

ISSN 0452-2982
UDC 533.662:
620.168:
629.7.018.4:
620.174

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-537

風車翼の強度試験(I)
—振動試験および静強度試験—

機体第一部 ・ 機体第二部

1984年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

	担当者(○印は執筆者)
総括	多田保夫*
振動試験	○ 甲斐高志* 小松敬治* 佐野政明* 戸田勸*
静強度試験	○ 野原利雄** ○ 土田幸滋** ○ 岩崎和夫** ○ 林洋一** ○ 小野幸一** 角田義秋* 坂本嘉資** 藤田久夫**
* 機体第二部	
** 機体第一部	

目 次

1. まえがき	1
2. 供試体	1
3. 振動試験	2
3.1 試験目的	2
3.2 試験方法	3
3.3 試験結果および考察	4
4. 静強度試験	12
4.1 試験目的	12
4.2 試験方法	12
4.3 試験結果および考察	14
5. あとがき	24
参考文献	24
付録 荷重-ひずみ線図	25

風車翼の強度試験 (I)*

— 振動試験および静強度試験 —

機体第一部 ・ 機体第二部

1. まえがき

省エネルギー技術開発の一環として、風力エネルギーを利用するための風車の研究が各方面で行なわれている。^{1)~5)} 科学技術庁においても、風力エネルギーを熱エネルギー源として利用するシステムの開発を目的として、科学技術振興調整費による「風力-熱エネルギー利用技術に関する研究」により、出力20KW級(風速8m/sec)の風車および蓄熱装置の開発を行なっている。^{2,4)} 当研究所では、本研究の一環として試作されたガラス繊維強化プラスチック製の風車翼(当所空気力学第二部翼形設計, 日本飛行機(株)製作)^{6,7)}について、振動試験および静強度試験を実施した。

振動試験は風車翼単体について行なったもので、次の三つの目的をもつ。第一は、定格運転時の回転周波数と風車翼の最低次の弾性振動の固有振動数が

十分に離れていることを確認することであり、第二は、動的応答、フラッター、疲労などの振動上の問題において重要な翼の固有振動特性を求めること、第三は、試作した2体の翼について製作上の剛性、質量分布のばらつきを振動試験により調べることである。

本来風車翼には分布荷重が加わるが、静強度試験では4点で曲げ荷重を負荷する方式で行なった。本試験の目的としては設計の使用条件(風速16m/sec, 回転数90rpm)から導いた翼根モーメント16.5kN・mに対して強度が十分であることを確認することである。

本報告書は振動試験および静強度試験の試験方法および試験結果について述べたものである。

2. 供試体

供試体の概略を図2-1に示す。供試体は全長6.3m, 最大翼弦長約1m, 翼端弦長約0.3mで、

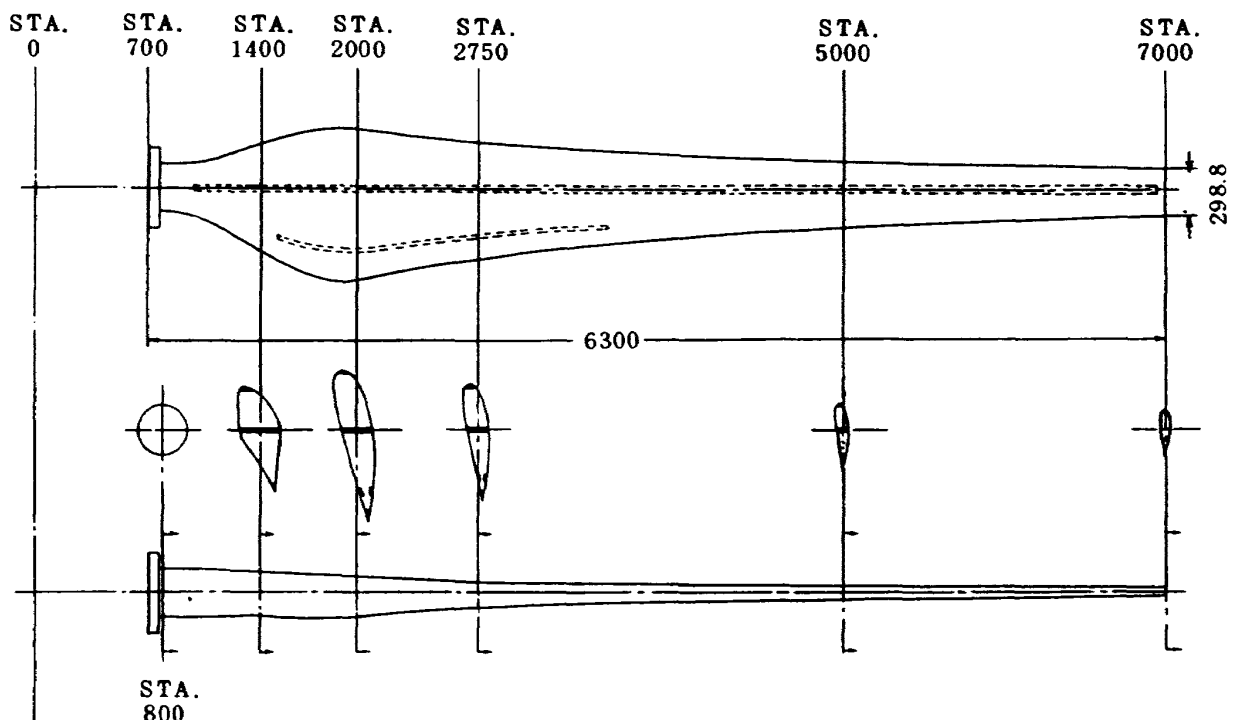


図2-1 風車翼の形状

表 2-1 風車翼の諸元

風 車 翼 諸 元			
STATION(mm) (風車中心を0とする)	CHORD(mm)	TWIST(deg) (STA. 7000を0°とする)	翼断面
700	300.0	-29.5	300φ
800	300.0	-27.1	300φ
1000	356.2	-22.8	断面を 滑らかに変化
1200	496.3	-19.5	
1400	673.6	-16.8	
1600	839.5	-14.5	
1800	945.9	-12.7	
2000	946.0	-11.0	
2250	863.0	-9.4	翼厚を 滑らかに変化
2500	788.9	-8.2	
2750	726.2	-7.1	NACA4418
3000	670.7	-6.2	一様断面
3500	584.4	-4.6	
4000	515.3	-3.5	
4500	461.3	-2.6	
5000	414.4	-1.9	
5500	377.0	-1.3	
6000	348.8	-0.8	
6500	323.0	-0.4	
6750	310.4	-0.2	
7000	298.8	0	

常温硬化型のガラス/ポリエステル製である。その構造は上面、下面2枚の外板を前縁と後縁でパテによって接着した空洞となっている。内部には、40%翼弦部に翼根から翼端までウェブを入れ、さらに、約75%翼弦部にSTA.1500(1500は風車の回転中心から1500mmの位置を表わす。したがって、翼根はSTA.700となっている)からSTA.3500まで外板内側に補強材を接着している。また、この風車翼は表2-1に示すように、翼根から翼端までの間に29.5°のねじれ角がついている。

翼根部には風車軸に取り付けるための500mmφの

アルミ合金製フランジを組み込んである。そのフランジを含めた全重量は約120kgである。

供試体は2体製作し、1体は静強度試験用(S供試体)に、他の1体は疲労強度試験用(F供試体)に用いた。

3. 振動試験

3.1 試験目的

「1.まえがき」で述べたように振動試験の目的は次の三つである。

第一の目的：風車翼の最低次の固有振動数が定格運転時の回転周波数の2倍(即ち $1.5\text{Hz} \times 2 = 3\text{Hz}$)より高いことを確認すること。

* STA.はStation(位置)の略

第二の目的：風車翼のモーダルパラメタ（固有振動数，減衰比）を測定すること。

第三の目的：試作された2体の風車翼の間で剛性および質量分布の違いが小さいことを振動特性（モーダルパラメタ）の面から確認すること。

3.2 試験方法

供試体は，図4-1に示すように，翼形上面を下向きにしてフランジの部分を三角鉄塔にボルトで固定し水平片持ち梁の状態として試験を行なった。（なお図は静強度試験用のセットアップを示しており，振動試験時には翼ばさみやワイヤ等は取り付けしていない。）

モーダル試験法には，多点加振共振法のような物理的にモードを分離する方法と，伝達関数法のような数学的にモードを分離する方法とがあるが，本試験では後者を用いた。

伝達関数法は近年の電子技術の発展によるフィールドタイプの高速度フーリエアナライザの登場に伴って盛んに使われるようになってきた手法である。構造物の加振点と応答点との間の周波数応答関数を高速フーリエ変換（FFT）によって求め，それを区分的に1自由度振動系で近似して，先に述べたモーダルパラメータを算出する。

伝達関数法は加振力の種類によっていくつかにわけられるが，本試験では，衝撃力による加振（インパルスハンマー法）とホワイトノイズによる加振（ランダム加振法）の2つを用いた。

試験に先立って，供試体および取り付け治具上に，加振力または加速度の計測点を図3-1のように41点設定した。力または加速度の計測方向は，Y-Z面内の曲げおよびY軸まわりのねじりに関しては，点1～点33（供試体上）がZ方向，点34～点41（取り付け治具上）がY方向であり，X-Y面内の

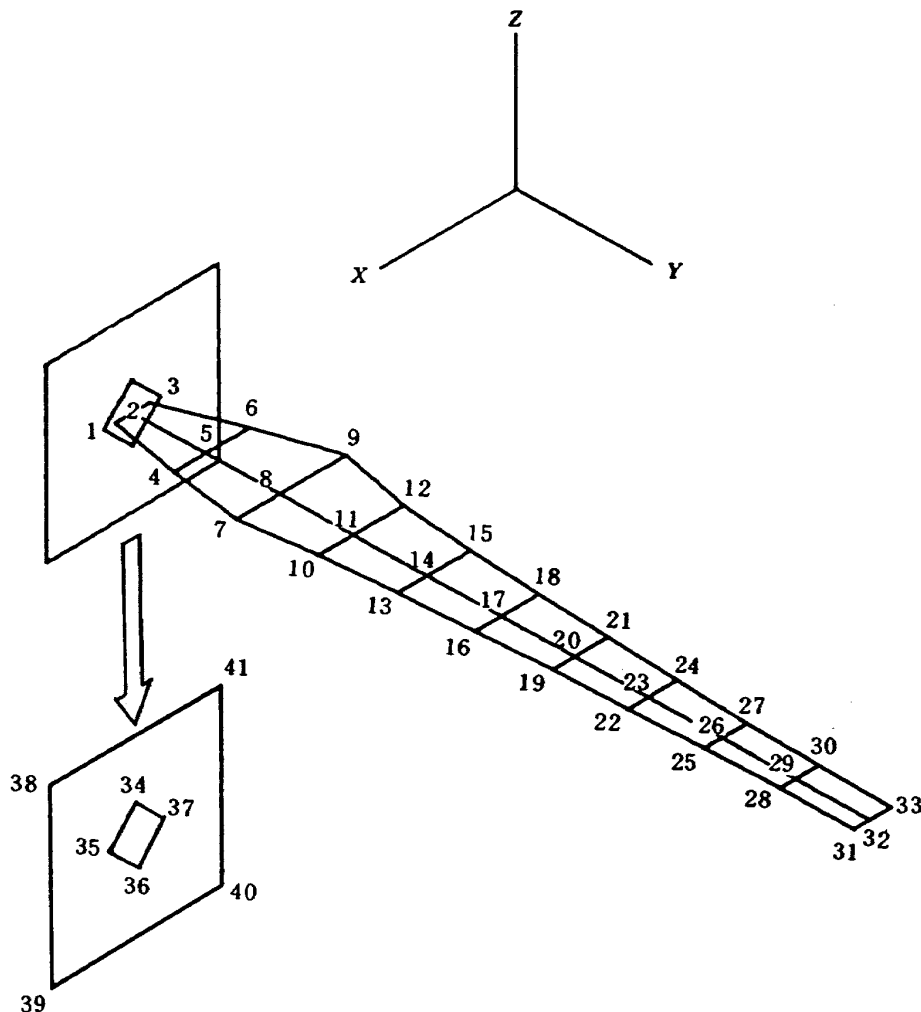


図3-1 計測点番号と座標系

曲げに関しては供試体前縁上の1,4,7,10,13,16,19,22,25,28,31 および32の各点がX方向(他の点は計測しなかった)である。

以下にインパルスハンマー法とランダム加振法の具体的な手順を示す。

インパルスハンマー法では、加速度計を点33に取り付け、点1から点41まで順に、力変換子を取り付けたインパルスハンマーで先に述べた方向にたたいて、各打撃点と応答計測点(点33)との間の周波数応答関数をFFTアナライザーによって測定した。S/N比をよくするため、平均回数を3回とした。

ランダム加振法では、小型の電磁加振機を点32に力変換子を介して取り付け、バンドパスフィルターを通したランダム波によって供試体を加振しながら、点1から点41まで順に加速度を計測し、加振点と各計測点との間の周波数応答関数をFFTアナライザーで測定した。平均回数は試験によって異なるが、10～15回とした。

以上のようにして得られた周波数応答関数 $h(\omega)$ を次のような $H(\omega)$ によって各固有振動数の付近で区分的に近似する。

$$H(\omega) = \left\{ \frac{\bar{r}}{i\omega - p} + \frac{\bar{r}}{i\omega - \bar{p}} \right\} + (A_1\omega + A_0) \quad (1)$$

ここで、 i は虚数単位

\bar{r}, \bar{p} は r, p の共役複素数

この式の第1項は1自由度系の周波数応答関数を表わし、第2項は隣接する他のモードの影響を表わしている。 r, p, A_1, A_0 は

$$E(r, p, A_1, A_0) = \sum_{j=1}^m |h(\omega_j) - H(\omega_j)|^2 \quad (2)$$

を最小化することによって求める。ただし m は計算に必要なだけ適当に定める。このようにして求められた p の実数部から等価粘性減衰比、虚数部から固有角振動数が得られ、全計測点での r から固有振動モードが得られる。

3.3 試験結果および考察

2つの供試体について計8回の試験を行なった。その内訳を表3-1に示す。F供試体のZ方向振動についてインパルスハンマー法とランダム加振法の2つの方法で試験を行い、試験法によるちがいが小さいことを確認したので、S供試体のZ方向振動についてはランダム加振法のみを用いた。S供試体のX方向振動を計測するにはインパルスハンマー法を用いた。

得られた固有振動モードを図3-2に示す。(a)～


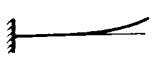



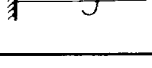

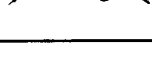
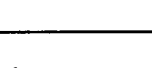
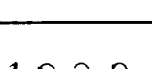
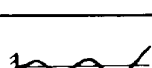
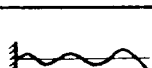
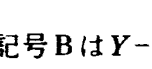
表3-1 試験の内訳

試験番号	供試体	試験方法*	計測方向	解析周波数範囲	計測点**
				Hz	
1	F	インパルス	Z	0～50	33
2	F	ランダム	Z	0～50	32
3	F	ランダム	Z	40～220	32
4	F	自由減衰	Z	—	32
5	S	ランダム	Z	0～50	32
6	S	ランダム	Z	23～31	32
7	S	インパルス	X	0～50	32
8	S	ランダム	Z	30～230	32

* インパルス：インパルスハンマー法
ランダム：ランダム加振法

** インパルスハンマー法の場合は加速度計測点を、ランダム加振法の場合は加振点をそれぞれ示す。

表 3-2 固有振動数と減衰比

供 試 体		F		S			
試 験 番 号		1	2	5	6	7	8
試 験 方 法		インパルス	ランダム	ランダム	ランダム	インパルス	ランダム
1	 B1*	4.9 0.53	4.8 0.63	4.6 0.22			
2	 CB1					7.8 0.63	
3	 B2	13.8 0.49	13.6 0.66	13.4 0.42			
4	 B3+T1				25.8 0.71		
5	 B3	27.5 0.92	27.3 1.05	27.0 0.94	27.1 0.93		
6	 T1	36.1 0.73	35.7 1.46	37.0 1.68			36.8 1.29
7	 CB2					37.1 0.67	
8	 B4+T1	44.9 0.74	44.4 0.85	45.3 1.06			44.8 1.53
9	 B4+T2						55.9 1.31
10	 T2						63.9 1.36
11	 T3						76.4 1.03
12	 B5						80.3 0.84
13	 B6						103.1 0.85

上段：振動数 (Hz)
下段：減衰比 (%)

* 記号 B は Y-Z 面内曲げ，記号 CB は X-Y 面内曲げ（翼弦方向曲げ），記号 T は Y 軸まわりのねじりをそれぞれ示す。

モード形状概略図は X 軸の正方向より見たもので，左端が固定端。ただし，CB のモードは Z 軸の正方向より見たものを示す。

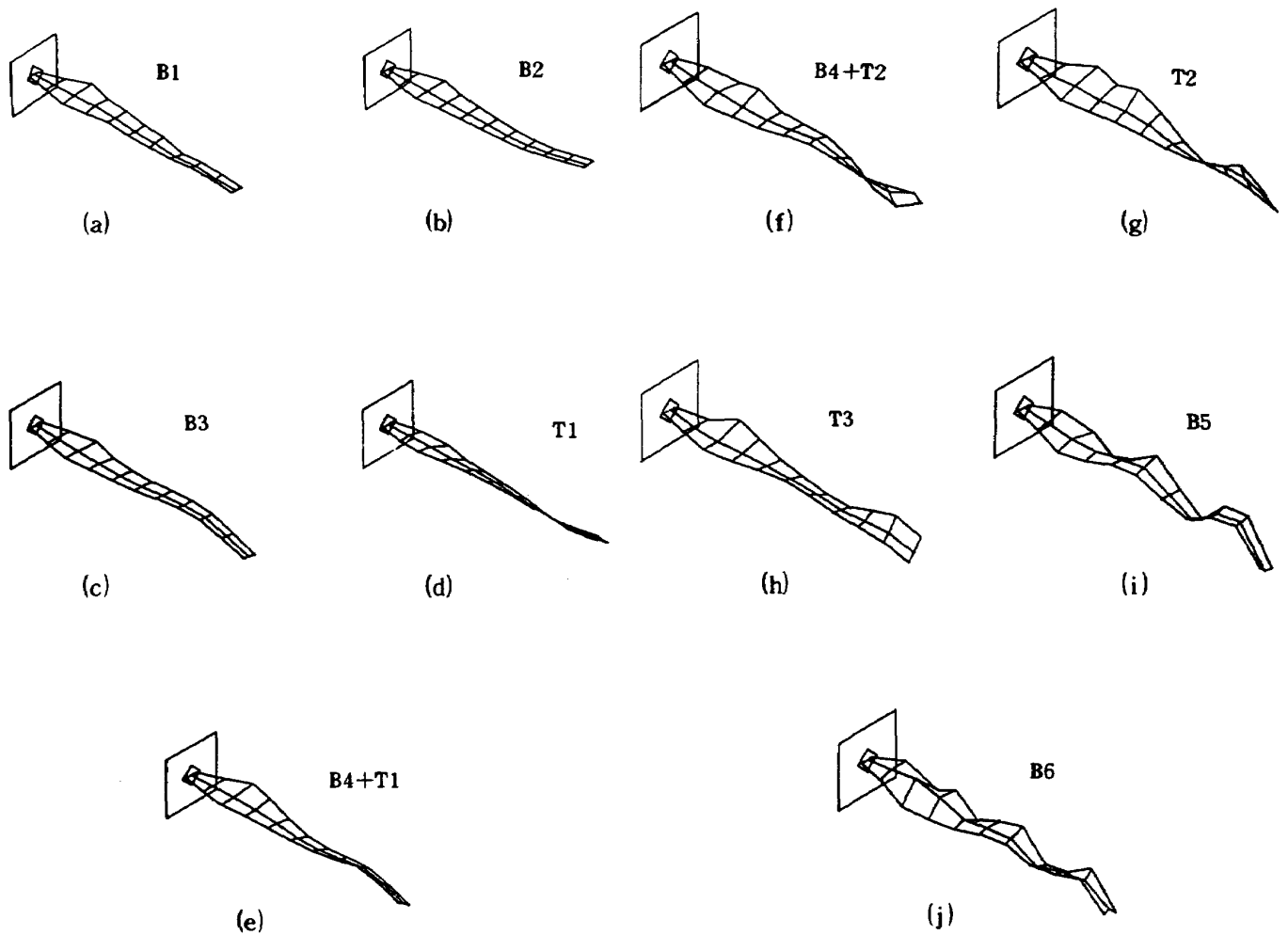


図3-2 固有振動モード(S供試体, Z方向, ランダム加振法)

(e)に示すモードに関しては4種類の結果(F供試体のインパルスハンマー法(試験番号1), 同じくランダム加振法(試験番号2), S供試体のランダム加振法(試験番号5および8))があるが, それらは各モードについてよく一致したので, 代表してS供試体のランダム加振法(試験番号5)によるものを示した。(f)~(j)はS供試体のランダム加振法(試験番号8)によるものである。図3-3は試験番号7によってS供試体について得られたX-Y面内曲げ振動モードである(供試体は線で表わされている)。

得られた固有振動数と減衰比をまとめて表3-2に示す。F供試体について見ると, インパルスハンマー法とランダム加振法とは大局的に見てよく一致しているが, 詳しく見るとランダム加振法により得られた固有振動数はインパルスハンマー法より少し低く, ランダム加振法の減衰比はインパルスハンマー法より大きい。これは, ランダム加振法の場合に

は加振機が翼端にとりつけてあるために加振機の可動部分の質量と減衰が供試体に付加されて, 系が変化したことによるものである。インパルスハンマー法とランダム加振法による周波数応答関数を図3-4, 5に示す。図3-4は, 打撃点と応答計測点とともに点33のときに得られたもの, 図3-5は加振点が点32, 応答計測点が点33のときに得られたものである。周波数応答関数は, 絶対値と位相, 実数部と虚数部, ナイキスト線図の3つの表示法で示した。

なお, 加振機をとりつけずにF供試体の翼端を手で持ち上げ, 素早く放すことによって自由減衰振動させ, その時刻歴の対数減衰率より計算した曲げ1次モードの減衰比は0.17%であった。これはインパルスハンマー法で求めた減衰比の約1/3である。その理由は次のように考えることができる。一般に, 第4節で述べたアルゴリズムは近似の範囲(即ち(2)式における $j=1$ から m までの間)に周波数応答関

数の鋭いピークが1個だけ存在すれば、固有振動数を比較的精度よく求めることができるが、減衰比の算出にはピークの裾の広がり具合が効いてくるので分解能の悪さや隣接する他のモードの影響が出やすい。

S 供試体の Z 方向振動計測についてはランダム加振法のみを用いた。代表的な周波数応答関数を図 3-6 に示す。上述したように、ランダム加振法では加振機の影響が生じるが、固有振動数に与える影響は小さく、また短時間のうちに多数回データを取り

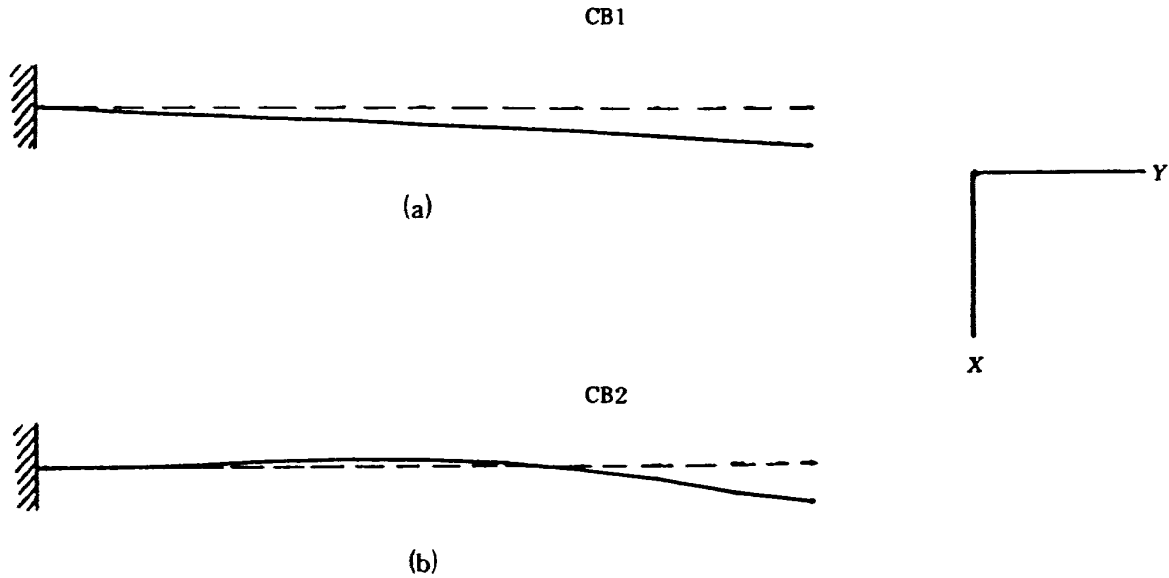


図 3 - 3 固有振動モード (S 供試体, X 方向, インパルスハンマー法)
(静止状態を破線で示す)

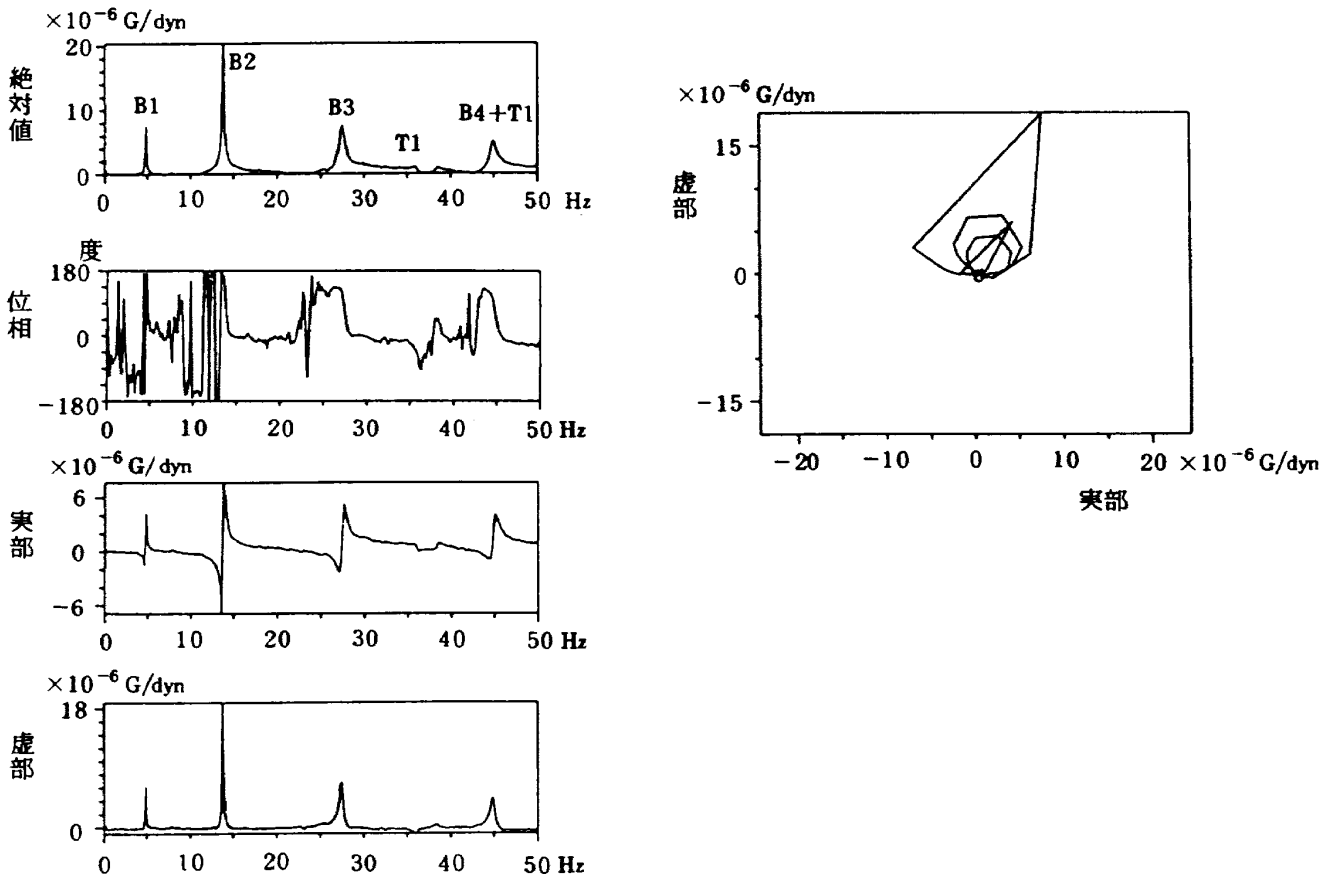


図 3 - 4 周波数応答関数 (F 供試体, Z 方向, インパルスハンマー法, Pt.33 - Pt.33)

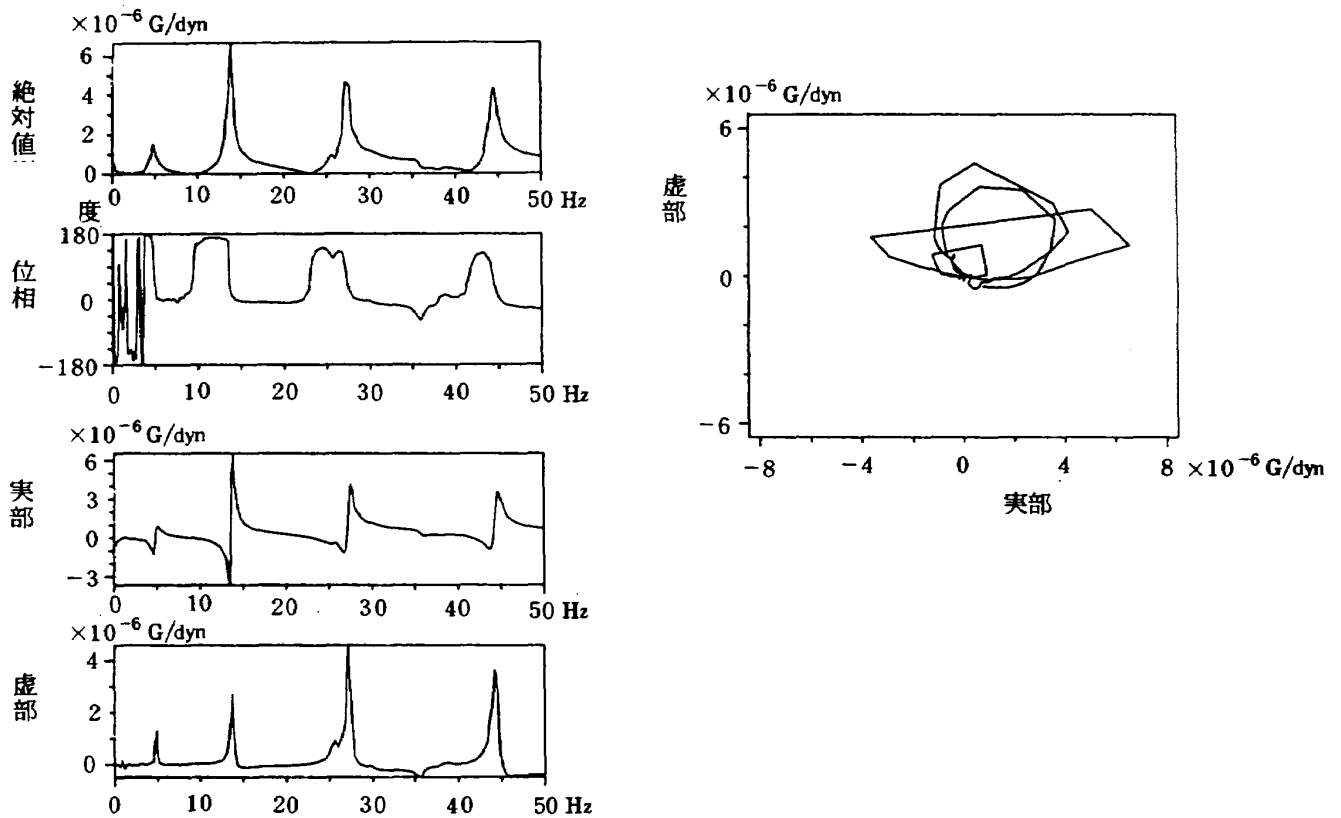


図 3 - 5 周波数応答関数 (F 供試体, Z 方向, ランダム加振法, Pt.32 - Pt.33)

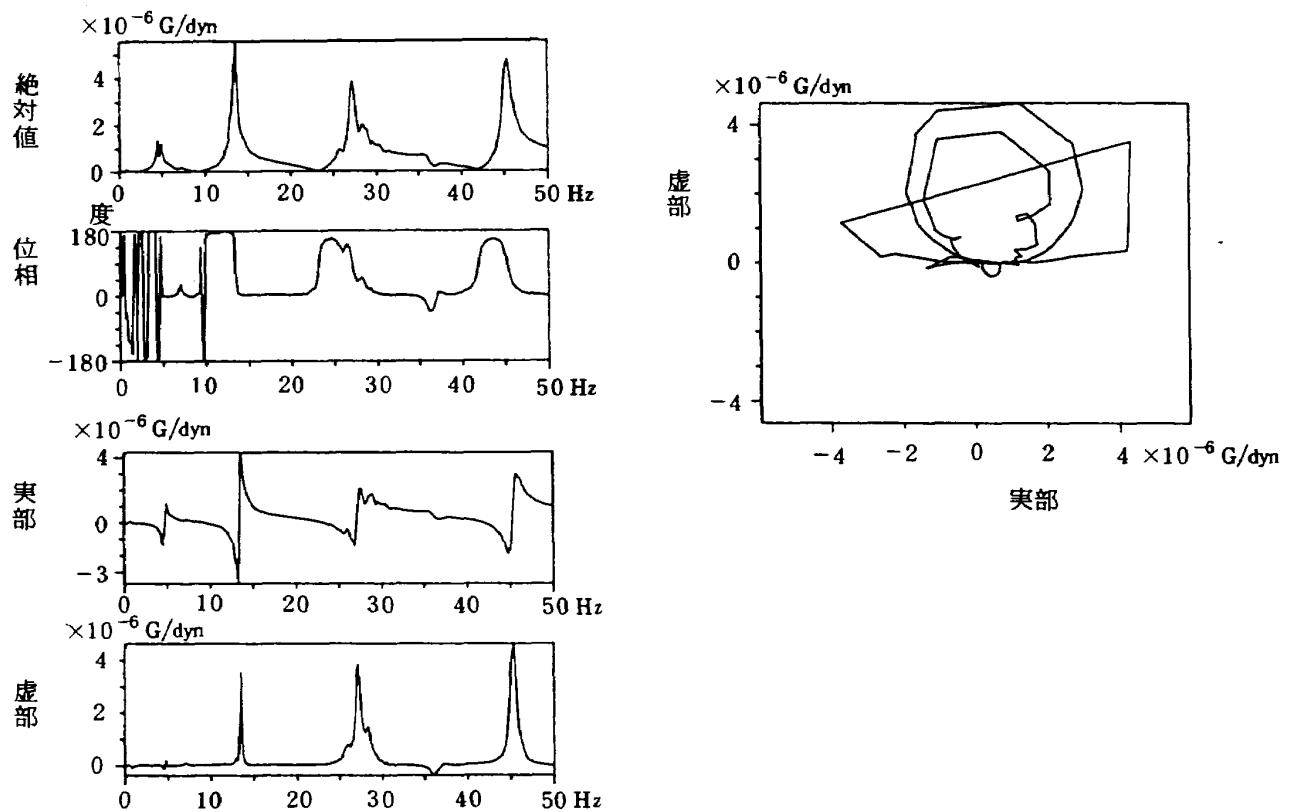


図 3 - 6 周波数応答関数 (S 供試体, Z 方向, ランダム加振法, Pt.32 - Pt.33)

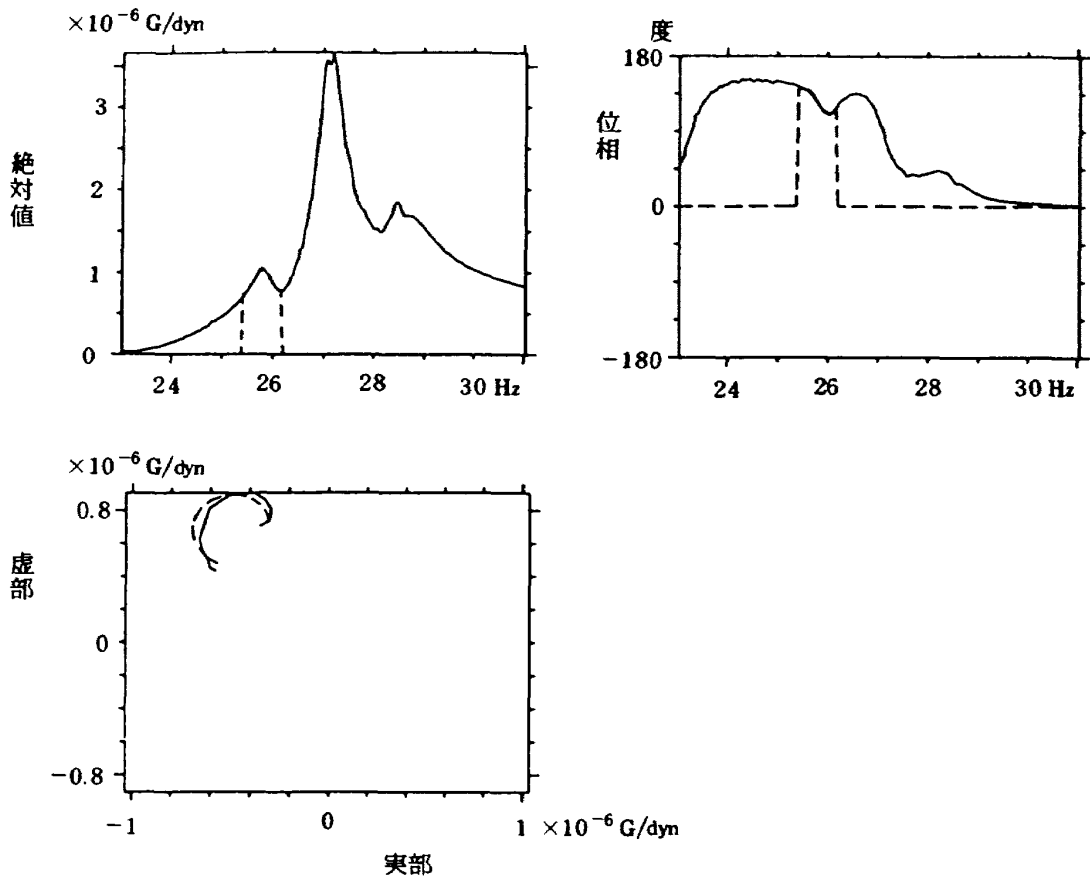


図 3 - 7 周波数応答関数と近似関数 (近似関数を破線で示す)

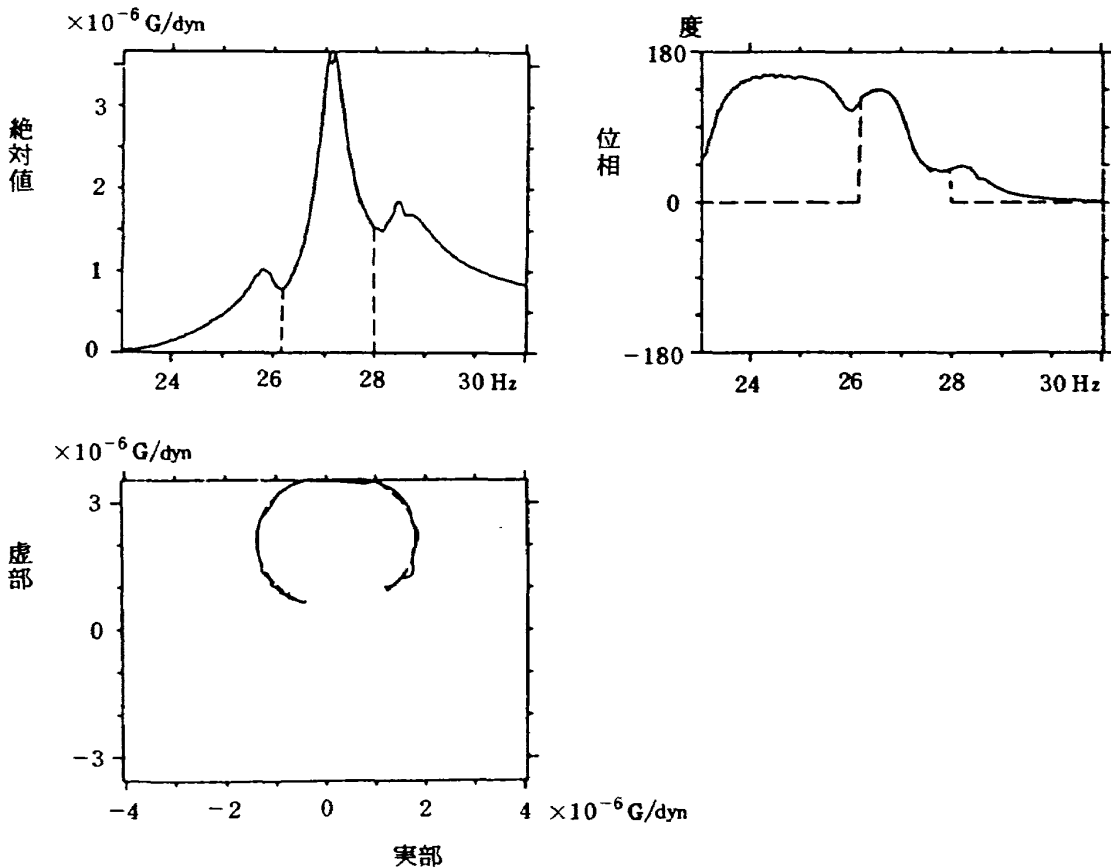


図 3 - 8 周波数応答関数と近似関数 (近似関数を破線で示す)

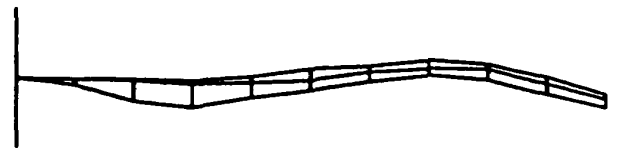
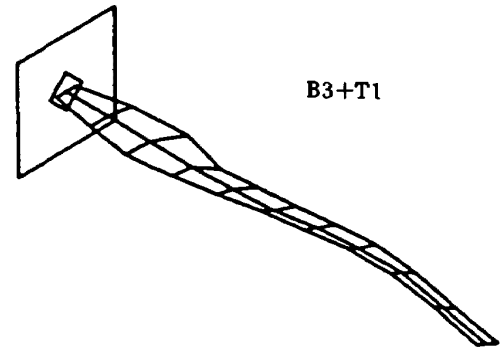
こんで S/N 比をよくすることが容易なのでランダム加振法を用いた。表 3-2 において、同じランダム加振法で得られた固有振動数について S 供試体と F 供試体を比べると、ねじりが関係するモードは S 供試体が F 供試体より 1 Hz 以上高くなり若干差が認められる。曲げのモードでは S 供試体が 0.2 ~ 0.3 Hz 低くなるが、その差は小さく、両供試体はほぼ同じ特性を持つことがわかる。

図 3-4~6 から、27 Hz 近傍にある B3 モードの両側の裾野に小さなピークがひとつずつ存在しているように見えたので、 S 供試体についてこの部分を詳細に解析するこめに 6 番の試験を行った。1, 2, 5 番の試験に比べて分解能は約 6 倍になっている。得られた周波数応答関数の例を図 3-7, 8 に(1)式によって表わされる近似関数とともに示した。重ねて描くと元の関数と区別できないくらいよく近似されている。図 3-7 で近似されている部分に対応するモードが図 3-9 で、曲げ 3 次に振り 1 次が重なっている。図 3-8 で近似されている中央のピーク部分に対応するモードが図 3-10 で、曲げ 3 次の振動となっている。右側のピークについてはきれいなモードが得られず、局所的な振動と考えられる。

X 方向の振動を解析するために S 供試体について 7 番の試験を行った。加振機を水平に固定することが困難だったのでインパルスハンマー法を用いた。点 32 の上に加速度計を感度方向が X 方向となるようにはりつけ、インパルスハンマーでブレードの前縁部分の各点を X 軸方向に順次たたいた。代表的な周波数応答関数を図 3-11 に示す。図上に見えるピークのうち、CB1, CB2 に対応するモードが図 3-3 で、それぞれ曲げ 1, 曲げ 2 次を示している。これらの図では供試体は 1 本の線で表わされ、 Z 軸方向から見た様子が示されている。

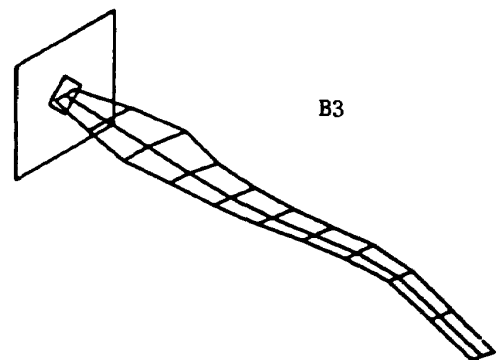
なお、試験番号 8 では加振力と加速度の波形をデータレコーダに記録し、それを再生して高い周波数領域 (30 ~ 230 Hz) を解析した。振動数が B6 のモードより高いものにとっては計測点の間隔が広すぎたため、明確なモード形状は得られなかったので図示しなかった。

参考のため、試験番号 3 で得られた 40 ~ 220 Hz の周波数応答関数を図 3-12 に示す。



(X 方向より見たもの)

図 3-9 固有振動モード (S 供試体, Z 方向, ランダム加振法)



(X 方向より見たもの)

図 3-10 固有振動モード (S 供試体, Z 方向, ランダム加振法)

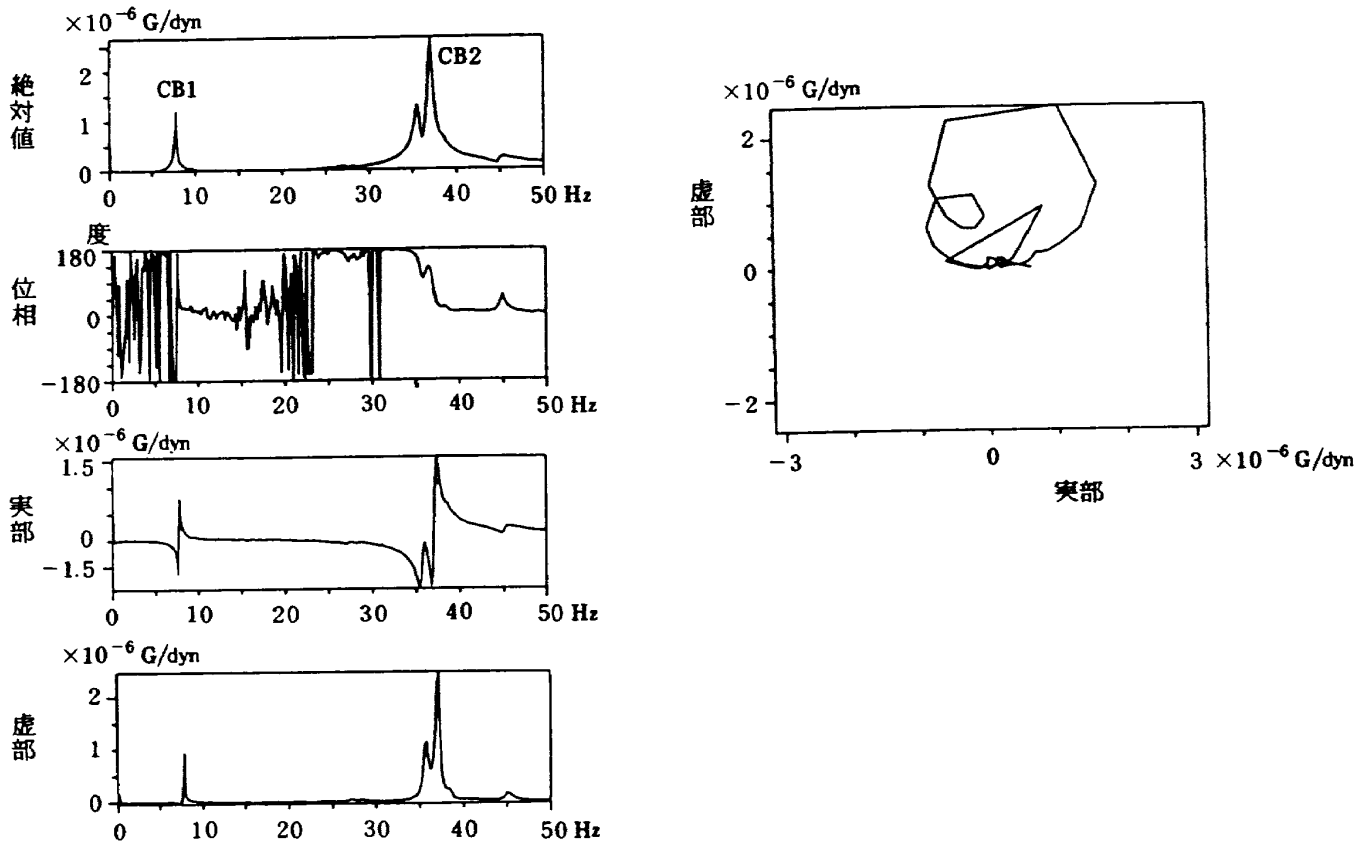


図3-11 周波数応答関数 (S 供試体, X 方向, インパルスハンマー法, Pt.31 (前縁)-Pt.32)

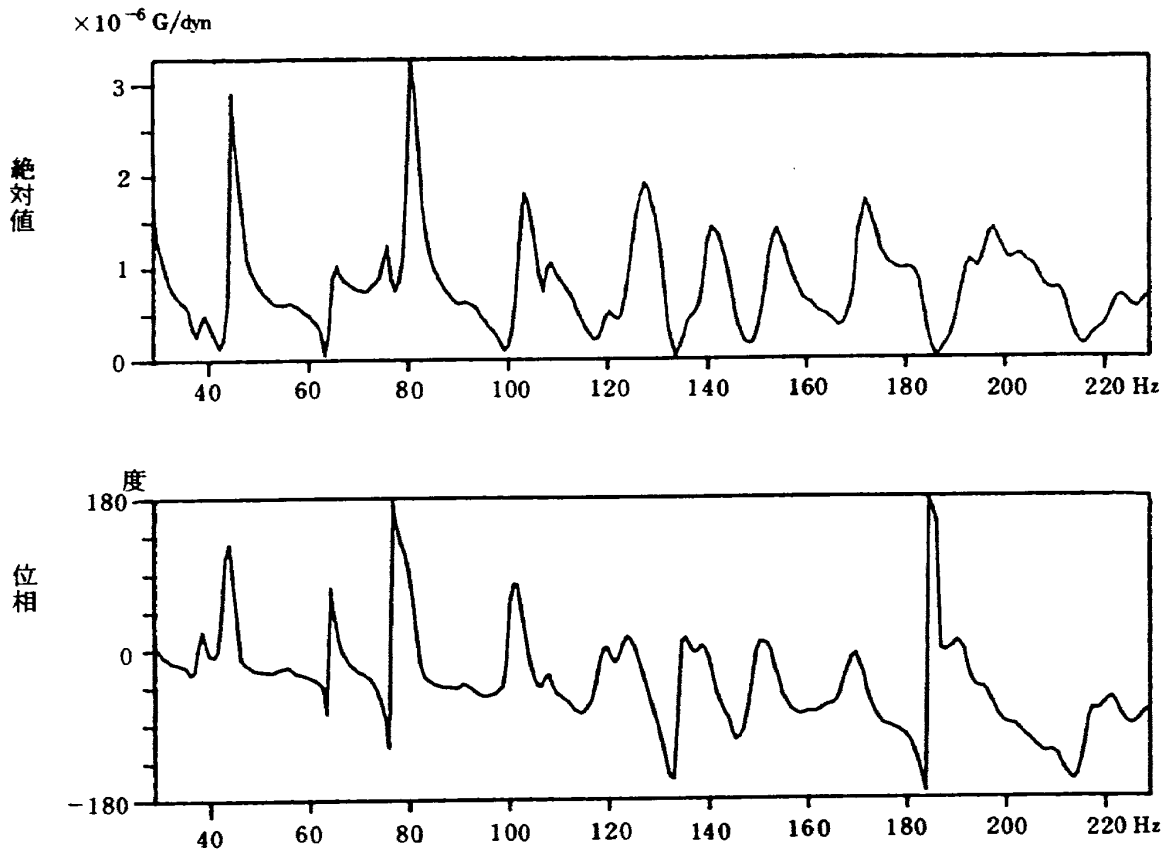


図3-12 周波数応答関数 (F 供試体, Z 方向, ランダム加振法, Pt.32-Pt.33)

4. 静強度試験

4.1 試験目的

本試験の目的は設計の使用条件（風速 16m/sec, 回転数 90 rpm）に対して強度が十分であることを確認することである。また、供試体のひずみと変位を測定し、ひずみ分布と変形状態を調べ、さらに、破壊強度と破損箇所を調べる。

4.2 試験方法

供試体(S供試体)は図4-1に示すように、翼形上面を下向きにして、16本のボルトで三角鉄塔に取り付けた。

実際の風車翼には分布荷重が加わるが、本実験ではこの分布荷重を4点で模擬し、負荷する方式で行なった。すなわち、荷重は STA.2500, 4500, 5500 および 6500 の4個所に取り付けた翼ばさみの約40%翼弦位置に荷重計を介してワイヤを取り付け、滑車を用いて1個のチェンブロックで下向きに曲げ荷重を負荷した。なお、負荷した場合にワイヤの引張る方向が常に風車翼に垂直になるように風車翼の変位に応じて3個の移動滑車の位置をチェンブロックを用いて個々に移動させた。

その設計分布荷重による曲げモーメントと4点集中荷重による曲げモーメントの比較を図4-2に示す。図中、点線は設計分布荷重、実線は4点集中荷重を実際に負荷した場合の計測値から求めたものを示す。

ひずみは図4-3に示すように、三軸ゲージ(●印)39点、単軸ゲージ(○印)65点を計測した。また、同図には変位の計測位置を×印で示した。上下方向の変位は40%翼弦位置に1mおきに7点、STA.2000の翼弦方向に2点、さらに、水平方向の変位をSTA.7000で1点計測した。図中のゲージ番号は上2桁がSTA.の上2桁に対応しており、10

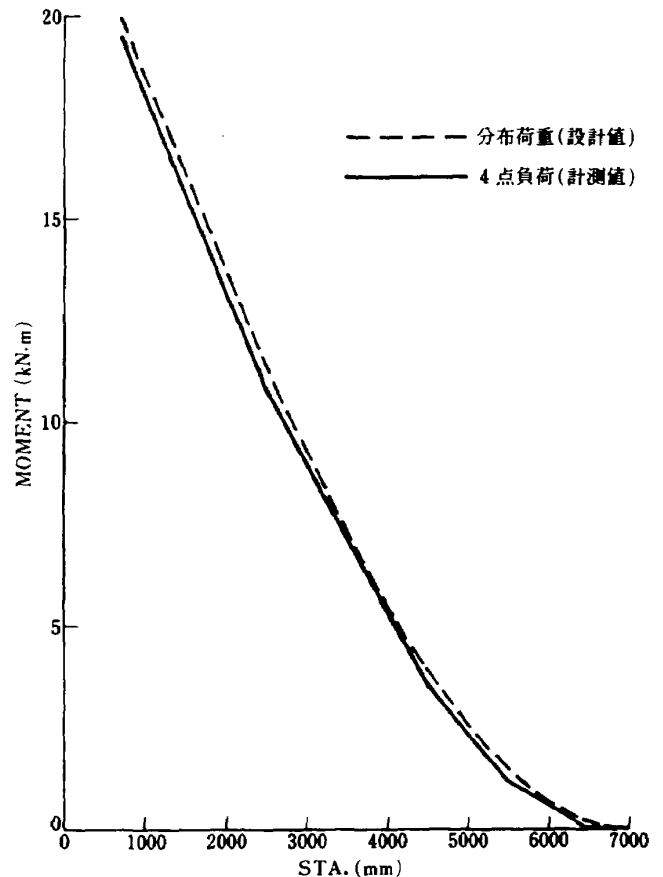


図4-2 設計分布荷重と4点負荷による曲げモーメントの比較

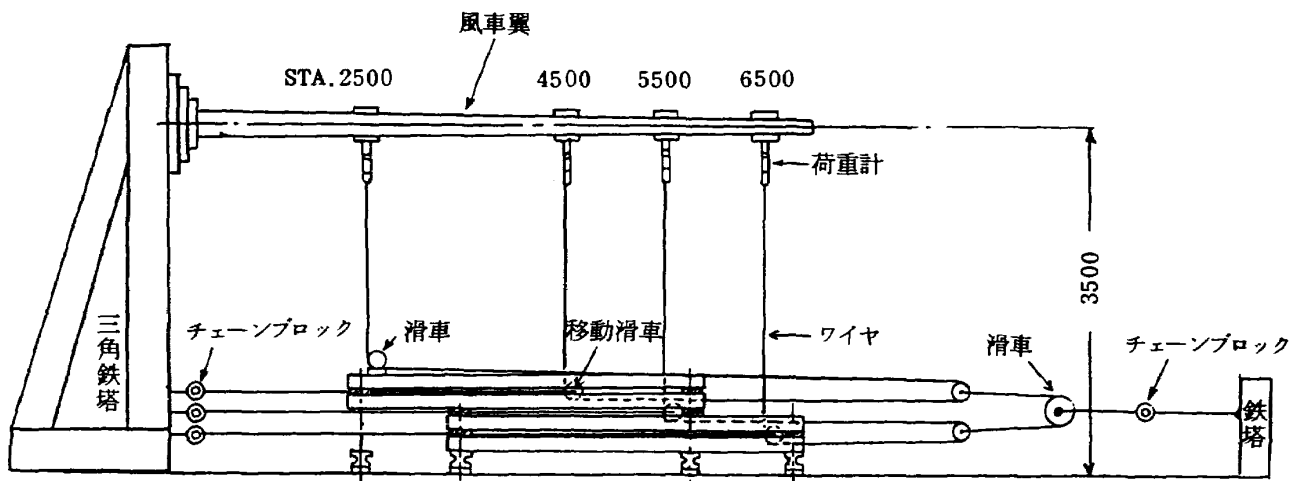


図4-1 曲げ強度試験装置概略図

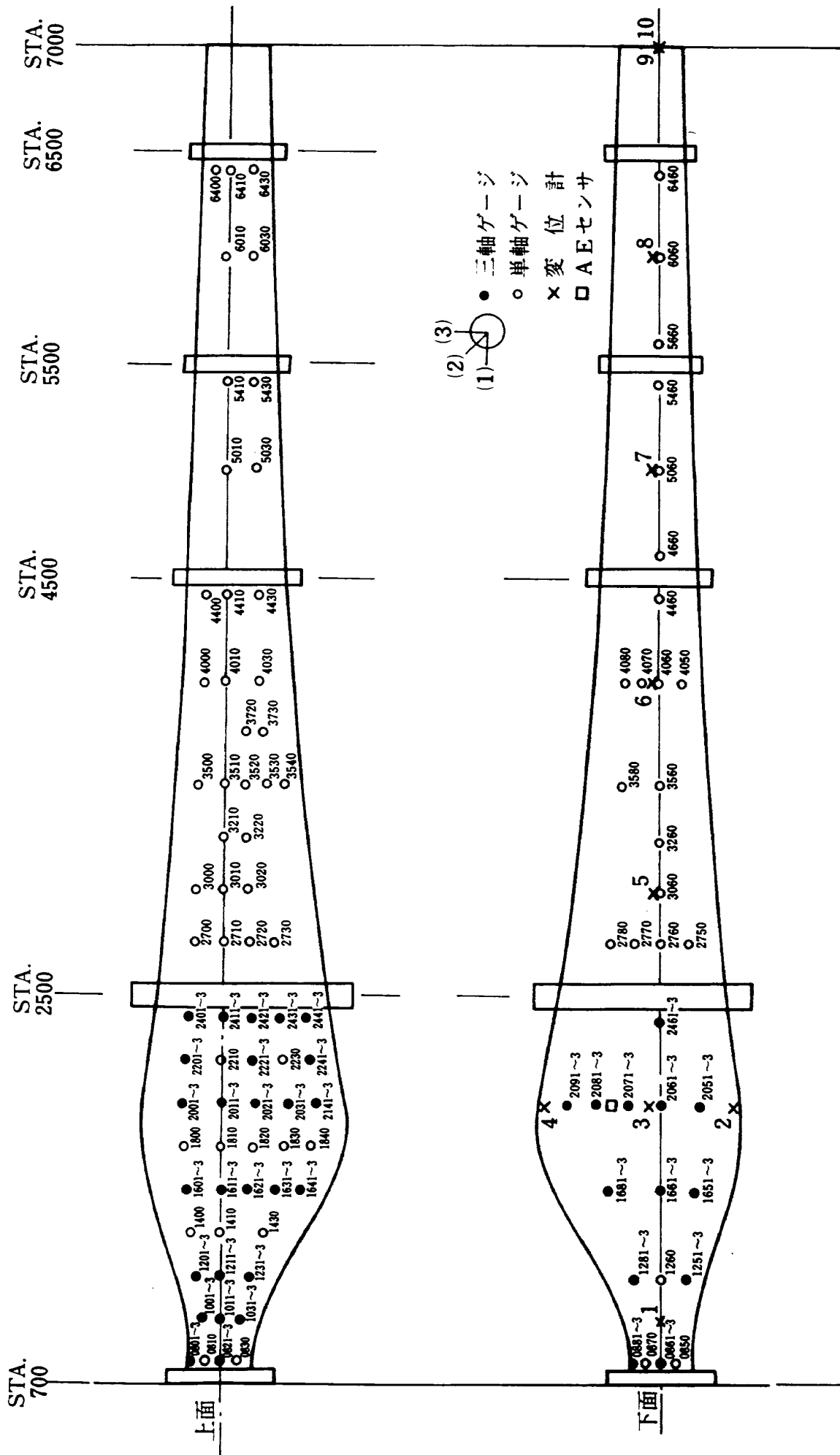


図 4-3 曲げ強度試験のひずみ・変位測定位置

の桁は前縁からコード方向への通し番号であり、末尾0は単軸ゲージ、1～3は三軸ゲージを表わしている。

荷重、ひずみおよび変位はスキャナーを介して万能デジタル測定器(株)共和電業製)で自動計測すると共に、パーソナルコンピュータ(横河ヒューレットパッカド(株)製)を用いて、引張り、圧縮ひずみの大きなものから順次各5点と変位をリアルタイムで表示し、また、荷重-ひずみ線図を描かせ、次の荷重ステップの検討に用いた。そのパソコン出力の一例を図4-4に、その全体の計測ブロック図を図4-5に示す。

4.3 試験結果および考察

供試体には荷重を140%荷重^{*}まで20%増分で、その後は10%増分で負荷し、最終的には260%荷重まで負荷した。140%荷重を負荷中にSTA.2250の翼ばさみと供試体の上下後縁部の間に、翼断面のフラットニングによる1~2mmの隙間が発生した。その隙間は180%荷重で10~20mmに増大した。また、230%荷重でSTA.4500に1~2mmの同様な隙間が発生した。供試体は260%荷重を目指して移動滑車の位置を調整中にSTA.2000付近の翼形上面(圧縮側)前縁部で座屈が発生した。さらに、270%荷重を目指して移動滑車の位置を調整中にSTA.2000付近の圧縮側前縁部で数本のき裂が発生し、破壊した。

各荷重における供試体の負荷状況を図4-6(a)~(d)に示す。(a)は無負荷時、(b)は120%荷重、(c)は200%荷重、(d)は260%荷重を負荷時の変形状態である。

図4-7は風車翼のSTA.と変位の関係を示す。翼端(STA.7000)の最大変位(260%荷重負荷時)は825mmであった。図4-8は翼のたわみを2倍に拡大して斜め上から見た状態をX-Yプロットで描かせたものである。図4-9は翼端の変位と翼根モーメントの関係を示す。変位は約48kN・mまで

FILE NO: 222026
DATE 1983- 3- 4
TIME 15:46

**** UCAM END ****

[5 MAX AND 5 MIN DATA]

MEASURING NO: 20

LOAD No.1: 3179 Newton
LOAD No.2: 3171 Newton
LOAD No.3: 3079 Newton
LOAD No.4: 2941 Newton

No	Bo-Po	Gage	Strain(μ)
1	03-23	2413	3731
-1	03-08	2202	-5365
2	04-14	4050	2929
-2	03-10	2210	-4699
3	04-15	4060	2755
-3	03-09	2203	-4172
4	02-31	2013	2680
-4	03-20	2403	-3628
5	03-40	2750	2655
-5	03-44	3000	-3568

Bo-Po	D-Ge	Disp.(mm)
04-40	DG01	-2.47
04-41	DG02	-24.47
04-42	DG03	-18.84
04-43	DG04	-22.23
04-44	DG05	-69.42
04-45	DG06	-179.01
04-46	DG07	-335.04
04-47	DG08	-553.96
04-48	DG09	-822.29
04-49	DG10	-363.85

DIFFERENT Bo-Po AND GAGE

MEASU. NO.	20	19
01	03-23	2413
-1	03-08	2202
02	04-14	4050
-2	03-10	2210
03	04-15	4060
-3	03-09	2203
04	02-31	2013
-4	03-20	2403
05	03-40	2750
-5	03-44	3000

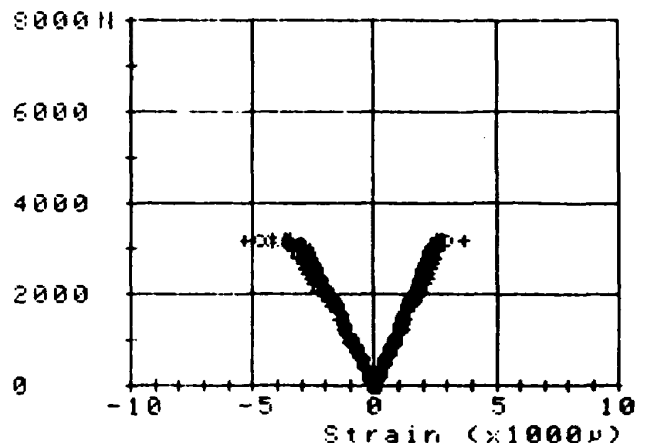


図4-4 パソコン出力の一例

* 100%荷重は風速16m/secの風を正面から受け、回転数90rpmで回転した場合の荷重を1.2倍したもので、翼根モーメントで表わすと19.8kN・mである。

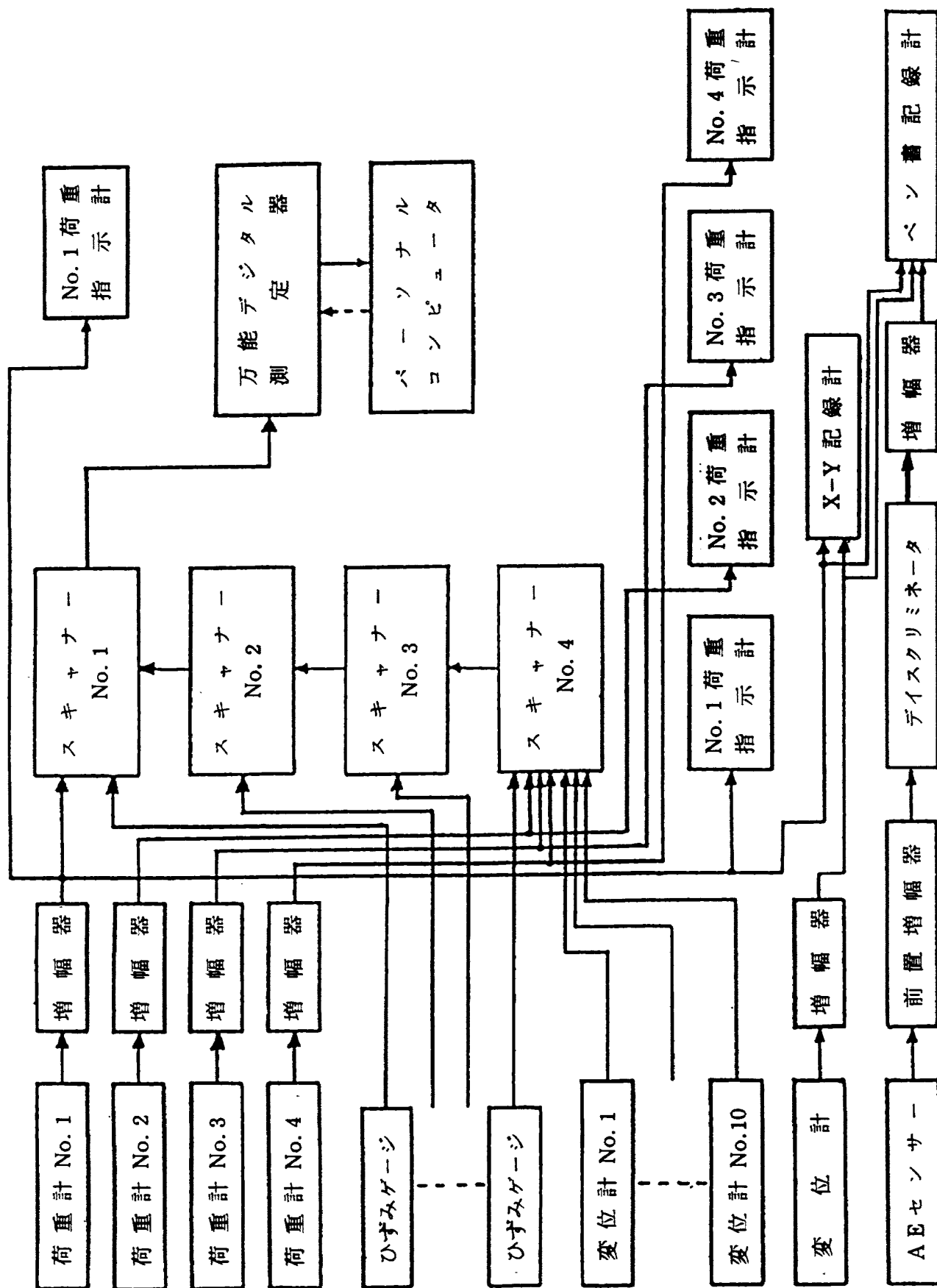


図 4-5 曲げ強度試験計測ブロック図

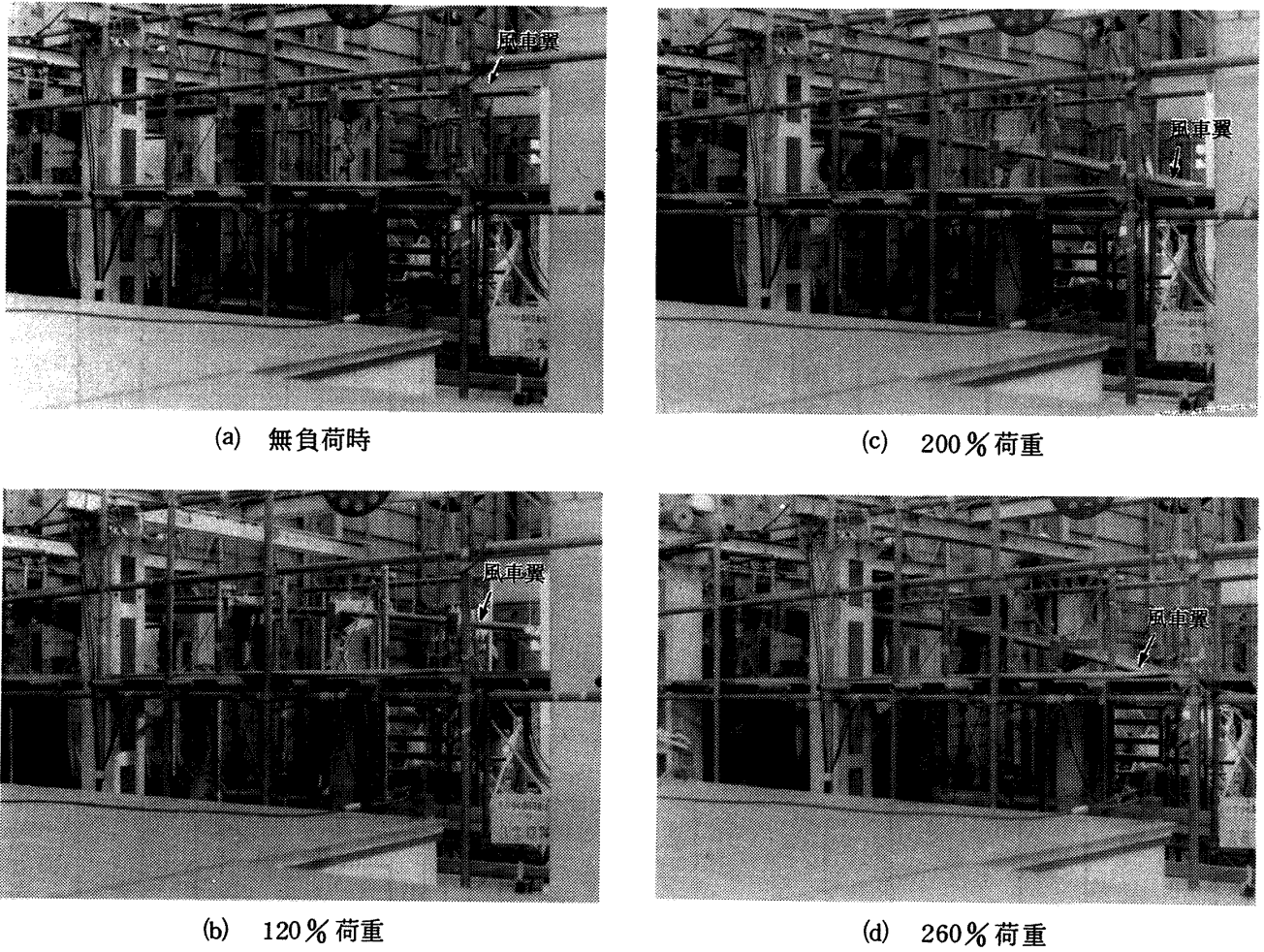


図 4 - 6 試験状況

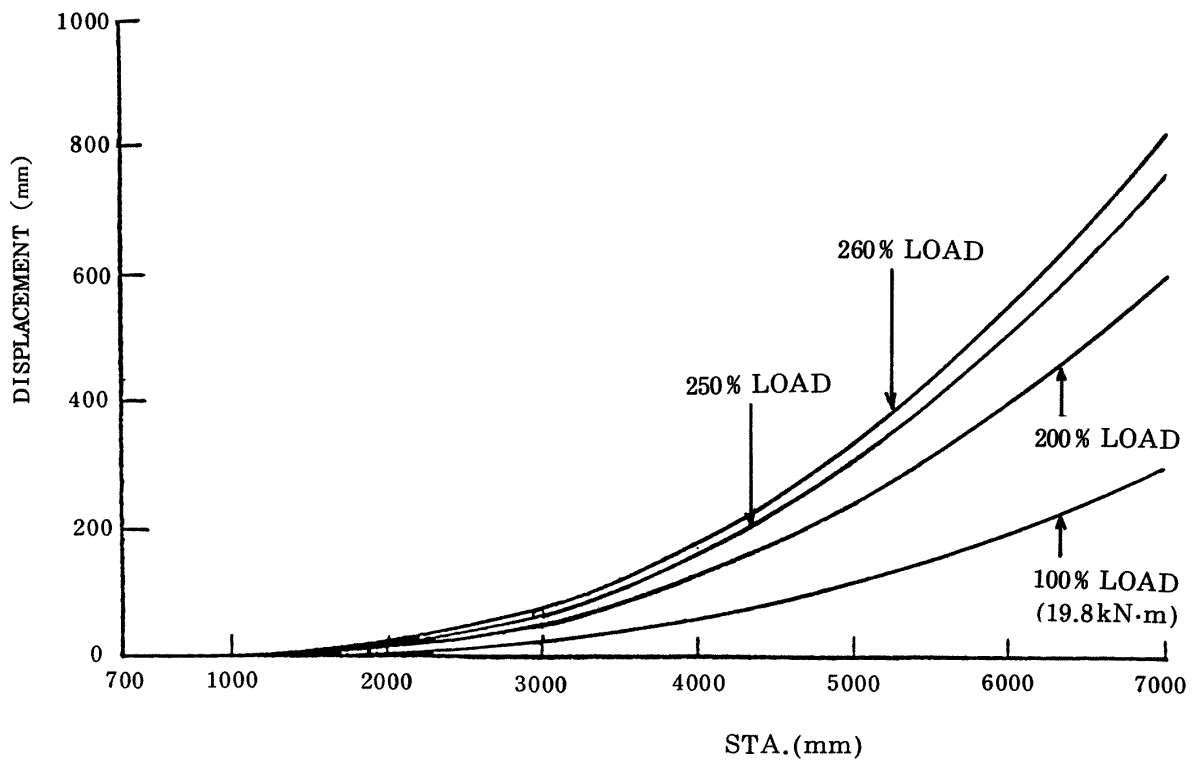


図 4 - 7 風車翼の変位

DISPLACEMENT

RATIO : 2

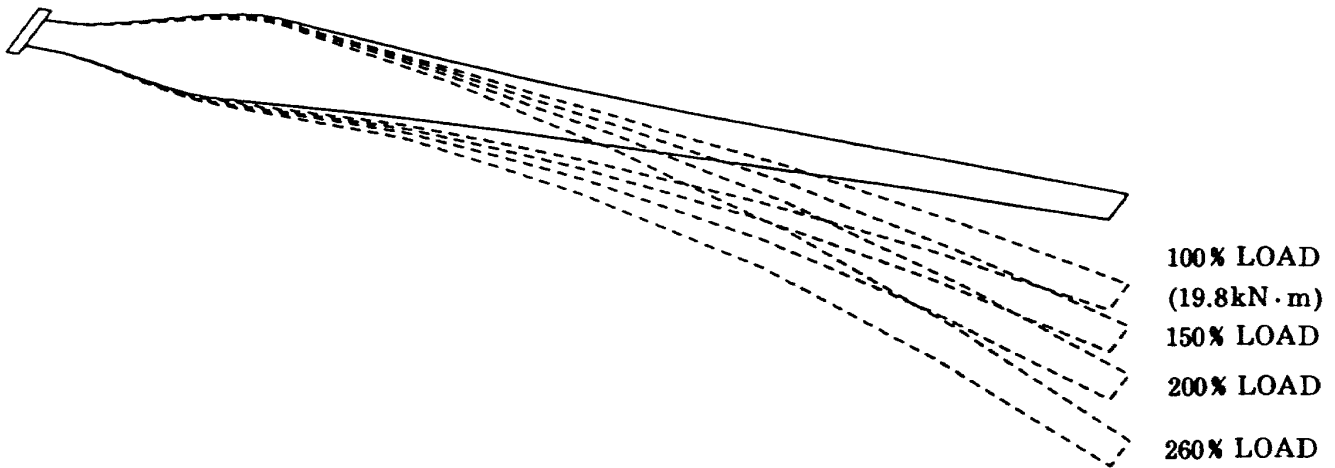


図4-8 曲げ荷重による変形状態

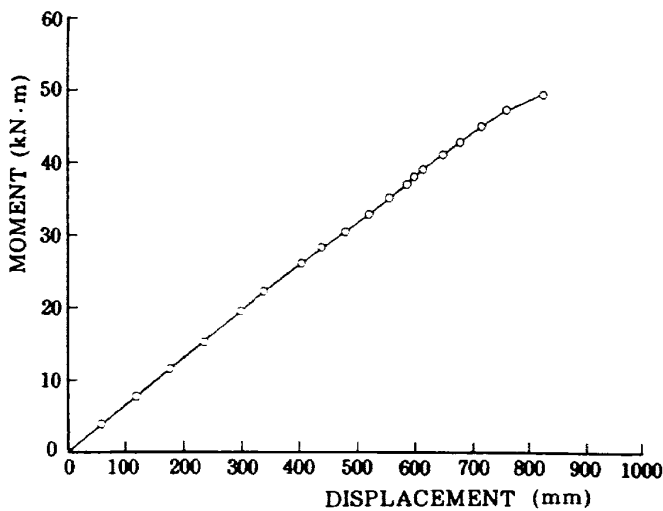


図4-9 モーメント-変位線図 (STA. 7000)

ほぼ線形であるが、その後、わずかではあるが増大している。

図4-10は荷重とSTA.6000の変位についてX-Y記録計で描いたものを示す。図において上下の小さな変動は滑車の摩擦によるワイヤのたるみを修正した時の変動であり、水平方向の直線の変動は回転式変位計の接触不良によるものと思われる。なお、供試体破壊後、荷重を除去した時に残った変位は図中に示すように20mm程度であった。

圧縮と引張りの特に大きなひずみ各2点について、翼根モーメントとひずみ値の関係を図4-11に示す。ゲージ番号2413のひずみは8kN·m付近から非線形となり、2202のひずみは28kN·m付近から非線形に増大している。しかし、4050のひずみは50kN·mまでほぼ線形であり、2210のひずみも約35kN·mまで同様の傾向が見られる。そして、4050以外のひずみは破損近くで急激に増加している。

供試体のひずみ分布を図4-12に示す。三軸ゲージについては主ひずみ^{*}を図示した。図中、↔印は引張りを、><印は圧縮を示しており、また、その長さや向きはひずみの大きさと主ひずみ方向に対応している。特にひずみの大きな箇所はSTA.1600～2400である。

この箇所について荷重の増加によるひずみの変化の様子を図4-13に示す。200%荷重から240%荷重でSTA.1600の最前縁側の三軸ゲージ(1601～3)のひずみが増大し、250%荷重から260%荷重では、特にSTA.2200から2400の前縁側ゲージ(2201～3, 2401～3)の圧縮ひずみが急激に増大し主ひずみの

*三軸ゲージによる測定値より通常の方法で求めたものである。

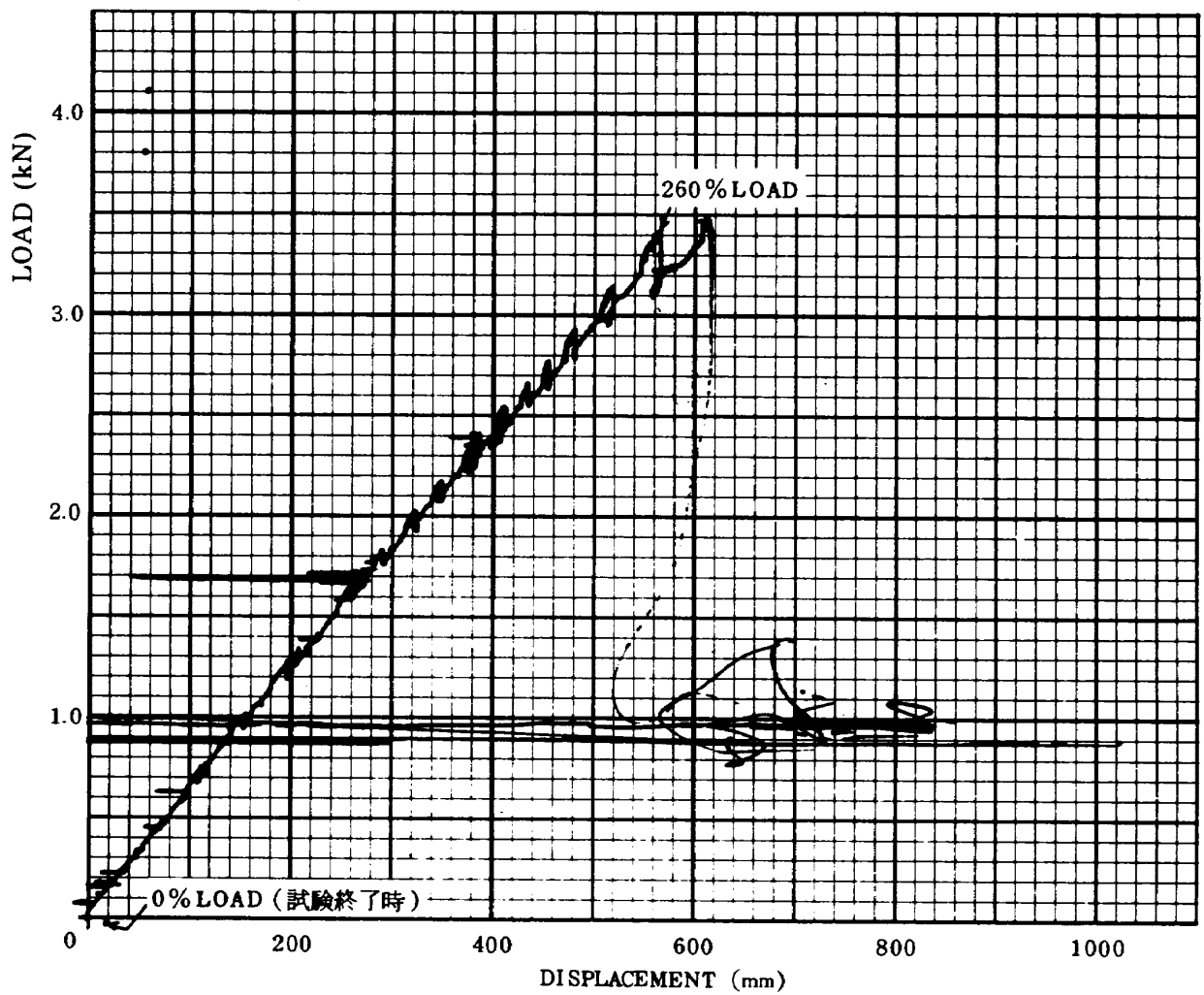


図 4 - 10 荷重 - 変位線図 (STA.6000)

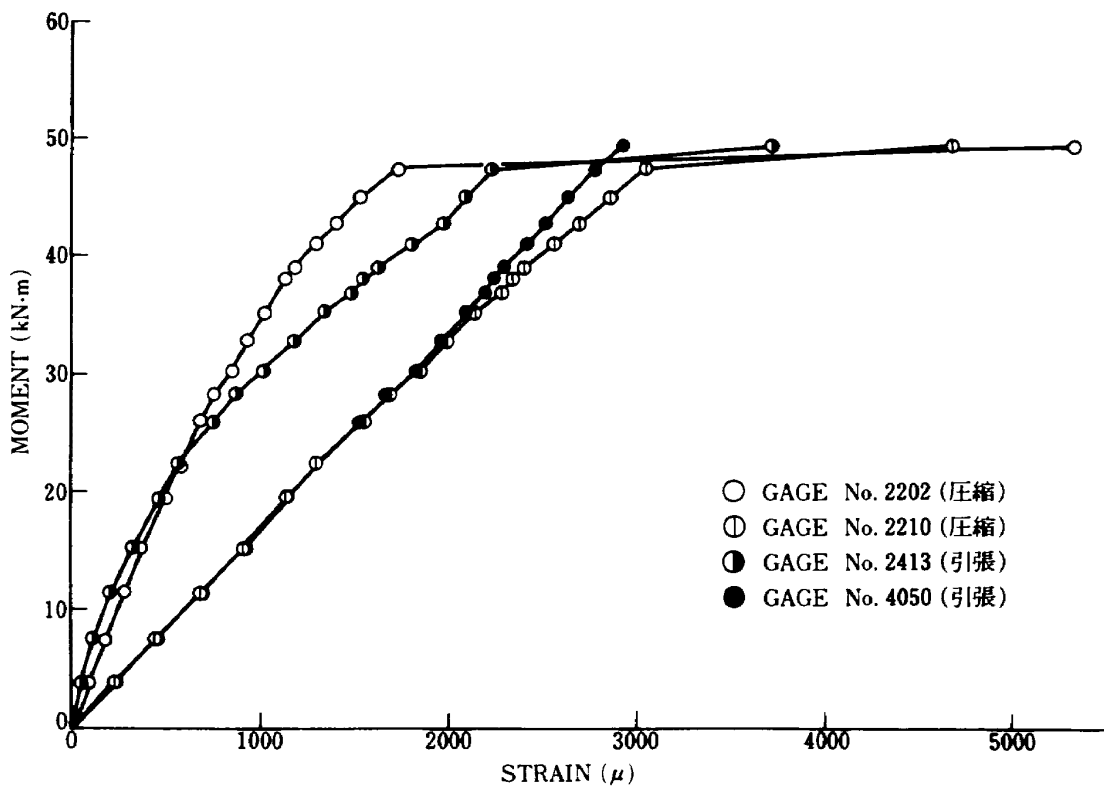
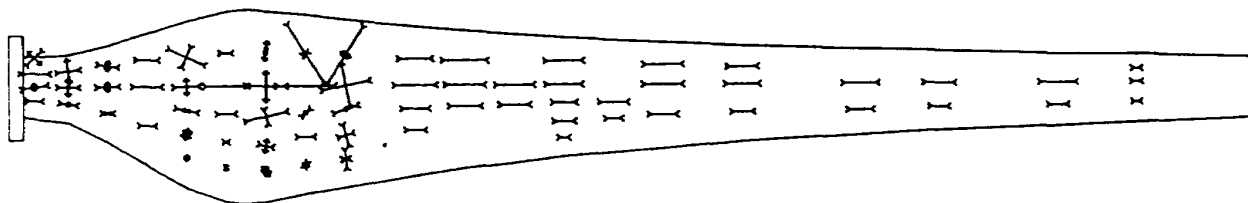


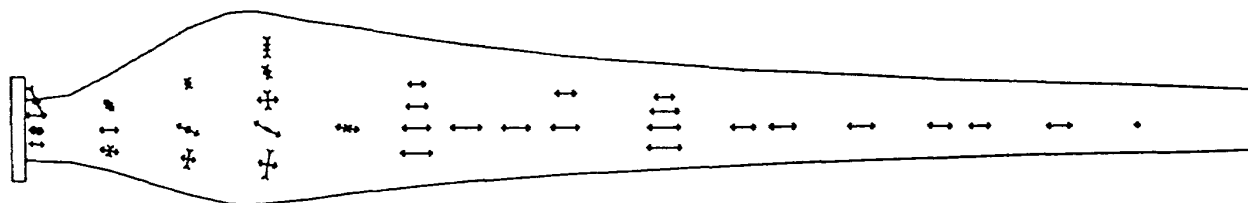
図 4 - 11 モーメント - ひずみ線図

STRAIN DISTRIBUTION

[U. S. OUTSIDE]



[L. S. OUTSIDE]



— 5000 μ

図 4 - 12 曲げ荷重によるひずみ分布 (51.5 kN·m)

方向も変化している。

図 4-14 は特にひずみ変化の大きかった翼上面前縁部について、荷重の増大に対するひずみの変化を示す。約 200% 荷重から STA.1600 のひずみが増大し始め、次に、250% 荷重と 260% 荷重の間で、STA.2200 のひずみが急激に増大している。また、STA.2000 のひずみは圧縮から引張りに逆転している。これは部分的に座屈が生じ、ひずみ分布が変化したためであると考えられる。この箇所から最終的に破損が生じている。なお、荷重-ひずみ線図の全データを付録に掲載する。

図 4-15 は破損近くの主ひずみ(単軸ゲージ 1 点は測定値)と翼根モーメントの関係を示す。この図から、ひずみは約 120% 荷重まで線形であることが解る。ゲージ番号 1601~3 と 2001~3 のひずみは 250% 荷重と 260% 荷重で逆転している。

破損状況の概観を図 4-16 に示す。図に示すように、破損の特に大きなものは STA.2000 付近の 40% 翼弦部と前縁部の割れであった。この破損の進行状況は、観察記録とビデオの記録によると、260% 荷

重を負荷時に大きな可聴音が生じ、ほぼ同時に①で示すき裂が発生した。さらに、荷重を 270% に増加中②のき裂が約 2 秒後に③が、約 4 秒後に④が生じ、約 0.6 秒後に④のき裂が大きく裂けた。さらに、約 4 秒後に⑤のき裂が生じ前縁のパテ部分が大きく割れた。

破損状況の写真の一例を図 4-17 (a)~(d) に示す。(a) は破損箇所全体を、(b) は割れの一部を、(c) はその拡大図を、(d) は前縁部の割れを示す。

20% 荷重を負荷した時の供試体の変位測定値から計算した曲げ剛性値 (EI_y) と設計値を図 4-18 に示す。計算値は設計値とほとんど一致している。

この試験では、アコースティック・エミッション (AE) 計測も同時に行なった。AE 計測系のブロック・ダイヤグラムを図 4-5 に示す。AE センサは供試体下面の STA.2000 付近にテープで固定した (図 4-3)。ここでは、計測に際して雑音をシャ断するために、100~500 kHz のバンドパスフィルタを用いた。また、しきい値 (threshold level) は 200mV に設定して計測を行なった。

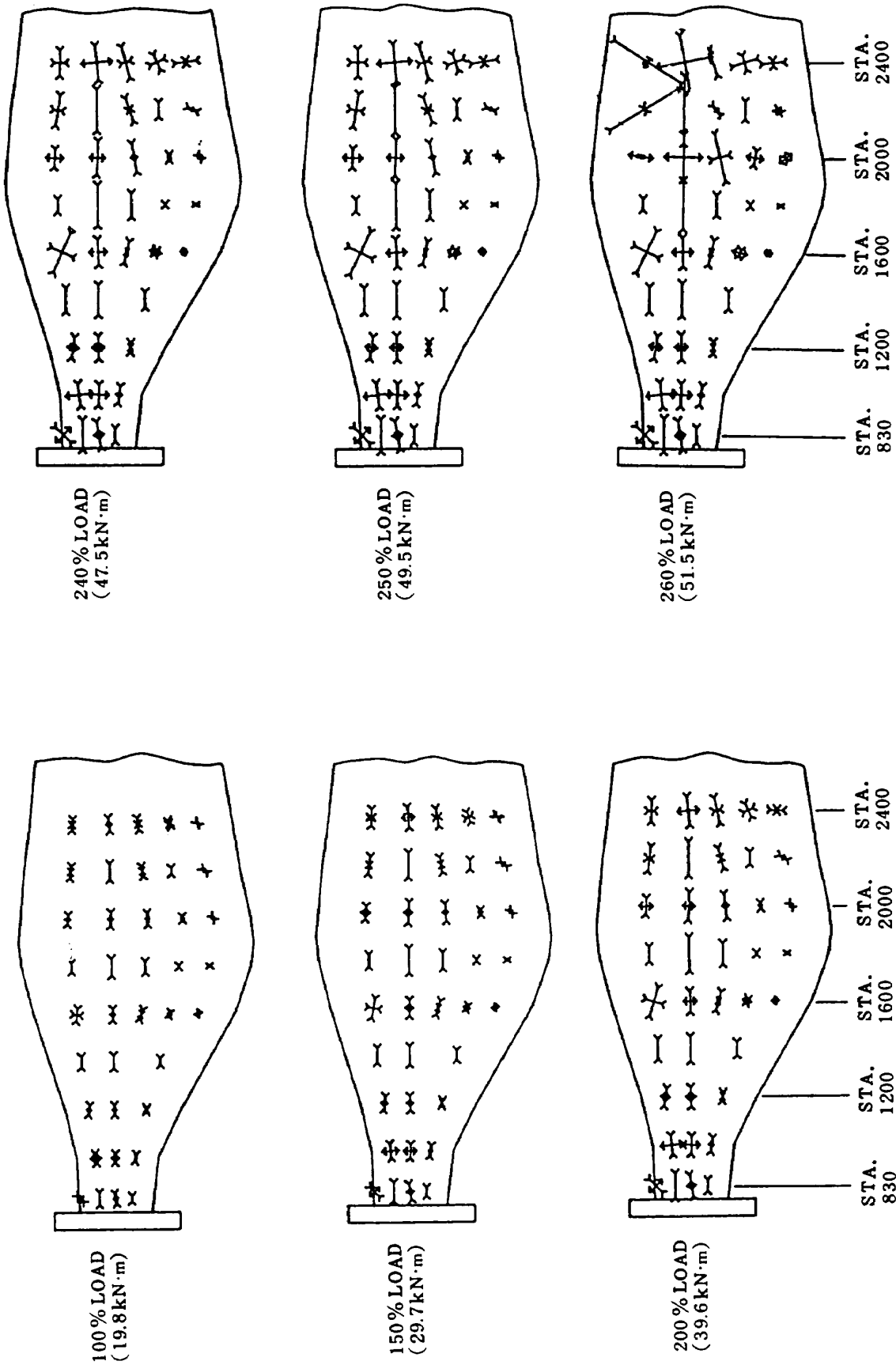
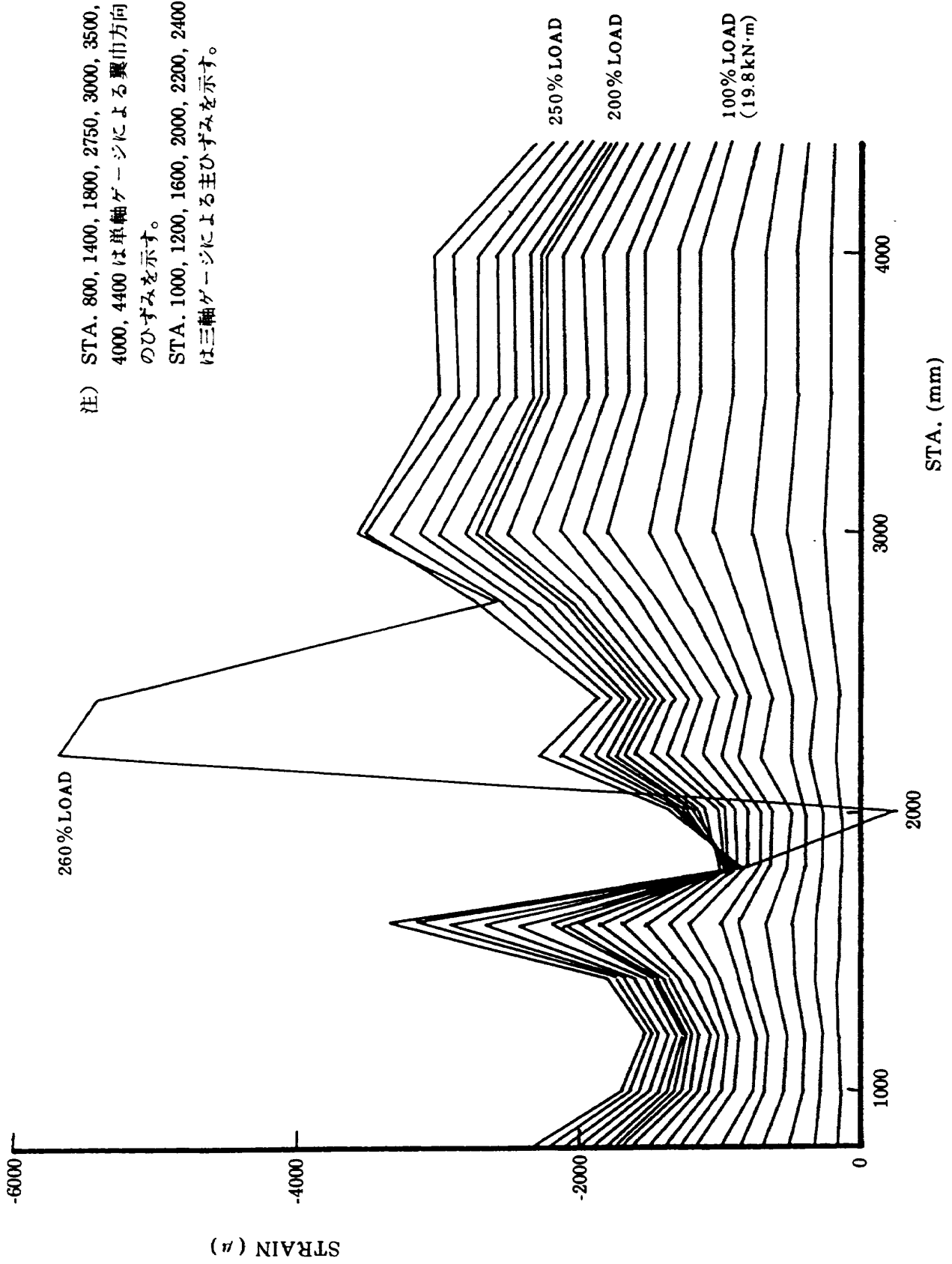


図 4 - 13 曲げ荷重によるひずみ分布 (U.S.OUTSIDE)



注) STA. 800, 1400, 1800, 2750, 3000, 3500, 4000, 4400 は単軸ゲージによる翼巾方向のひずみを示す。
 STA. 1000, 1200, 1600, 2000, 2200, 2400 は三軸ゲージによる主ひずみを示す。

図 4 - 14 風車翼上面前縁部のひずみ

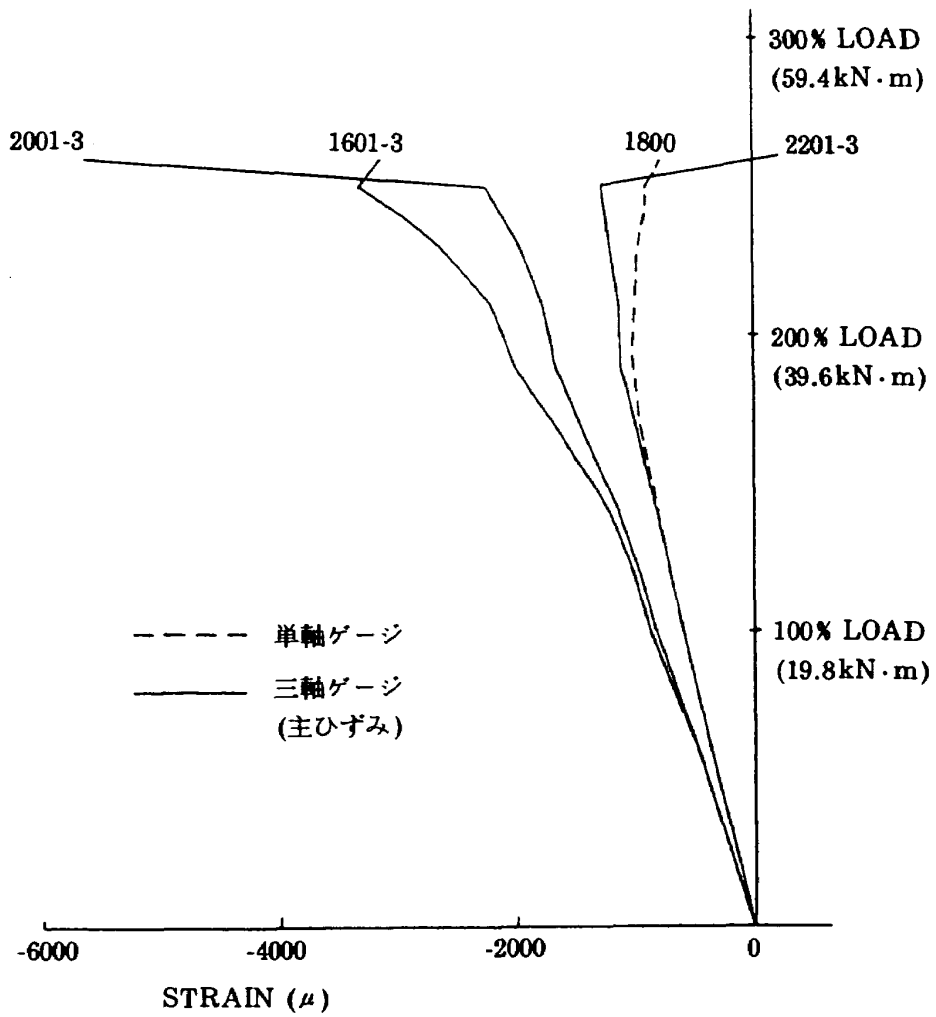


図 4 - 15 破損個所近くのモーメント-ひずみ線図

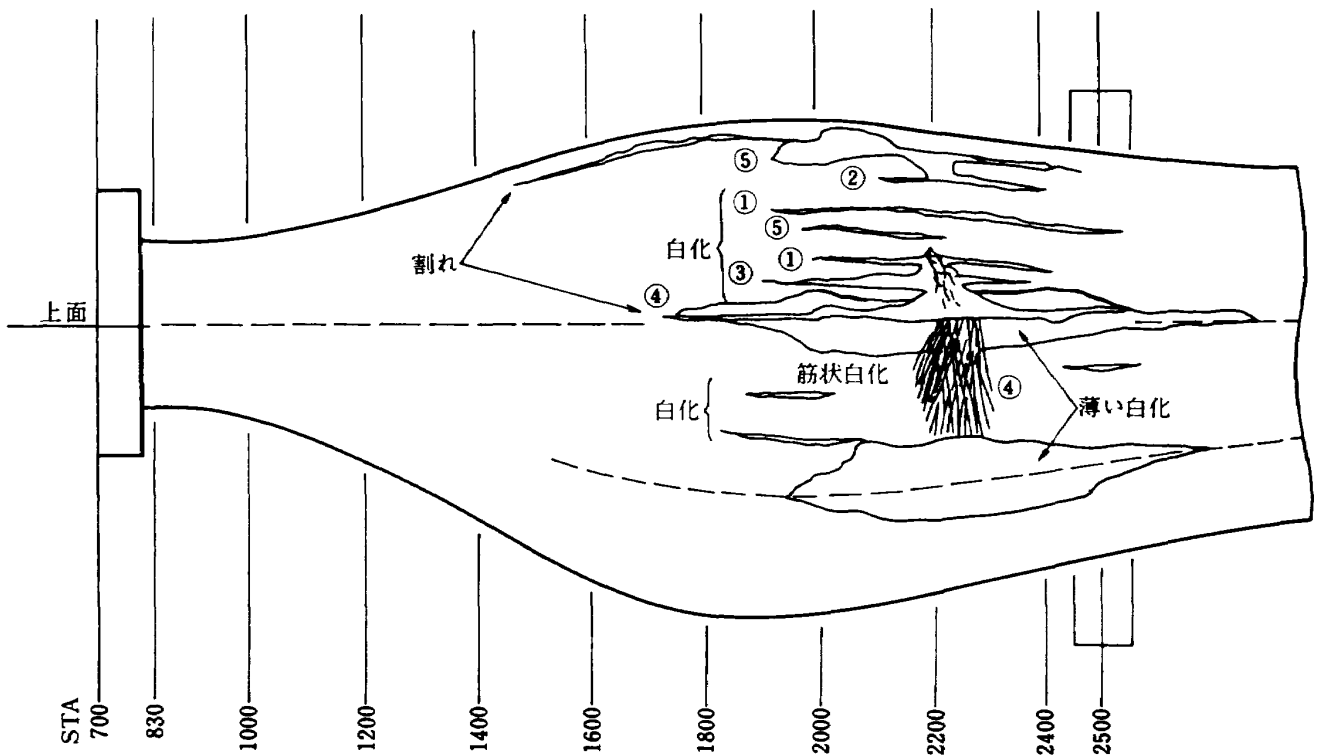
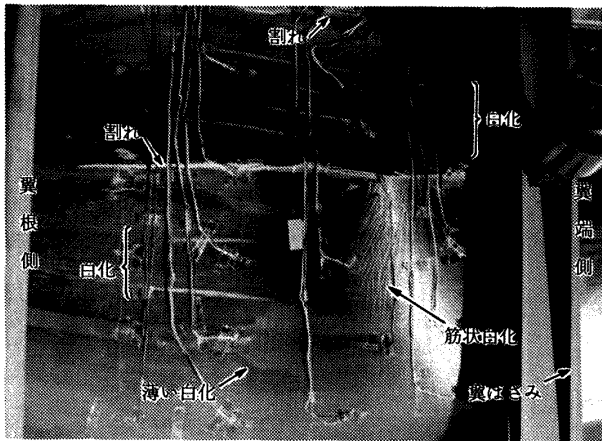


図 4 - 16 破損部概観



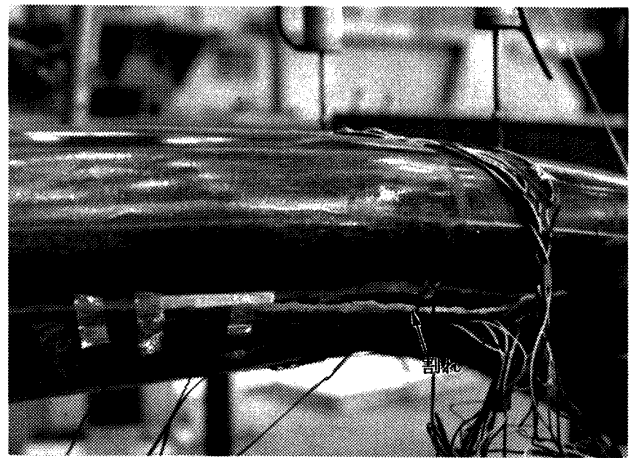
(a) 破損個所全景



(c) 割れの拡大図



(b) 割れの一部



(d) 前縁部の割れ

図4-17 供試体の破損状況

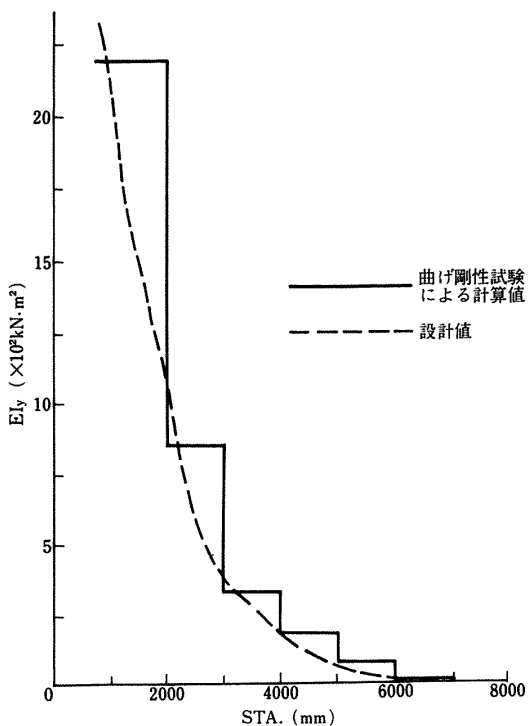


図4-18 供試体の曲げ剛性分布

AE計測パラメータは、カウント法で行ない、レートカウントおよびトータルカウントの2種類について求めた。

AEトータルカウントと荷重に関してデータ整理を行なった結果を図4-19に示す。荷重を20%増分で負荷させていく間にAEが顕著に発生し始めたのは約130%に達した時であった。この時期には、供試体のSTA.2500の翼ばさみにおいて、外板と翼ばさみとの間に1~2mmの隙間が認められており、この変形に伴って、供試体内部にAE発生につながる要因が生じたものと考えられる。220%荷重付近でも同様なことが、今度はSTA.4500の翼ばさみの所に生じており、トータルカウントも増加しているのが同図からわかる。250%荷重を過ぎて260%荷重に到達する直前にレートカウントが70カウント/0.1秒にも達する高い値をもったAEが記録された。この時、供試体にはSTA.2000付近に局部座

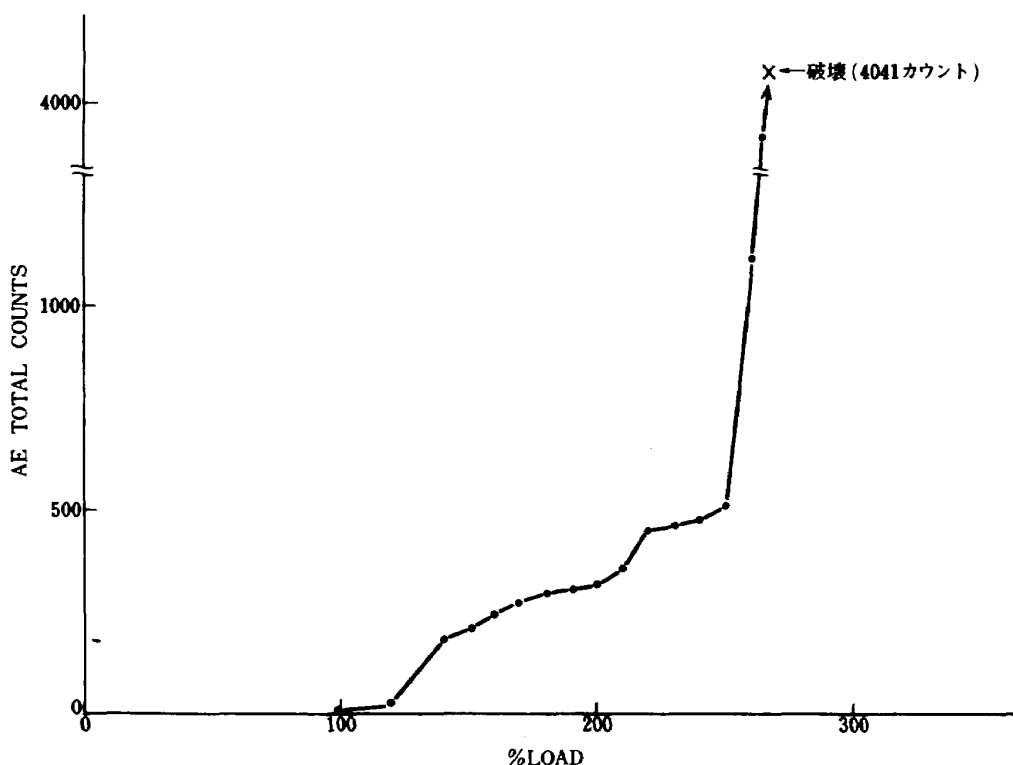


図 4 - 19 AEトータルカウント-荷重線図

屈が生じており、このことと対応している。また、荷重を 260% からさらに増加させ、270% 荷重を目指して負荷調整中に、供試体の圧縮側の STA.2000 付近に数本の白化が見られた。この白化は翼根から翼端に向って進行していくのが観察された。AE 発生はこの時期に急激な増加を示していた。その直後、供試体は割れが発生し、最終破壊にいたった。

5. あとがき

風車翼の振動試験および静強度試験を行なった。

振動試験に関しては、先に掲げた三つの試験目的に対して、以下に結果をまとめて示す。

第一の目的に対して：F, S 両供試体の最低次固有振動数（即ち B1 モードの固有振動数）は、それぞれ 4.8, 4.6 Hz であり、仕様書に定められた 3 Hz 以上の条件を満たしている。

第二の目的に対して：Y-Z 面内の曲げに関して、F 供試体には 2 種類の試験法を適用し、S 供試体では分解能を変えて解析を行い、精度良いモーダルパラメータを求めた。

第三の目的に対して：Y-Z 面内の曲げ（B1, B2, B3）に関して、両供試体はほぼ等しい固有振動数を

有しているが、減衰比は F 供試体が若干大きい。Y 軸まわりの振り（T1, B4+T1）に関して、固有振動数は S 供試体が F 供試体より 1 Hz 程高く、減衰比も S 供試体の方が若干大きい。

また、静強度試験においては、設計使用条件に対して十分な強度を有することが確認された。供試体のひずみは約 180% 荷重から STA.1600 付近で増大し、250% 荷重から 260% 荷重で STA.2200 と 2400 の間で急激に増大（ -5365μ ）した。この時の最大変位（翼端）は 825 mm であった。そして、270% 荷重をめざして増加中に STA.2000 から 2400 の前縁部と 40% 翼弦部のところで破損した。

この実験を行なうにあたって、多大な御協力を頂いた日本飛行機（株）の関係各位ならびに機体第一部荷重研究室の外崎得雄、伊藤誠一両技官に深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 日本風力エネルギー協会，他；風エネルギー利用に関するシンポジウム．(1979.10)
- 2) 日本科学技術振興財団，他；風エネルギー利用に関するシンポジウム-風エネルギー利用

- の可能性を求めて。(1980.11)
- 3) 日本風力エネルギー協会, 他; 第3回風エネルギー利用に関するシンポジウム-風エネルギーの実用化に向けて。(1981.11)
 - 4) 日本風力エネルギー協会, 他; 第4回風力エネルギー利用に関するシンポジウム。(1982.11)
 - 5) 日本風力エネルギー協会, 他; 第5回風力エネルギー利用シンポジウム。(1983.12)
 - 6) 石田洋治, 野口正芳; 水平軸型風車翼の空力設計と性能計算. 航技研資料 TM-411. (昭 55.4)
 - 7) 遠藤浩; 風車材料, 日本の最近技術シリーズ (14) 新素材百科, 日刊工業新聞社. (昭 58.10) P.148.

付録 荷重-ひずみ線図

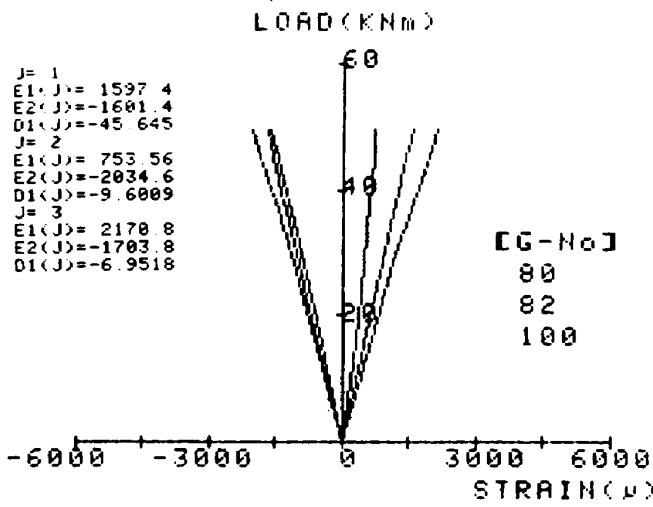
静強度試験において計測した全データの荷重-ひずみ線図を以下に示す。

図中, 単軸ゲージはひずみ値 (E_1) のみであり, 三軸ゲージについては主ひずみ (E_1, E_2) と主ひずみ方向 (D_1) を示している。なお, その値は最大荷重

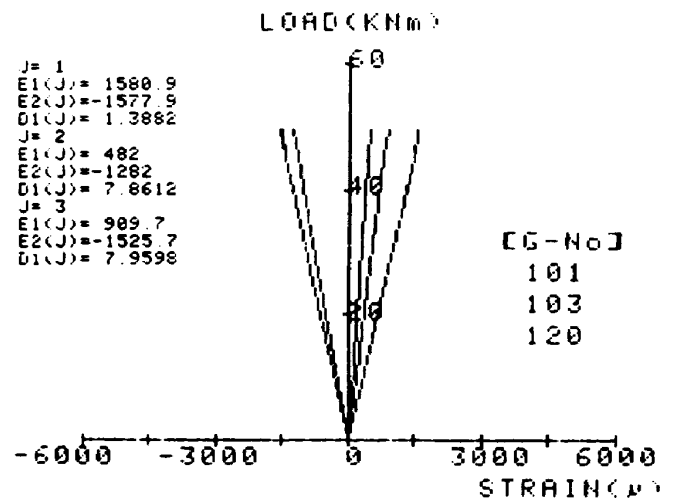
時のものである。

また, 図中の $[G-N_0]$ はゲージ番号 (最後の桁を省略している) を意味しており, この3つのゲージは上から順に J の 1, 2, 3 に対応している。

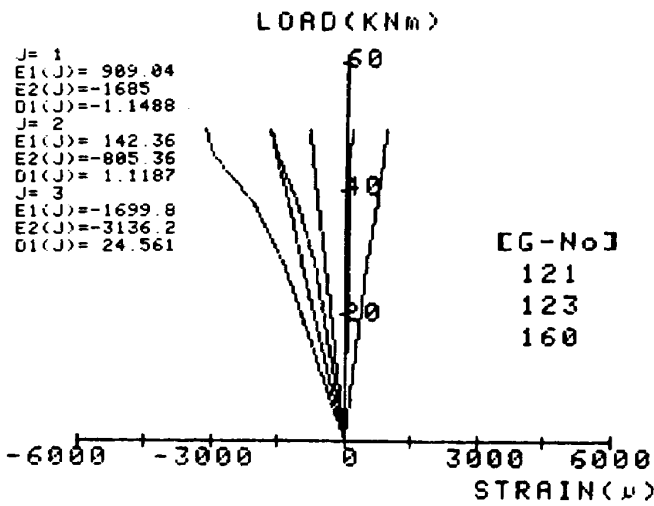
ゲージ位置は図 4-3 に示している。



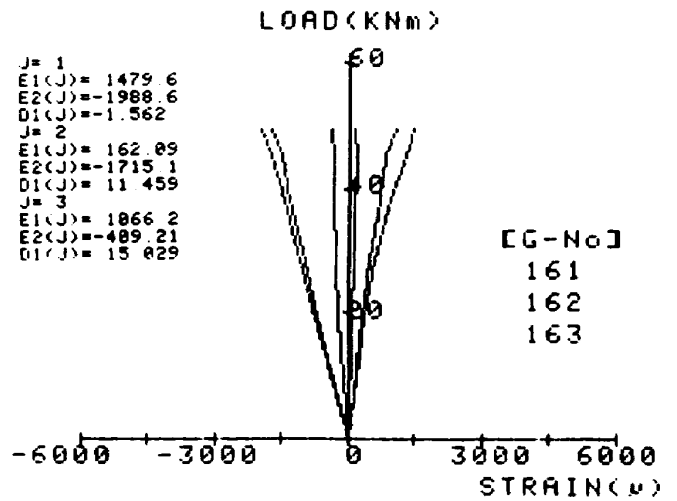
A-1



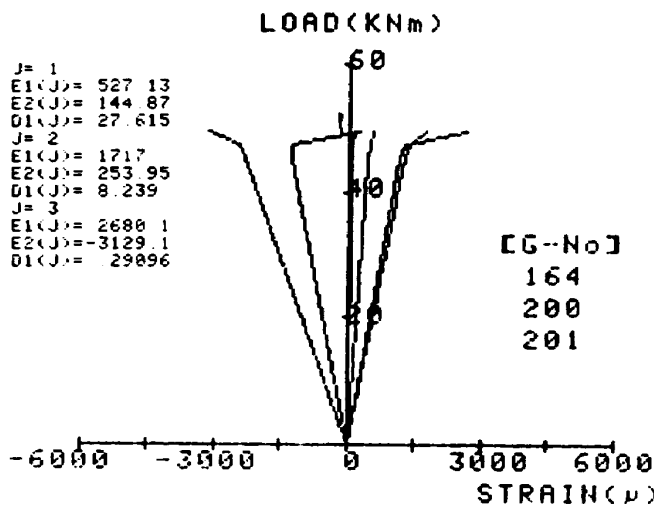
A-2



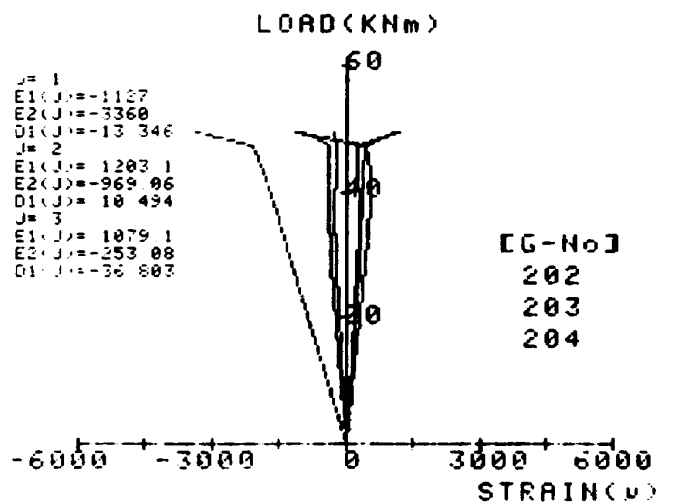
A-3



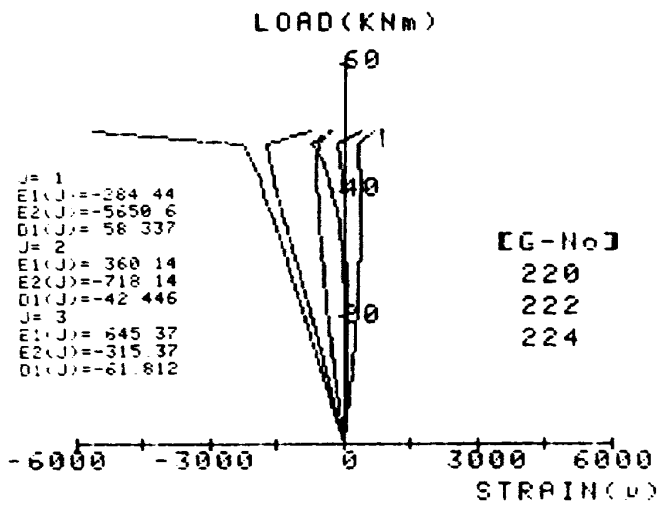
A-4



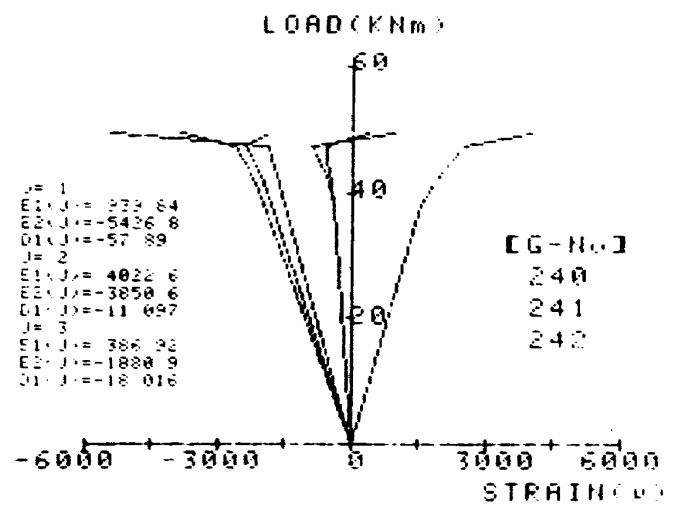
A-5



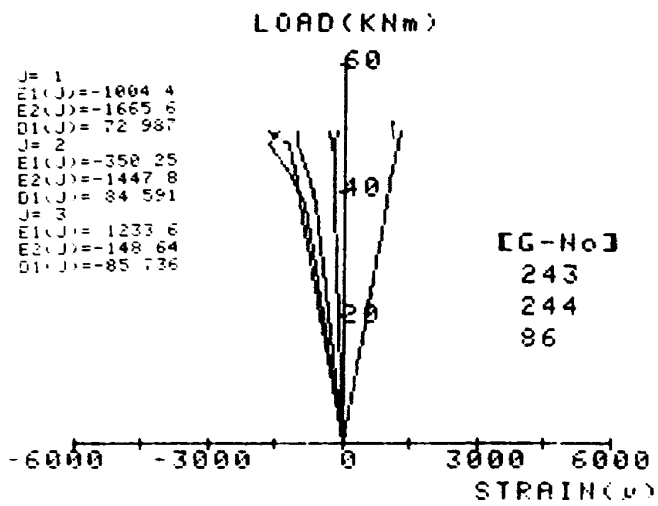
A-6



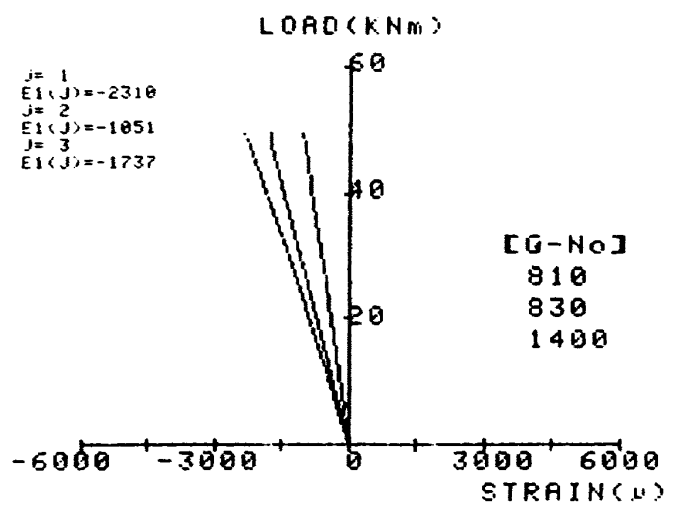
A-7



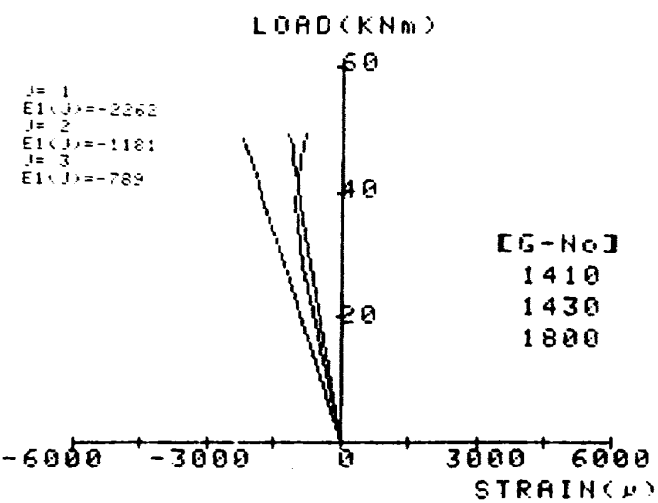
A-8



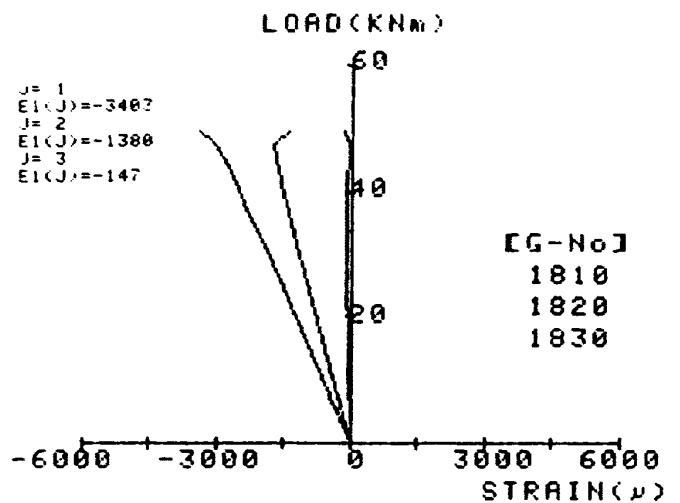
A-9



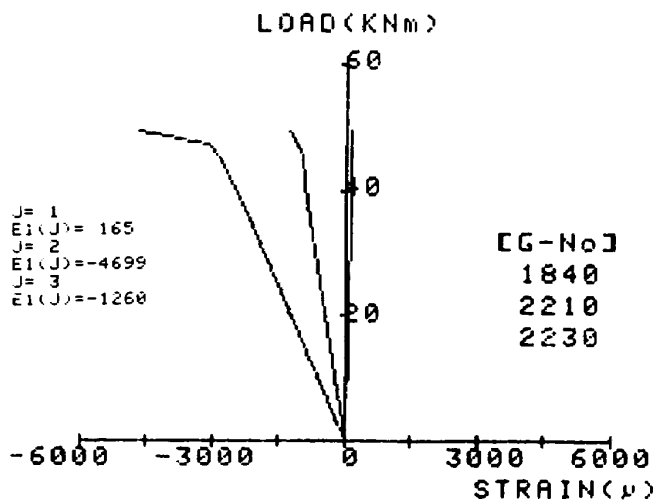
A-10



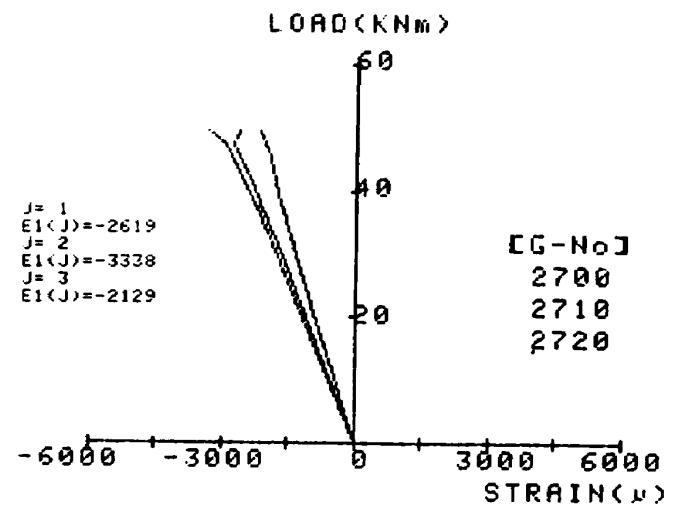
A-11



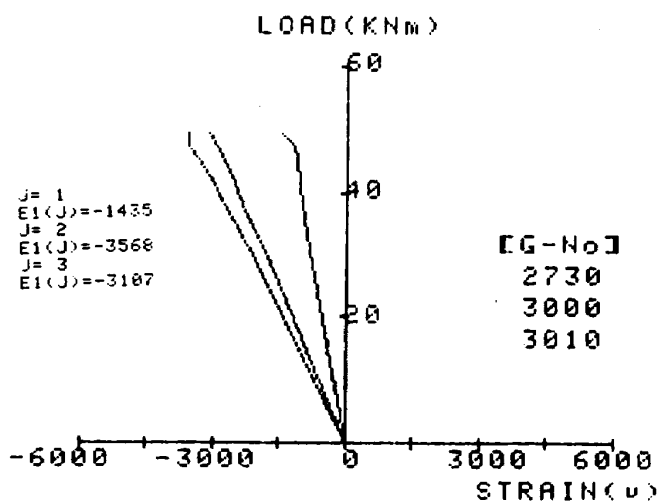
A-12



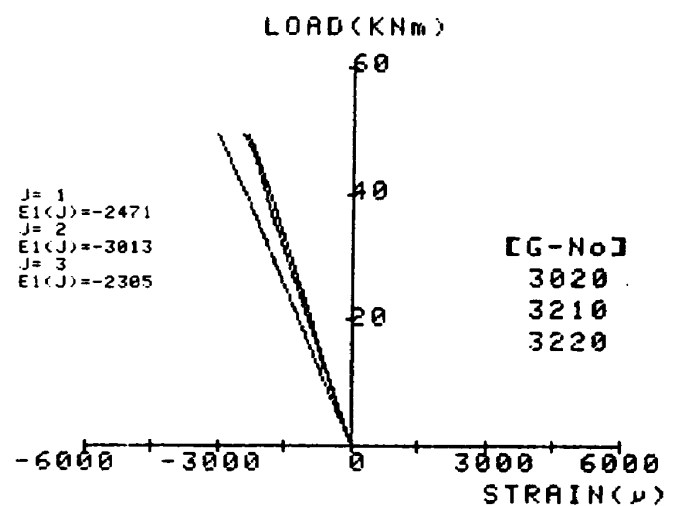
A-13



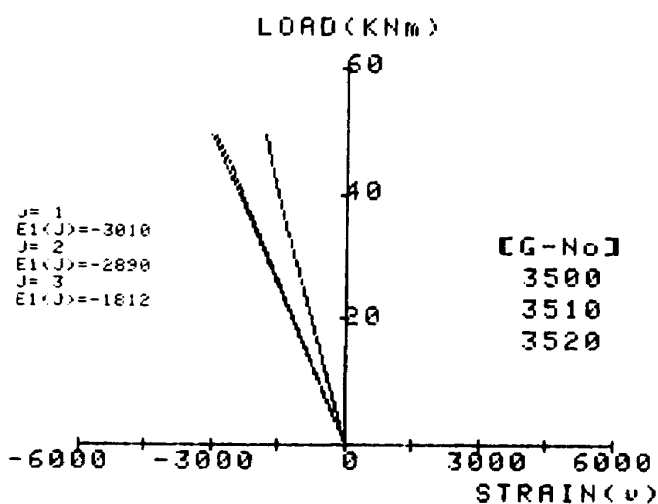
A-14



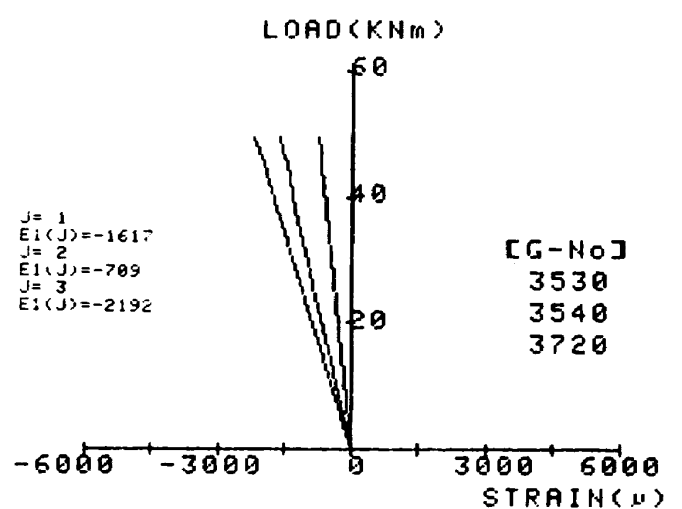
A-15



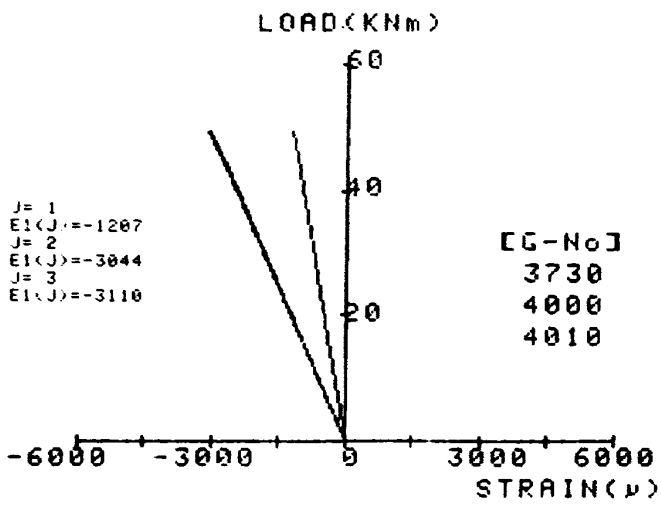
A-16



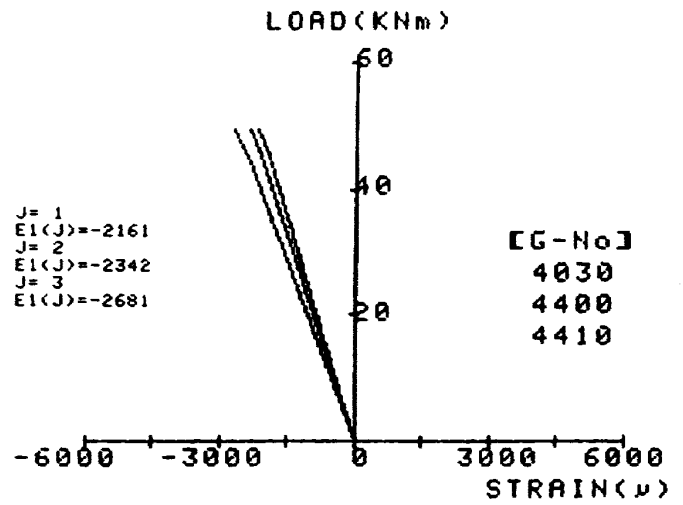
A-17



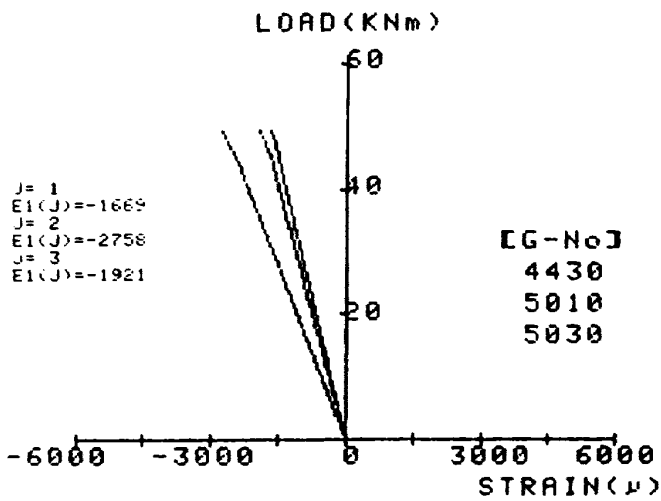
A-18



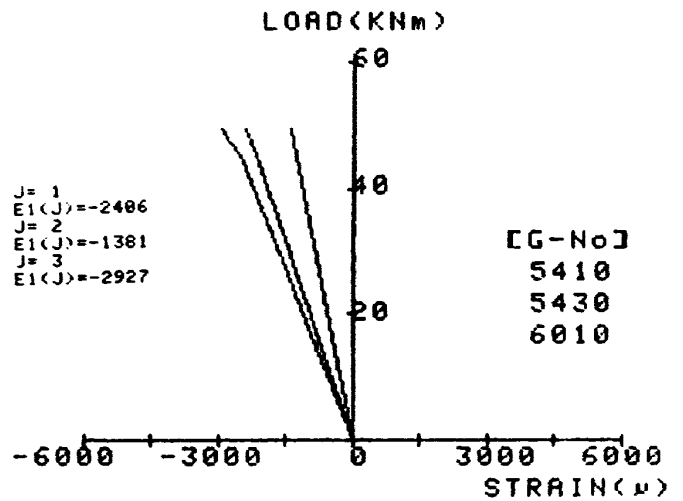
A-19



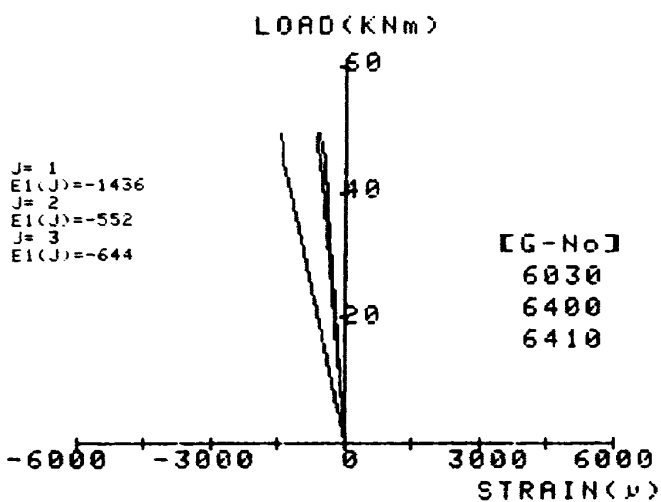
A-20



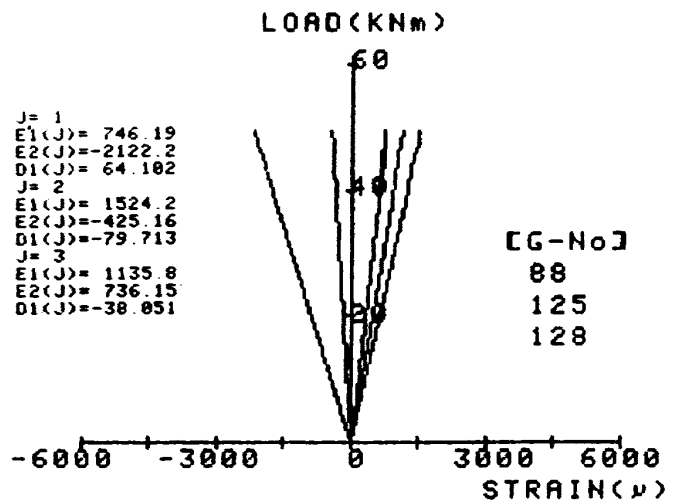
A-21



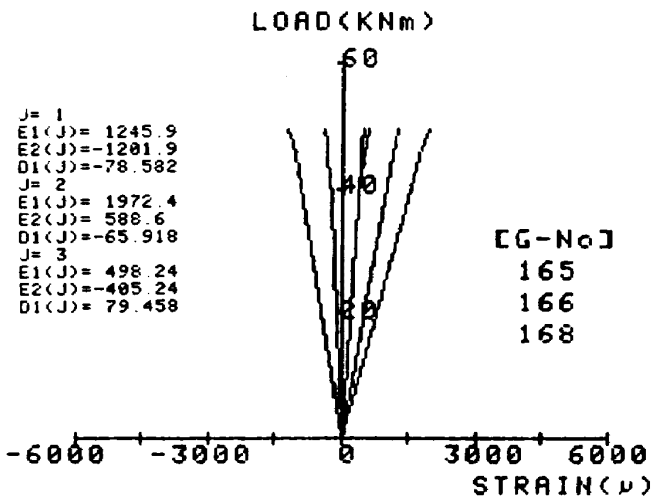
A-22



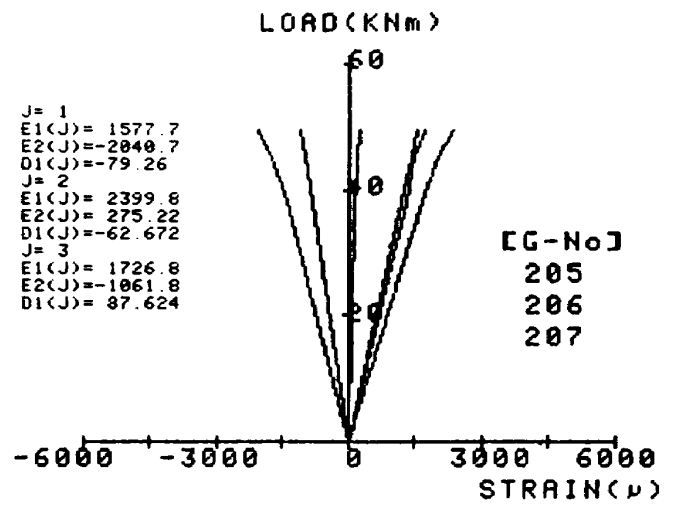
A-23



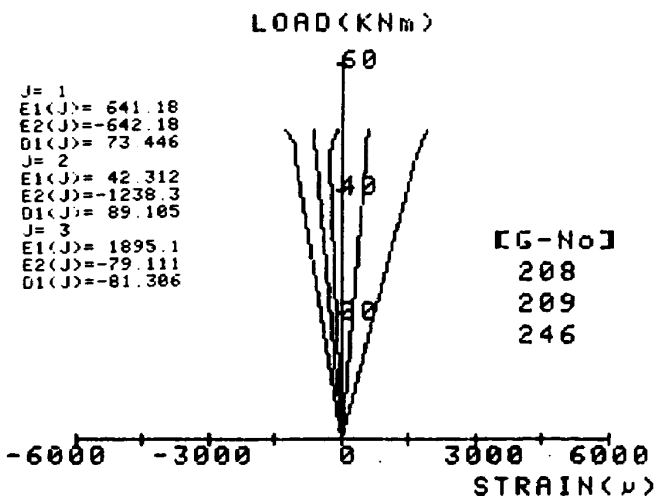
A-24



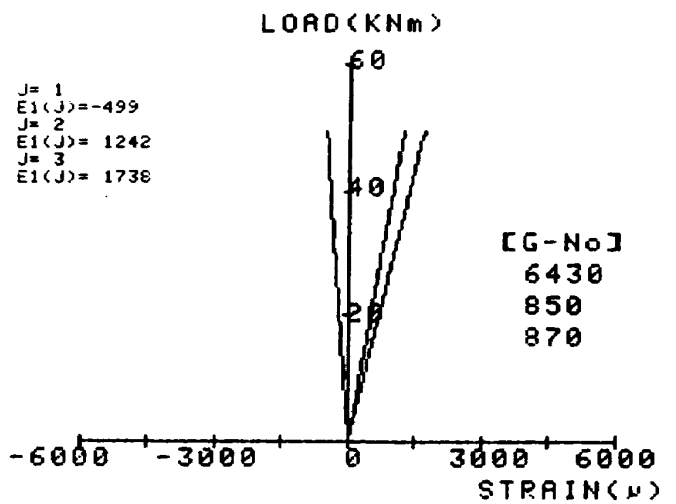
A-25



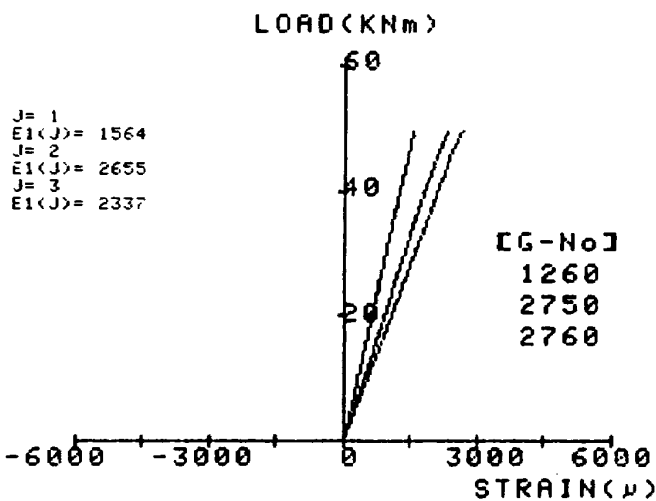
A-26



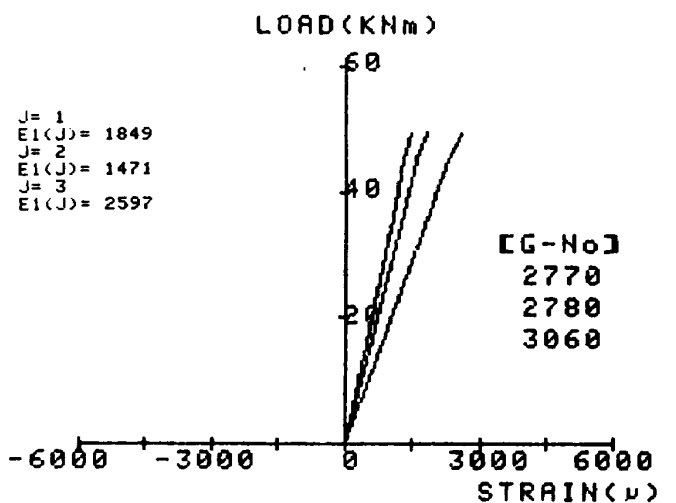
A-27



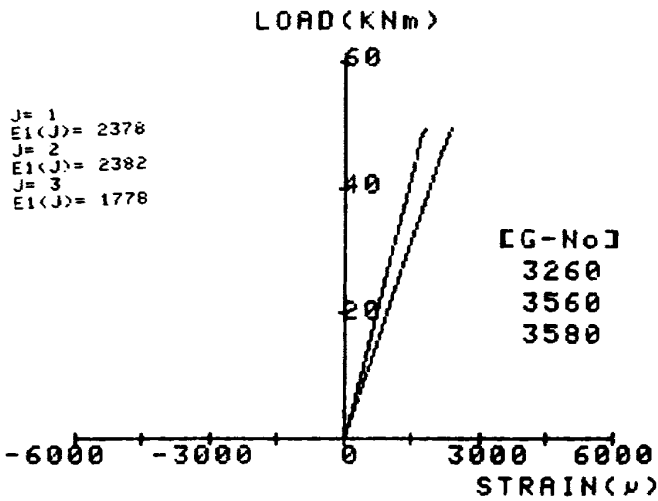
A-28



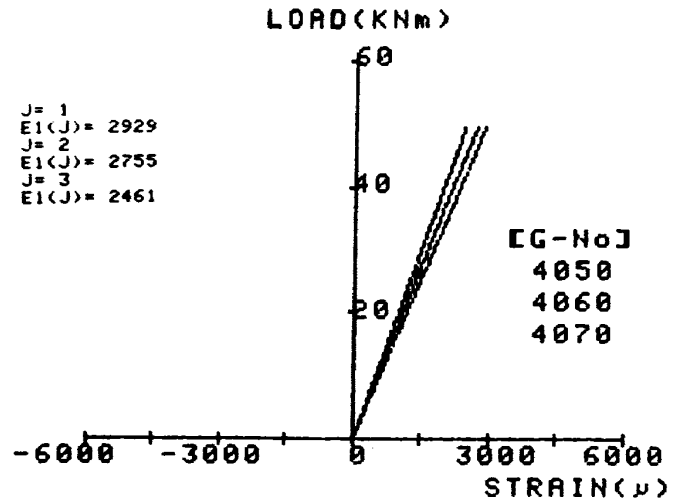
A-29



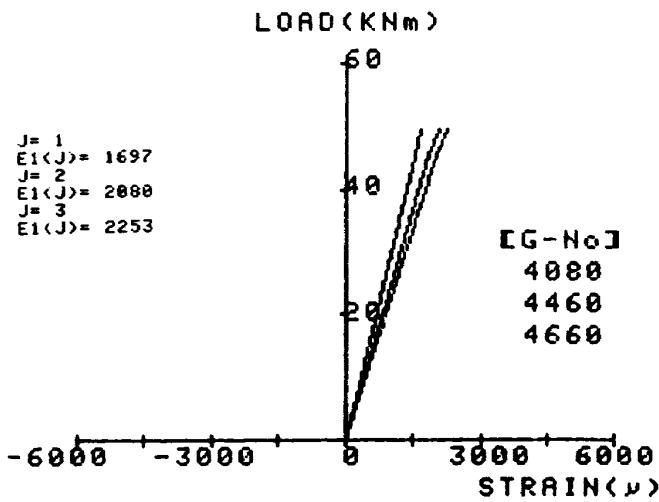
A-30



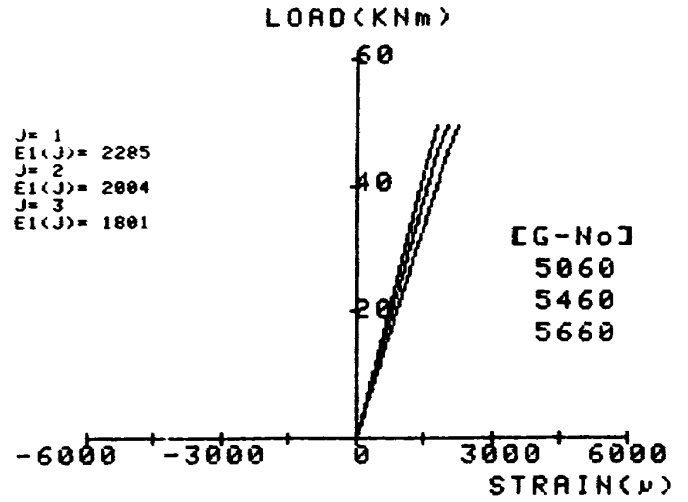
A-31



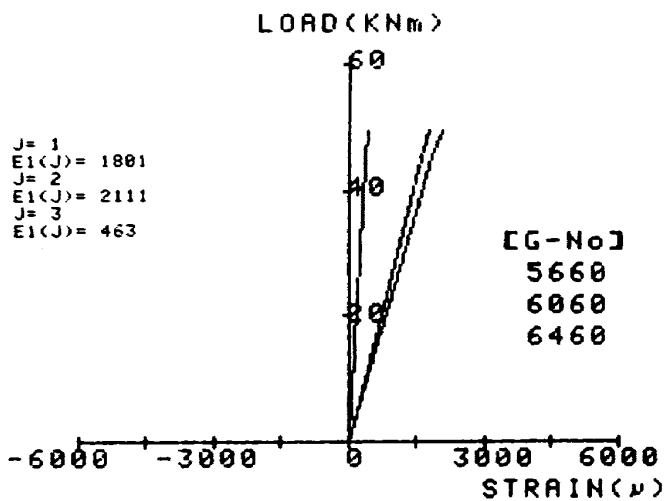
A-32



A-33



A-34



A-35

航空宇宙技術研究所資料 537号

昭和 59 年 10 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町 12 三河ビル
