

ISSN 0389-4010  
UDC 629. 7. 023  
629. 7. 018. 4

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1057

## CFRP箱形構造模型の静強度試験

機 体 部 ・ 構造力学部

1990年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 実 験 分 担

総 括 多 田 保 夫

荷 重 系 小 野 幸 一, 野 原 利 雄, 青 木 由 雄

松 嶋 正 道, 藤 田 久 夫

計 測 系 岩 崎 和 夫, 木 部 勢 至 朗

A E 系 林 洋 一, 角 田 義 秋

## 執 筆 分 担

第 1 章 多 田 保 夫

第 2 章 松 嶋 正 道

第 3 章 3.1 小 野 幸 一, 野 原 利 雄, 青 木 由 雄, 藤 田 久 夫

3.2 岩 崎 和 夫, 木 部 勢 至 朗

3.3 林 洋 一, 角 田 義 秋

第 4 章 4.1 木 部 勢 至 朗, 岩 崎 和 夫

4.2 木 部 勢 至 朗, 岩 崎 和 夫, 林 洋 一, 角 田 義 秋

第 5 章 多 田 保 夫

## 目 次

1. 前 言 .....	1
2. 供 試 体 .....	2
3. 試験方法 .....	4
3.1 荷 重 系 .....	4
3.1.1 曲げ剛性試験 .....	4
3.1.2 振り剛性試験 .....	4
3.1.3 静強度試験 .....	4
3.2 計 測 系 .....	4
3.3 AE 計測系 .....	8
4. 試験結果及び考察 .....	12
4.1 剛性試験 .....	12
4.1.1 曲げ剛性試験 .....	12
4.1.2 振り剛性試験 .....	13
4.2 静強度試験 .....	14
4.2.1 破壊状況 .....	15
4.2.2 破壊過程 .....	19
4.2.3 AE 計測結果 .....	19
5. 結 言 .....	20

# CFRP箱形構造模型の静強度試験\*

機 体 部 ・ 構造力学部

## Strength Test of CFRP Box Beam Model

### ABSTRACT

A technical research, "Research on Structures", has been conducted at NAL to obtain basic design data and technical information on applying advanced composites to primary structures of an aircraft for weight saving. As a part of this research, static and fatigue tests were performed on CFRP spar rib models with corrugated web and four types of CFRP joint assembly models which are typical joints for a tailplane structure. The detailed procedures of the tests and their results have already been reported in references (1) through (5).

In addition to the above, strength tests of a CFRP Box Beam model with sweptback angle (BB model) were conducted and this report describes some results of the experimental study on this model. The purpose of the tests were to evaluate ultimate strength and strain distributions in critical parts, as well as to investigate behavior of deformation initiation of damages, and sequence of failure.

The model consists of two spars with sinusoidal wave webs, three ribs, stiffened panels for upper and lower skins made of CFRP and metallic fixture at the root, which were assembled using mechanical fasteners such as rivets and bolts. The model was fixed in cantilever configuration through the root fixtures which were bolted to rigid plate and loading was applied downward at the center of the wing tip.

The first failure was panel buckling of the lower skin near the kink corner, just where FEM analysis had predicted that failure would occur. Clipping of lower stringers occurred next with delamination of their webs. Detailed examination of strain behavior and observation of the video record of the tests made clear the sequence of failure. It was concluded that utilization of CFRP as primary structural elements for a tailplane is promising.

### 1. 前 言

航空宇宙技術研究所では、数年来「ファンジェット STOL 機の研究」を最重点研究として推進して来た。この研究は「低騒音 STOL 実験機の研究開発」と STOL 機に必要な 6 項目の新技术を対象とする「技術研究」に大別される。この技術研究の一環として行われた「構造の研究」では、機体構造重量の大幅な軽減を可能にする炭素繊維強化複合材 (CFRP) を航空機の一次構造に適用する際

の基礎的技術資料の取得を目的として、STOL 機の水平尾翼を想定した一連の CFRP 要素模型を製作し強度試験を実施してきた。

即ち、波板ウェブを有する CFRP 桁 / リブ要素模型<sup>1)</sup>、翼構造に於ける基本的な結合形態である、CFRP 桁一金具結合<sup>2)</sup>、CFRP 桁ーリブ結合<sup>3)</sup>、CFRP 外板ー補強材結合 (引張)<sup>4)</sup>、については静強度・疲労試験を、CFRP 補強外板 (圧縮)<sup>5)</sup> について静強度試験を終了している。

今回は上記の要素や結合部から成る桁間構造半截箱形構造模型を試作し、剛性試験及び静強度試験を行った。剛性試験は、全体の歪分布状態の把

\* 平成 2 年 1 月 9 日受付

握，振動試験結果<sup>6)</sup>と本試験で取得した剛性データから算出した振動数との比較・検討，AE 発生状況の記録等を目的とし，静強度試験は，危険部位の繊細な歪分布，初期破損の位置および荷重，終局荷重の予測値と実験値の一致性，負荷による変形挙動，破壊過程等に関するデータの取得を目的として行われた。

## 2. 供 試 体

供試構造模型の写真を図 1 に，寸法形状を図 2 に示す。模型は二本桁構造であり，前後桁，二本のストリンガーで補強された上・下面外板，三枚のリブ及び片持固定用の支持金具より構成されている。

桁ーリブ，桁ー外板，外板ーリブ，下面外板ーストリンガーはファスナー結合であり，上面外板ーストリンガー（第 1 リブから第 3 リブ位置まで）は接着とファスナー結合とを併用している。

図から分かるように全体は第 3 リブ位置で後退角  $23^\circ$  を有し，前後桁は波型ウェブ部，フランジ部を含めて一体で成形されている。試験状態では，供試体は取り付け金具を介し 8 本のボルト・ナットで片持状に固定している。

各部の積層構成を図 3～6 に示す。図中 U は一

方向材，F は織物材を表し，図から分るように，桁，ストリンガー，リブは織物材と一方向材を組合せて積層してある。

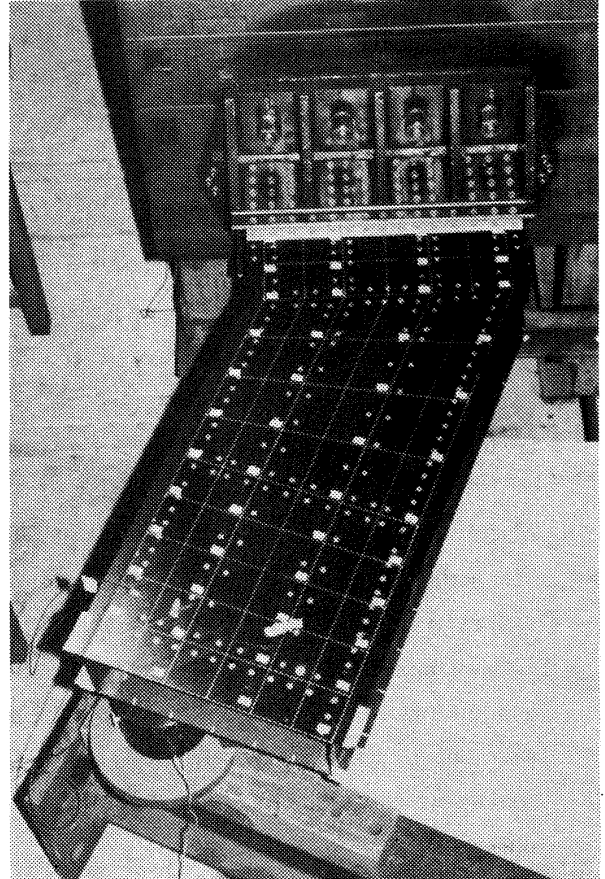


図 1 供試構造模型外観

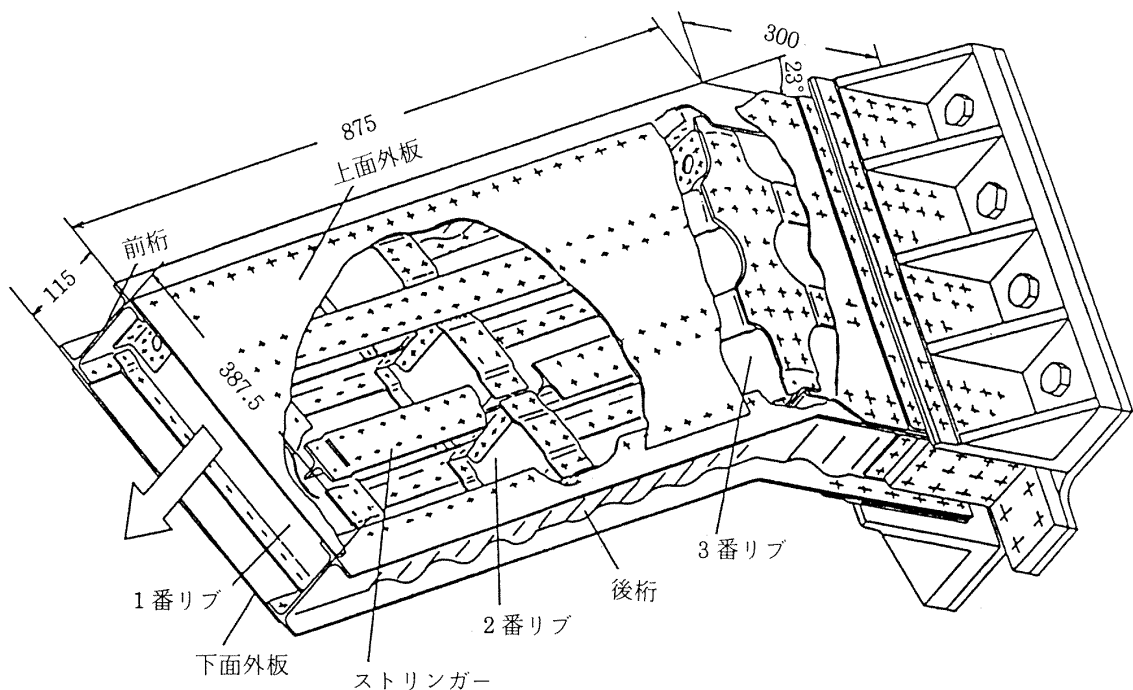


図 2 構造及び寸法形状

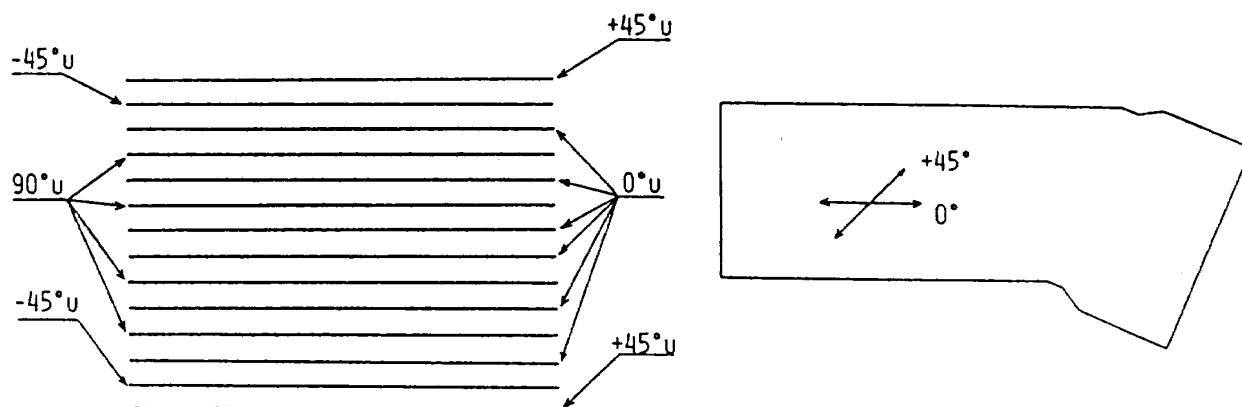


図3 上下面外板の積層構成

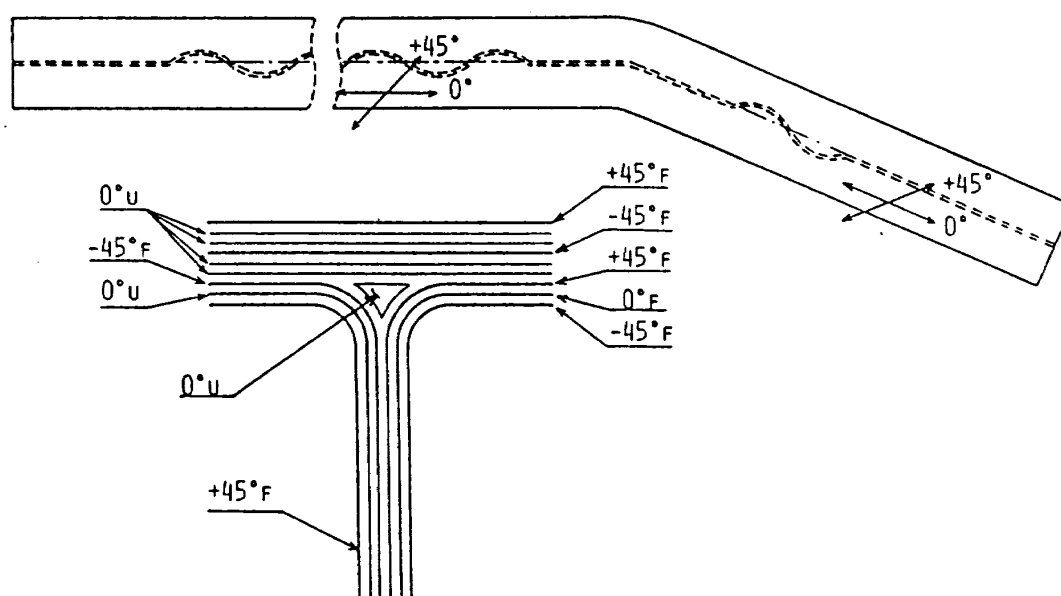


図4 前後桁の積層構成

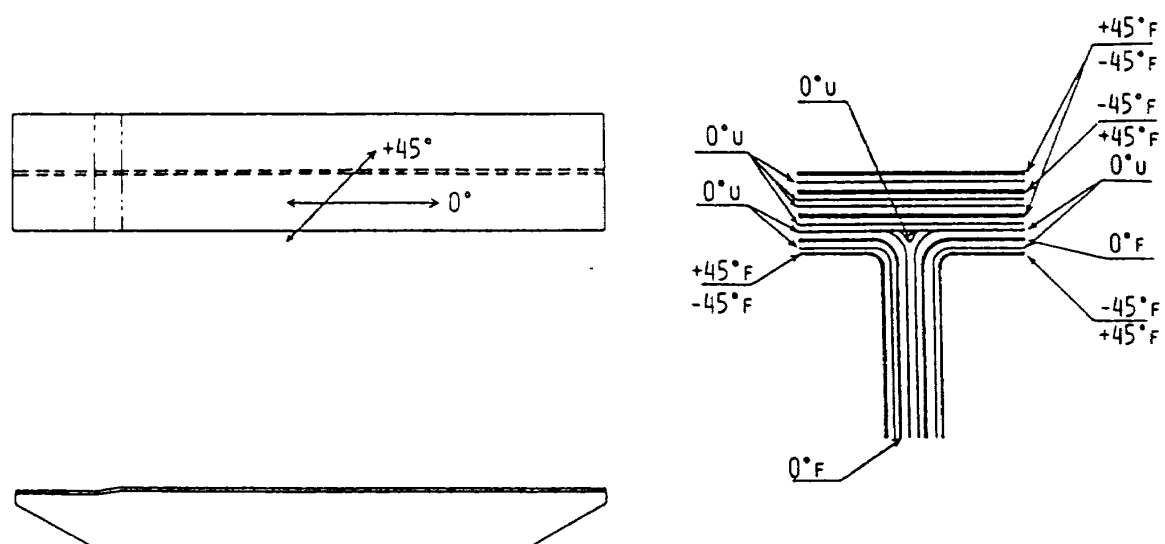


図5 スtringer（ルート部）の積層構成

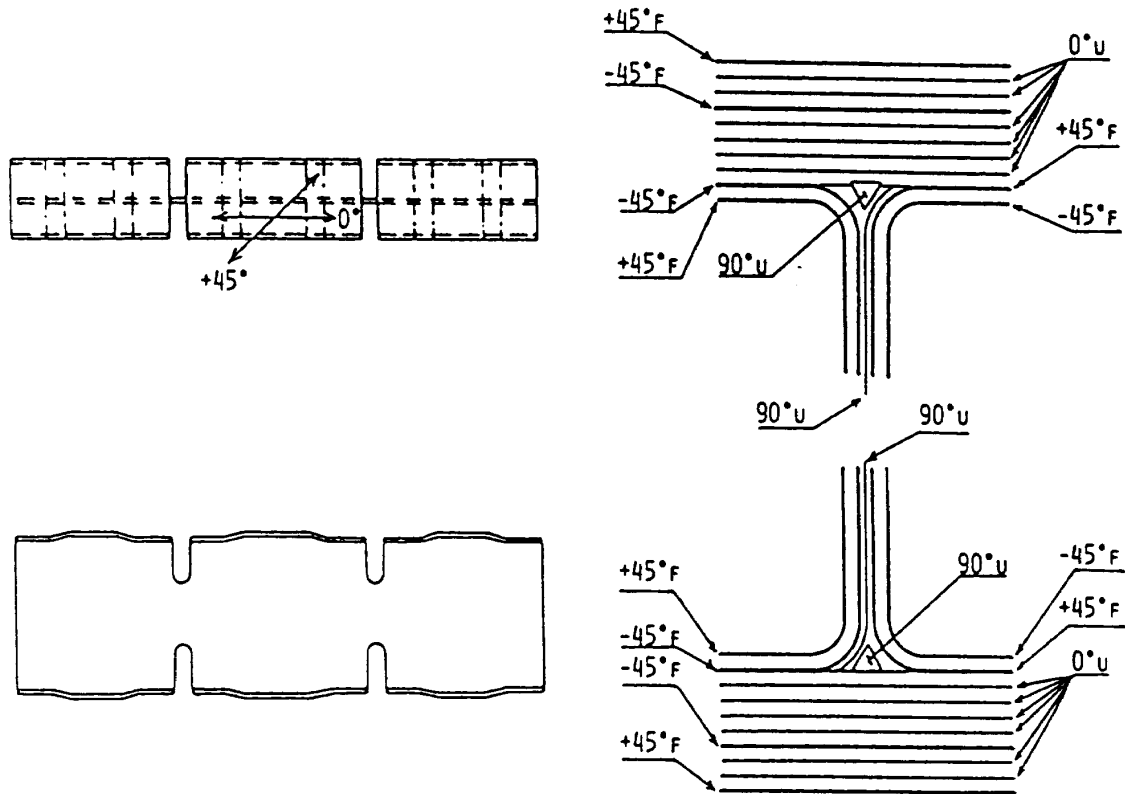


図6 リブの積層構成

### 3. 試験方法

#### 3.1 荷重系

##### 3.1.1 曲げ剛性試験

図7に示すように、供試体を片持ち状態で三角鉄塔に固定し、翼端リブ位置に取り付けた翼挟みの中央で、電気-油圧サーボ式のアクチュエータにより下向きに変位制御により荷重を加えた。又、翼挟み、負荷治具の自重は重錘により補正した。荷重系のブロック図を図8に、荷重計測制御装置の外観及びその詳細を図9、表1に示す。

諸データの計測は、荷重が0~2kN間では400N毎に、また2~3kN間では200N毎に行った。

##### 3.1.2 振り剛性試験

3.1.1（曲げ剛性試験）と同様な方法で供試体を固定し、翼挟みの後縁側をアクチュエータにより下向きに、前縁側を重錘により上向きに負荷することにより振りモーメントを加え、負荷点の間隔は600mmとした。負荷方式の概略を図10に示す。負荷治具等の自重の補正は二個の重錘により行い、最大振りモーメント19.2kNmの負荷を行っ

た。

##### 3.1.3 静強度試験

曲げ剛性試験と同様な方式で負荷を行った。荷重ステップは、2, 3, 5, 6, 7, 8, 10, 15, 20, 23, 25 kNであったが、これは歪・変位のデータをリアル・タイムで参照しつつ決定したものである。

#### 3.2 計測系

計測系のブロック図を図11に示す。剛性試験・静強度試験の両方とも、歪、変位、荷重の計測には万能デジタル測定器 (UCAM-8BL) とパーソナル・コンピュータ (HP-85) より構成される処理システム<sup>7,8)</sup>を用いた。その概観を図12に、HP-85及びUCAM-8BLの仕様を表2(a), (b)に示す。

データはパーソナルコンピュータでオンライン処理されると共に、データ・レコーダに記録される。処理としては引張りと圧縮歪の大きなものから各数点（剛性試験では5点、静強度試験では3点）ずつの荷重-歪線図を描き、次の荷重ステップ決定の資料とした。その出力例を図13に示す。

歪ゲージは前縁と後縁のキンク部を中心に単軸

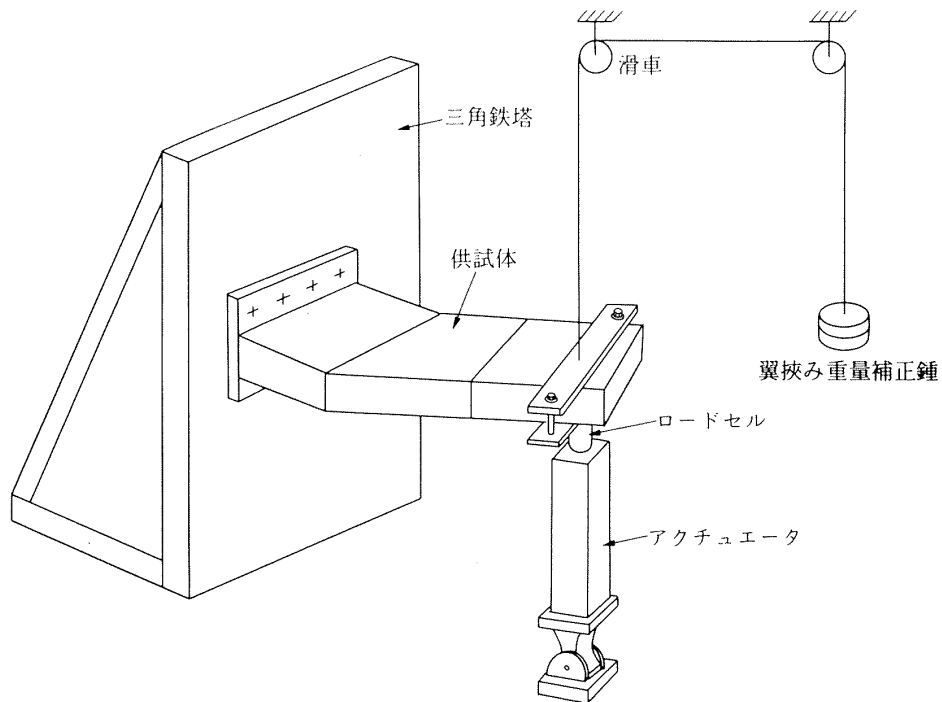


図7 曲げ剛性試験装置

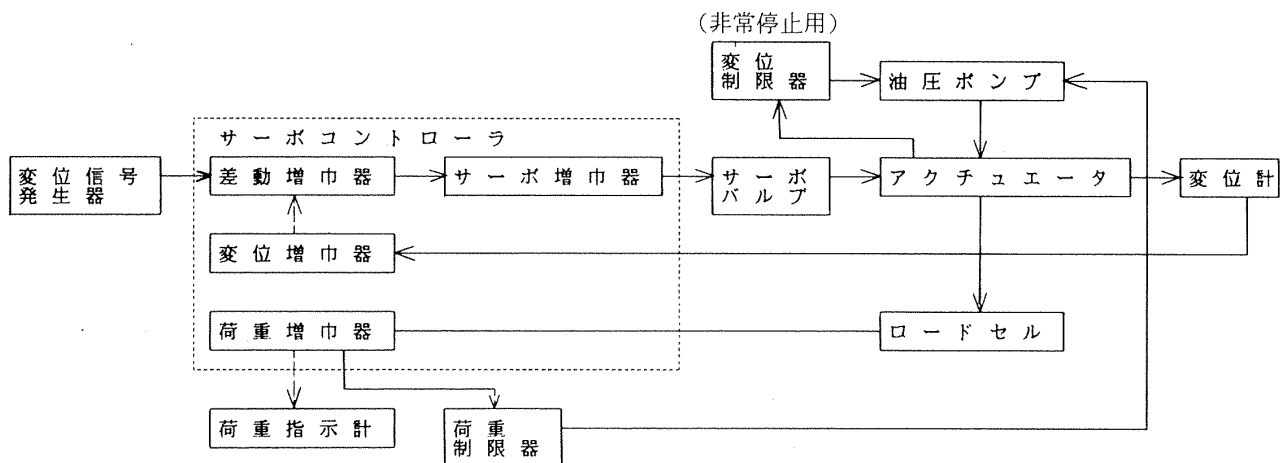


図8 荷重系ブロック図

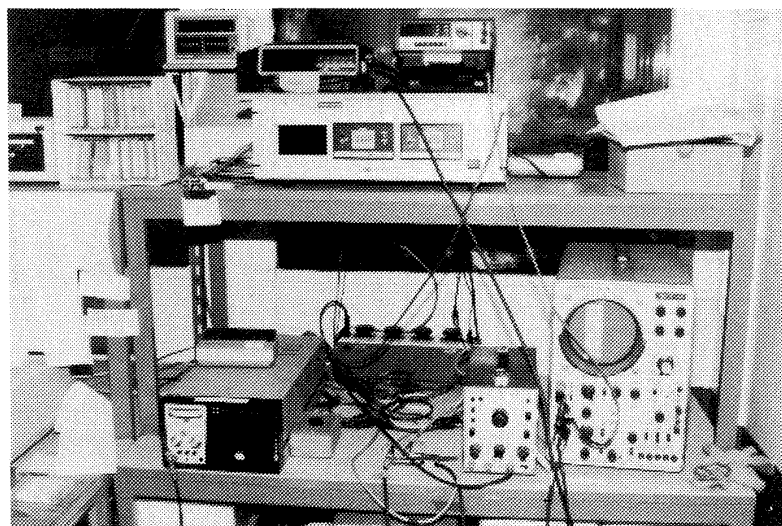


図9 荷重計測制御装置外観



表 1 使用機器詳細

名 称	形 式	性 能	製作会社
変位信号発生器	458A型	出力電圧； $\pm 10V$	菊水電子工業
サーボコントローラ	406.11A-02	出力信号； $\pm 10V$	MTS
サーボバルブ	52.24 A-01	作動圧；0.3~20.6MPa 流 量；37 l/min	MTS
アクチュエータ	207.04	最大荷重；98kN，ストローク；300mm	MTS
ロードセル	661.21B.03	最大荷重；98kN，感度；2mV/V	MTS
荷重指示計	TR6843	最大表示；199.99mV (最大感度レンジ) 最高分解能； $10\mu V$	タケダ理研
油 圧 ポンプ		常用圧力；17.6MPa，吐出量；28 l/min	日本製鋼所
荷重制限器	S.D.T-310B	出力信号； $\pm 10V$	共和電業

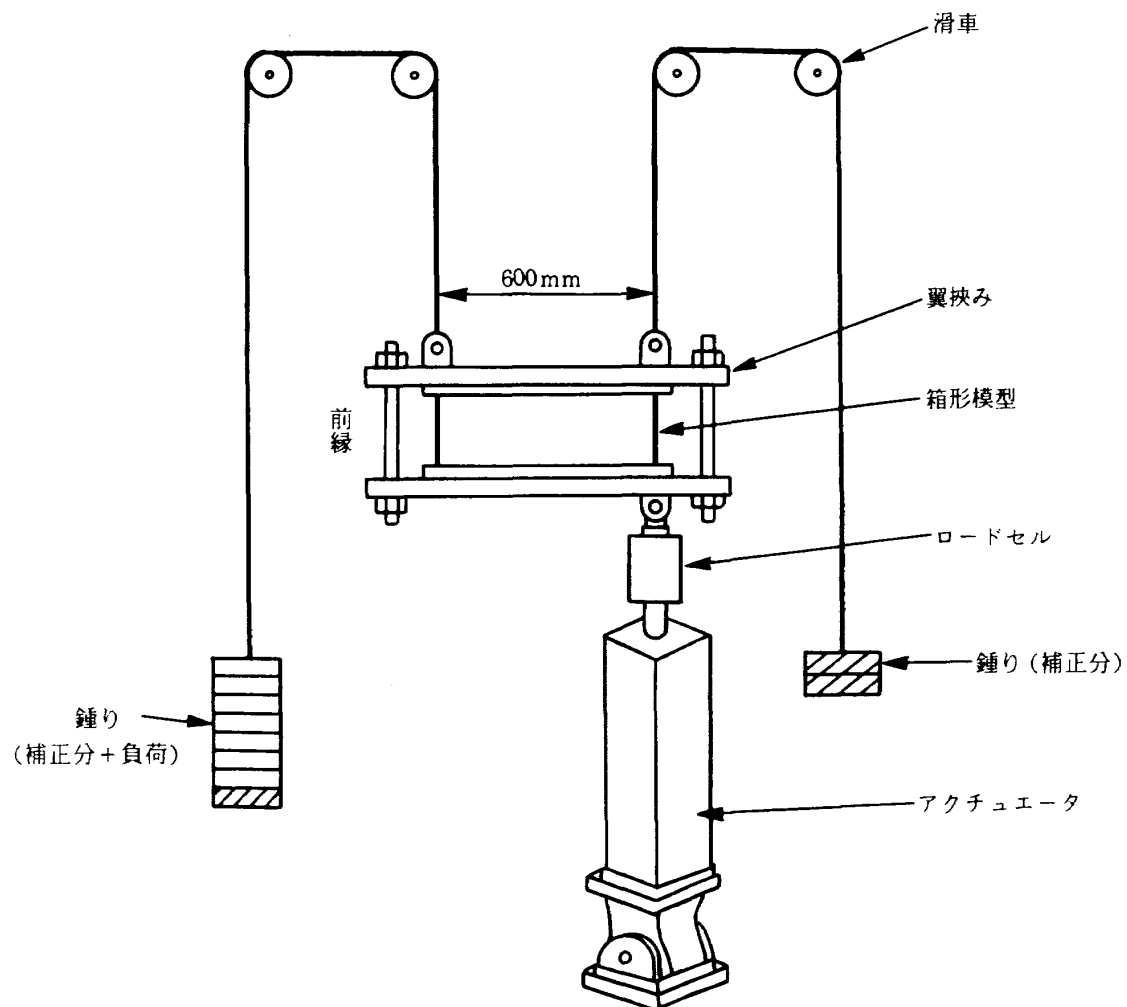


図10 振り剛性試験の負荷方式

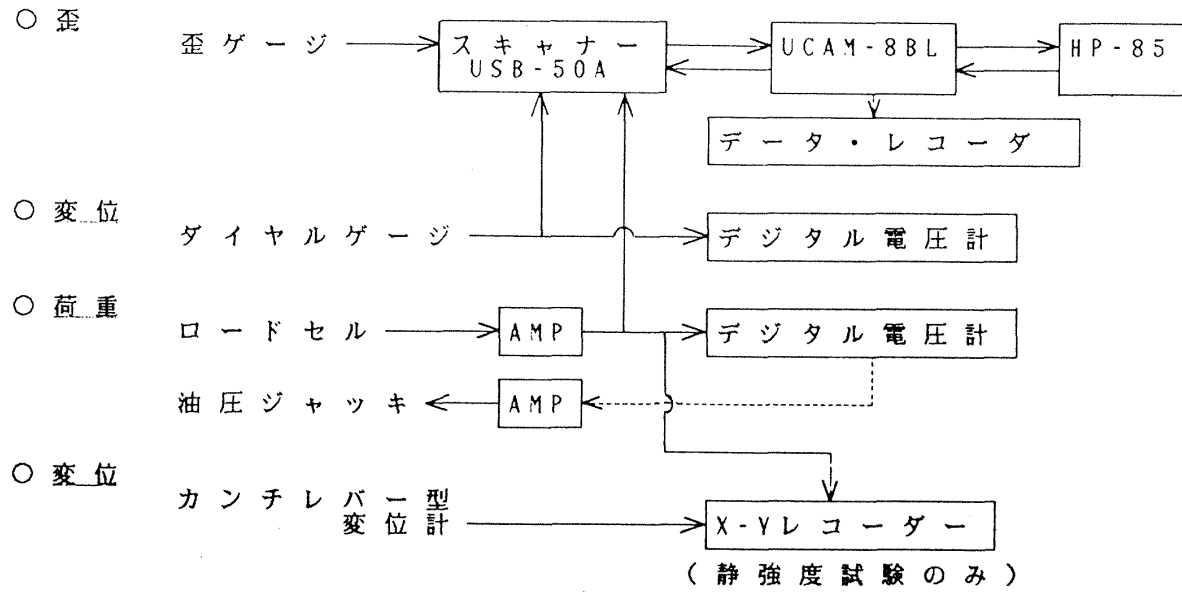


図11 計測ブロック図

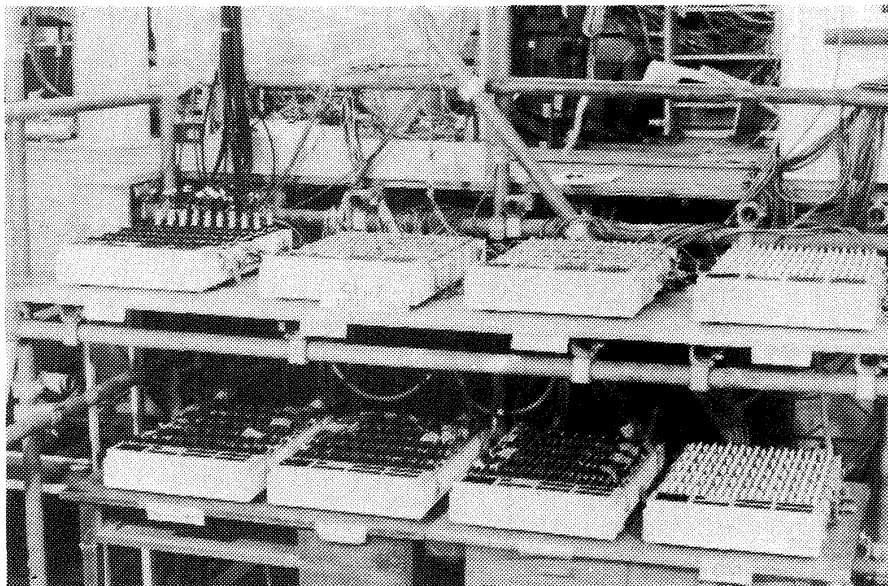
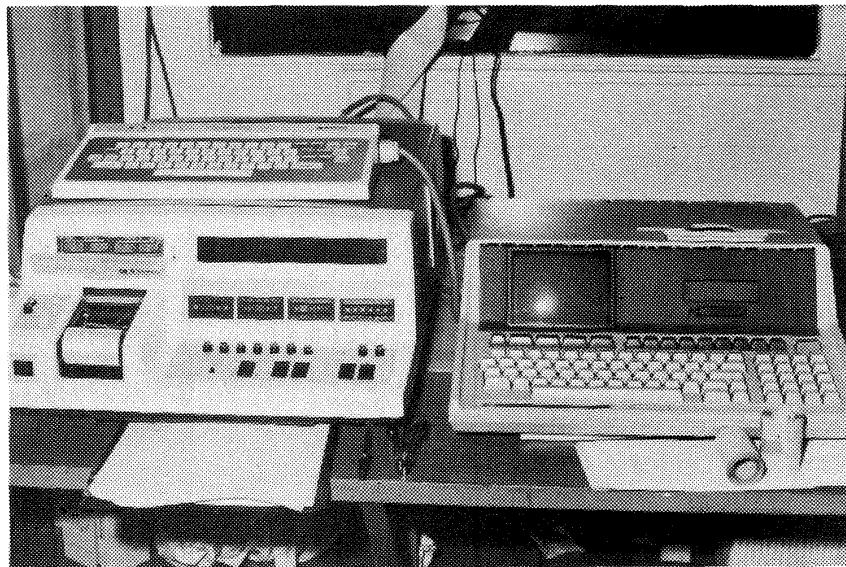


図12 計測系主要機器の写真

表 2(a) HP-85 の仕様

	項 目		仕 様
CPU	言 語		BASIC
	記憶容量		32Kバイト (RAM: 30.7Kバイト)
CRT	スクリーン寸法		12.5cm (5 インチ)
	分解能		192×256ドット
プリンタ	印字方式		ヘッド移動, 感熱式
	用紙幅		108mm
	印字速度		120行/分
	グラフィック解像度		2.63ドット/mm
テープ カートリッジ	容 量	デ ー タ	210Kバイト
		プログラム	195Kバイト
	リード/ライト速度		254mm/秒
	サーチ速度		7,800バイト/秒
	データ転送速度		650バイト/秒

表 2(b) UCAM-8BL の仕様

	サンプリング速度	ひ ず み	
測 定 範 囲	0.1秒/点のとき	×1 レンジ $0 \sim \pm 10,000 \times 10^{-6}$ ひずみ ×10 レンジ $0 \sim \pm 90,000 \times 10^{-6}$ ひずみ (自動レンジ)	微少電圧 $0 \sim \pm 32\text{mV}$ 多目的電圧 $0 \sim \pm 8\text{V}$
		×1 レンジ $0 \sim \pm 35,000 \times 10^{-6}$ ひずみ ×10 レンジ $0 \sim \pm 350,000 \times 10^{-6}$ ひずみ (自動レンジ)	微少電圧 $0 \sim \pm 40\text{mV}$ 多目的電圧 $0 \sim \pm 10\text{V}$

換算で870点貼付し、剛性試験では全点の歪、桁とり部との接合部を中心に変位10点及び荷重1点について計測、処理を行った。

静強度試験に於いては、歪は前述870点の中から剛性試験の結果を考慮して372点を選定し、図14に示す①～⑯の各点(⑳～㉒は目視により記録)の変位及び荷重の計392点について計測、処理を行った。1回の計測、処理に必要な時間は2分程であった。圧縮側外板の挫屈監視と模型全体の変

形を記録する為に、圧縮側外板後縁のキンク部近くと翼端中央部にカンチレバー型変位系を取り付け常時荷重と変位の線図をX-Y記録計に記録した。

### 3.3 AE 計測系<sup>1),9)-11)</sup>

AE 信号の測定に用いた計測装置(エヌエフ回路設計ブロック社製)の外観及び仕様を図15、表3に、AE 計測システムのブロック・ダイヤグラ

FILE NO: 171225      - - - - -      ファイル番号  
 DATE 1982-10-16 }  
 TIME 13:57      - - - - -      日・時

\*\*\*: UCAM END \*\*\*

Place	Bo-Po	Gage	Strain( $\mu$ )	
Up.SK.	02-25	6281	3377	} 指定したゲージ番号 とひずみ値
Fr.SP.	05-02	5342	-1306	
Re.SP.	02-08	6202	-2767	
Lo.SK.	01-08	6021	-5358	

[ 3 MAX AND 3 MIN DATA ]

MEASURING NO: 12      - - - - -      測定回数

LOAD: 24992 Newton      - - -      荷重

No	Bo-Po	Gage	Strain( $\mu$ )	
1	03-15	6491	4021	} 引張り, 圧縮ひずみの 大きなものから各3点 づつのゲージ番号と ひずみ値
-1	01-08	6021	-5358	
2	03-41	614	3878	
-2	03-32	602	-4643	
3	06-47	306	3540	
-3	06-11	3111	-4524	

Bo-Po	G-Ge	Disp.(mm)	
08-31	DG01	-26.55	} ダイヤルゲージの 番号と変位
08-32	DG02	-28.25	
08-33	DG03	-14.08	
08-34	DG04	-16.60	
08-35	DG05	-3.84	
08-36	DG06	-2.74	
08-37	DG07	-20.63	
08-38	DG08	-22.95	
08-39	DG09	-5.83	
08-40	DG10	-10.57	
08-41	DG11	.45	
08-42	DG12	.22	
08-43	DG13	-27.73	
08-44	DG14	-21.73	
08-45	DG15	-18.33	
08-46	DG16	-15.51	
08-47	DG17	-8.99	
08-48	DG18	-3.35	
08-49	DG19	.26	

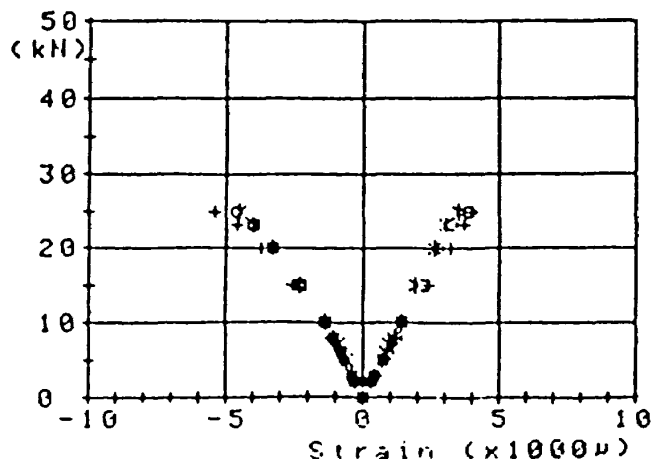


図13 パソコン出力の一例

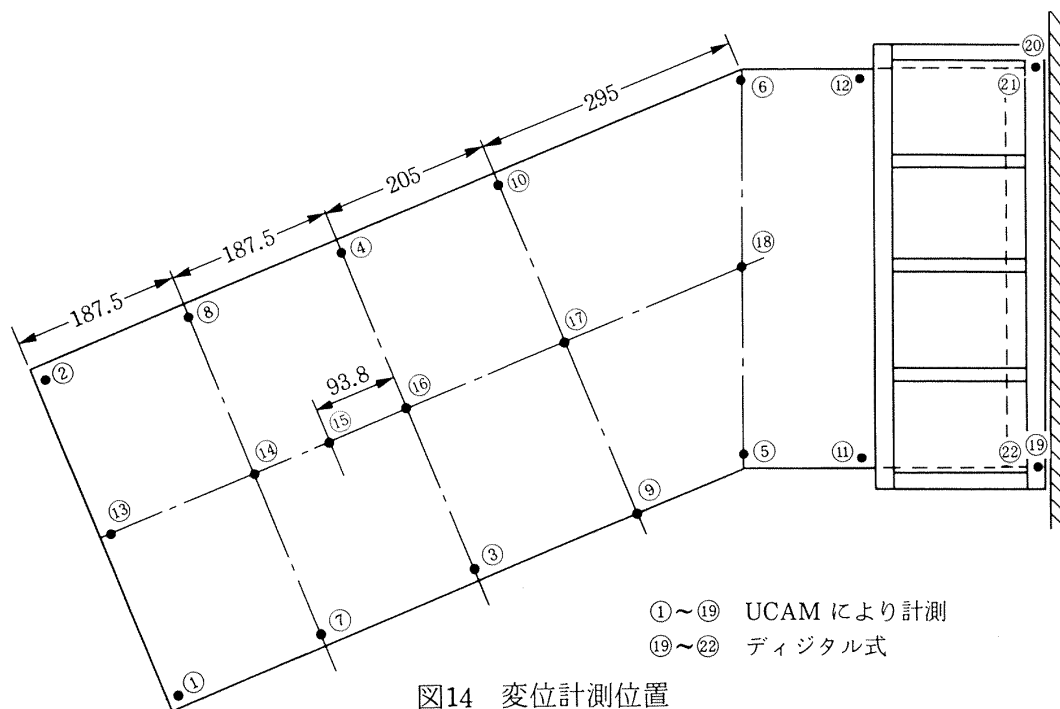


図14 変位計測位置

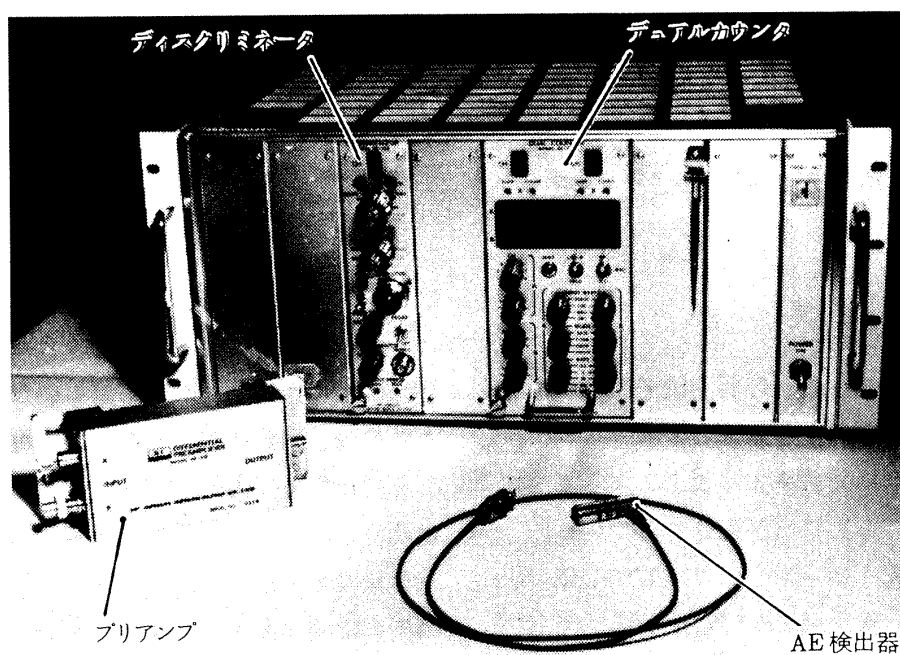


図15 AE計測装置

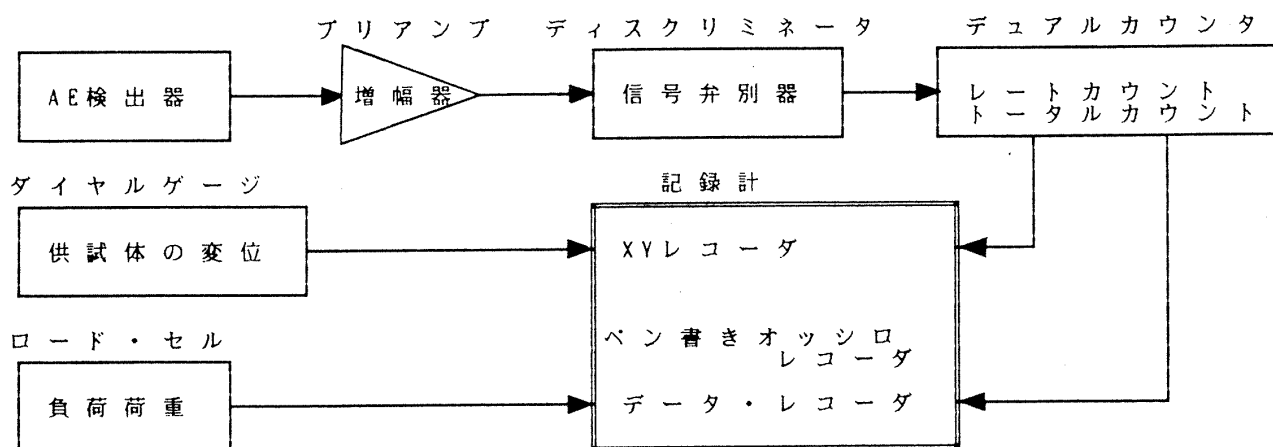


図16 AE計測システム

表 3 AE 計測装置の仕様

	型式番号	
A E 検 出 器	AE-901S	共振周波数：140kHz 出力型式：シングルエンド
プ リ ア ム プ	AE-912	周波数特性：50kHz～2MHz 利得：40dB±1dB 出力電圧：2V <sub>P-P</sub> MAX (75Ω 終端時)
ディスクリミネータ (メインアンプ)	AE-922	周波数特性：20kHz～2MHz 利得：60dB (10ステップ及び20dB 連続可変) HPF：THRU, 100kHz, 200kHz, 500kHz LPF：200kHz, 500kHz, 1MHz, THRU
デュアルカウンタ	AE-932	チャンネル数：2 入力電圧：TTL レベル負論理 桁標示数：8 レート計測時間：0.1, 1, 10, 100 sec 及び EXT

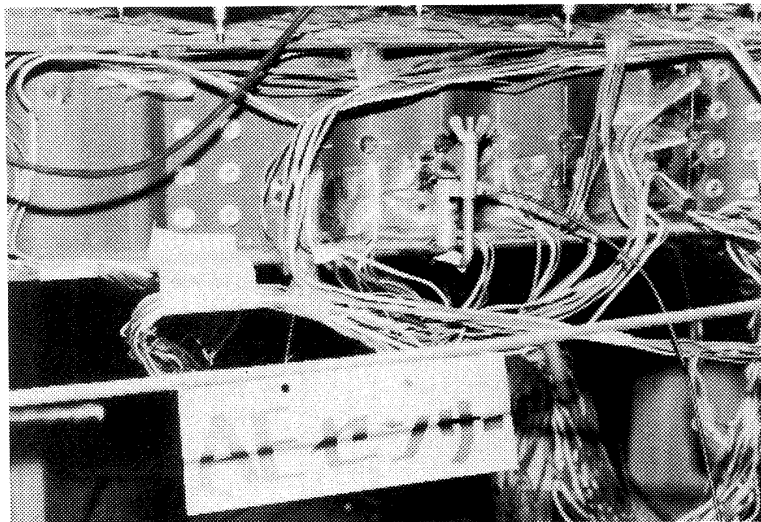


図17 AE 検出器の取付け状態

ムを図16に示す。

AE 検出器は140kHzに共振点を有するPZT (ジルコン酸チタン酸鉛セラミックス)で、直径12mm、高さ40mmのものである。これを供試体キンク部の標定部近傍の後桁下側フランジ部の上に、グリースを塗布して押え金具で固定した。その取り付け状態を図17に示す。AE 検出器で捕えられたAE 信号は増幅器によって70～80dBに増幅し、次に試験環境に於ける電氣的雑音や機械的雑音などを除去或いは低減させる目的で100～500kHzの範囲に設定したバンド・パス・フィルターを通した後、しきい値電圧280mV を越えた波の数をすべてパルス信号に変換する。単位時間当たり（ここで

は0.1秒に設定）のパルスを計算したレートカウント及びレートカウントの累積総数であるトータルカウント 2種類について求め、結果を5chのペン書きオシロ・レコーダ、XY レコーダ及びデータ・レコーダにそれぞれ収録した。尚、ペン書きオシロ・レコーダには負荷荷重と供試体の1番リブ（翼端部）中央の変位量も同時に記録されている。得られたレートカウント及びトータルカウントは“荷重～変位”曲線との関係から供試体の破壊挙動を推定する基礎資料になると同時に、荷重の負荷増分を決定する為の参考資料として用いられた。

## 4. 試験結果及び考察

### 4.1 剛性試験

静強度試験に先立ち曲げ及び捩り負荷による剛性試験を行い、各剛性と全体の歪分布に関するデータを取得した。

#### 4.1.1 曲げ剛性試験

翼端中央部に油圧ジャッキを用いて3.2kNの負荷を行った状態での歪分布を図18～24に示す。図18、19は上下面外板のスパン方向歪の分布であり、典型的な曲げ変形が観察される。又、図20、21には主歪分布が示してあり、全体の歪の流れが明らかにされている。

図22は桁ウェブの剪断歪の分布を示している。波板ウェブ部で歪の凸凹が観察されるが、対応を見ると波板の凸部の歪が凹部の歪より若干低くなる傾向があることが分った（歪ゲージはウェブ外側に貼りつけた）。この傾向は本試験に先立ち行った桁要素模型試験の結果<sup>1)</sup>とも一致しており、幾何学的な凸凹の影響であると考えられる。

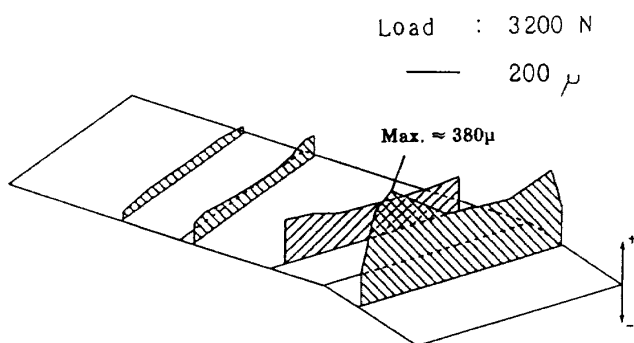


図18 上面外板スパン方向歪分布（曲げ負荷）

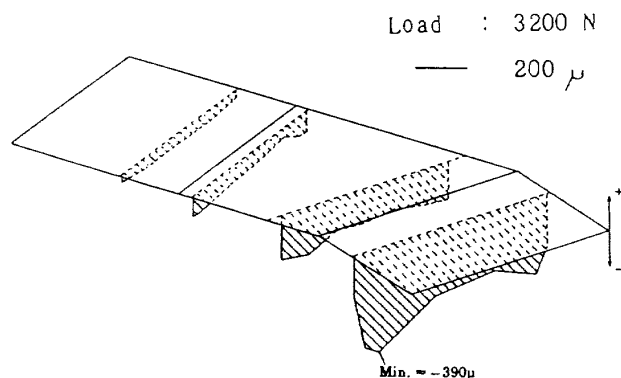


図19 下面外板スパン方向歪分布（曲げ負荷）

図23は桁フランジのスパン方向歪の分布を、図24は下面ストリンガーウェブのスパン方向歪の分布を示している。2章で述べた様に、1, 2 番ベイのストリンガーと3 番ベイのストリンガーとはリンク部で分割されている。その為に曲げ負荷を受け下面全体としては圧縮状態でありながら、翼根での固定部及び2 番リブとの結合部の影響を受け図24に示す分布になったと考えられる。尚、この

[U. Sk. OUTSIDE]

LOAD : 3200 N

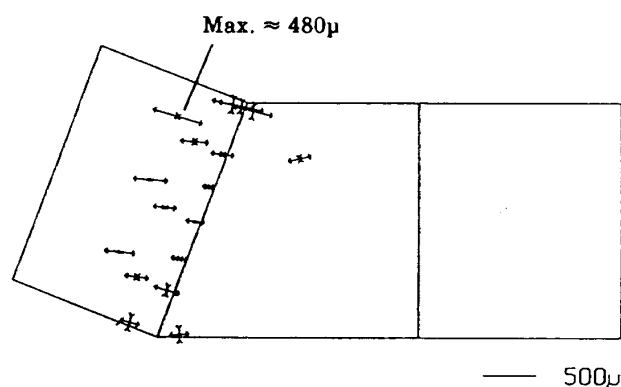


図20 上面外板の主歪分布（曲げ負荷）

[L. Sk. OUTSIDE]

LOAD : 3200 N

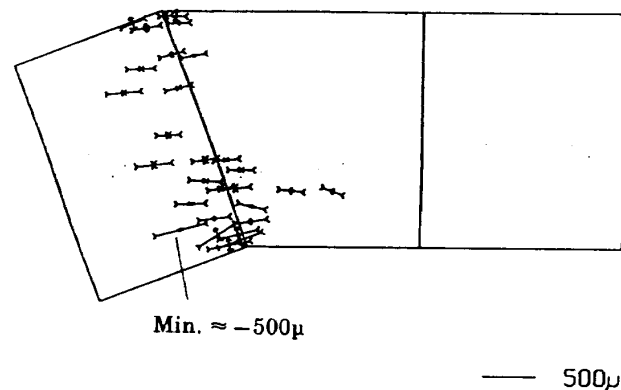


図21 下面外板の主歪分布（曲げ負荷）

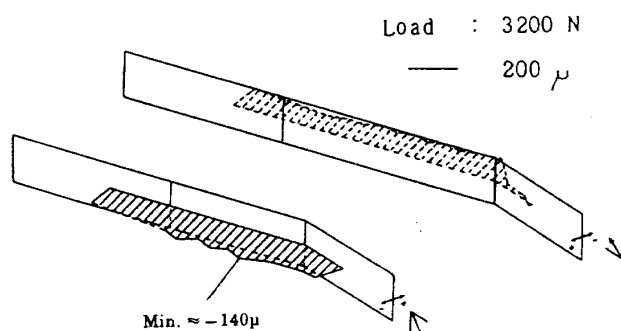


図22 桁ウェブの剪断歪分布（曲げ負荷）

ことに関連して、静強度試験に於いて面全体としては引張りを受ける上面外板のストリンガーウェブに圧縮によるクリッピングが生じていたことも付記しておく。

最後に図25に、翼端前縁部と後縁部の鉛直方向変位及びそれらより算出した翼端中央部での変位と翼端での振れ変形を示す。曲げ剛性の推定に関しては、後退角の影響により振れとの連成が生ずる為、本節では述べず、4.1.3節で詳述することとする。

#### 4.1.2 振れ剛性試験

翼端に翼挟みを介し油圧ジャッキとデッドウェイトを用いて $327 \times 600 \text{ kgf} \cdot \text{mm}$ の前縁振り上げ、後縁振り下げのモーメントを負荷し、変形と歪分布を計測した結果の一例を図26～28に示す。図26は翼端前縁部及び後縁部の鉛直方向変位を、図27、図28は上下面外板の主歪分布を示している。試験結果からの振れ剛性の推定に関しては、4.1.1で述べたと同様の理由により4.1.3で詳述する。

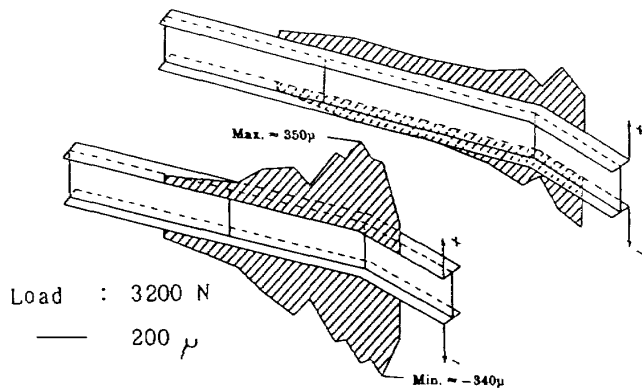


図23 桁フランジ スパン方向歪分布 (曲げ負荷)

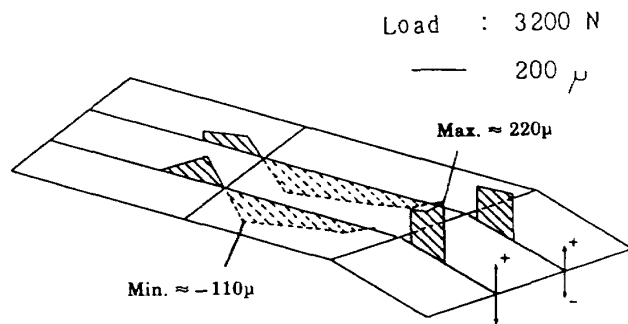


図24 下面ストリンガー・ウェブ スパン方向歪の分布 (曲げ負荷)

#### 4.1.3 曲げ及び振れ剛性の推定 (振動試験結果との比較)

本項では、4.1.1、4.1.2で述べた剛性試験のデータからの曲げ、振れ剛性の推定及び、それと本試験に先立ち行われた振動試験結果<sup>6)</sup>との対応について述べる。

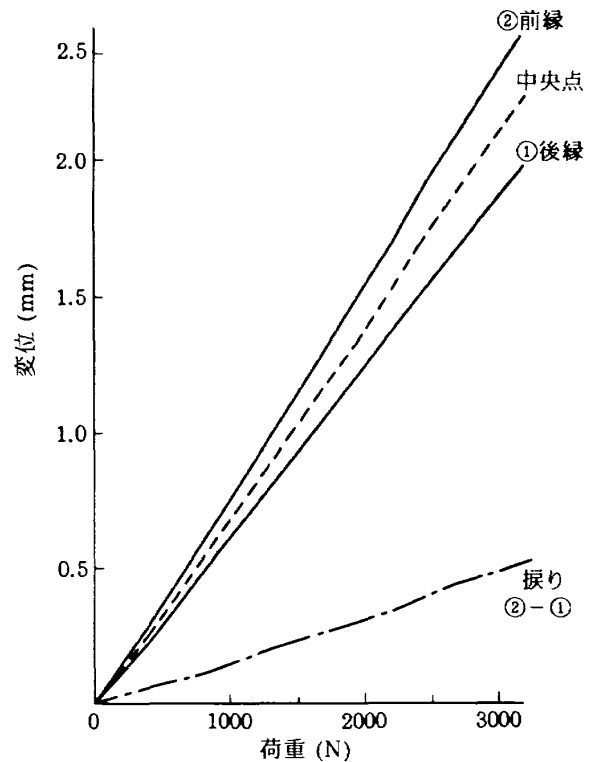


図25 荷重・翼端変位線図 (曲げ負荷)

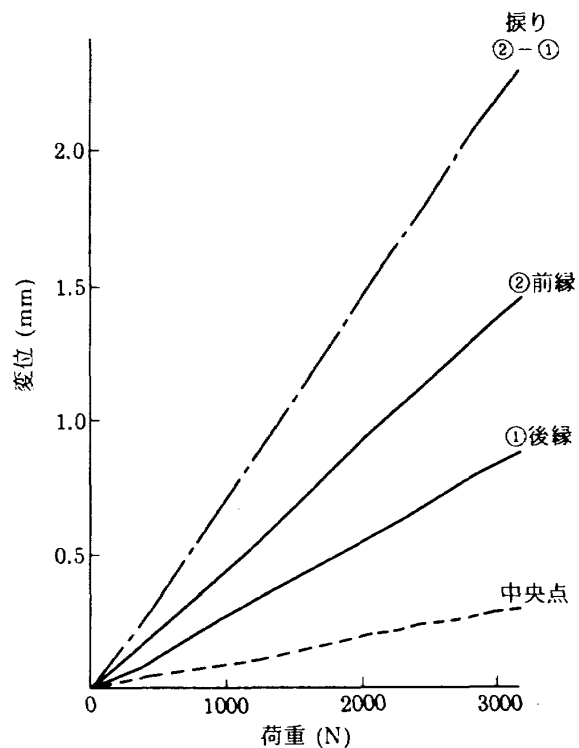


図26 荷重・翼端変位線図 (振り負荷)



剛性の推定に際しては、全体の図29に示すような曲がり梁としてモデル化した。翼端に曲げ荷重  $P$ 、振りモーメント  $M$  を加えた状態での変位  $w$  及び振れ角  $\theta$  は、カスチリアノの定理により次式の様に与えられる。

$$w = \frac{1}{2EI} \left[ \frac{2Pl_1^3}{3} + \frac{2P}{3} \{ (l_2 + l_1 \cos \alpha)^3 - (l_1 \cos \alpha)^3 \} + \{ (l_2 + l_1 \cos \alpha)^3 - (l_1 \cos \alpha)^3 \} M \sin \alpha \right] + \frac{1}{2GJ} \{ 2(P l_1 \sin \alpha + M \cos \alpha) l_1 l_2 \sin \alpha \} \quad (1)$$

$$\theta = \frac{1}{2EI} \left[ \{ (l_2 + l_1 \cos \alpha)^2 - (l_1 \cos \alpha)^2 \} \sin \alpha \cdot P + 2l_2 M \sin^2 \alpha \right] + \frac{1}{2GJ} \{ 2l_1 M + 2(P l_1 \sin \alpha + M \cos \alpha) l_2 \cos \alpha \} \quad (2)$$

[U. Sk. OUTSIDE]

LOAD : 3200 N

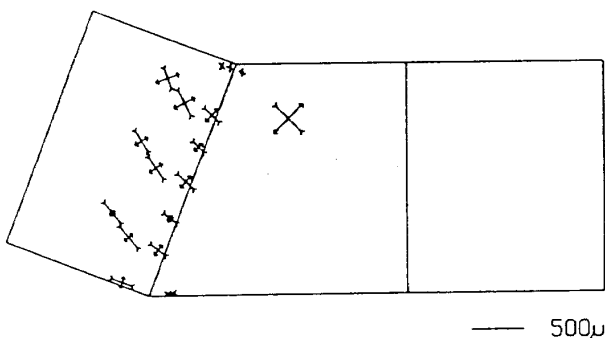


図27 上面外板の主歪分布（振り負荷）

[L. Sk. OUTSIDE]

LOAD : 3200 N

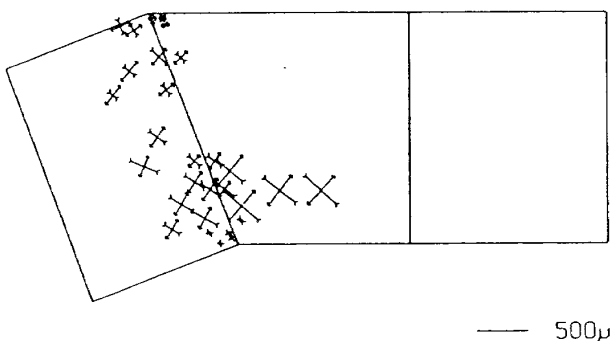


図28 下面外板の主歪分布（振り負荷）

そこで、曲げ変形が優勢な図25に示す曲げ剛性試験結果に式(1)を適用 ( $P=327\text{kg}$ ,  $M=0$ ) し、振り変形が優勢な図26に示す振り剛性試験結果に式(2)を適用 ( $P=0$ ,  $M=-327 \times 600\text{kgf} \cdot \text{mm}$ ) することにより  $EI$ ,  $GJ$  を求めると以下の様になる。

$$EI = 3.61 \times 10^{10} \quad (\text{kgf} \cdot \text{mm}^2) \quad (3)$$

$$GJ = 3.43 \times 10^{10} \quad (\text{kgf} \cdot \text{mm}^2) \quad (4)$$

この値を用い供試体を  $l=902\text{mm}$  の直線梁と見做した場合の曲げ及び振りの一次の固有振動数  $N_1^B$ ,  $N_1^T$  は、以下の様に計算される。

$$N_1^B = \frac{(1.875)^2}{2\pi l^2} \sqrt{\frac{EI}{\mu}} = 119\text{Hz} \quad (5)$$

$$N_1^T = \frac{\pi}{2l} \sqrt{\frac{GJ}{\rho I_p}} = 311\text{Hz} \quad (6)$$

ここで、

$l$  : 直線梁とした場合の梁の長さ  
(902mm)

$EI$  : 曲げ剛性 ( $3.61 \times 10^{10} \text{kgf} \cdot \text{mm}^2$ )

$\mu$  : 線密度 ( $1.21 \text{kgf} \cdot \text{s}^2/\text{mm}^2$ )

$GJ$  : 振り剛性 ( $3.43 \times 10^{10} \text{kgf} \cdot \text{mm}^2$ )

一方、参考文献6)による振動試験結果の概略を表4及び図30に示す。実験の供試体は梁としての固有振動と、外板の局所的な振動とが連成して複雑な振動系を構成している為、単純な比較は困難ではあるが、式(5), (6)により与えられる曲げ及び振りの固有振動数は振動試験結果 ( $N_1^B = 71 \sim 127\text{Hz}$ ,  $N_1^T = 334.6 \sim 350.6\text{Hz}$ ) とよく一致している。

#### 4.2 静強度試験

上述剛性試験を終了後、昇降舵操舵引舵初期状態を模擬して、翼端中央部に曲げ荷重を負荷する

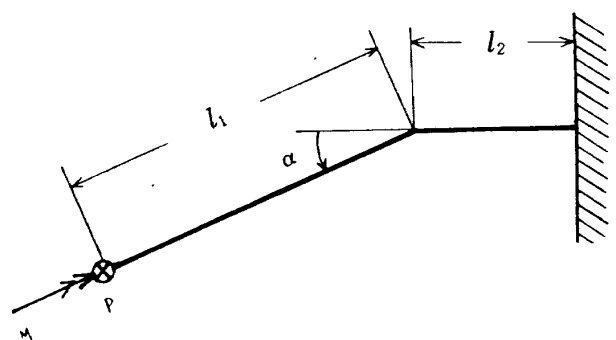
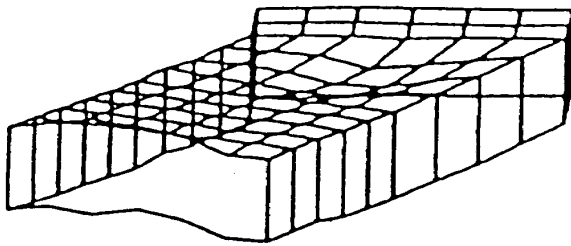
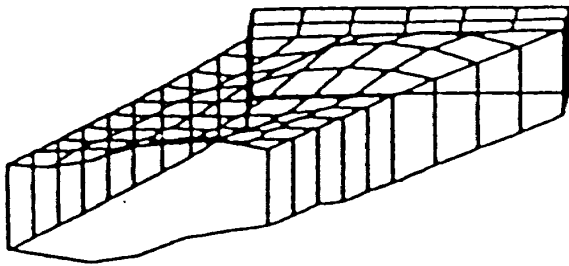


図29 曲り梁モデル

表 4 振動試験結果<sup>6)</sup>

Experimental Results								
Frequency	71.0	103.5	112.5	127.0	309.7	334.6	359.6	sine dwell
Hz	72.7	104.4	117.7	127.0	309.6	334.8	359.7	Analysar
Damping	0.006	0.003	0.010	0.009	0.005	0.005	0.006	"
Mode	B1	B1	B1	B1	B2	T1	T1	

(a) Mode shape,  $f=309.6$  Hz(b) Mode shape,  $f=359.7$  Hz図30 振動試験によるモード図<sup>6)</sup>

ことにより静強度試験を行った。以下その結果の詳細を述べる。

#### 4.2.1 破壊状況

静強度試験の荷重・翼端中央部の変位線図を図31に示す。目視による観察から、供試体は何箇所かの局所的な破壊を経て、最終的には前桁キンク部に生じたフランジのクリップリングに伴う層間剝離により破壊したことが分っている。そこで本項及び次項に於いては、試験後の詳細な観察により明らかにされた局所的な破壊状況について述べると共に、上述の最終破壊に至るまでの過程を明らかにする。

観察によれば、主な破壊箇所は下面（圧縮側）に偏在しており、それらのスケッチを図32に示す（図中ファスナー位置+での○は完全に抜けている場合を、○は一部抜けている場合を表す）。そ

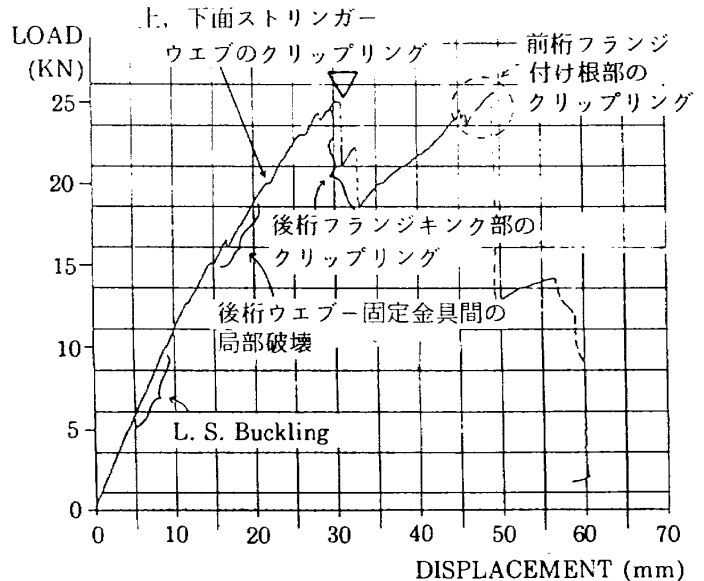


図31 荷重-変位（翼端）線図

の他に、4.1.1で触れた3番ベイ上面ストリンガーウェブのクリップリング、翼根部の桁ウェブと固定金具間の破壊が観察された。各部の破壊状況は、以下の様であった。

##### ① 下面外板（3番ベイ）の挫屈

3番ベイ・圧縮側外板の挫屈変形の様子を図33に、図32中のA位置に於けるスパン方向の面内及び面外歪の変化を図34に示す。図より6kN以降曲げ歪が急激に増加していることが分るが、NASTRANを用いた数値計算によれば、外板は局部挫屈時に於ける荷重は6.6~10kNであり、実験結果とよく一致している。

尚、計算では外板挫屈部をファスナー間隔等を勘案して130mm（スパン方向）×105mm（コード方向）、板厚1.82~2.1mm、周辺単純支持としてモデル化してある。

25kN負荷時のA点（図32参照）内側に於ける歪値は $\epsilon_0 = -4524\mu$ ,  $\epsilon_{90} = 464\mu$ ,  $\epsilon_{45} = -2547\mu$ であ

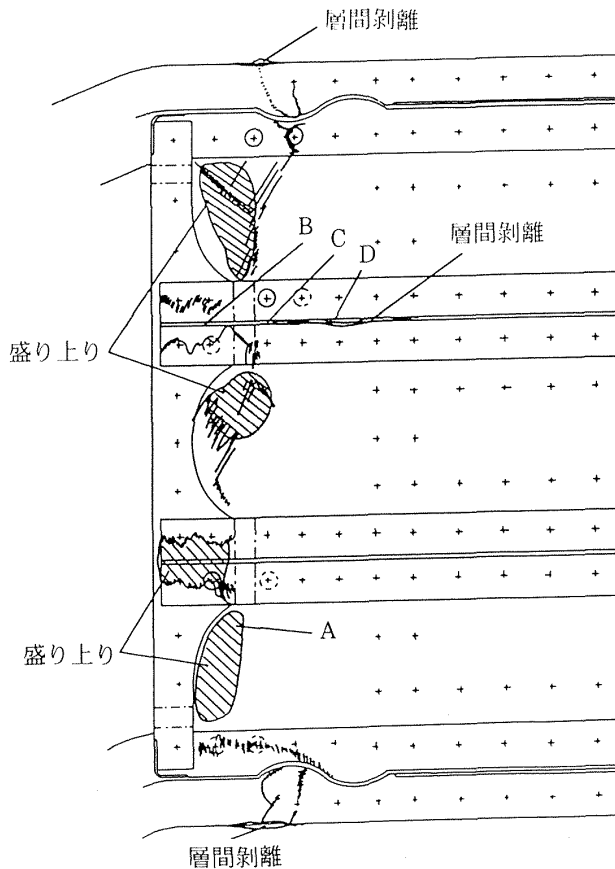


図32 下面内側の破壊状況

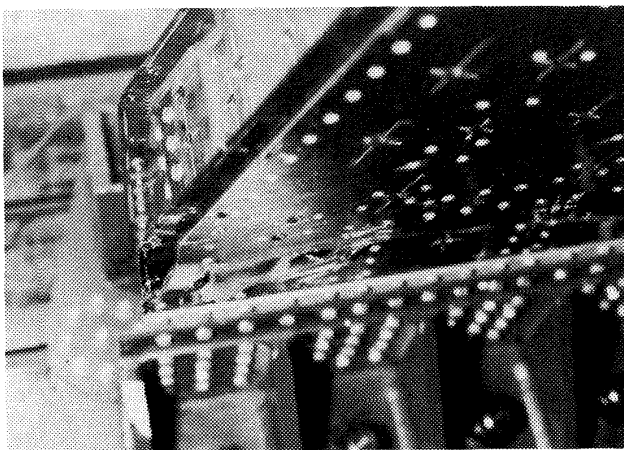


図33 下面外板の挫屈による破壊状況

った。

## ② 下面ストリンガー・ウェブのクリップリング

3 番ベイ・下面ストリンガー・ウェブ(前縁側)のクリップリングによる層間剥離の様子を図35に、図32中 B, C, D, に於けるウェブ縁部のスパン方向歪の面内及び面外成分を図36に示す。図から分

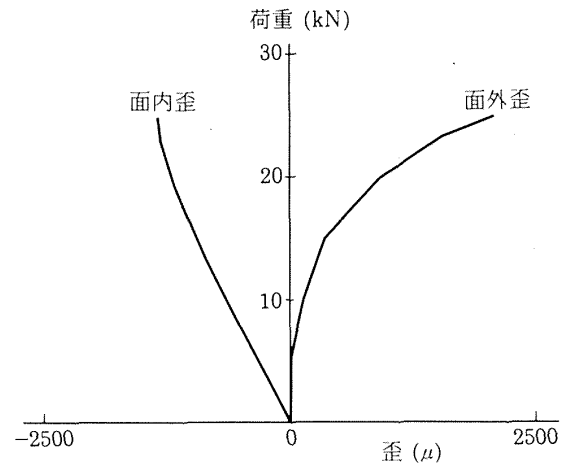


図34 下面外板 A 点(図32)に於ける面内, 面外歪の変化

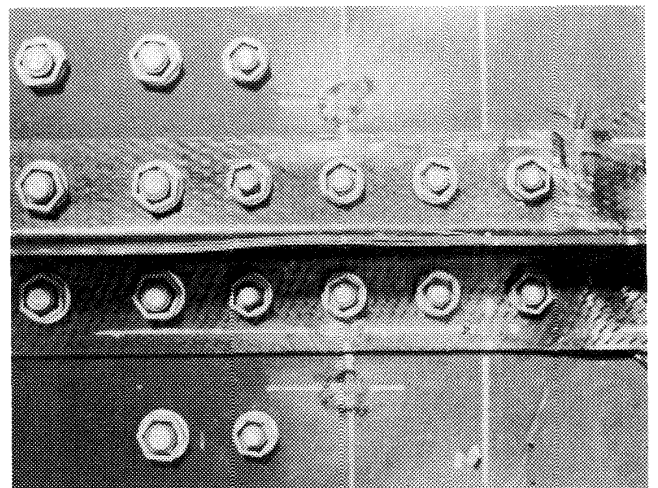
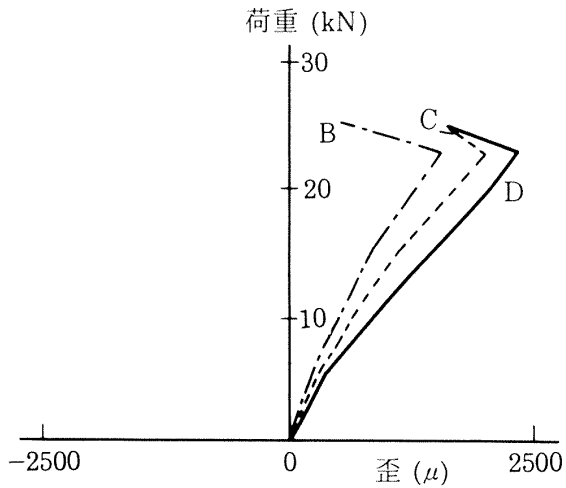


図35 下面ストリンガーウェブのクリップリングによる破壊状況

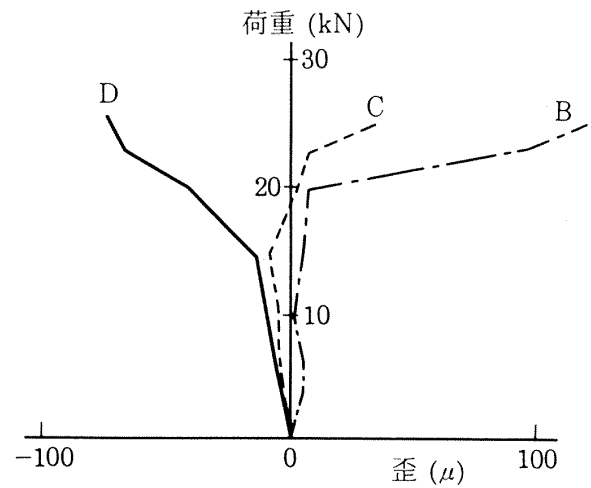
るように、20kN付近で面内歪が激減している。このことから23~25kNでウェブのクリップリングが生じたと考えられるが、その付近の歪値(2000  $\mu$ 程度)から、この構造不安定が直接ウェブの破壊を引起したとは考えられない。従って、破壊は図31▽以降と考えられる。

## ③ 後桁フランジ(キック部)のクリップリング

試験中に於ける目視による観察から、最初の全体的な不安定破壊現象は、この部分に生じたことが分っている。破壊の様子を図37に、その付近に於ける歪の変化を図38に示す。図38から分る様に、いずれの歪成分とも若干の非線形性は認められるものの、ほぼ比例的に増加しており、その破壊が



(a) 面内歪



(b) 面外歪

図36 下面ストリンガー B, C, D 点 (図32) に於ける面内, 面外歪の変化

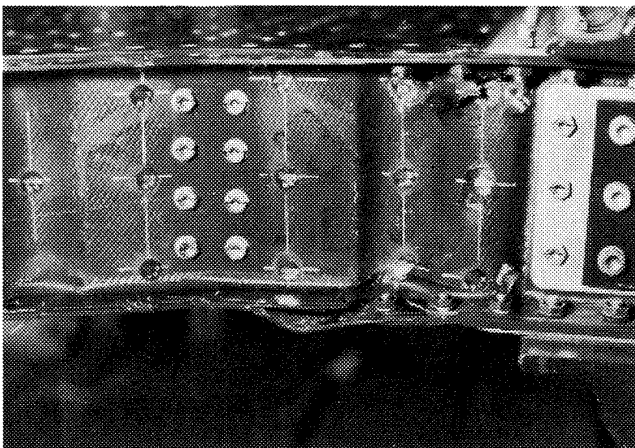


図37 後桁フランジキング部の破壊状況

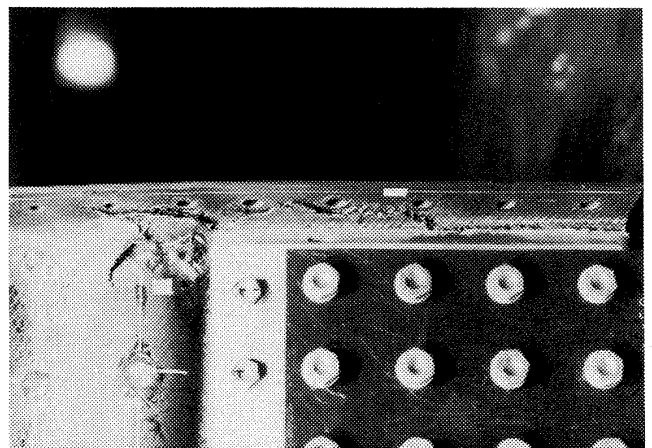


図39 後桁ウェブ固定金具付近の破壊状況

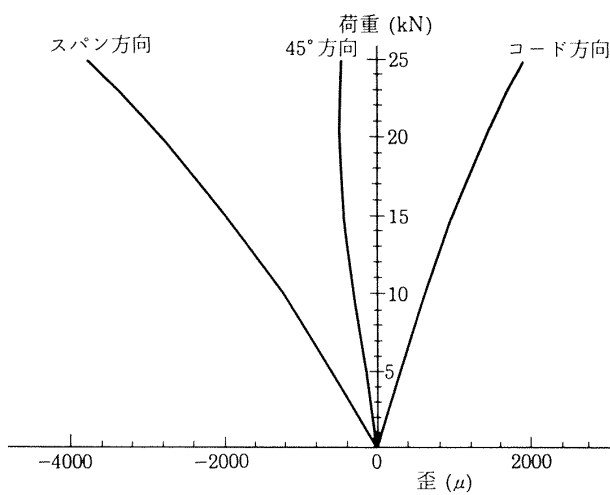


図38 後桁フランジキング部付近の歪の変化

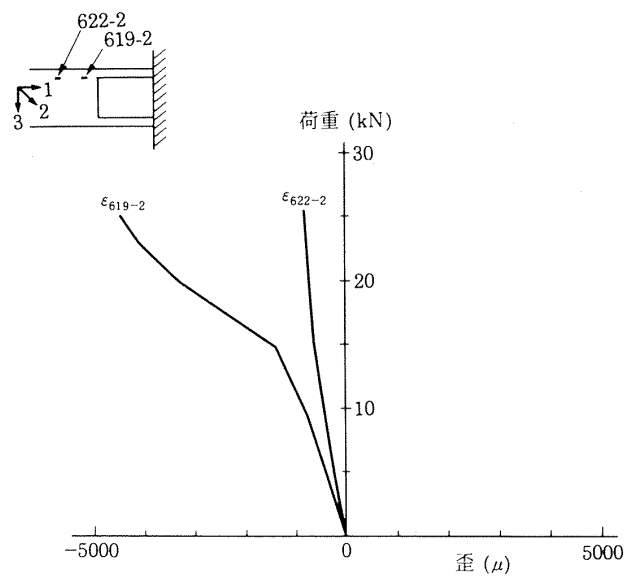


図40 後桁ウェブ固定金具付近の歪の変化

25kN 負荷時になって初めて生じたことを裏付けている。又、破壊時に於けるスパン方向歪の値は  $-3758\mu$  であり、これによって桁フランジでクリッピングを生じ、挫屈変形に伴い層間剝離を起こし破壊に致ったものと推定される。

#### ④ 翼根部前後桁ウェブ固定金具間の破壊

前後桁ウェブとも上下面で固定金具にそった破壊が観察された(図39, 41)。後桁に関しては、図40に示す  $45^\circ$  方向の歪線図から分る様に、より先端側のゲージ番号622の歪成分はほぼ線形に25kNまで増加しているのに対し、金具に近いゲージ番号619の歪は15kN付近で歪が急増しており何等かの局所的な破壊が生じたものと考えられる。それに較べて前桁ウェブの対応データ(図42)は、23kN 付近まではほぼ線形に増加しており、それ以降歪が急増していることから、23kN付近で前桁の対

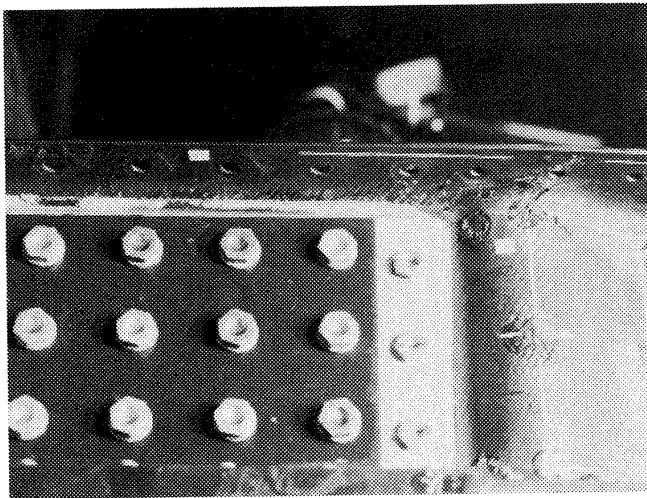


図41 前桁ウェブ固定金具付近の破壊状況

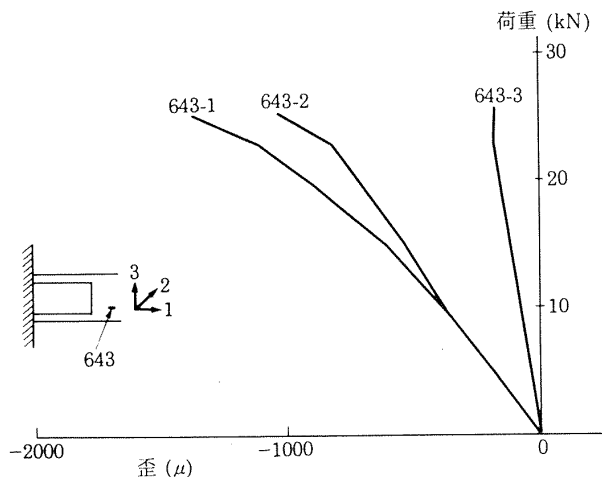


図42 前桁ウェブ固定金具付近の歪の変化

応部分で局所的な破壊が生じたものと推定される。

#### ⑤ 前桁フランジ部のクリッピング

目視による観察から25kN 負荷時に後桁下側フランジのキンク部にクリッピングに伴う破壊が生じ、その後は前桁によって耐荷され、再度25kN 負荷時に前桁下面フランジの付け根付近でクリッピングが生じ(図43)、全体としての耐荷能力を失ったことが分っている(図31)。破壊箇所付近での面内、面外歪を図44に示す。第1回目の25kN 負荷時野面内歪  $1600\mu$ 、面外歪  $-330\mu$  の値から、この時点では前桁フランジの不安現象、破壊は生じていないと考えられる。

#### ⑥ 上面外板ストリンガーのクリッピング

上面外板内側に取付けられたストリンガーは、外板全体としては引張りを受けながら、そのウェ

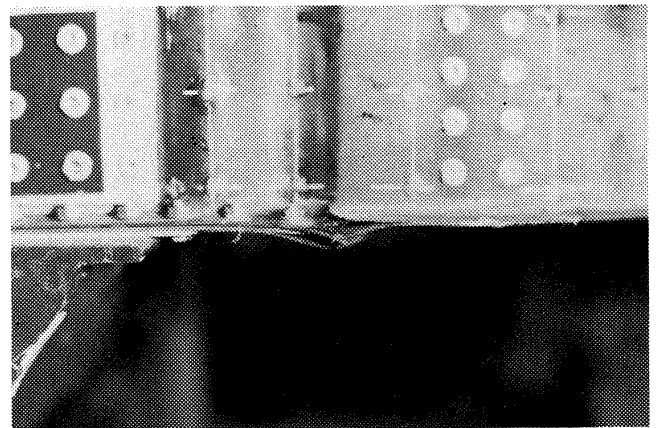


図43 前桁フランジ付け根付近の破壊状況

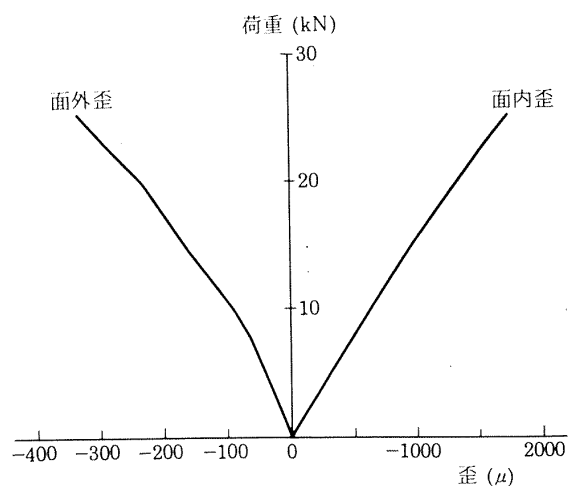


図44 前桁フランジ付け根付近の面内、面外歪の変化

ブ高さの為に先端に於いて圧縮状態となり、クリッピングによる層間剥離が生じたと考えられる（図45、46）。実験に際して当該箇所の歪データは測定しておらず詳細は不明であるが、上面外板外側の後桁よりのストリンガー位置の歪データ（図47）は、20kN 付近でその近傍で何等かの不安定現象が生じたことを示しており、この時点でクリッピングが生じたものと推定される。

#### 4.2.2 破壊過程

以上の実験データを総合すると、本供試箱形構造模型の破壊過程は以下の様に纏められる。

先ず、6～10kN でルート・ベイ下面外板キンク部付近に挫屈現象が生じ、15kN 付近で後桁ウェブと固定金具間の局所的な破壊が生じたと考えられる。更に20kN 付近でルート・ベイ下面ストリンガーウェブに、23kN 付近でルート・ベイ上面

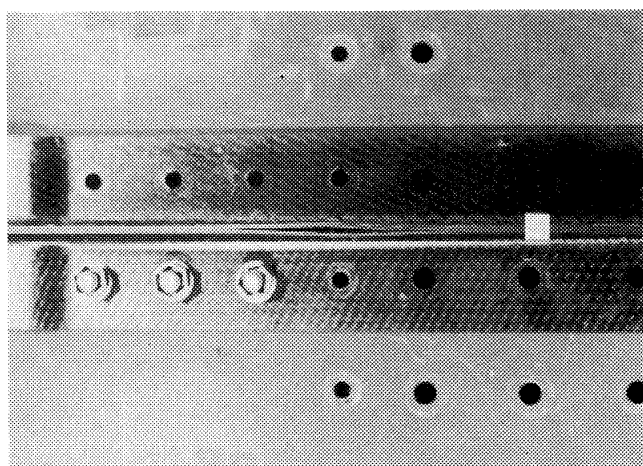


図45 上面ストリンガーウェブ（後縁側）のクリッピングによる破壊状況

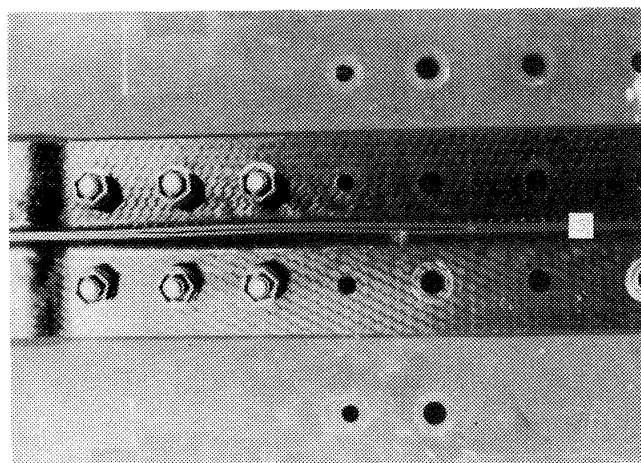


図46 上面ストリンガーウェブ（前縁側）のクリッピングによる破壊状況

ストリンガーウェブにクリッピングが生じ、第1回目の25kN 負荷直後に後桁下フランジのキンク部付近でクリッピングによる層間剥離を起こした。実験は、変位制御で行った為急激に荷重が減少している。

その後荷重は主に前桁部分によって耐荷されるが、第2回目の荷重ピーク（25kN 付近）で、前桁下面フランジのルート部固定金具付近でクリッピングによる層間剥離が生じ、耐荷能力を失った。この過程を図31の荷重－変位線図の中に纏めて示す。

#### 4.2.3 AE 計測結果

この試験では、AE 計測も同時におこなった。結果を図48に示す。同図中横軸は、供試体先端部におけるたわみ量を、また縦軸は、AE レートカウント、トータルカウントおよび荷重値を各々示す。

本試験に先立って、供試体の剛性試験をおこなっている。そのためと思われるが、荷重が3.2kN まではAE の発生は認められなかった。荷重が23kN ぐらいまでは、AE の発生も断続的にわずかながら増加する傾向がみられた。この原因として考えられることは、本供試体は平沈頭鉋などのファスナーを多用した構造になっており、負荷による変形でこすれながら進んでいくため、これらのこすれなどのノイズによるAE が大部分を占めて

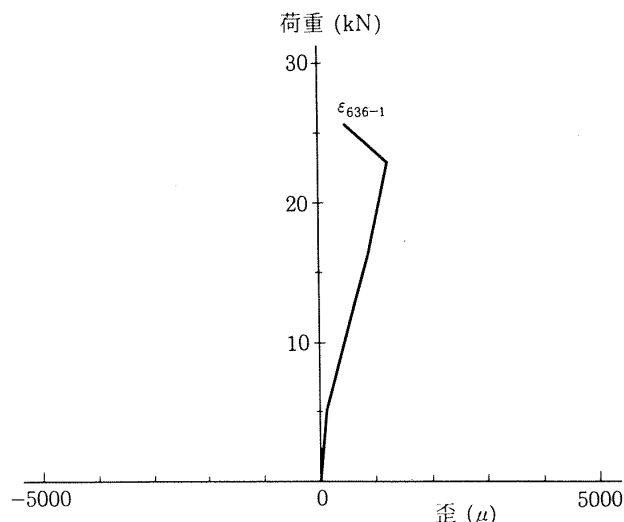


図47 上面外板のスパン方向歪（後縁側クリッピング箇所の上）

CFRP 箱形構造模型強度試験結果 57.10.16

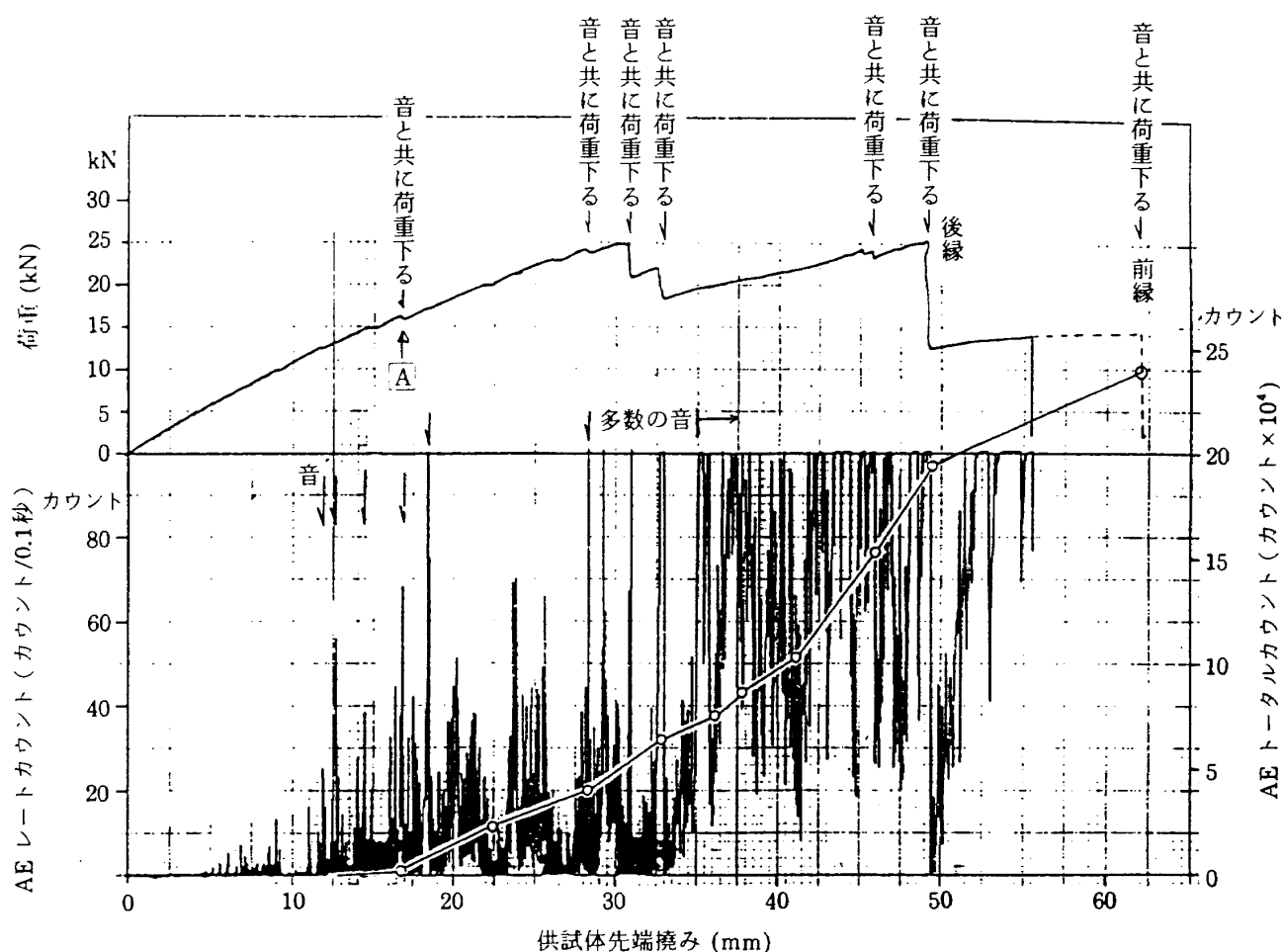


図48 AE 計測結果

いるものと思われる。ただし、音を伴った AE レートカウンターの高い部分 A は、歪値と合せて考えると、翼根部前後桁ウェブ固定金具近傍に生じた破壊をとらえたものと考えられる。以下は、4.2.1 で述べられている破壊過程にほぼ対応したかたちで AE 発生も顕著となり、供試体の先端のたわみ量が 35mm を超えてからは、AE レートカウンタは極めて大きな値を連続して示している。これは、すでに破壊が生じた部分の損傷進展と、構造物全体で荷重の再配分により新たな個所の破壊に伴って発生した AE をとられているものと思われる。

## 5. 結 言

以上報告に於いては、特別研究「ファンジェット STOL 機の研究」の中で実施した CFRP 桁間構造半截箱型模型の剛性、強度試験について述べた。

得られた成果を総括すると以下の様になる。

- ① 剛性試験に於ける詳細な歪・変位計測により、歪分布等変形の詳細を把握できたと共に、尾翼構造として十分な剛性を有することが分った。
- ② 静強度試験では、全体的な破壊に至る過程を明確に捕捉することが出来、複合材一次構造部材実用化への基礎資料を取得した。更に、設計時に行った解析による終局荷重推定値と実験値とは、概ね一致しており、強度推定法の妥当性に関する貴重な資料も合わせ得ることが出来た。

最後に、本供試体の設計・製作に際しての三菱重工業株式会社の協力に対し、深甚の謝意を表す。

## 参 考 文 献

- 1) 機体第一部, 機体第二部; 炭素繊維複合材 (CFRP) 桁 / リブ要素模型試験, 航技研報告 TR-663, 1981.
- 2) 小野幸一, 飯田宗四郎等; CFRP 桁・金具結合部模型疲労試験, 第23回構造強度に関する講演会前刷集, 1981.
- 3) 飯田宗四郎, 小野幸一等; CFRP 桁・リブ結合部模型疲労試験, 第23回構造強度に関する講演会前刷集, 1981.
- 4) 野原利雄, 小野幸一等; CFRP 外板・補強材結合部模型疲労試験, 第23回構造強度に関する講演会前刷集, 1981.
- 5) 三本木茂夫等; CFRP 製補強板の挫屈強度, 日本航空宇宙学会誌, 第30巻, 第338号(1982), pp.127~133.
- 6) 戸田 勸, 三本木茂夫等; CFRP 箱型梁の振動試験, CAS 研究会報告, 1982.
- 7) 岩崎和夫, 木部勢至朗; CFRP 箱型構造模型の静強度試験について(第1報), 第25回構造強度に関する講演会前刷集, 1983.
- 8) 岩崎和夫, 木部勢至朗; パーソナルコンピュータを利用した構造物のひずみ変位等の大量データ計測処理システム, 航技研報告 TM-546, 1985.
- 9) 尾上守夫他著; アコースティックエミッションの基礎と応用, 1976.
- 10) 林 洋一, 角田義秋, 中井暎一; 炭素繊維複合材料 (CFRP) 桁 / リブ要素模型試験に於けるアコースティックエミッション計測, 航技研報告 TR-707, 1982.
- 11) 角田義秋, 林 洋一, 中井暎一; CFRP 構造要素模型の静強度試験に於けるアコースティックエミッション計測, 航技研報告 TM-468, 1982.



---

## 航空宇宙技術研究所報告1057号

平成2年2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

---

**Printed in Japan**