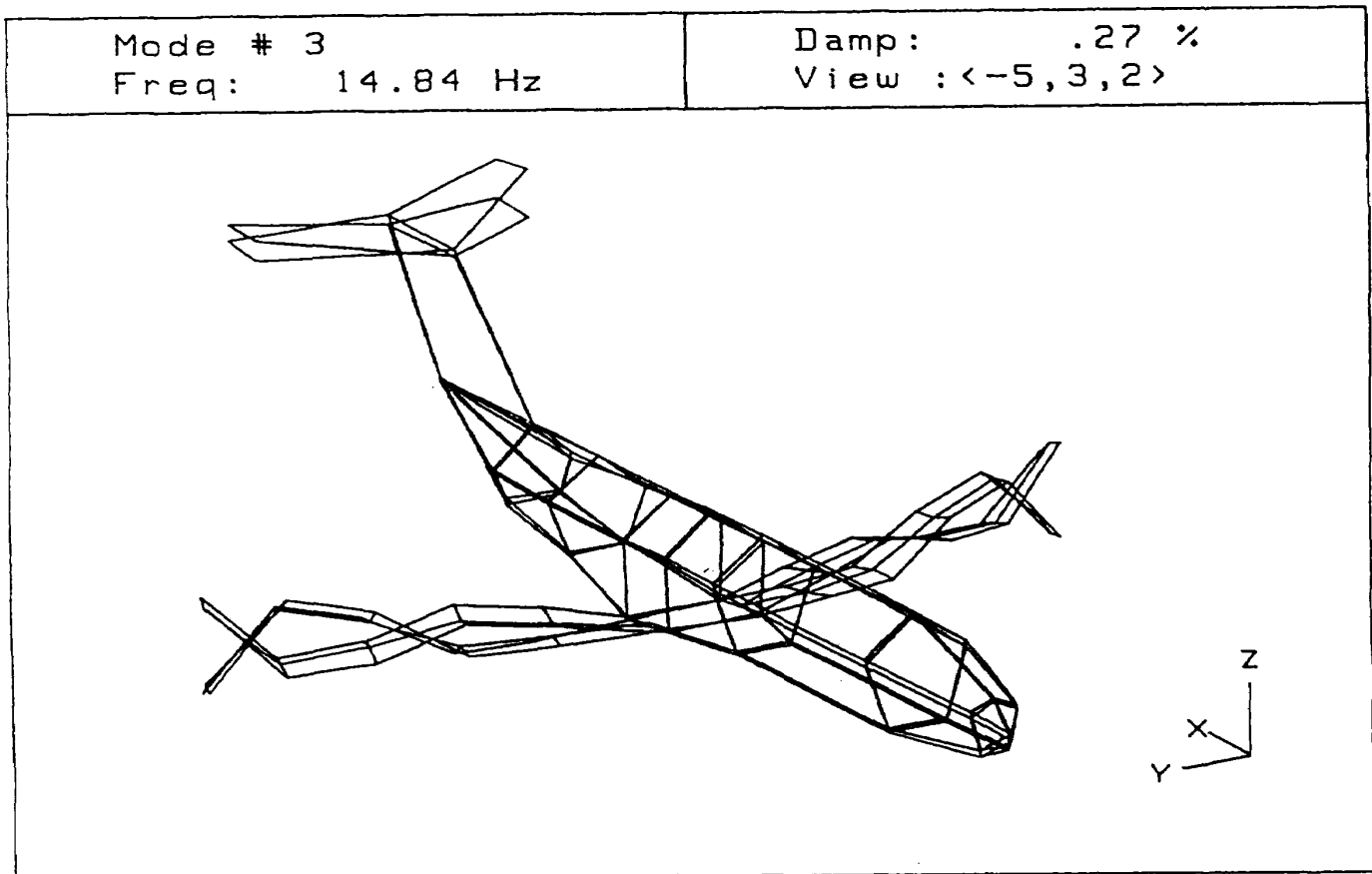


(1) 振動数 2.09Hz

図10 振動モード形 (対称モード励起)

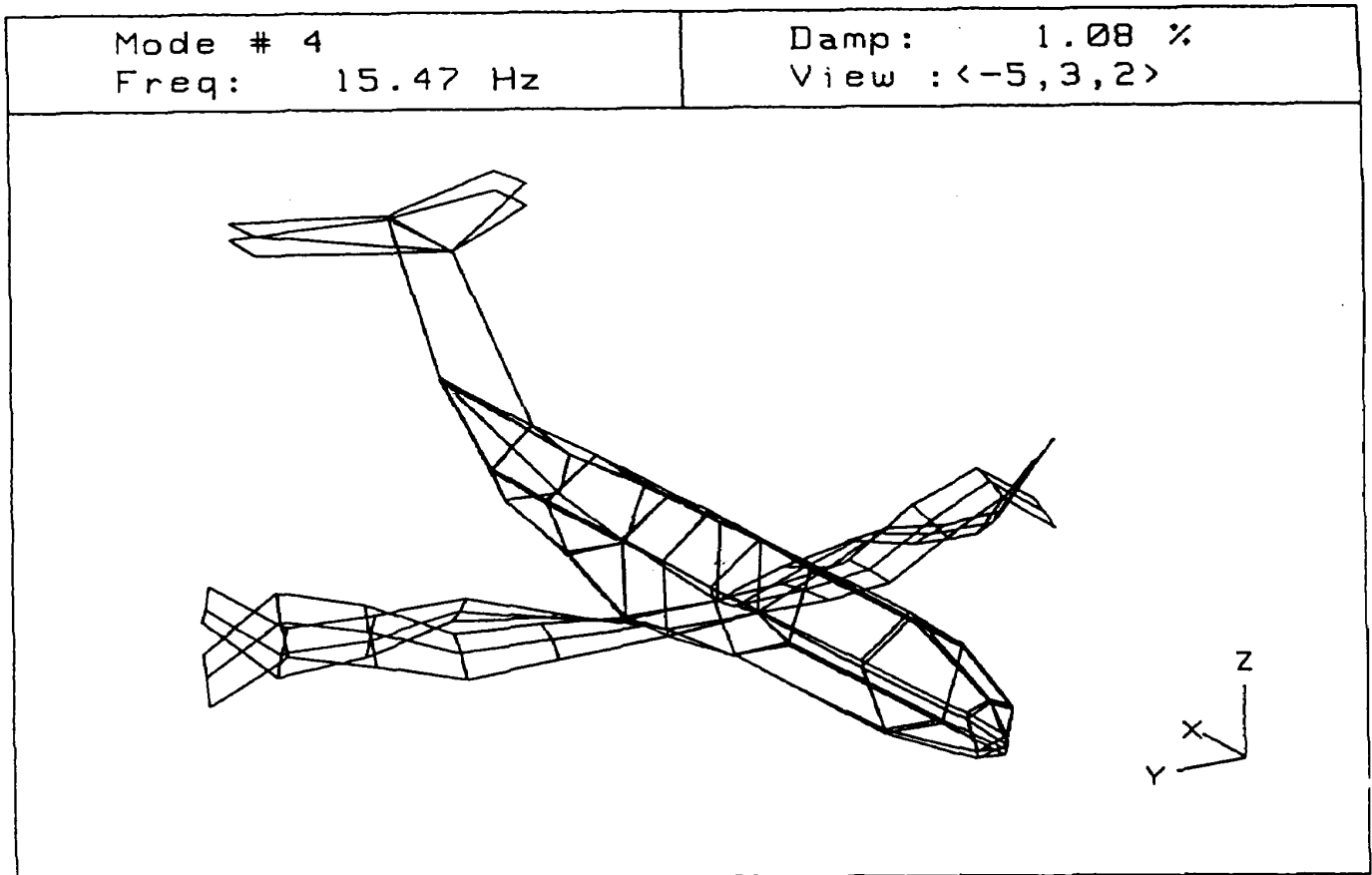


(2) 振動数 8.13Hz

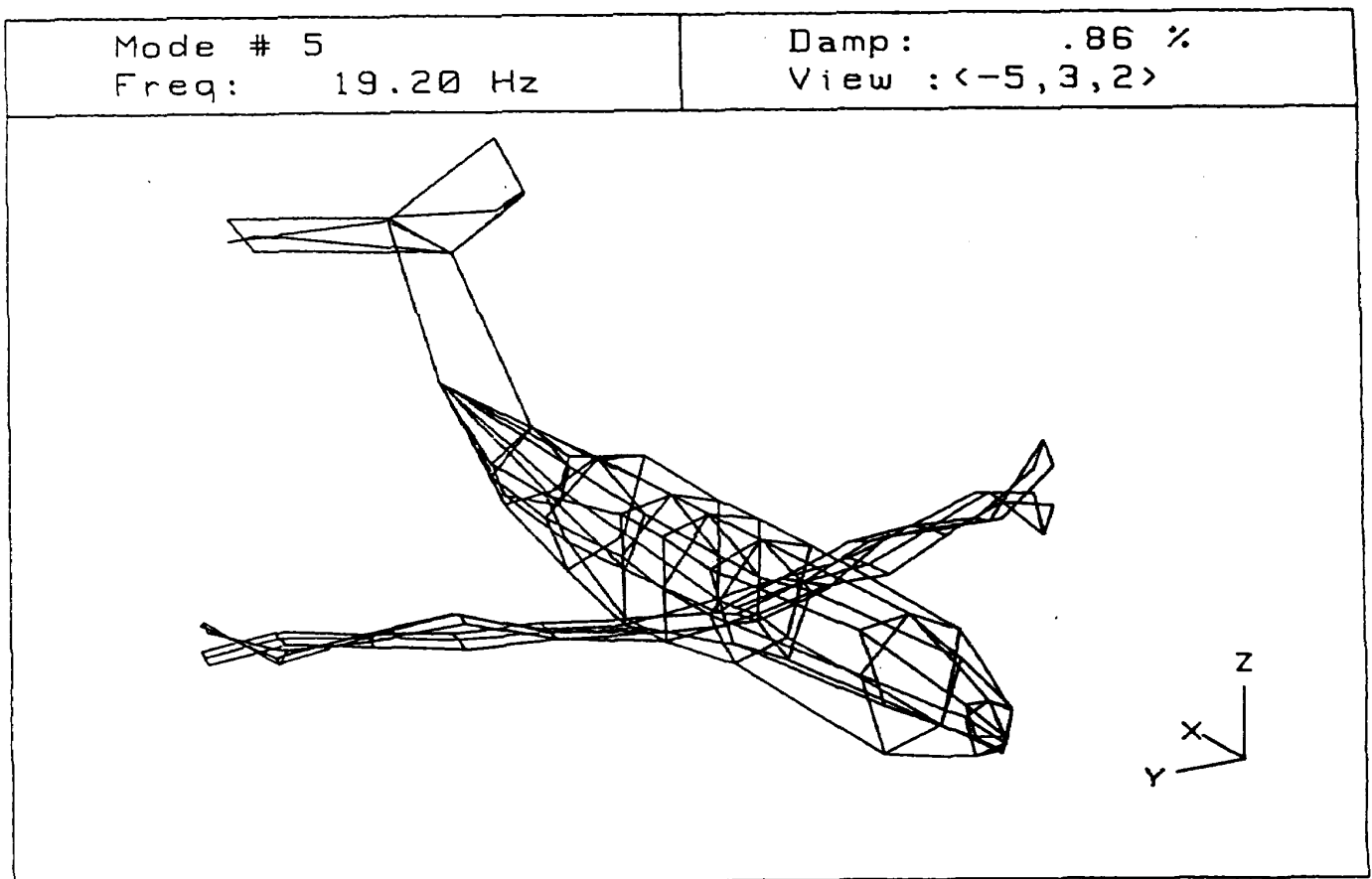


(3) 振動数 14.84Hz

図10 つづき

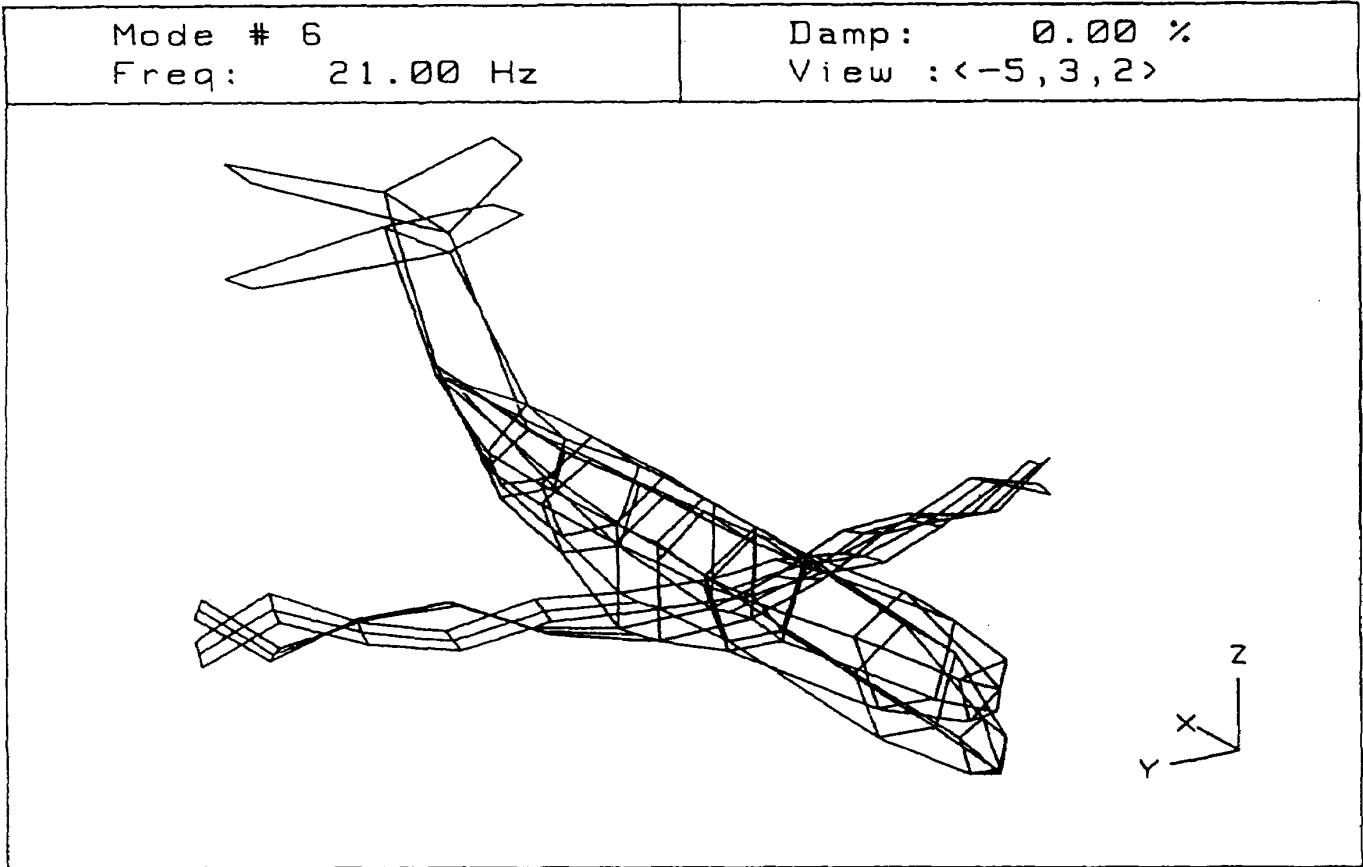


(4) 振動数 15.47Hz

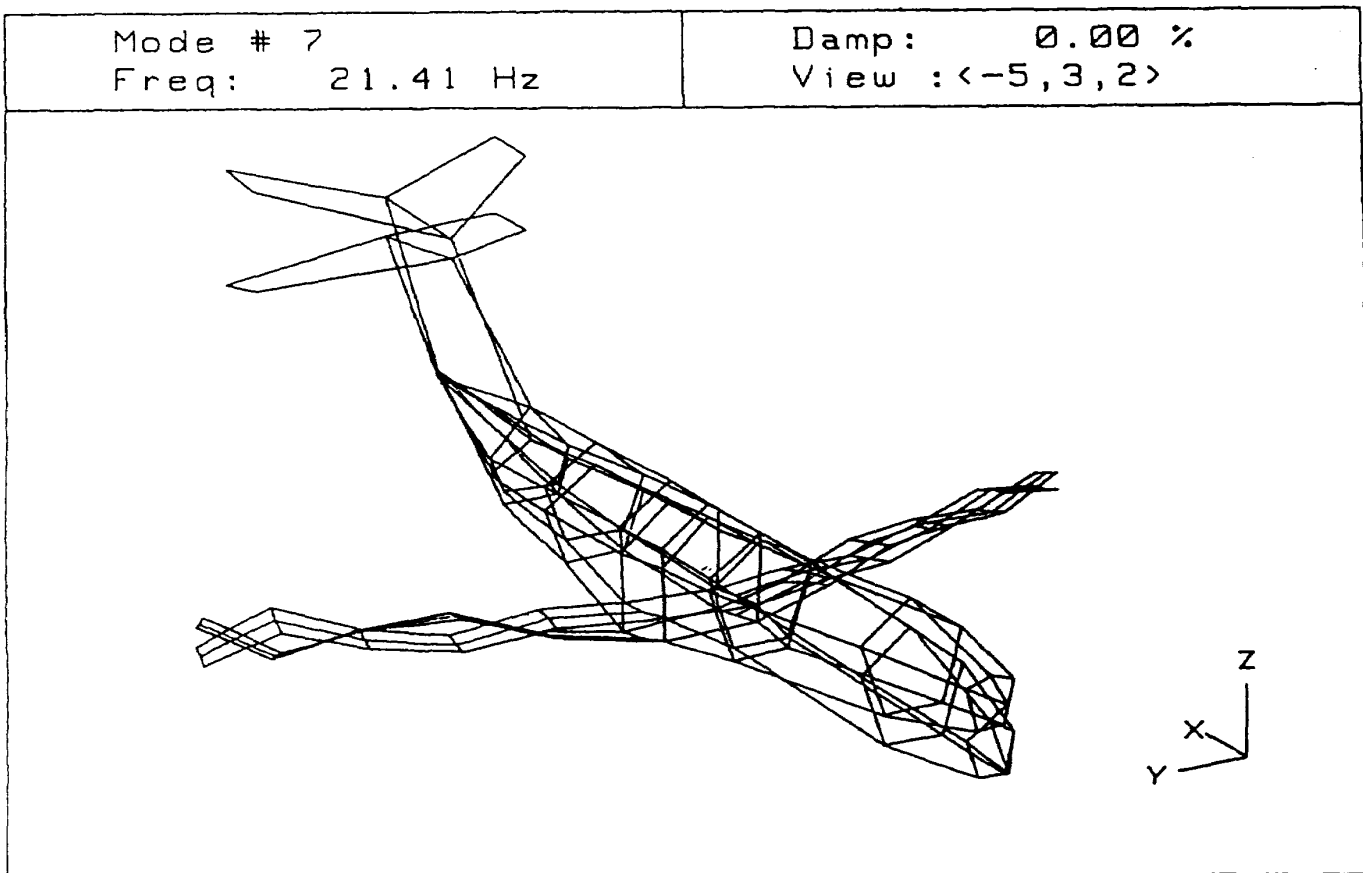


(5) 振動数 19.20Hz

図10 つづき

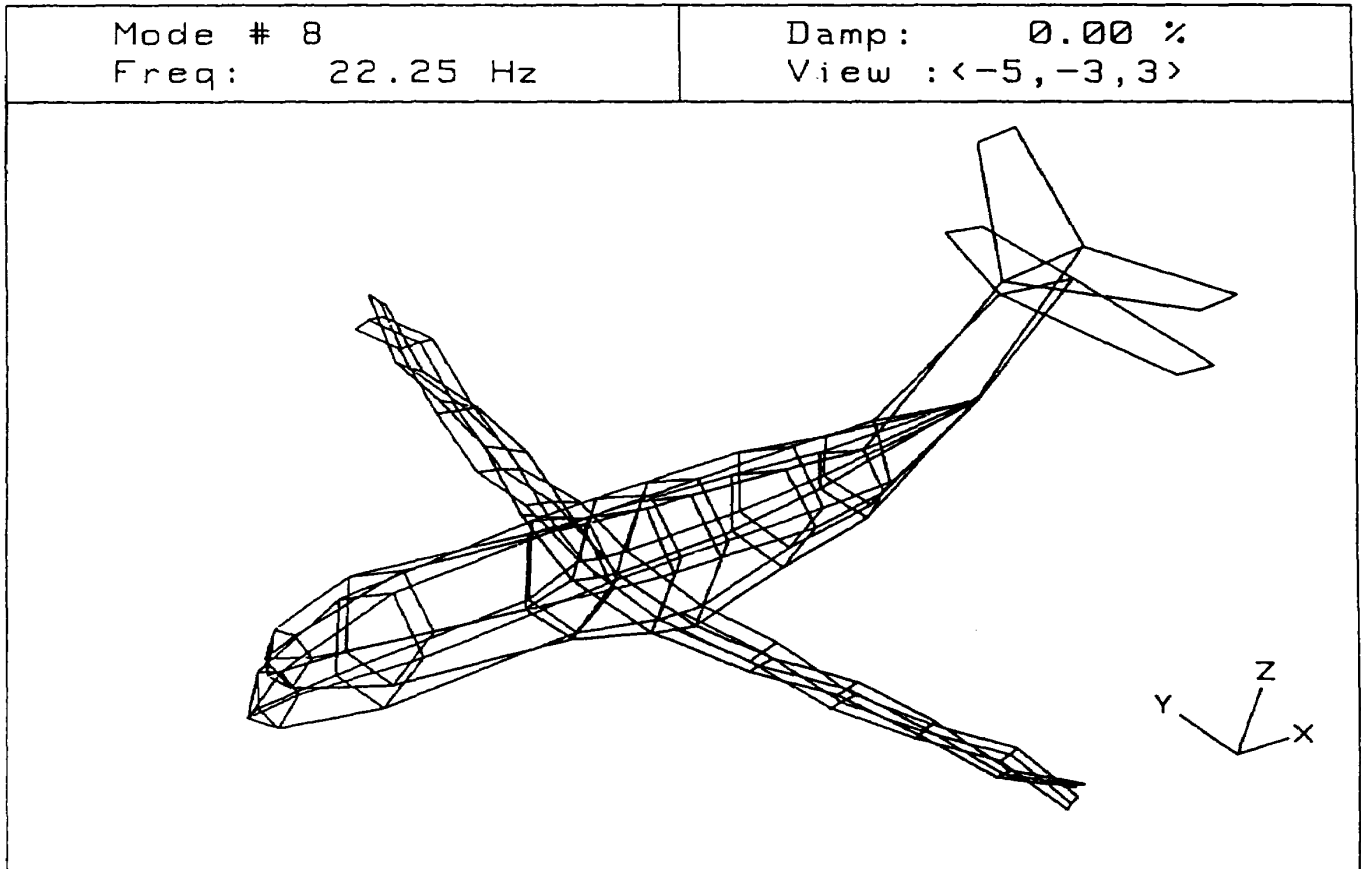


(6) 振動数 21.00Hz



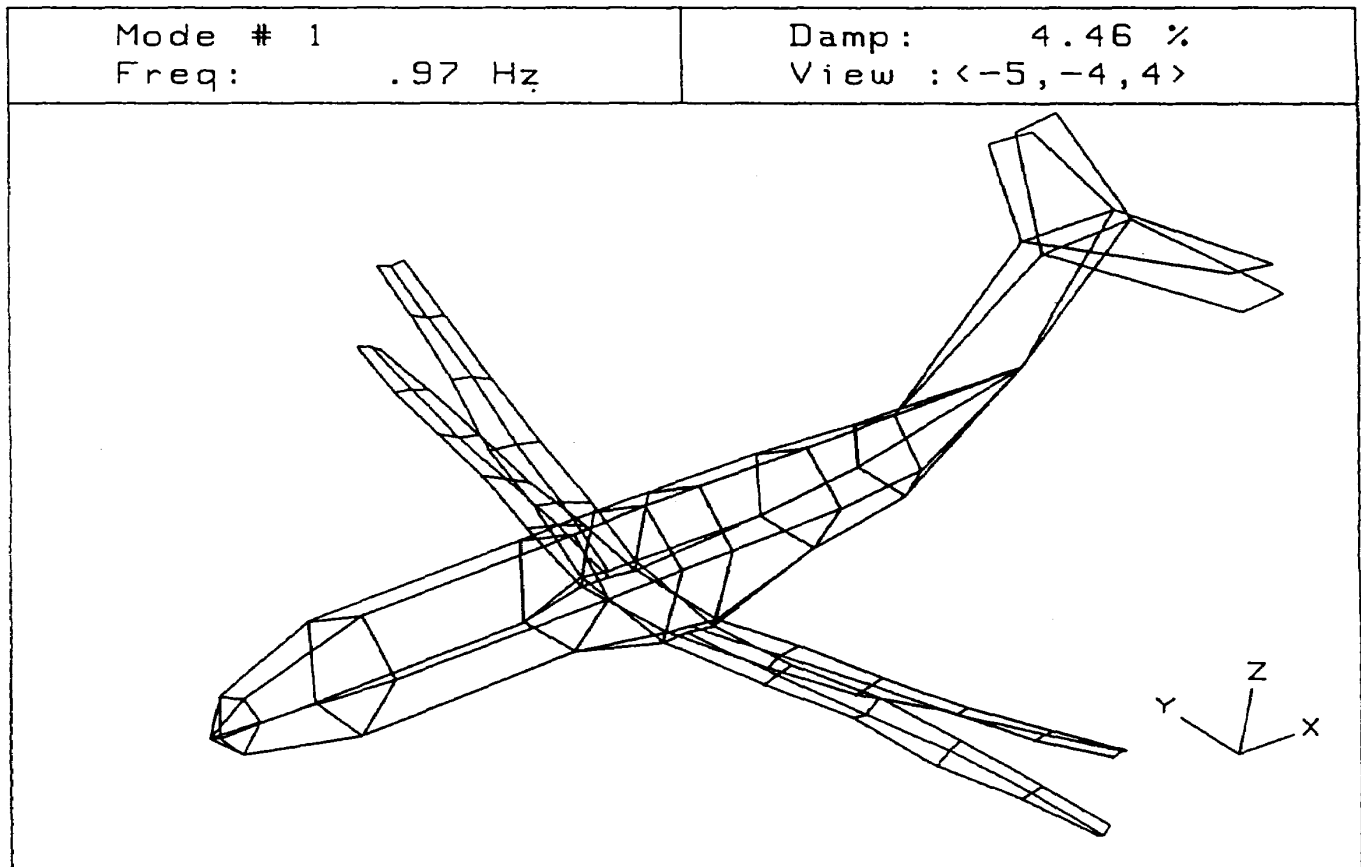
(7) 振動数 21.41Hz

図10 つづき



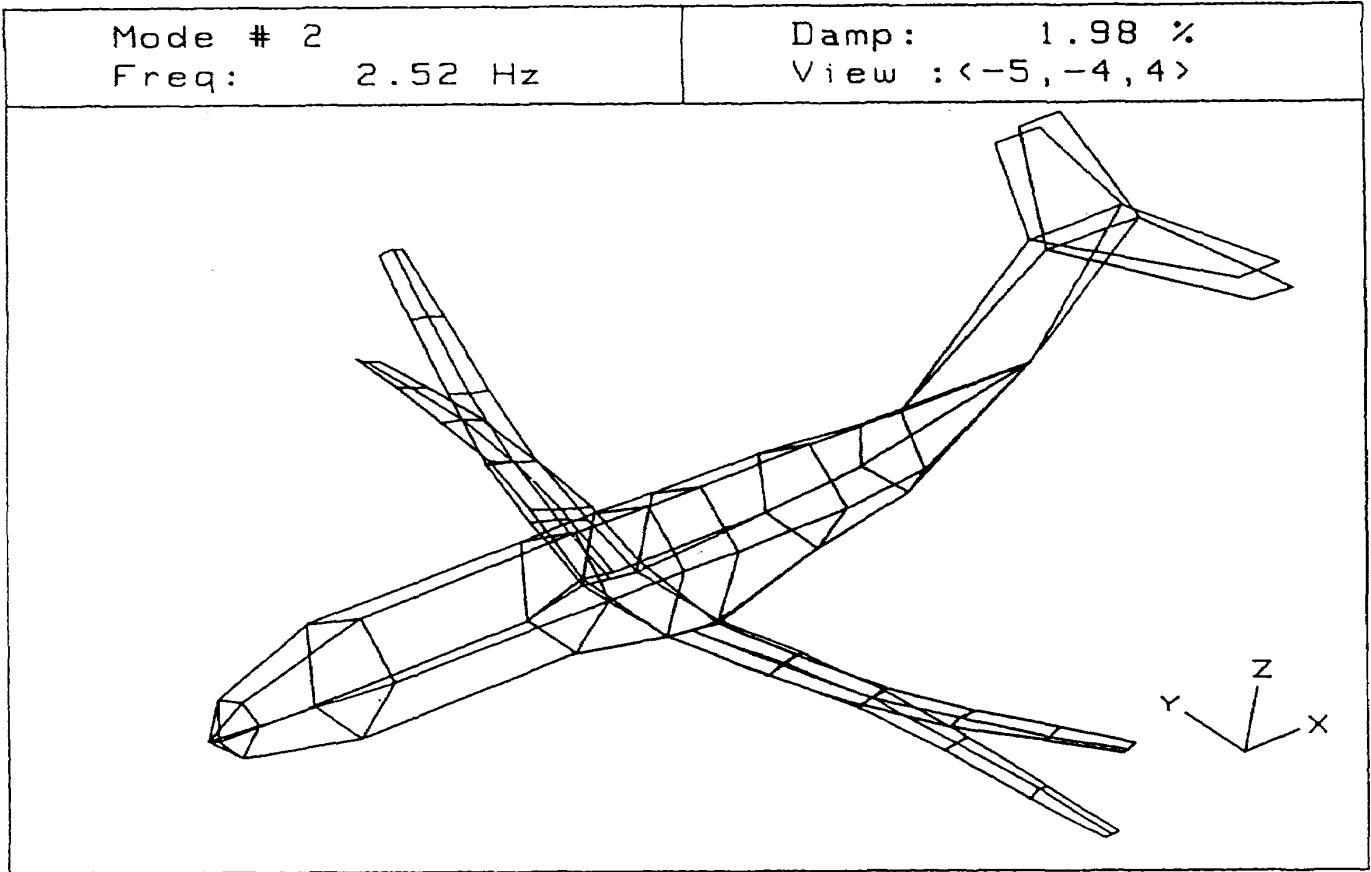
(8) 振動数 22.25Hz

図10 つづき

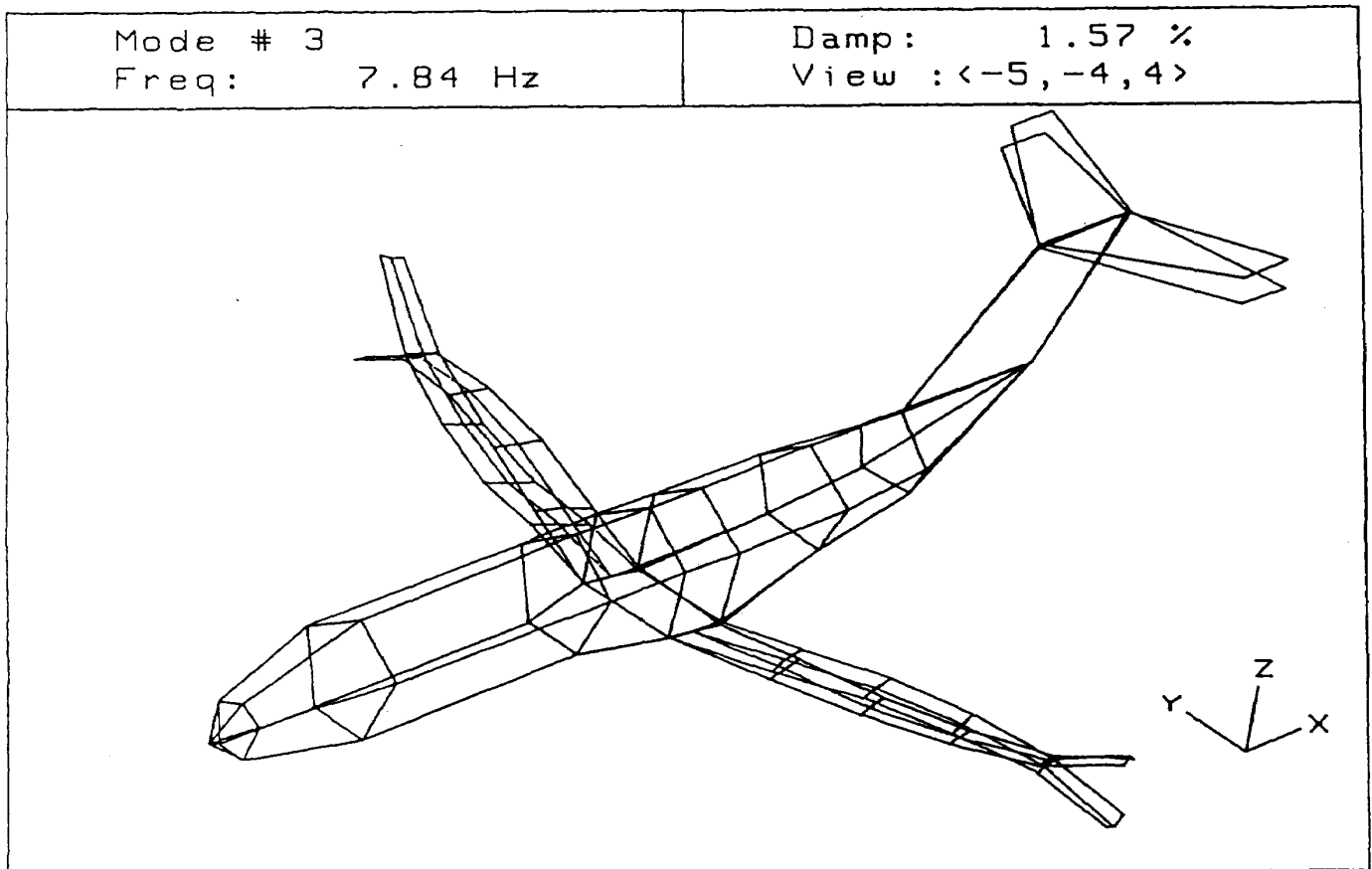


(1) 振動数 0.97Hz

図11 振動モード形 (逆対称モード励起)

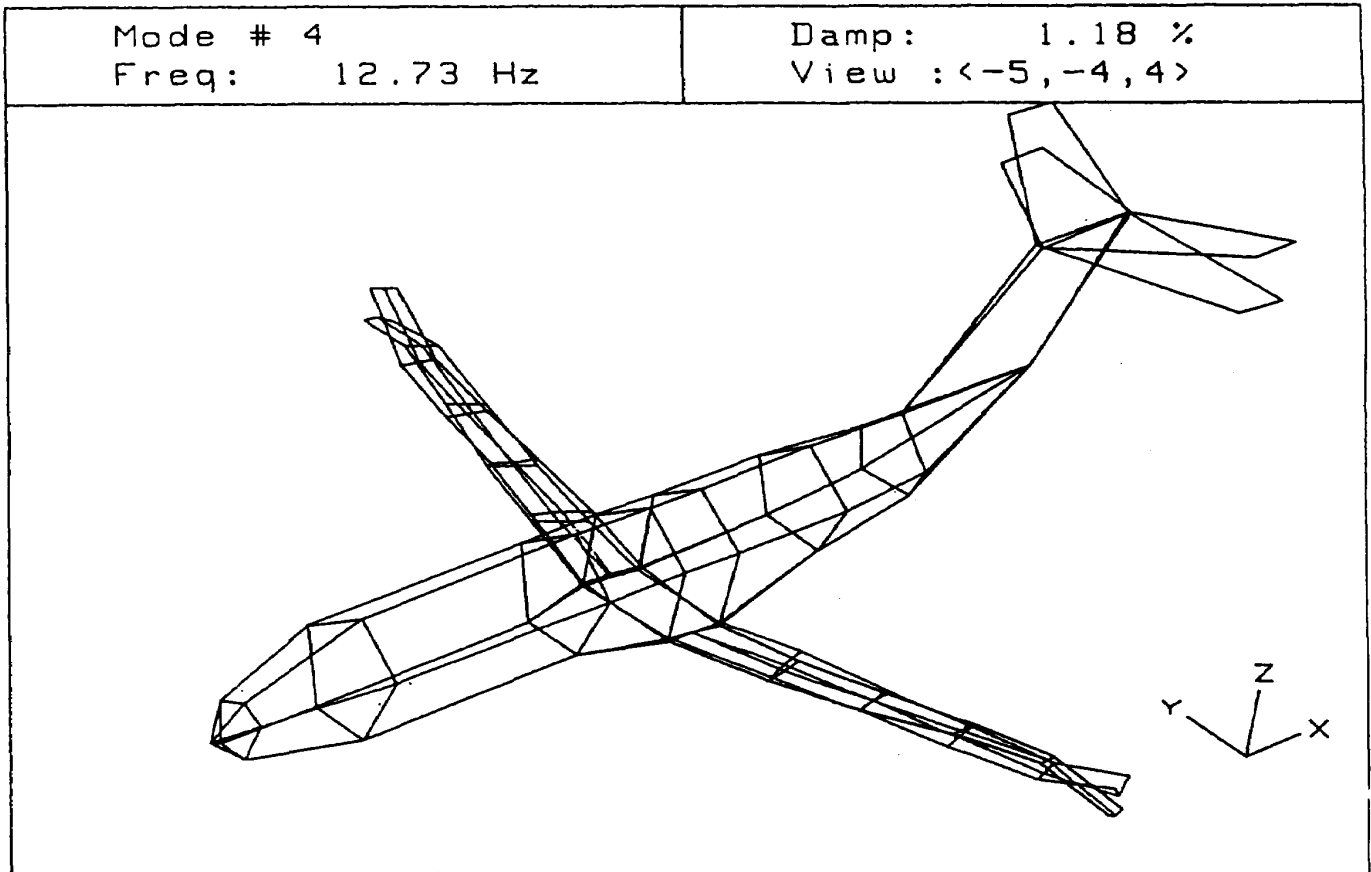


(2) 振動数 2.52Hz

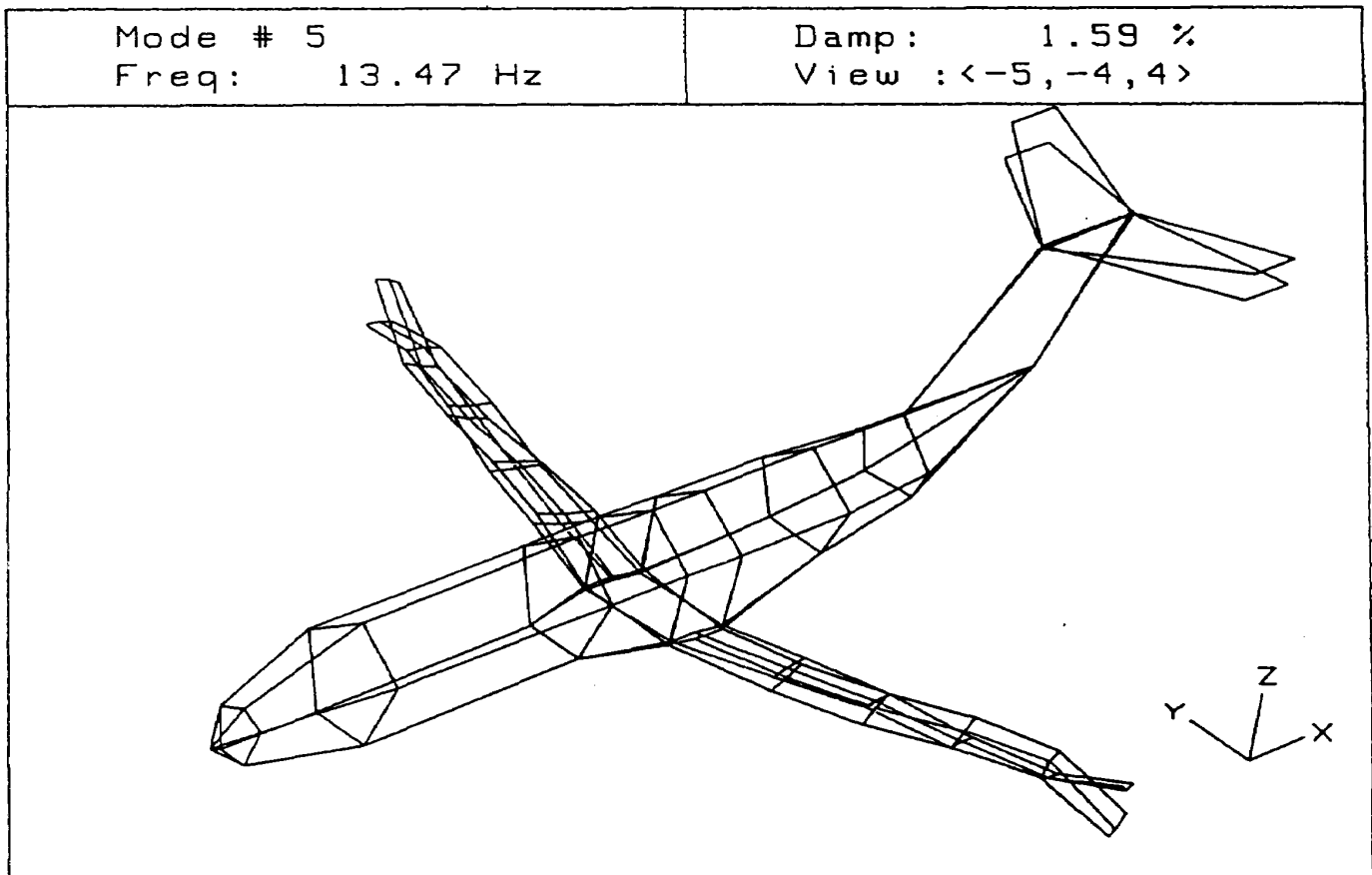


(3) 振動数 7.84Hz

図11 つづき

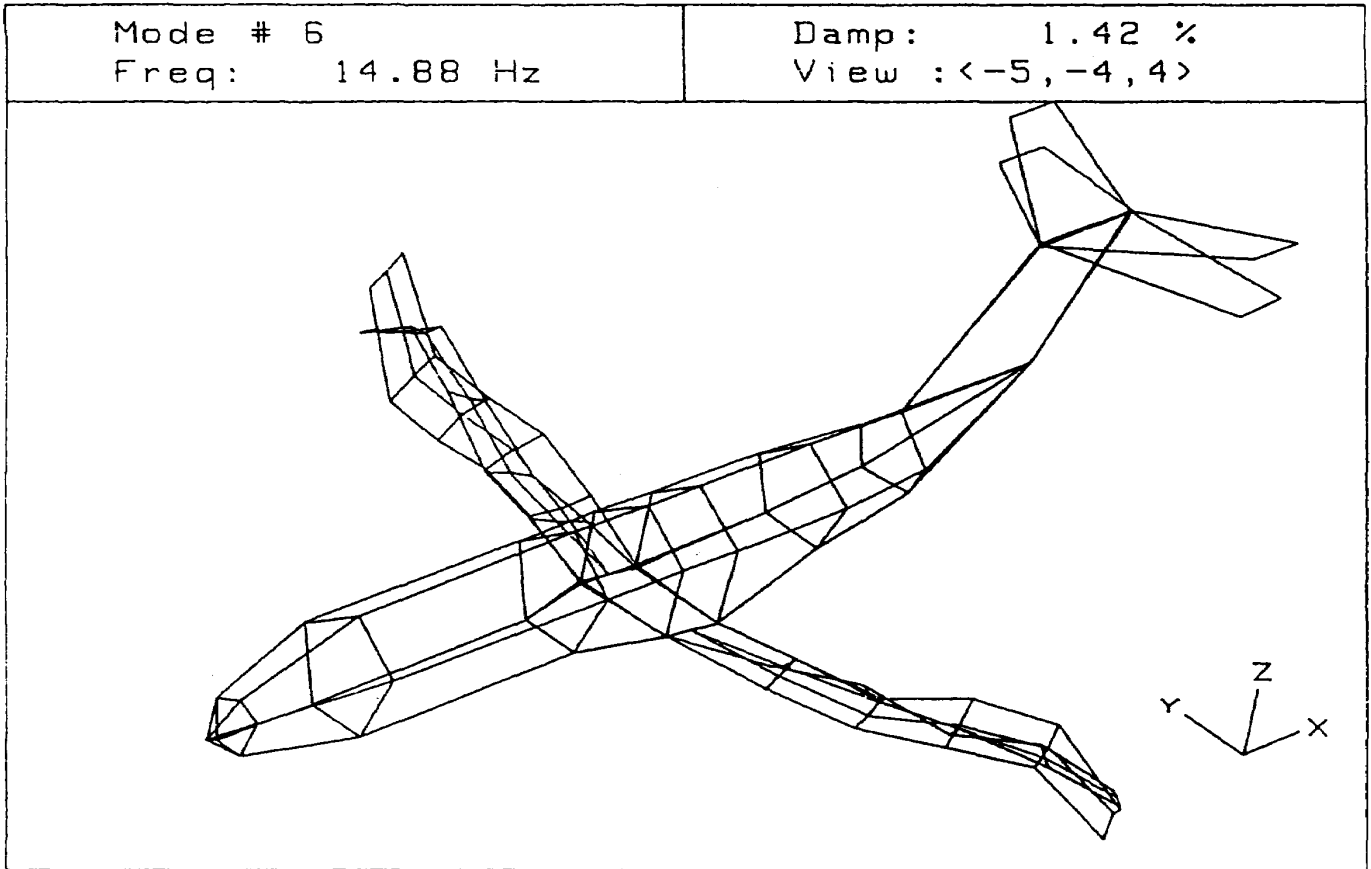


(4) 振動数 12.73Hz

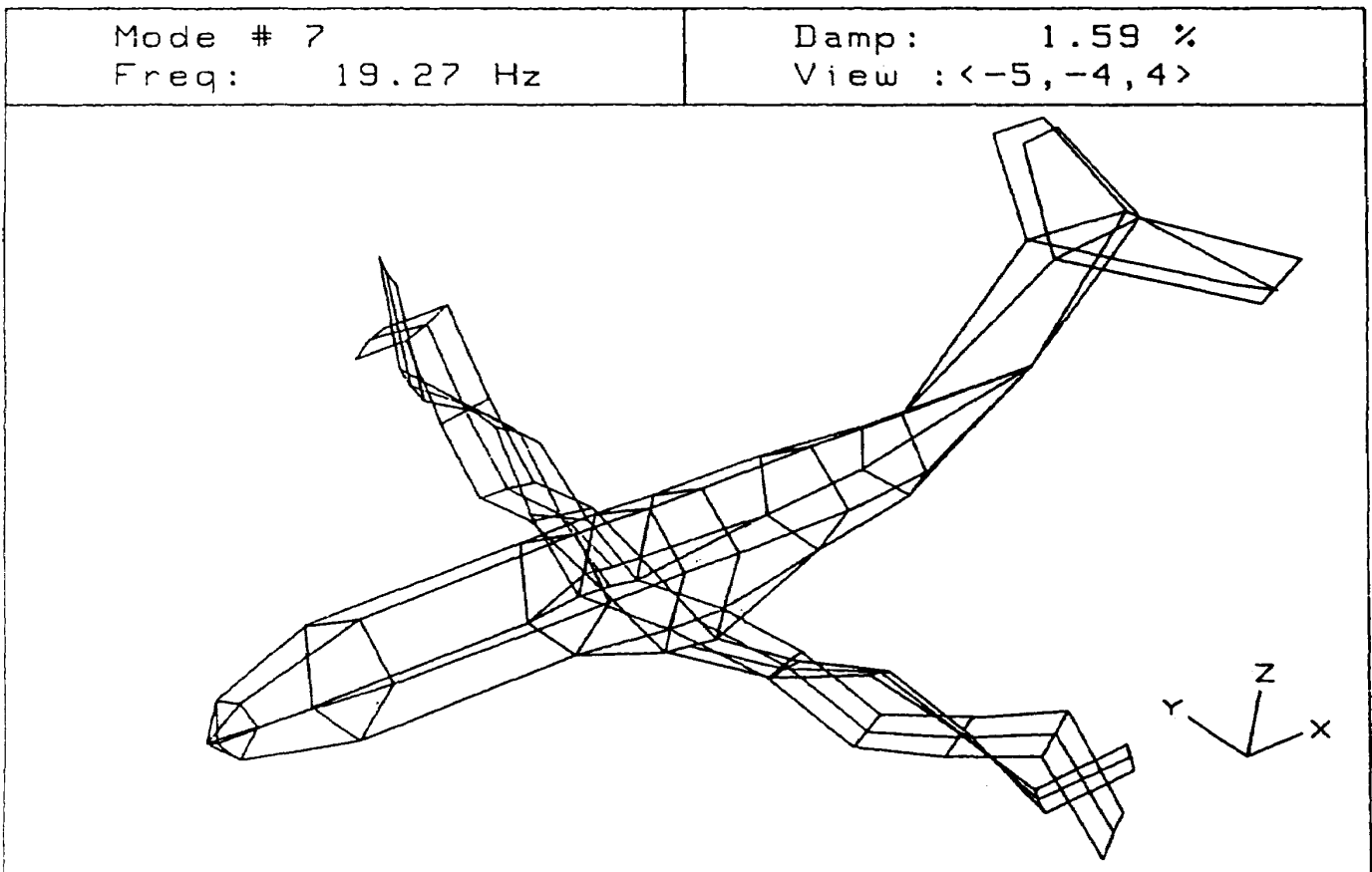


(5) 振動数 13.47Hz

図11 つづき



(6) 振動数 14.88Hz



(7) 振動数 19.27Hz

図11 つづき

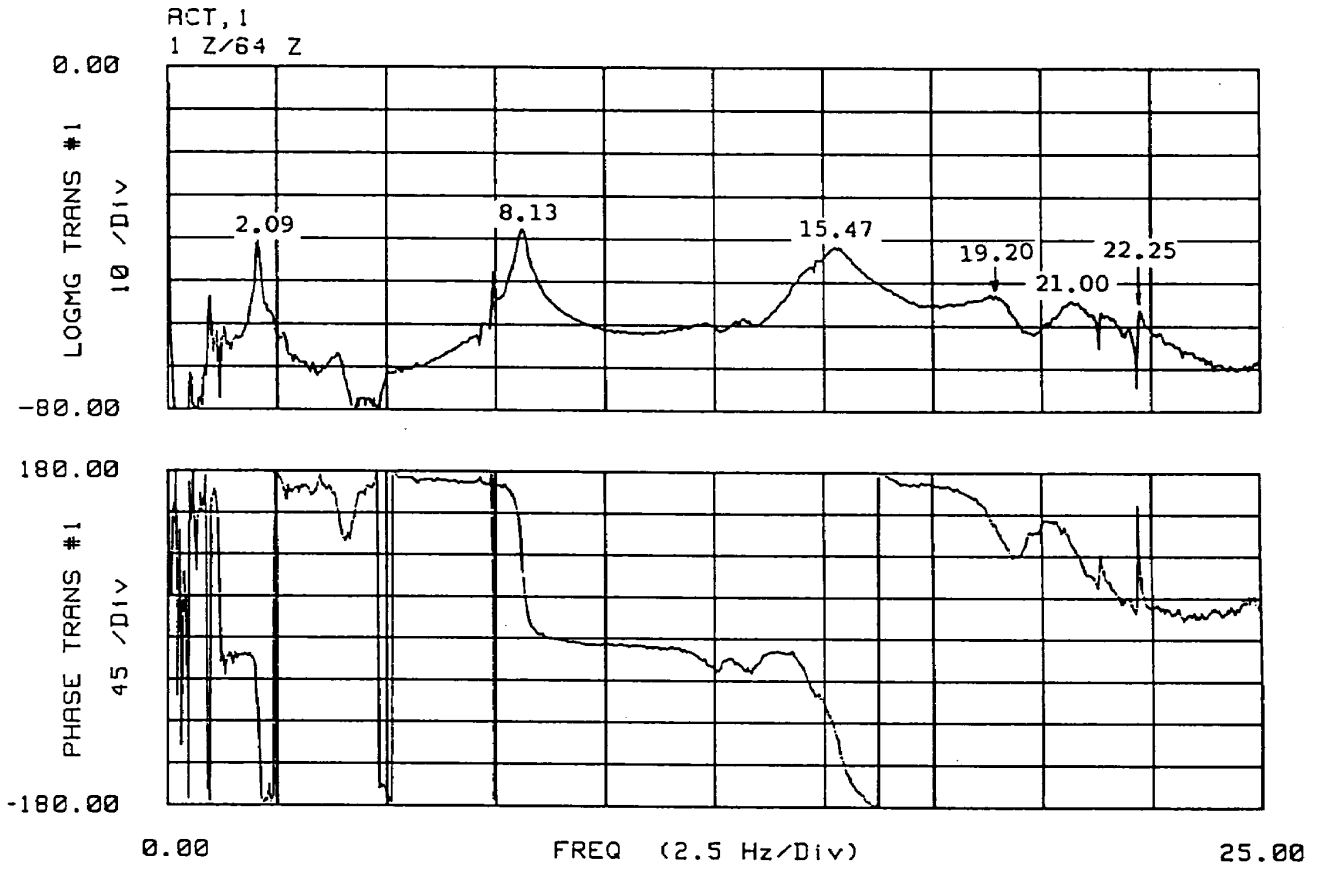


图12 对称加振周波数应答

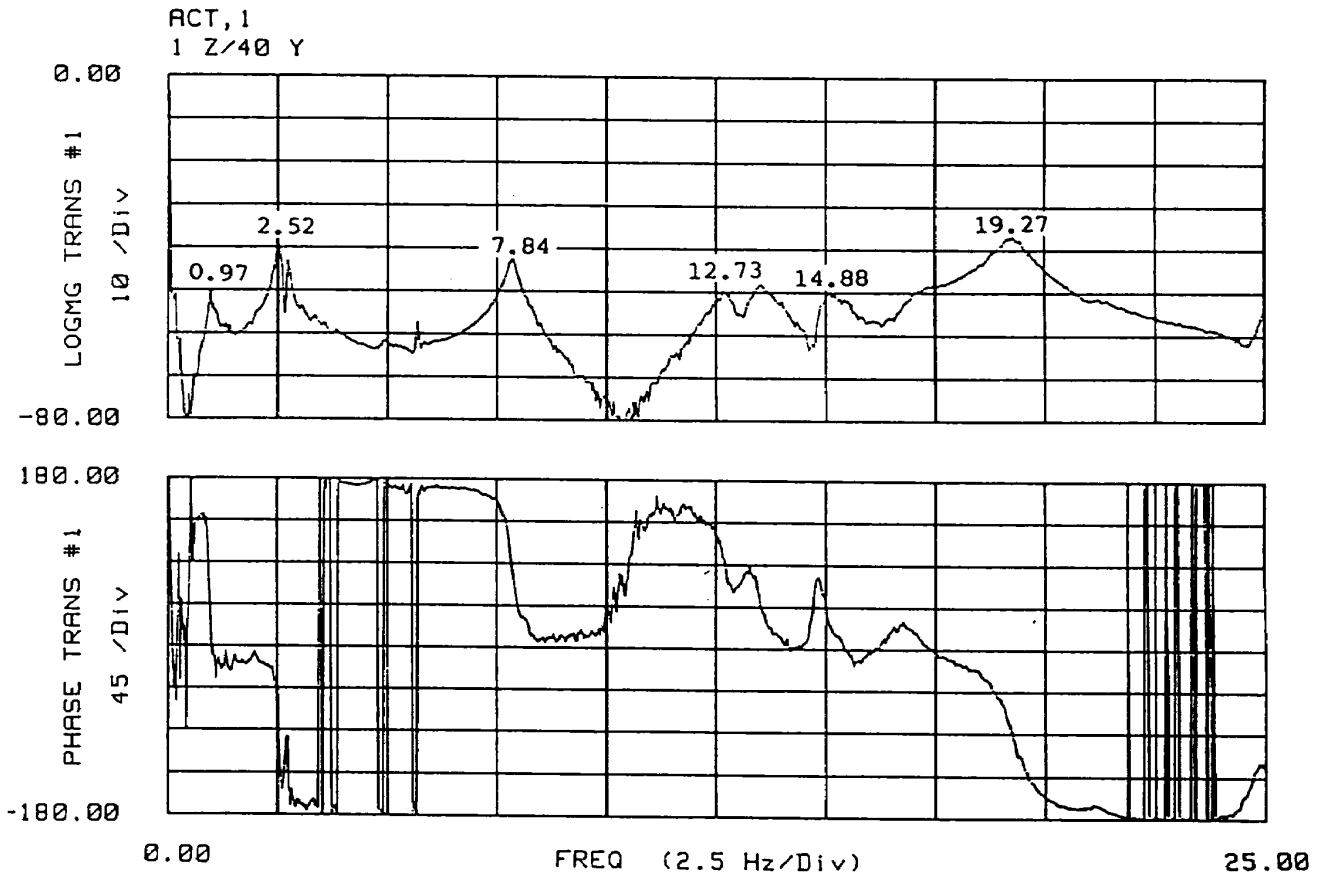


图13 逆对称加振周波数应答

表3 振動試験による全機模型固有モードと固有振動数

固有モード	固有振動数 (Hz)
ヒッピング	0.48
ローリング(逆)	0.97
主翼曲げ1次	2.09
主翼曲げ1次(逆)	2.58
主翼曲げ2次	8.13
主翼曲げ2次(逆)	7.84
水平尾翼ローリング(逆)	12.73
主翼ねじり	15.47 (対称)
	14.88 (逆対称)
主翼曲げ3次	21.00
主翼曲げ3次(逆)	19.19
胴体曲げ1次	22.25

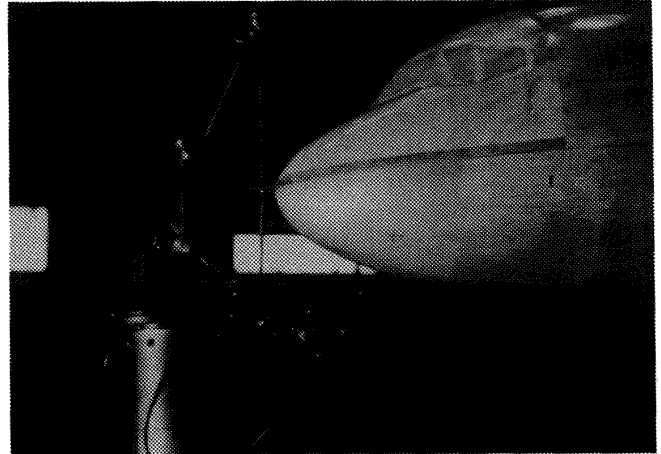


図14 慣性モーメント測定試験

表4 剛性マトリクス

$$\begin{bmatrix} 12EI/l^3 & 6EI/l^2 & 0 & -12EI/l^3 & 6EI/l^2 & 0 \\ 6EI/l^2 & 4EI/l & 0 & -6EI/l^2 & 2EI/l & 0 \\ 0 & 0 & GJ/l & 0 & 0 & -GJ/l \\ -12EI/l^3 & -6EI/l^2 & 0 & 12EI/l^3 & -6EI/l^2 & 0 \\ 6EI/l^2 & 2EI/l & 0 & -6EI/l^2 & 4EI/l & 0 \\ 0 & 0 & -GJ/l & 0 & 0 & GJ/l \end{bmatrix}$$

表5 質量マトリクス

$$\begin{bmatrix} 13M/35 & 11M^2/210 & 0 & 9M/70 & -13M^2/420 & 0 \\ 11M^2/210 & M^3/105 & 0 & 13M^2/420 & -1M^3/140 & 0 \\ 0 & 0 & I/3 & 0 & 0 & I/6 \\ 9M/70 & 13M^2/420 & 0 & 13M/35 & -11M^2/210 & 0 \\ -13M^2/420 & -1M^3/140 & 0 & -11M^2/210 & M^3/105 & 0 \\ 0 & 0 & I/6 & 0 & 0 & I/3 \end{bmatrix}$$

慣性モーメントは

$$I = \frac{(d_1 + d_2)l^2}{(2\pi f)^2} \quad (4-1)$$

で与えられる。ここで、 d_1 及び d_2 はそれぞれ上側及び下側のスプリングコイルのバネ定数、 l はスプリングコイル取付位置と模型支点の距離を表す。この場合の各々の値は46.4N/m, 64.9N/m, 2.123mであった。

周波数 f を求めるために、レーザ変位計を用いて胴体先端の変位を計測した。その計測状況を図14に示す。

以上の結果より、慣性モーメントは34.1kgm²であることがわかった。

5. 数学モデル化

数学モデルを得るために、まず、模型の胴体及び両翼が梁構造であると仮定し、上下方向の曲げ変形とねじり変形のみが生じると考えて FEM 計算を行った。尾翼は剛に製作しており、たとえ変形を生じたとしても微小であり空気力に影響を与えないことが予想される。また、尾翼自体を突風

荷重軽減を狙う対象としていないので、尾翼の変形は考慮していない。模型全体は、図15に示すように45の要素に分割し、節点は番号で表した。各節点での曲げ変位を w_i 、ねじり変位を θ_i とする。

曲げねじりの影響は小さいので無視し、曲げと St. Venant のねじりのみを考える。すると、 i 節点と j 節点には含まれた k 要素の節点変位ベクトル

$$\mathbf{x}_k^i = (w_i, \dot{w}_i, \theta_i, w_j, \dot{w}_j, \theta_j) \quad (5-1)$$

(\dot{w} は $\partial w / \partial s$ を示す。)

に対して、剛性マトリクス、質量マトリクスはそれぞれ表4、表5のようになる⁶⁾。ここで EI, GJ, M, I, l はそれぞれ各要素の曲げ剛性、ねじり剛性、質量分布、慣性モーメント分布、および長さを表す。各々の数値の内、翼の部分については片持ち翼の試験の数学モデルの値³⁾を参照し、胴体

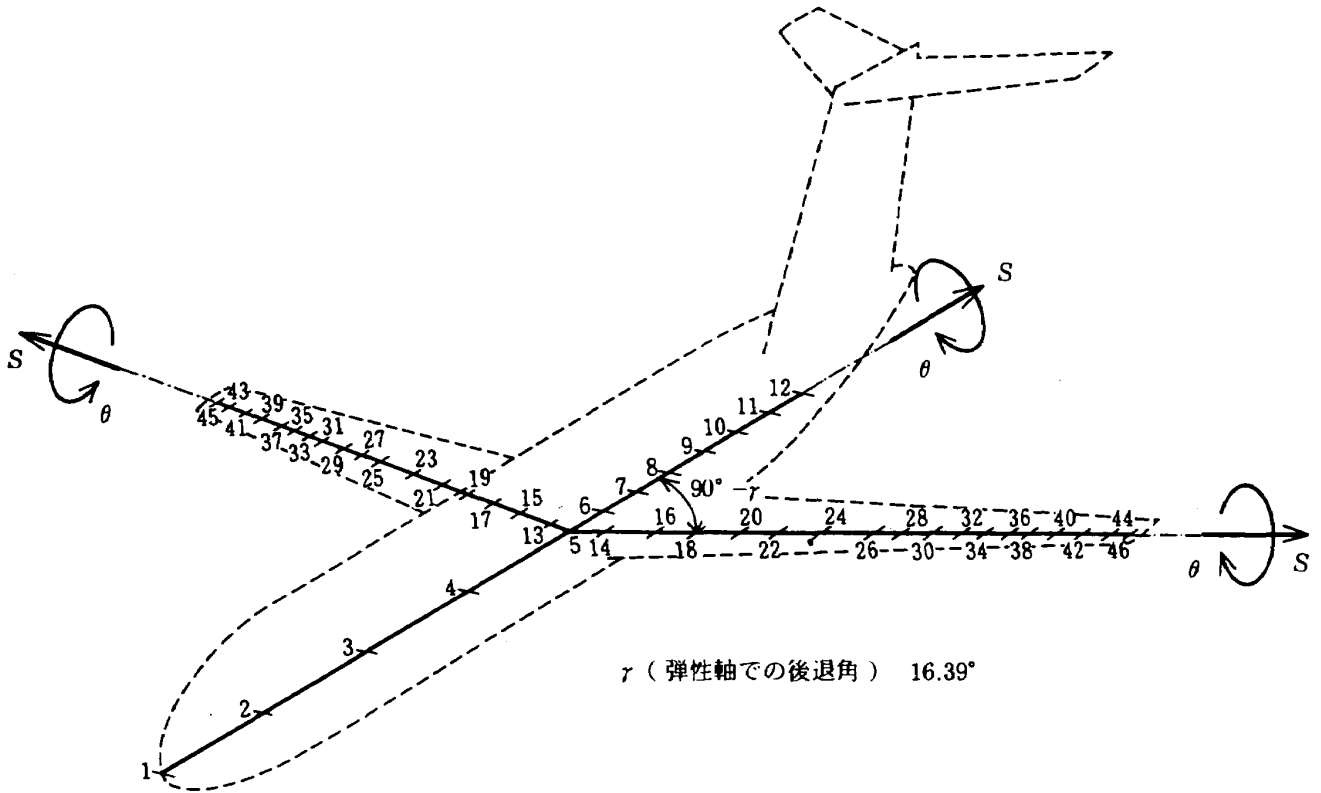


図15 数学モデル化要素分割

部分については桁の形状及び寸法より推算した。各要素の質量と剛性の設定には、実際に測定された左右の翼の特性の非対称性も考慮した。

こうして構成された剛性マトリクスと質量マトリクスを重ね合わせて、全体の剛性マトリクス K と質量マトリクス M が作成される。その際、翼結合部では図15に示すように座標系が交錯するので、翼根部分のマトリクスの要素のうち結合点となる節点の \dot{w} に関する行及び列と、 θ に関する行及び列については、左翼右翼それぞれ(5-2)式、(5-3)式のような変換を行った後に重ね合わせを行った。

$$A \rightarrow \begin{bmatrix} \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \\ \cdot & \sin \gamma & \cos \gamma \\ \cdot & -\cos \gamma & \sin \gamma \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix} A \begin{bmatrix} \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \\ \cdot & \sin \gamma & -\cos \gamma \\ \cdot & \cos \gamma & \sin \gamma \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix} \quad (5-2)$$

$$A \rightarrow \begin{bmatrix} \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \\ \cdot & \sin \gamma & \cos \gamma \\ \cdot & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix} A \begin{bmatrix} \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \\ \cdot & \sin \gamma & \cos \gamma \\ \cdot & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix} \quad (5-3)$$

構築された剛性マトリクス K と質量マトリクス M を用いると、節点変位ベクトル

$$x^t = (\dots w_i, \dot{w}_i, \theta_i, w_{i+1}, \dot{w}_{i+1}, \theta_{i+1} \dots) \quad (5-4)$$

に対して運動方程式は、

$$-M\ddot{x} = Kx \quad (5-5)$$

となる。これを変形すると、

$$Kx = \omega^2 Mx \quad (5-6)$$

となり一般化された固有値問題となる。つまり固有値が固有円振動数 ω の2乗であり、固有ベクトルが x すなわち固有振動モード形である。しかしこのモデル化では上下運動、縦揺れ、横揺れといった剛体モードの固有振動数は0となるため、数値計算を行う上で安定した固有値、固有ベクトルが求められない。そこで0固有値をなくすために(5-6)式の両辺に Mx を加えて

$$[K+M]x = (\omega^2 + 1) Mx \quad (5-7)$$

とし、 $K+M$ と M に対する固有値と固有ベクトルを求め、得られた固有値から1を引き、平方根より ω が求まる。

この様にして得られた固有振動数と振動試験の結果を比較しながら各要素のパラメータの設定を進めた。まず主翼の曲げ剛性分布を15%増加した。

次に胴体部分の質量分布を、合計質量、重心位置、慣性モーメントが模型の実態に合うように、試行計算を繰り返して決定した。数学モデルの重心位置は、縦揺れモード形を計算してその結果を描画し、その回転中心が重心であることにより確認した。合計質量は、振動試験時のスプリングコイルで模型の重心位置を釣り上げた支持法に対応して、摺動金具位置に相当する数学モデルの節点（図15の節点6）の w に対応する剛性マトリクスの要素に、合計質量が35.4kgならば上下動の固有振動数が0.48Hzとなるような剛性値をあらかじめ計算して設定しておき、固有振動数が0.48Hzとなるように質量分布を調整した。慣性モーメントは先程と同じ節点の θ に対応する剛性マトリクスの要素に、慣性モーメント34.1kgm²で縦揺れ固有振動数が0.1Hzとなるような剛性値を仮に設定し、固有振動数を計算して0.1Hzとなるように質量分布を調整した。決定された質量分布を用いて胴体曲げとねじりの固有振動数を計算し、振動試験結果に合うように胴体曲げ、ねじり剛性を調整した。最後に上下方向及び横揺れ方向の支持剛性を調整した。

完成された数学モデルによる固有振動数の計算結果を、振動試験結果も併記して表6に示す。振動モード形は図16に示す。振動試験結果の得られているものについてはその結果も示した。モデル計算の方が左右の非対称性が明確に現れてはいるが、振動試験の結果とよく一致している。

振動試験で採用した支持方法が、測定結果に及ぼす影響を見積るために、支持に用いたスプリングコイルがなくヒービングが自由な場合を想定して計算した結果を、表7に示す。支持系を考慮した計算結果と比較すると、スプリングコイルの影響がなくなりヒービングの固有振動数が0Hzとなった以外の違いはほとんど現れておらず、弾性変形モードに対してスプリングコイルの影響がなかったことが確認できた。

表6 数学モデルによる固有振動数

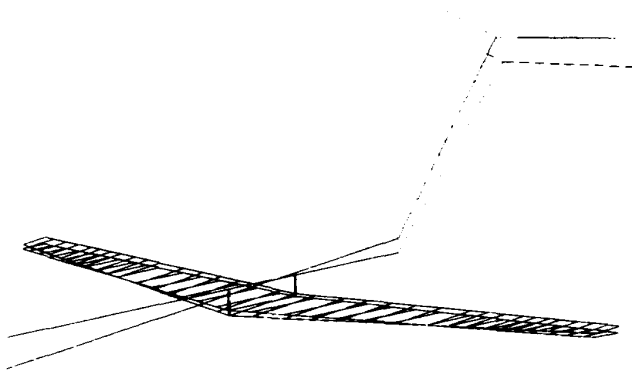
単位 [Hz]

固有モード	試験結果	モデル計算
ヒービング	0.48	0.48
ローリング(逆)	0.97	0.97
主翼曲げ1次	2.09	2.18
主翼曲げ1次(逆)	2.58	2.58
主翼曲げ2次	8.13	8.28
主翼曲げ2次(逆)	7.84	8.74
水平尾翼ローリング(逆)	12.73	—
主翼ねじり	15.47 (対称) 14.88 (逆対称)	13.49 (左翼) 16.22 (右翼)
主翼曲げ3次	21.00	16.67
主翼曲げ3次(逆)	19.19	17.79
胴体曲げ1次	22.25	21.11

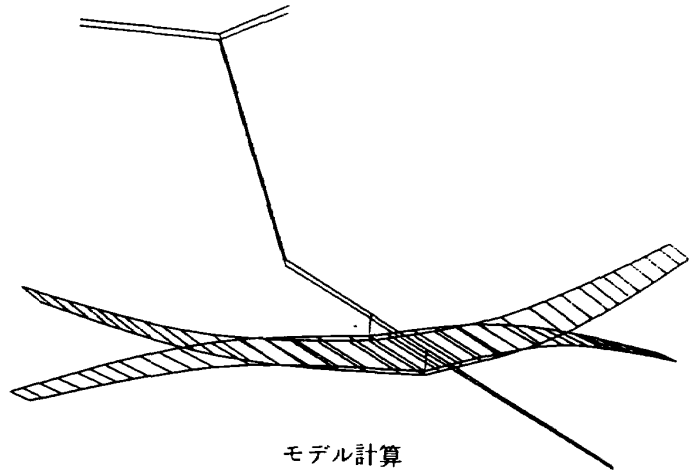
表7 支持系の影響を比較した計算結果

単位 [Hz]

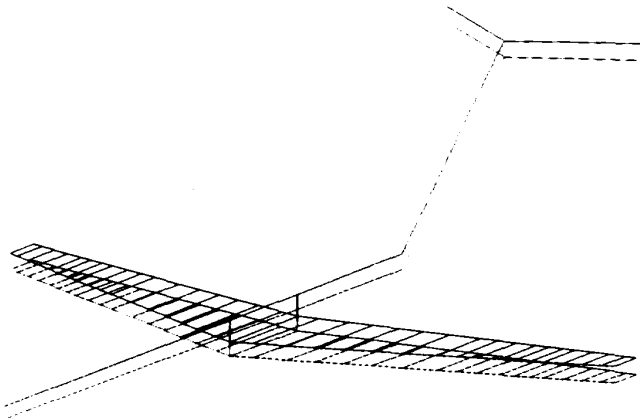
固有モード	支持系考慮	支持系なし
ヒービング	0.48	0.00
ローリング(逆)	0.97	0.97
主翼曲げ1次	2.18	2.17
主翼曲げ1次(逆)	2.58	2.58
主翼曲げ2次	8.28	8.28
主翼曲げ2次(逆)	8.74	8.74
主翼ねじり(左翼)	13.49	13.49
主翼ねじり(右翼)	16.22	16.21
主翼曲げ3次	16.67	16.67
主翼曲げ3次(逆)	17.79	17.79
胴体曲げ1次	21.11	21.10



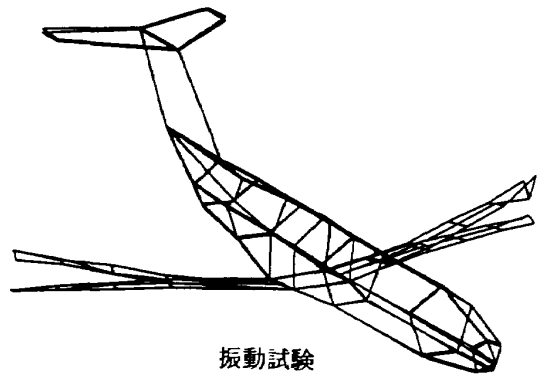
(1) 振動数 0.0Hz



モデル計算

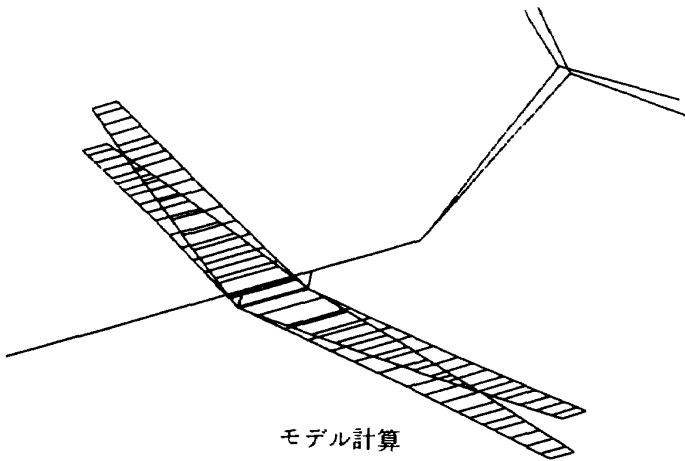


(2) 振動数 0.48Hz

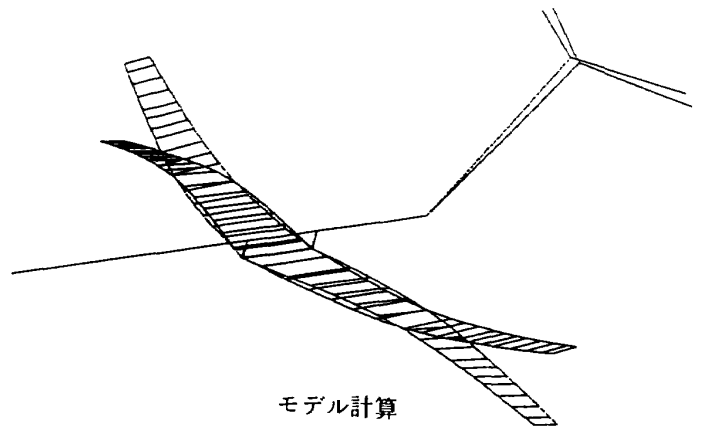


振動試験

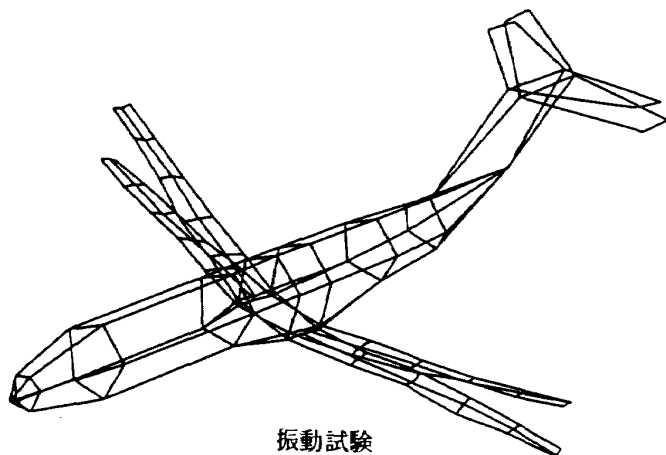
(4) 振動数 2.18Hz



モデル計算

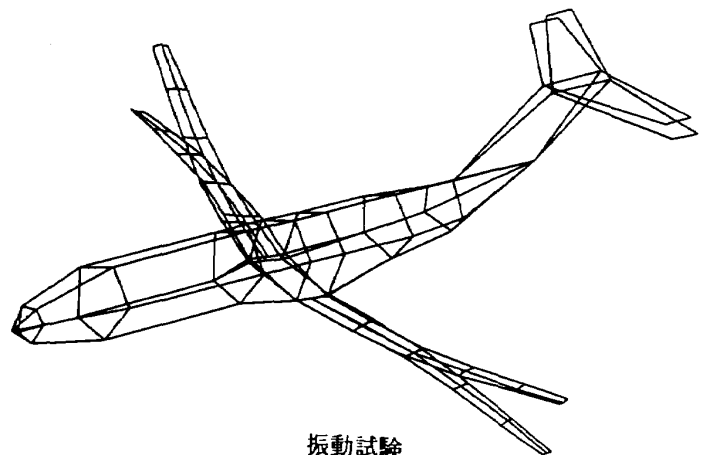


モデル計算



振動試験

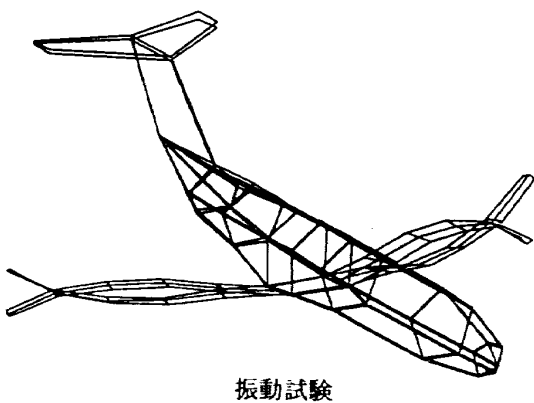
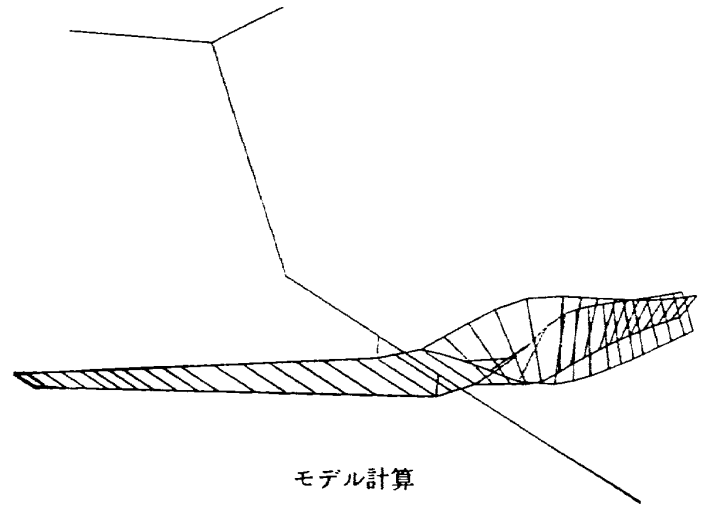
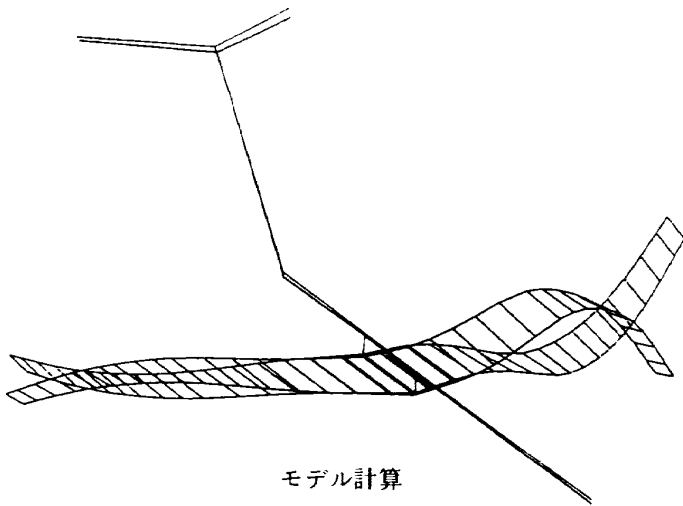
(3) 振動数 0.97Hz



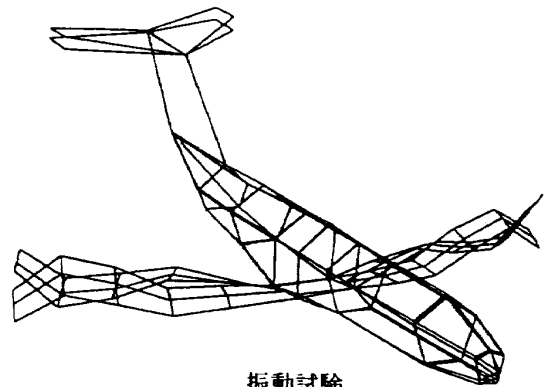
振動試験

(5) 振動数 2.58Hz

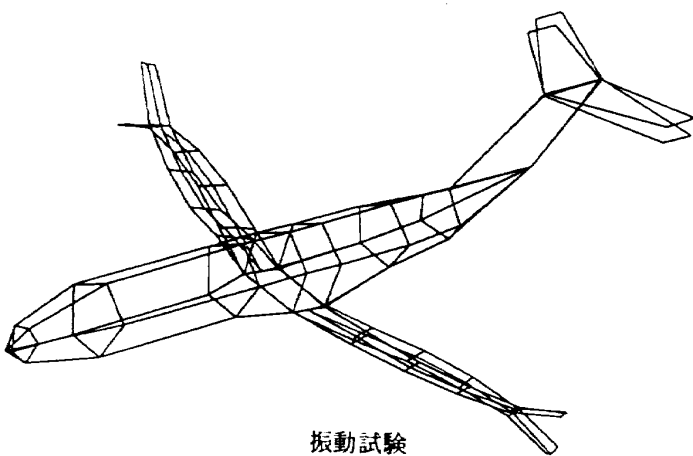
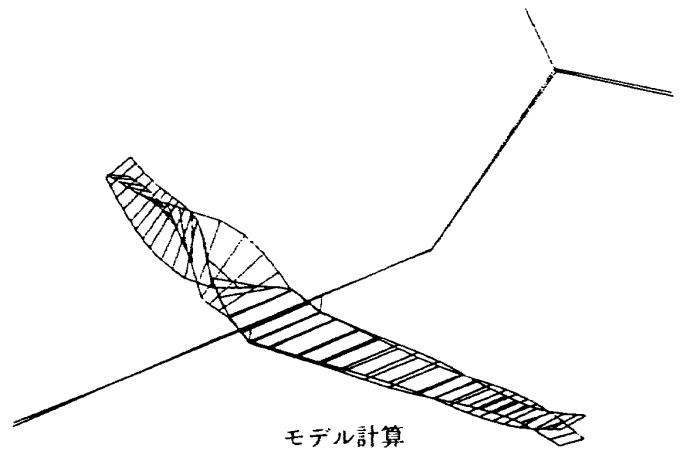
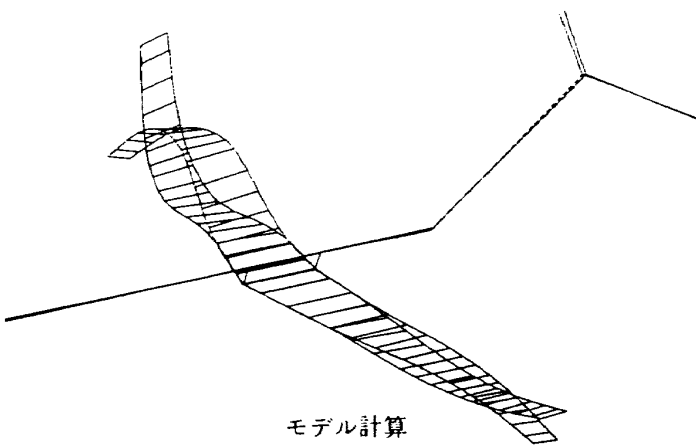
図16 数学モデル振動モード形



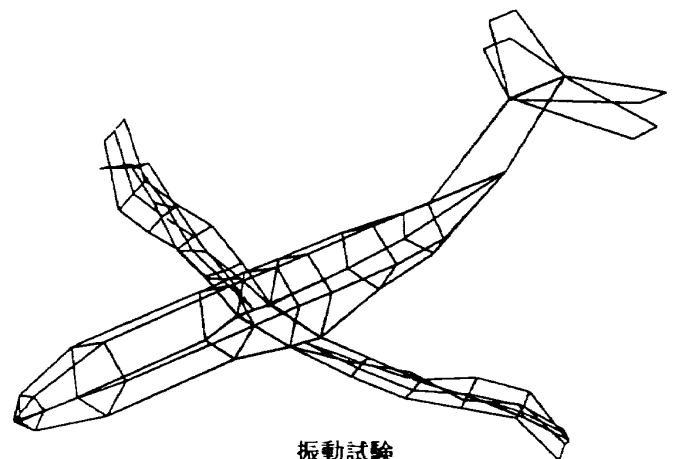
(6) 振動数 8.28Hz



(8) 振動数 13.49Hz

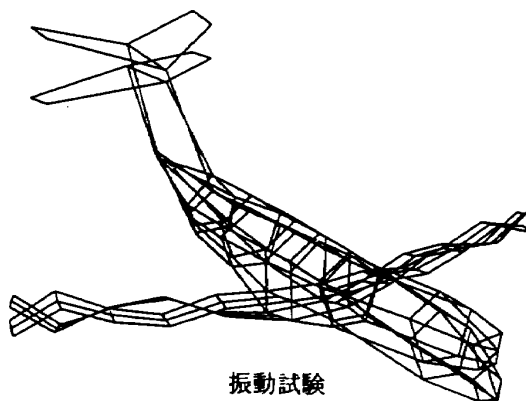
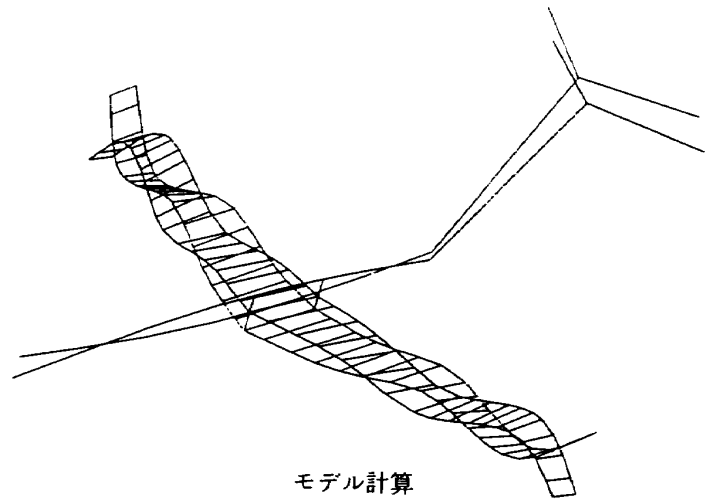
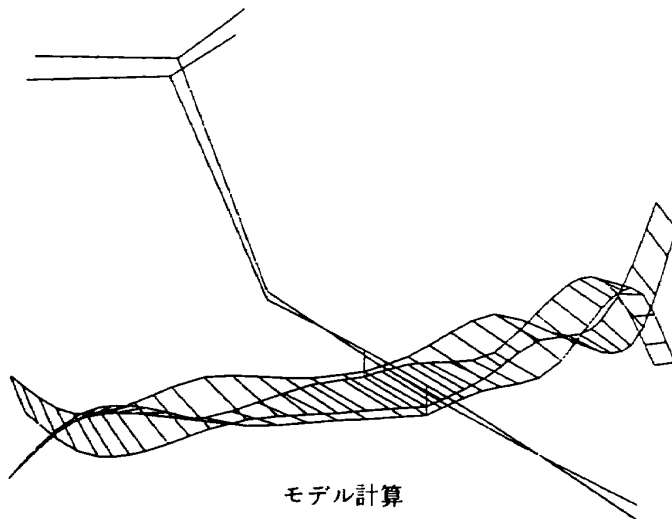


(7) 振動数 8.74Hz

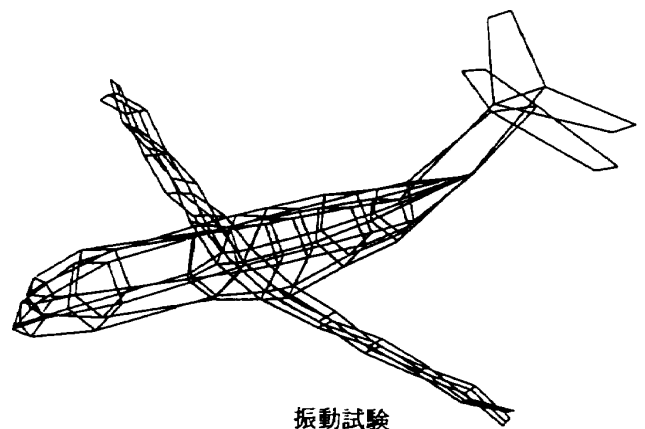


(9) 振動数 16.22Hz

図16 つづき



(10) 振動数 16.67Hz



(12) 振動数 21.11Hz

図16 つづき

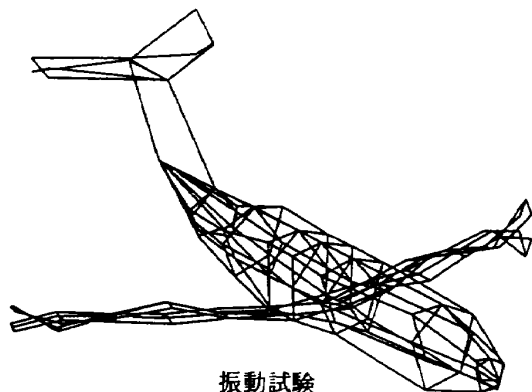
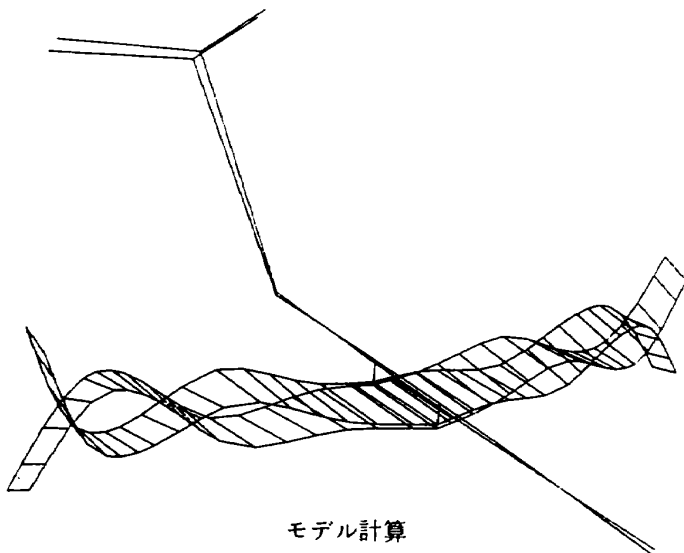
6. 結 論

ACT 実験用全機弾性模型の振動試験を行い、模型の構造動特性が明らかになった。またその結果を反映し、模型の弾性体としての特性を十分含んだ数学モデルが構築できた。

ここで行った振動試験法では、周囲の空気の影響が含まれた結果が得られている。従って、構築された数学モデルにも周囲の空気の寄与分が取り込まれており、この数学モデルに例えば振動翼理論をそのまま導入した時に、周囲の空気の寄与分が重複されることになる。このことは、ここで構築された数学モデルを利用する際に考慮する必要がある。

完成した数学モデルを用いて計算を行った結果により、振動試験の際に採用した模型支持法の妥当性を確認できた。

これで突風荷重軽減の制御則設計に必要な全機



(11) 振動数 17.79Hz

図16 つづき

弾性模型の数学モデルを構築するための準備の一つが整えられた。今後更に、静的空力風試を行って得られた空気力に関するデータ⁷⁾および、静的空力弾性解析⁸⁾の結果を利用して、空気力を含んだ系としての数学モデルの構築⁹⁾を行う。

参 考 文 献

- 1) 松下 洸：「空力弾性系のアクティブ制御」, 日本航空宇宙学会誌第35巻, 第398号(1987.3)
- 2) H. Matsushita, T. Ueda, K. Fujii, Y. Miyazawa, M. Hashidate, Y. Ando : "Control Law Synthesis and Wind Tunnel Test of Gust Load Alleviation for a Transport-Type Aircraft", Proceedings of ICAS '90, 1990
- 3) ACT研究会：「高アスペクト比翼の突風荷重軽減実験と解析」, NAL-TR-890(1985.11)
- 4) ACT研究会：「高アスペクト比翼のフラッタ制御実験(第1報)」, NAL-TR-978(1988.6)
- 5) ACT研究会：「高アスペクト比翼のフラッタ制御実験(第2報)ー前縁・後縁2舵面による制御ー」, NAL-TR-1070(1990.6)
- 6) 川井忠彦：「マトリックス法振動および応答」, 培風館(1970.12)
- 7) 鈴木誠三, 室田勝一, 萱場重男, 外立政隆, 野中 修, 上田哲彦, 菊池孝男, 安藤泰勝, 岩崎和夫, 藤井謙司, 松下 洸：「NAL弾性翼付ACT全機模型の静的空力特性試験」, 第26回飛行機シンポジウム講演集(1988.10)
- 8) 松下 洸, 藤井謙司, 上田哲彦, 柳沢三憲：「全機風試模型の静的空力弾性解析」, 第26回飛行機シンポジウム講演集(1988.10)
- 9) 藤井謙司, 宮沢与和, 松下 洸：「ACT全機風試模型の数学モデル化および突風荷重軽減制御則設計について」, 第27回飛行機シンポジウム講演集(1989.10)

航空宇宙技術研究所資料626号

平成2年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18
