

UDC 620.174 / 175:  
624.043 / 044:  
629.735.025

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-562

箱型主翼構造模型の破壊実験

久能 和夫 ・ 伊藤 誠一  
岩崎 和夫

1979年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 箱型主翼構造模型の破壊実験\*

久能 和夫\*\* 伊藤 誠一\*\*

岩崎 和夫\*\*

## Experiments on the Ultimate Strength of Wing Structures

By Kazuo KUNO, Seiichi ITO  
and Kazuo IWAZAKI

### ABSTRACT

This paper reports on the investigation of the experimental results of the ultimate strength of six wing structures. The six wings, consisting of three non-swept wings, two 30° swept wings and one 45° swept wing, are designed in order to study the structural efficiency of wing structures, with different structural indices, and the effect of a sweptback angle on the ultimate strength.

A procedure for predicting the ultimate strength of a wing structure under a simple loading condition is presented. Comparison of the predicted and the experimental ultimate loads, verifies the usefulness of this procedure.

### 概 要

静的な荷重を受ける主翼構造模型の破壊実験を行い、模型が破壊に至るまでの非線形挙動を追跡した。実験に使用した模型は6個で、後退角のない模型3個と後退角30°の模型2個および後退角45°の模型1個である。実験結果は簡単な計算法による値と比較検討すると共に、詳細な考察を行い、主翼構造設計に役立つ資料とした。

#### 1. まえがき

航空機の主翼構造に関する研究は、現在まで数多くなされているが、その研究のほとんどは、応力分布、剛性の研究に限られている<sup>1)</sup>。航空機の設計および安全性(信頼性)という立場からみると、航空機の最終強度に関する研究は非常に重要だと思われるのに、公表されている研究はほとんどない。現在のところ航空機の部分的構造、すなわち補強材、補強板などの最終強度の解析が行われている段階であって、複雑な構造物の最終強度を求める

ところまでは研究が進んでいない。それで複雑な構造物の最終強度は実物実験によって求められている。

構造物の破壊荷重を推定しようという試みは、航空機における問題の重要性を示すように、長い歴史を持っている。問題の複雑さは、圧縮荷重を受ける部材が、材料的非線形性と幾何学的非線形性を合わせて持ち、初期不完全性も最終的な破壊に影響を及ぼすということにある。

航空機は軽量構造であることを目標にして設計されるために、薄板構造を多用するので、圧縮荷重を受ける部分は、塑性域に達する以前に弾性的不安定となる場合が多い。構造物の座屈現象は漸増する荷重に対して、構造物が初めて非線形挙動を示す点として重要であり、多くの研究がなされてきた<sup>2)~7)</sup>。航空機の場合、構造物を構成する部材の受ける荷重が比較的はっきりしているので、一方向補強法がよく使われる。このように比較的単純な構造すなわち一方向補強板や補強材は、立体的な帯板構造と考えられるところから、帯板要素に分解して解析する方法が有効である<sup>8)~10)</sup>。また、このような薄板構造の座屈後大変形はかなり変形が進むまで弾性的な挙動を示すので、材料的非線形性を考慮せず、幾何学的非線形のみを考えた解析方法が発表された<sup>11)~19)</sup>。比較的厚板で作

\* 昭和53年12月16日 受付

\*\* 機体第一部

られた補強材などは、塑性座屈荷重がその部材の最終強度を決定する場合があるので、弾性座屈荷重を求める方法を幾何学的非線形性を考慮せずに、材料的非線形を取り扱えるように拡張して塑性座屈荷重を求める方法がある。<sup>20), 21)</sup> 初期不整量が構造物の強度、特に塑性座屈に大きい影響を及ぼすことを示した研究がなされている。<sup>22), 23)</sup>

比較的簡単な構造物である補強材や補強平板の強度については、設計上重要な問題であるので、数多くの実験が行われ、実験式、半実験式や多くの仮定をおいて簡単な計算をすることによって、破壊荷重を推定する方法が考えられた。<sup>24)~33)</sup> このうち半実験式を使う Gerard<sup>25)</sup> の方法は広く利用されている。最近では、電子計算機の発達と数値計算法の進歩により、従来困難と思われていた弾塑性大変形問題を解析することが可能になってきた。<sup>34), 35)</sup>

現在まで取り扱われている構造は簡単なものが多く、構造物の受ける荷重も一樣圧縮や純粋曲げといったものが多い。多数ウェブをもつ箱型梁が純粋曲げを受ける場合の実験と計算を行った Needham<sup>36)</sup> および純粋曲げを受ける薄肉断面箱型梁の座屈後大変形弾塑性問題を実験と解析の両面から研究した Smith<sup>37)</sup> の論文がある。種々の細長比をもつ箱型梁が圧縮荷重を受けて破壊に到る過程を追究した一連の研究がある。<sup>38)</sup>

このように破壊荷重を推定しようとする方向とは異なり、構造物の破壊荷重に対する統計的信頼性を推定しようとする試みがある。<sup>39)</sup>

ここでは実機と同様な設計思想で作製した数種の主翼構造模型の静的荷重による破壊実験を行い、破壊進行状況の観察、補強材の破壊形式の観察などにより、数値解析をして破壊荷重を推定する際に役立つモデル化の方法を探ることを目的とした。また、設計の資料とするために、後退角の変化による破壊荷重の相違、および板厚、補強材の違いによる破壊進行状態の相違を明らかにした。

また、現在まで積み重ねられた実験的、理論的研究を組合せて、後退角のない主翼構造模型の破壊荷重を推定する方法を考え、計算値と実験値との比較を行った。実験による破壊荷重から制限荷重を求め、制限荷重から除荷した場合を想定し、有害変形が残るか否かについて検討した。

## 2. 主翼構造模型

破壊実験に使用した主翼構造模型の概略図を図1~図3に示す。翼断面、縦通材や桁フランジの形状および寸法を図4~図7および表1に示す。外板と縦通材のリベットによる結合状態を図8に示す。

後退角0°の模型(No.1, No.3, No.5)が3個あり、

これらはそれぞれ板厚、縦通材などが異なっており、翼厚、翼幅、隔壁間隔などは同じに設計してある。後退角30°の模型(No.2, No.4)が2個、後退角45°の模型(No.6)が1個ある。これらの模型にはそれぞれ板厚、縦通材などが同じ後退角0°の模型があり、後退角の影響を考察できるようになっている。

これらの模型6個はいずれも文献1)でひずみおよびたわみ測定に使用したものである。模型はすべて実機と同じ思想で設計されているが、実機と大いに異なる点は、縦通材が翼の外側に付いていることである。外側に縦通材を付けたことにより、翼圧縮側を写真撮影して、外板、縦通材の非線形挙動を観察することが可能となり、外板座屈との関係などを明らかにすることができた。

## 3. 実験方法

模型に対する負荷は、油圧ジャッキで翼端の桁の部分に、翼の前縁後縁同じ大きさで行った。荷重はひずみやたわみを測定する間一定値に保持し、適当な増分を行い翼が破壊に至るまで負荷した。荷重の大きさはあらかじめ検定したロードセルが所定の値を示すまで油圧を増加させることによって調整した。荷重増分の大きさは、目視による模型の変形状態、および翼端のたわみの増加を考察しながら決定した。

模型は翼根を翼固定板(28.0 mm×950 mm×1420 mm)に翼結合ボルトで固定した。弾性範囲内でのひずみとたわみを測定した際には、<sup>1)</sup>中央翼を用いて翼を結合したが、今回は各模型の最終強度を求めるために、すべての模型について翼固定板に取り付けて実験した。

各荷重でのひずみ測定はおもに圧縮側で行った。荷重一ひずみ曲線の非線形性を調べるために、文献1)に説明されているデータ処理の方法を用い、デジタル化したひずみ量を直接カードにパンチし、そのカードを電子計算機でゲージファクタ補正、ゼロ点修正などを行い、XYプロッタ出力によりグラフ化した。

模型には一軸ひずみゲージと三軸ひずみゲージを貼り付けてあるが、外板の非線形挙動を把握するためには、翼のスパン方向(y軸)ひずみの荷重に対する変化を調べればよいと思われるので、外板の三軸ゲージについては、一軸(y軸)だけを測定に使用した。

各荷重での前縁後縁翼桁のたわみは、抵抗変化型変位計を用いて、ひずみ測定以前と以後の二度にわたって計測した。

圧縮側外板にカメラ方向からライトを照射して、各荷重毎に写真撮影した。これにより縦通材の座屈形式、外板の座屈波形や座屈波数の変化など、圧縮側外板や圧縮

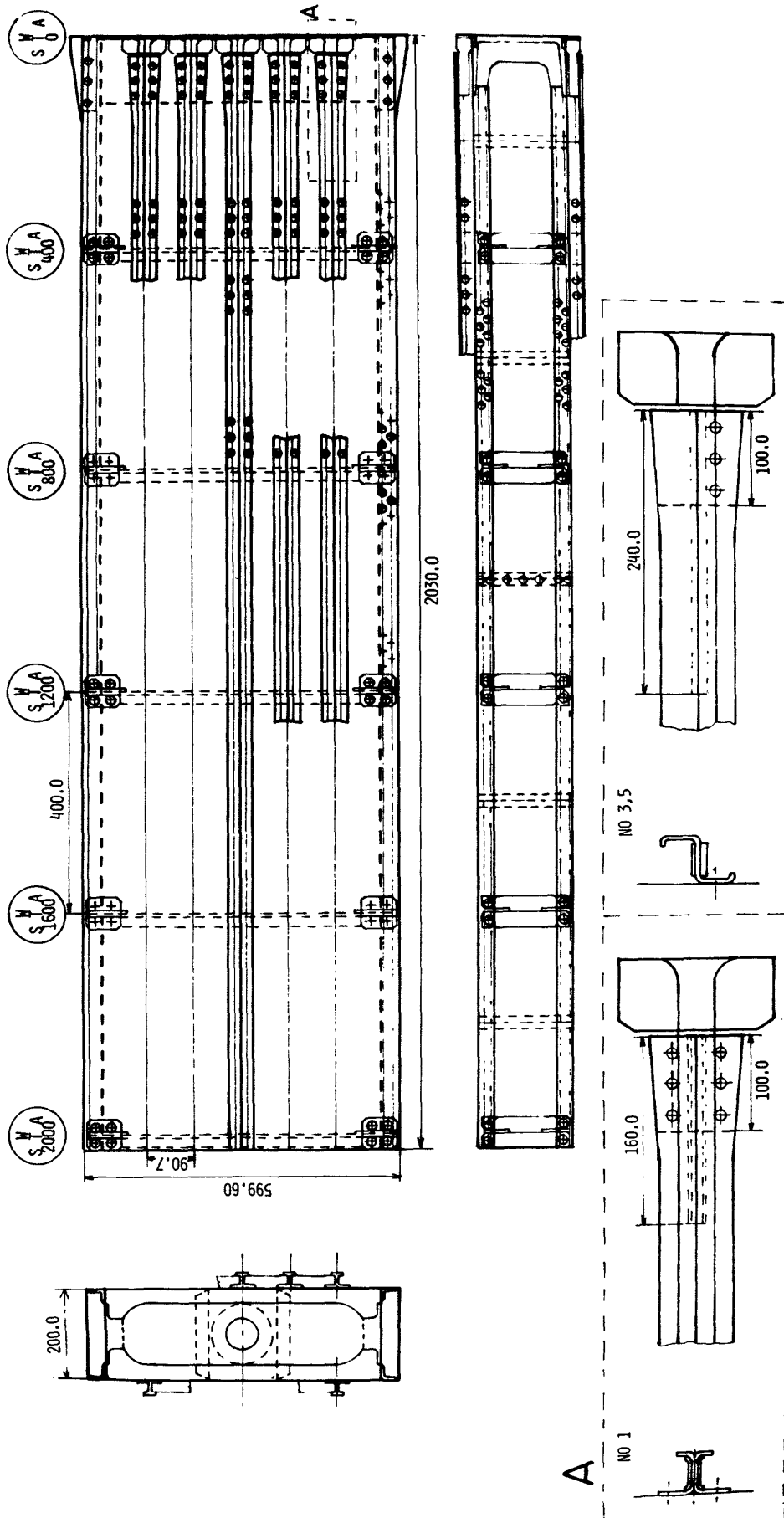


図1 模型No.1, 3, 5の概略図

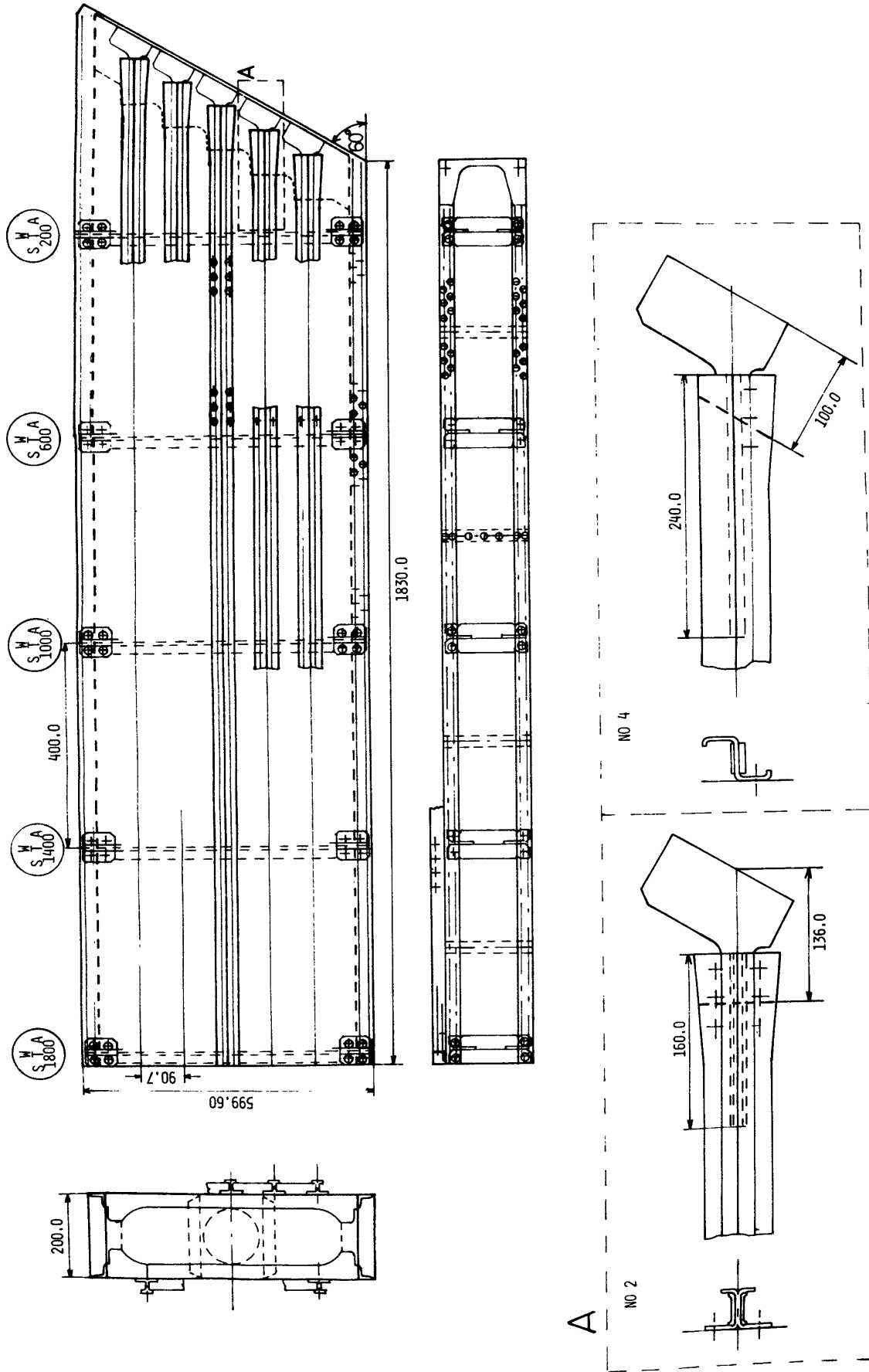


図 2 模型 No. 2, 4 の概略図

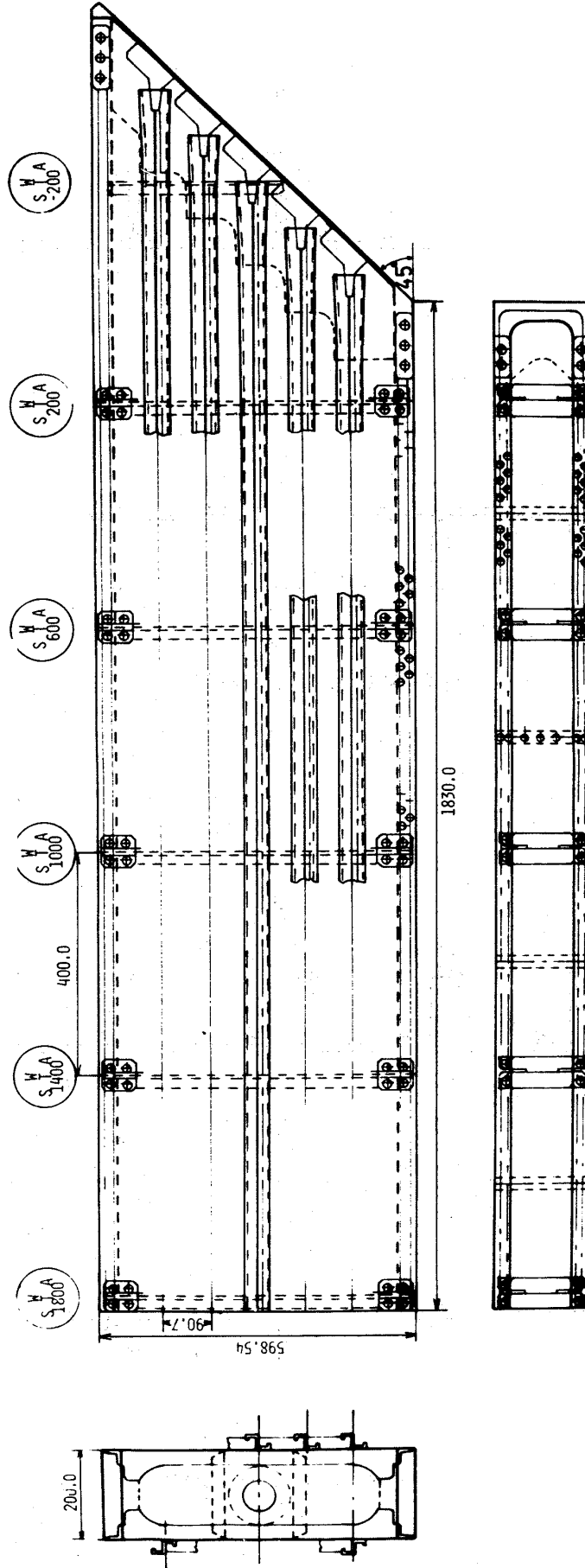


図3 模型No.6の概略図

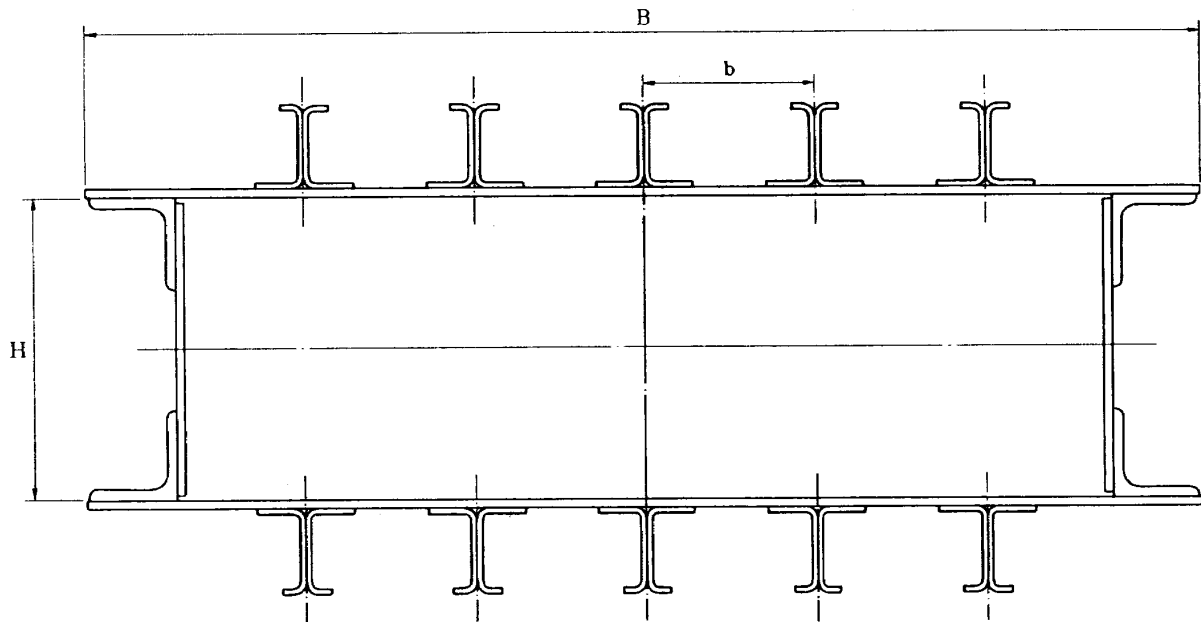


図4 模型 No. 1, 2 の翼断面

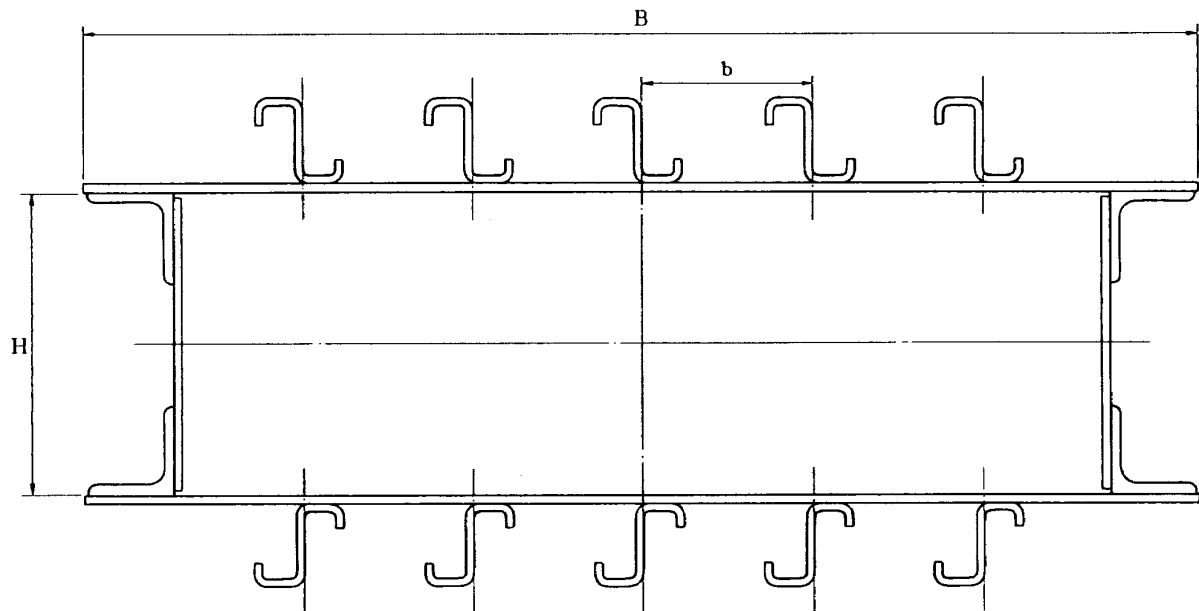


図5 模型 No. 3, 4, 5, 6 の翼断面

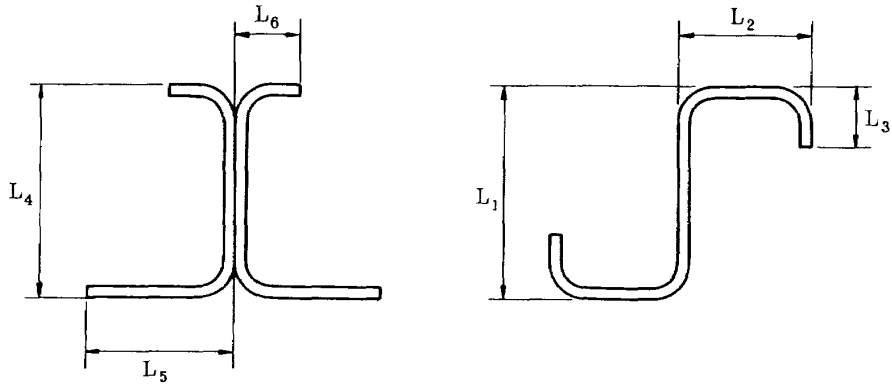


図6 縦通材の断面形状

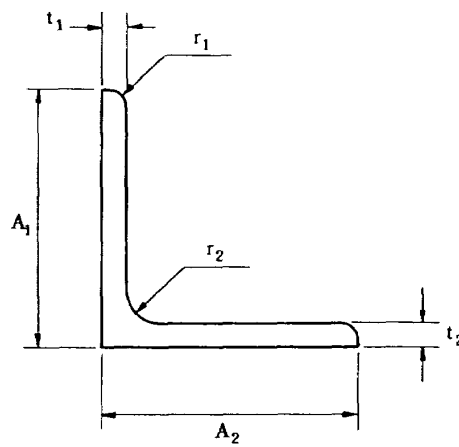


図7 桁フランジの断面形状

表1 図4～図7に用いた記号の寸法表(単位: mm)

	A <sub>1</sub>	A <sub>2</sub>	t <sub>1</sub>	t <sub>2</sub>	r <sub>1</sub>	r <sub>2</sub>
No. 1	40.0	40.0	4.00	4.00	4.00	2.00
No. 2	40.0	40.0	4.00	4.00	4.00	2.00
No. 3	40.0	40.0	4.00	4.00	4.00	2.00
No. 4	40.0	40.0	4.00	4.00	4.00	2.00
No. 5	40.0	40.0	3.00	3.00	3.00	1.50
No. 6	40.0	40.0	3.00	3.00	3.00	1.50

	t	B	H	b	L <sub>1</sub>	L <sub>2</sub>	L <sub>3</sub>	L <sub>4</sub>	L <sub>5</sub>	L <sub>6</sub>	t <sub>s</sub>
No. 1	1.59	599.60	200.0	90.7	...	...	...	32.0	23.0	10.0	1.80
No. 2	1.59	599.60	200.0	90.7	...	...	...	32.0	23.0	10.0	1.80
No. 3	1.27	599.20	200.0	90.7	32.0	20.0	10.0	...	...	...	1.60
No. 4	1.27	599.20	200.0	90.7	32.0	20.0	10.0	...	...	...	1.60
No. 5	0.80	598.54	200.0	90.7	30.0	19.0	8.0	...	...	...	1.27
No. 6	0.80	598.54	200.0	90.7	30.0	19.0	8.0	...	...	...	1.27



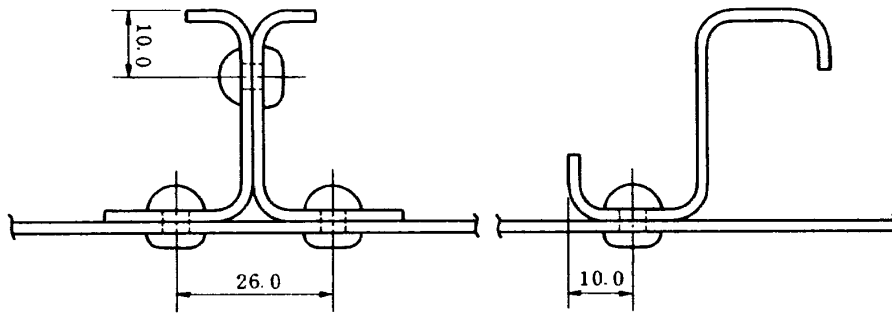


図8 縦通材と外板との結合

側補強材の荷重増加に対する非線形挙動を全体的にとらえることができた。これとは別に各荷重毎に翼側面写真を撮影した。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 引張試験

標準試験片による引張試験結果を応力-歪曲線として図9に示す。比例限を直線から100  $\mu$  ストレインだけずれる点だとすれば、27.4  $\text{kg}/\text{mm}^2$ 、3720  $\mu$  ストレインとなる。0.2%永久歪降伏応力  $\sigma_y$  は32.5  $\text{kg}/\text{mm}^2$  であり、降伏歪  $\epsilon_y$  は6300  $\mu$  ストレインである。図9から縦弾性係数を求めると  $E = 7540 \text{ kg}/\text{mm}^2$  となる。圧縮試験は行わなかったため、圧縮側についても引張試験結果と同じ応力-歪曲線を用いて議論する。

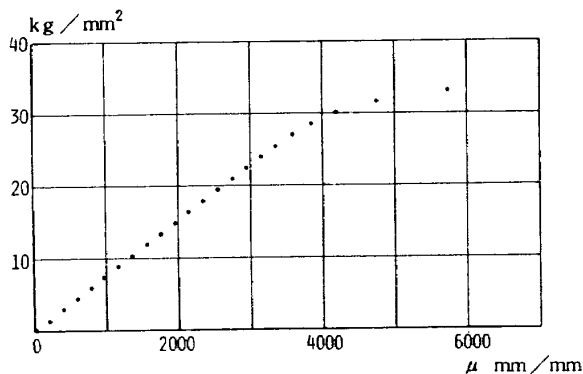


図9 応力-歪曲線

##### 4.2 模型No. 1についての結果

荷重に対するひずみの変化を各ゲージ番号毎に図10～図14に示す。荷重-歪関係はすべて横軸にひずみの大きさ、縦軸にジャッキ荷重を用いて表わす。横軸のゲージ番号を付けた位置がそのゲージ番号の零点である。ひずみの大きさは、図中にひずみのスケールをつけて表わす。翼根付近が補強板によって補強されているために、翼

根付近(WSTA 100, ゲージNo.1～6, 図10)の荷重に対する外板ひずみは小さい。翼桁に近い方の外板が中央の外板よりひずみが大きく、座屈も早く、非線形領域にはいつているのは、弾性計算によるひずみ分布<sup>1)</sup>によっても推測することができる。翼根付近でも翼根から少し離れた部分(WSTA 200, ゲージNo.7～12, 図11)では、荷重に対するひずみの直線性はよくなる。しかし、荷重2500 kgから外板の座屈が生じ、非線形挙動を示す。コード方向に大きい変化はみられない。WSTA 300(ゲージNo.13～18, 図 )では、隔壁のすぐ近くであるために、外板の座屈波の変位があまり大きくなく、比較的高い荷重(2700 kg)まではほとんど直線性を保っている。

翼根から一番目と二番目の隔壁に囲まれた外板(WSTA 600, ゲージNo.19～24, 図13)のひずみは、翼根に近い方の外板より小さいけれども、補強板がはいっていないので、外板の座屈荷重はWSTA 300と同程度である。翼根から二番目と三番目の隔壁に囲まれた外板(WSTA 1000, ゲージNo.25～30, 図14)におけるひずみは、コード方向すべての外板についてはほとんど同じ勾配を持っており、翼全体の破壊に至るまで直線的に増加して、外板の座屈は生じていない。この板より翼端の方向にある外板は破壊まで荷重とひずみとの直線性を保っている。

WSTA 600(ゲージNo.19～24, 図13)にある外板は座屈後、荷重が増加しても複雑な非線形挙動を示さない。しかし、写真(図15～図17)の方を見ると、外板座屈直後、2500 kgあたりでは波形がスパン方向に一つであったものが、荷重3000 kg～3200 kgと増加するに従って、隔壁間の中央部を中心にして波数が増加し、三つの波形に成長している。ひずみの荷重に対する非線形性が複雑(勾配が正になったり、負になったりする。つまり、ゲージを貼り付けた位置が波形の山になったり、谷になったりする)でないのは、隔壁間の中央にゲージを貼り付けてひずみを測定したために、外板全体としての座屈波形は変化しても、中央部は常に山側であるため、変

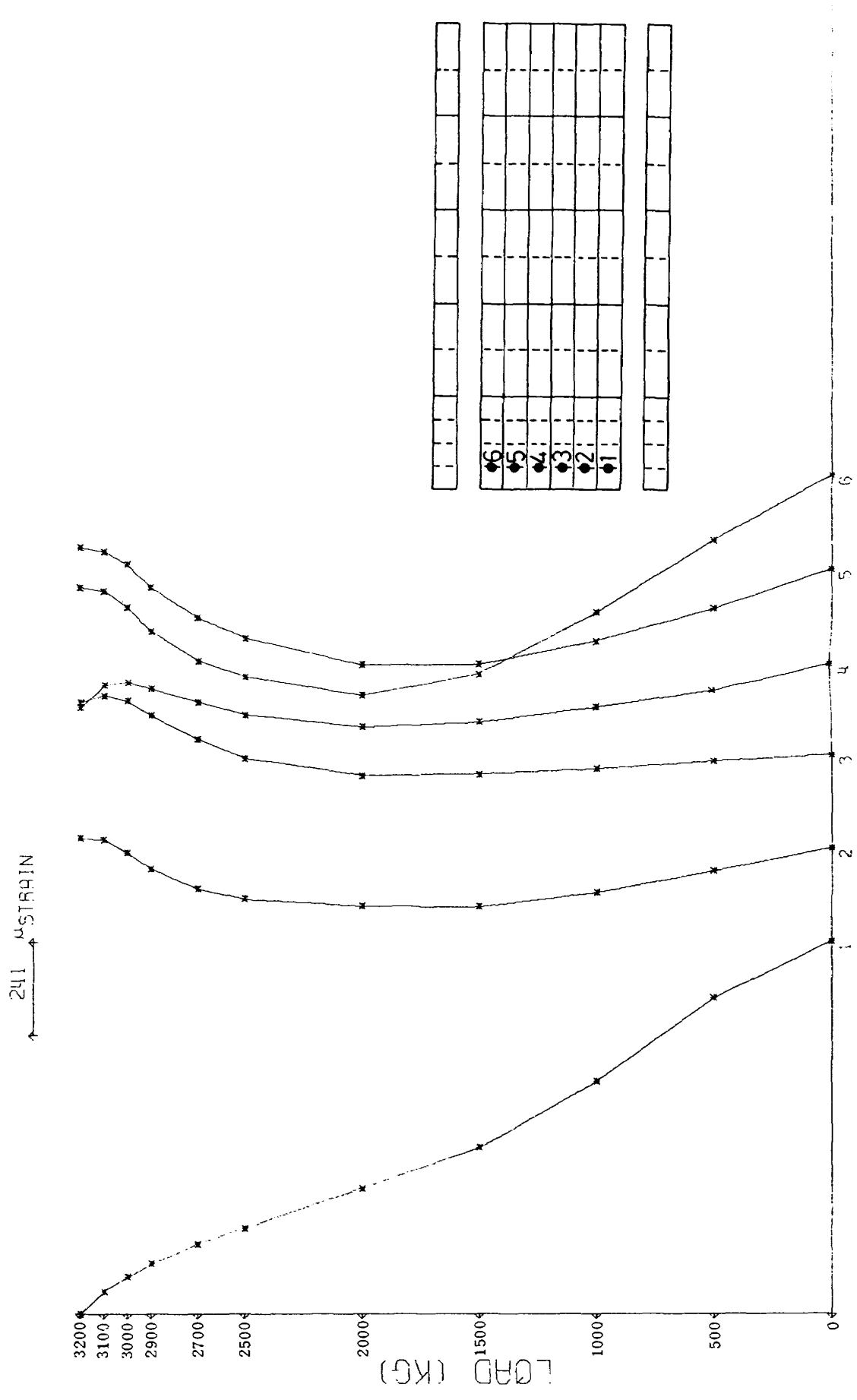


図 10 模型 No. 1, WSTA 100 外板の荷重-歪関係

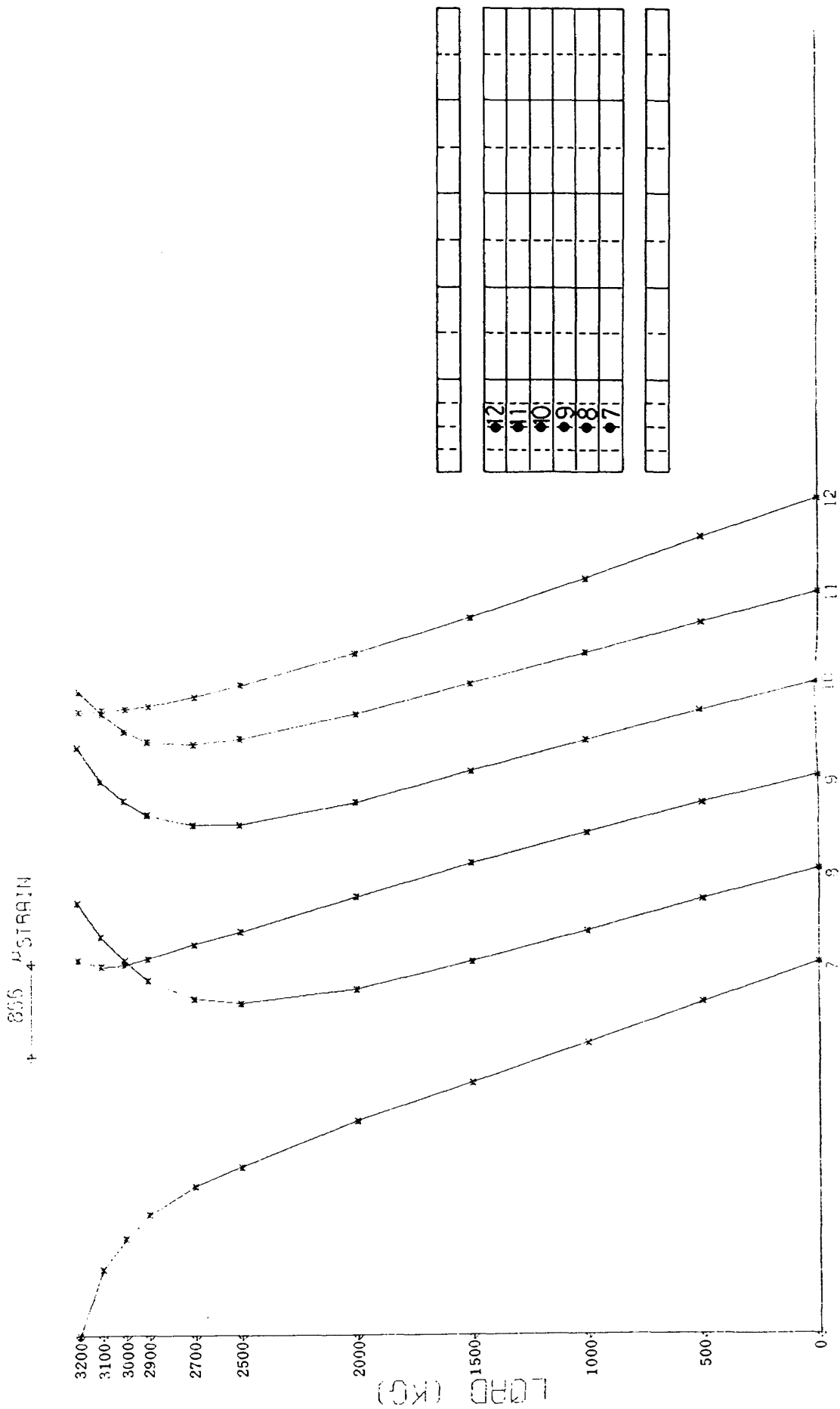


図 11 模型 No.1, WSTA 200 外板の荷重-歪関係

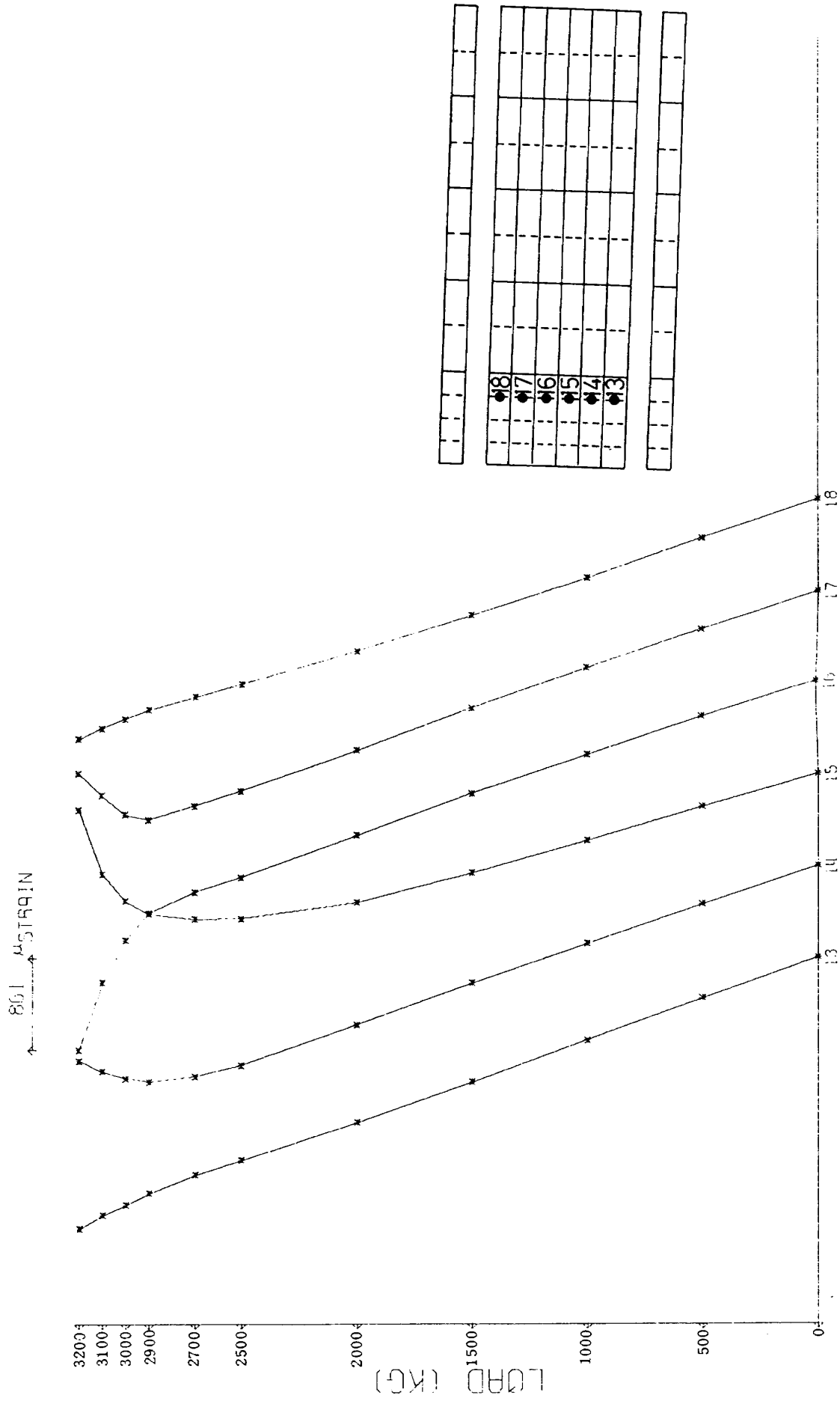


図 12 模型 No.1, WSTA 300 外板の荷重-歪関係

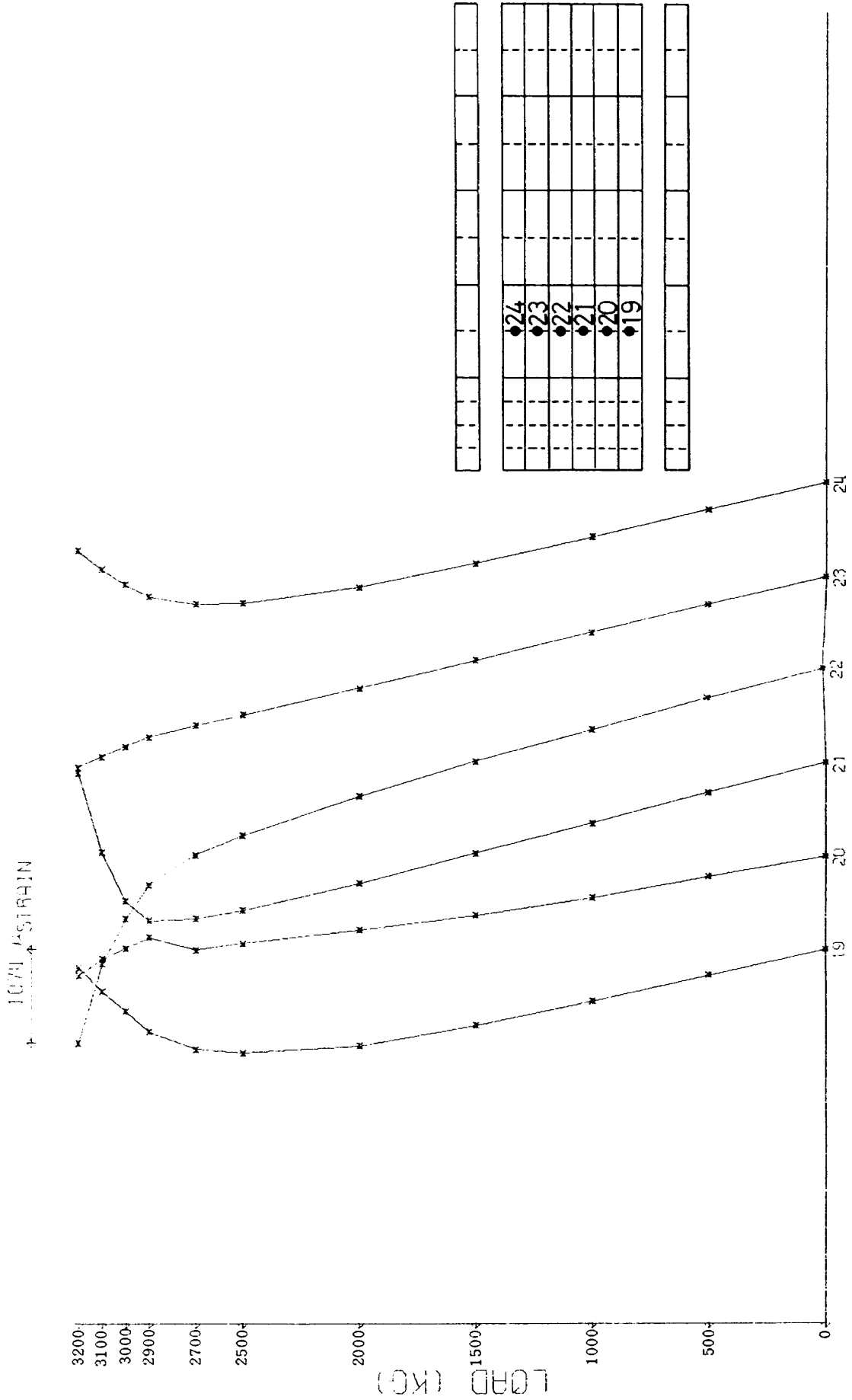


図 13 模型 No.1, WSTA 600 外板の荷重 - 歪関係

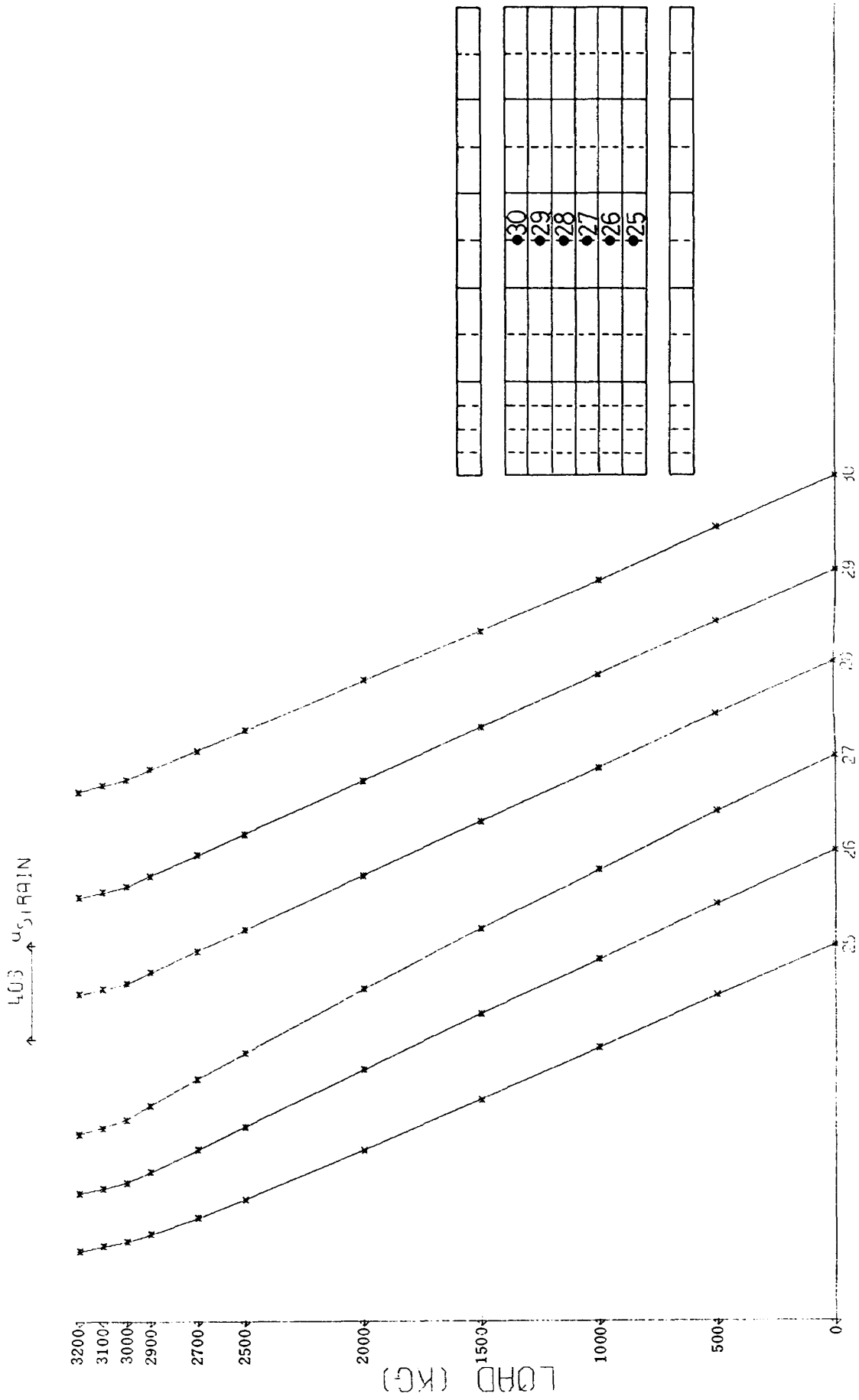


図 14 模型 No.1, WSTA 1000 外板の荷重-歪関係

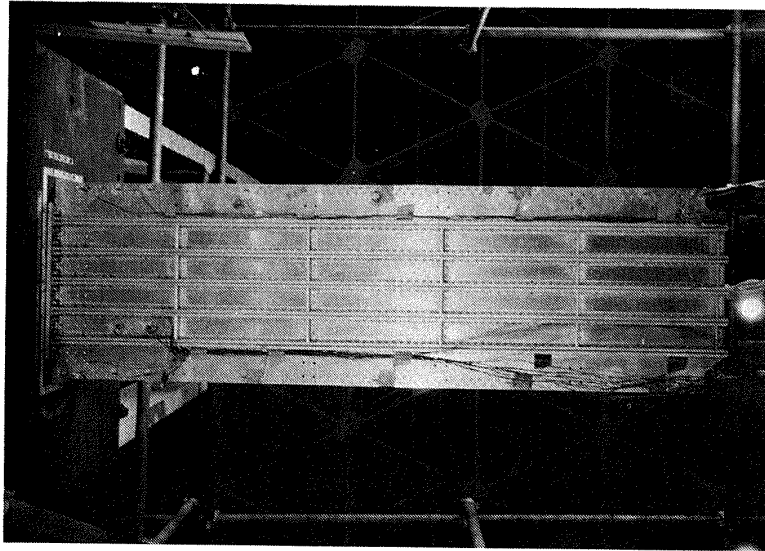


図 15 荷重 2500 kg における模型 No. 1 の写真

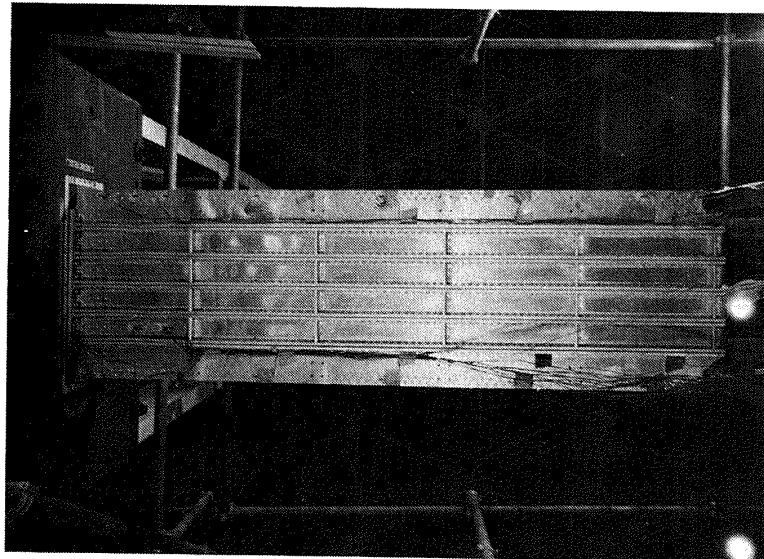


図 16 荷重 3200~3300 kg における模型 No. 1 の写真

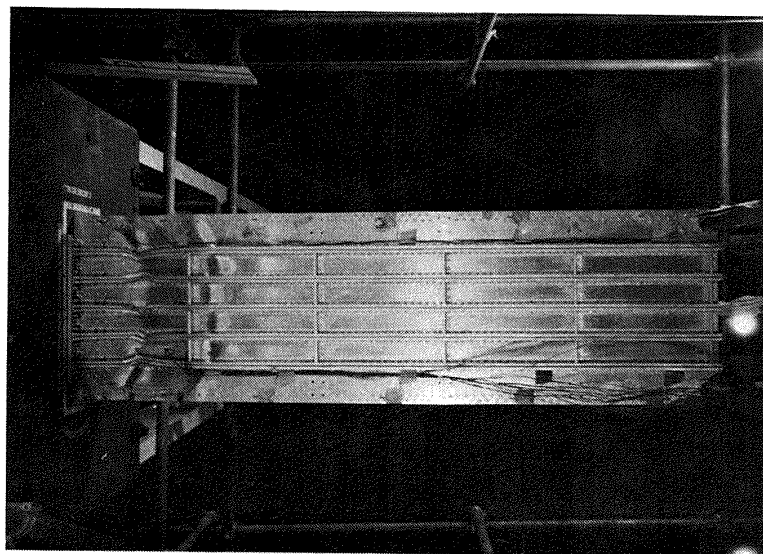


図 17 荷重 3300 kg における模型 No. 1 の写真

化が現われなかったからであると思われる。

写真(図15)によると、桁フランジ部分で荷重負荷用金具を取り付ける四個のボルト穴付近は、外板と桁フランジのリベット接合がされておらず、金具をはずして実験したために、この部分の外板が最も早く座屈している。しかし、この部分の座屈は、最終強度にはほとんど影響を及ぼさない。

縦通材については、通常設計される箱型主翼構造物と異なり翼の外側に付けたために、写真により座屈の発生およびその後の非線形挙動を定性的に観察することができた。しかしながら、ひずみゲージ出力については、翼内部の縦通材位置の外板(文献1)の図3参照)に貼り付けているので、縦通材のひずみを測定するというより、外板の座屈による影響が大きく出てきて、縦通材の座屈の推定にはあまり役立たなかった(図18~図20参照)。

写真(図15~図17)より推定すると、荷重 2900 kg から縦通材の横倒れが観察され、荷重の増加と共に倒れ方が大きくなっている。破壊が近付くと座屈した部分は、縦通材と外板と一緒に翼の内部に変位して、一種の屈服現象が観察される。桁ウェブは翼が破壊するまで座屈せず、荷重とひずみとは線形関係を保った。このことは翼桁を各荷重毎に撮影した写真からも確認できた。

翼の破壊を全体的にみると、まず翼根から一番目と二番目の隔壁に囲まれた外板(WSTA 600)の座屈が生じて非線形挙動を示した後、翼根と一番目の隔壁に囲まれた部分(WSTA 100~300)の縦通材の座屈が生じる。最終的にはこの部分(WSTA 100~300)の縦通材と外板が最終強度(ジャッキ荷重にして 3300 kg)に達すると、翼全体もこの部分の破壊によって内部に折れ曲がるようにしてゆっくり破壊した。

#### 4.3 模型No.3 についての結果

模型No.3 外板の荷重-歪関係を図21~図23に、圧縮側外板の写真を図24~図26に示す。荷重とひずみとが最初に非線形性を示すのは、WSTA 300の外板(図21)で、荷重が 1000 kg を越したところである。模型No.1 に比較すると外板が薄いので、座屈荷重は小さい。

写真観察によっても荷重 1000 kg でWSTA 300の外板に座屈が生じたことが確認できる。荷重が 1500 kg になるとWSTA 600の外板の座屈が始まっている。荷重の増加に伴って、座屈波のたわみは大きくなる。写真(図24)によると、荷重 1700 kg あたりで翼根近くの縦通材(WSTA 300)にわずかな歪曲が見られ、WSTA 1000の外板に座屈を生じる。荷重増加に伴って、縦通材(WSTA 300)の歪曲はますます大きくなり、翼全体の破壊の原因になったと考えられる。写真(図25)でも観察されるよ

うに、荷重が最大に近くなる 2270 kg から歪曲した縦通材が外板と一体となって、翼内部の方向へたわみ、そのたわみは荷重と共に大きくなり、ついには翼内部に折れ曲がるようにして翼全体の破壊が生じた。

WSTA 1200 より翼端側の外板は、荷重-歪関係を見ると破壊に至るまで直線性を保っているが、写真(図25)によると破壊直前に座屈波が観察される。桁ウェブの荷重-歪関係は、荷重 2270 kg 位で非線形性が現われる。桁フランジ(図27)は荷重 2000 kg を越えると荷重-歪関係が非線形となるけれども、破壊するまで外板のように複雑な非線形性を示さず、荷重とひずみとは単調な曲線となる。荷重を 2600 kg に上げて測定を開始している時、突然、翼は破壊した。

#### 4.4 模型No.5 についての結果

模型No.5 圧縮側外板の荷重-歪関係を図28~図30に、外板座屈後、破壊直前、破壊後の写真をそれぞれ図31、図32と図33に示す。板厚が薄い(0.80 mm)ので、低い荷重で翼根近くのほとんどの外板に座屈が生じている。しかし、縦通材の剛性が比較的高く、全体の破壊は外板の座屈荷重に比較して、かなり高い荷重で起こっている。翼前縁および翼後縁付近では、剪断応力が中央部より高く、圧縮力と剪断力との組合せ座屈となり、図31と図32に現われたように、座屈波形が翼のコード方向に対して斜めになっている。座屈後、ひずみの荷重に対する勾配は負から正に逆転したり、再び逆転するものもあるが、ひずみの最大(破壊直前)で、3000  $\mu$  ストレイン位である。外板の座屈は荷重の増加に伴って翼根から翼端の方へ進み、外板が薄いので破壊直前には翼端の外板まで座屈している。図32に見られるように外板座屈後、縦通材は翼根補強材が付いている部分を除いて、大きく歪曲している。1650 kg から 1700 kg に荷重を上げようとして油圧を増加させる途中、急激に変位の増加が起こり、かなり激しい破壊音と共に破壊した。

#### 4.5 模型No.2 についての結果

模型No.2 の荷重-歪関係を図34~図36に、外板座屈後破壊に到る圧縮側外板の代表的写真を図37~図39に示す。後退角の付いていない模型No.1 との大きい違いが現われるのは、WSTA 200より翼根付近である。WSTA 100で外板のひずみを比較してみると、もし補強板がはいっていない場合には、翼後縁の翼根付近に応力集中が生じるはずである。しかし、ひずみゲージNo.10近辺(図34)は補強板を使っているために、低いひずみになっている。ひずみゲージNo.6 では、補強板がないためにかかなり大きいひずみになっている。図34の荷重-歪関係から判断して、翼前縁に近い方から座屈が始まり、荷



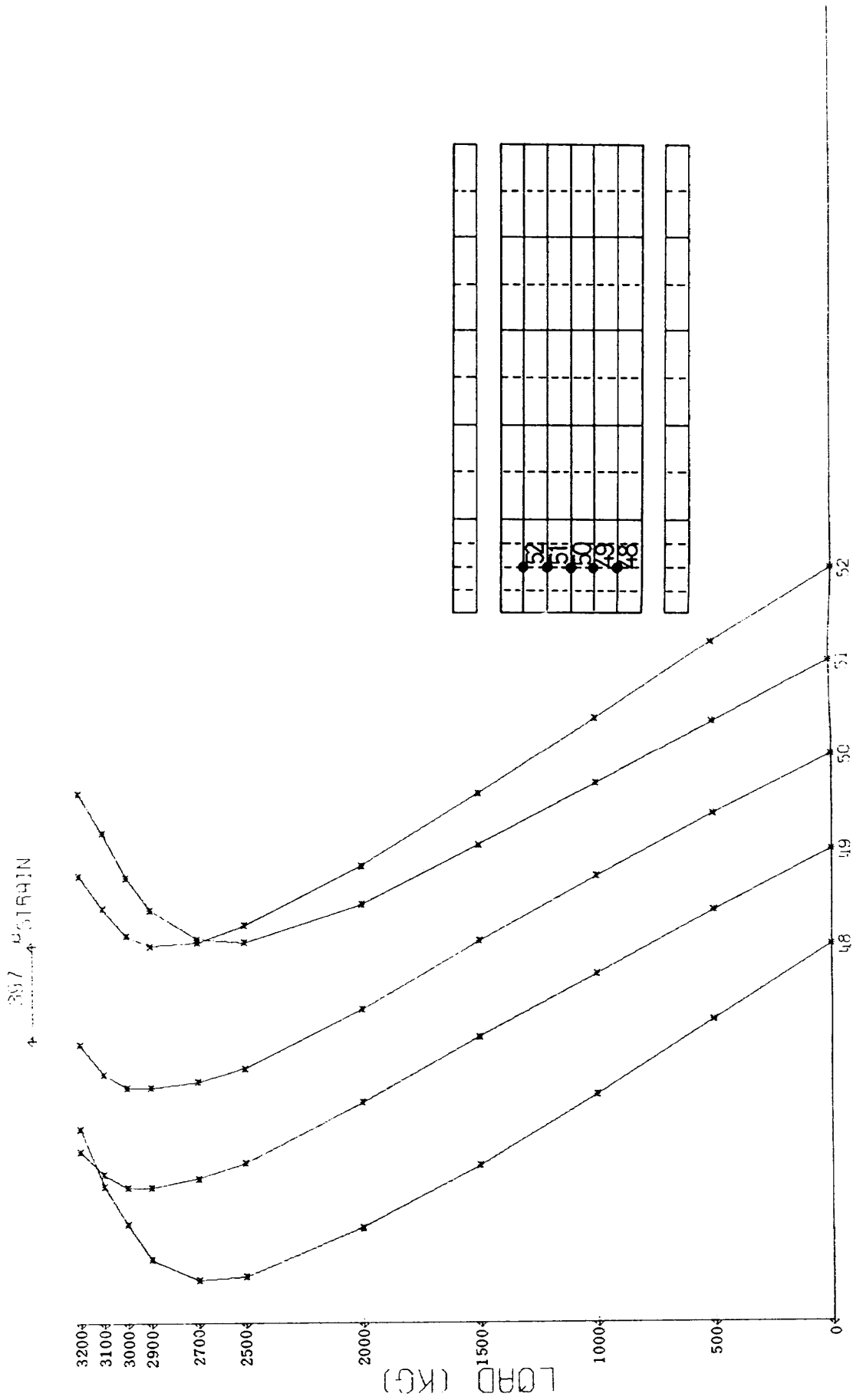


図 18 模型 No.1, WSTA 200 縦通材の荷重-歪関係

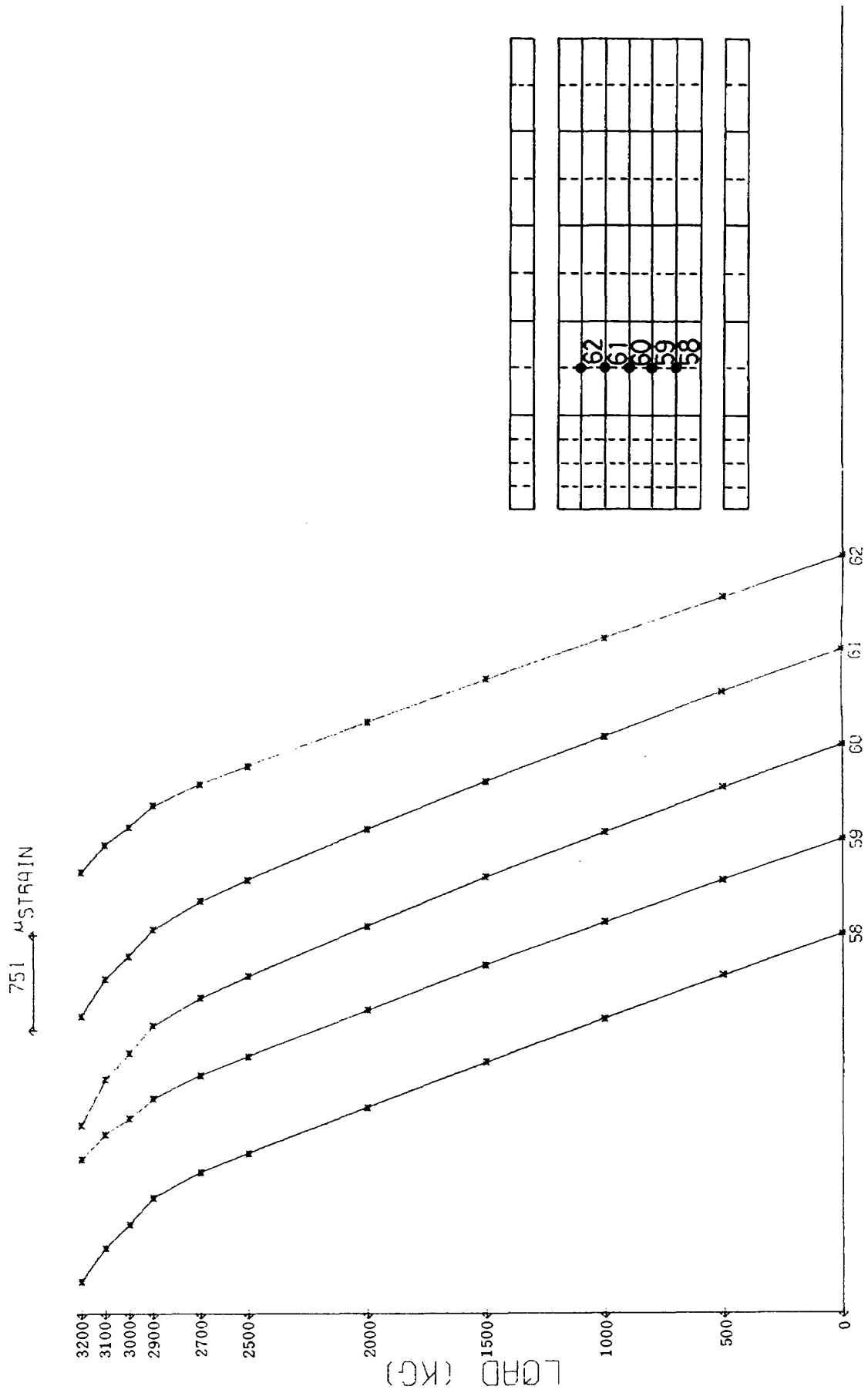


図19 模型No.1, WSTA 600 縦通材の荷重-歪関係

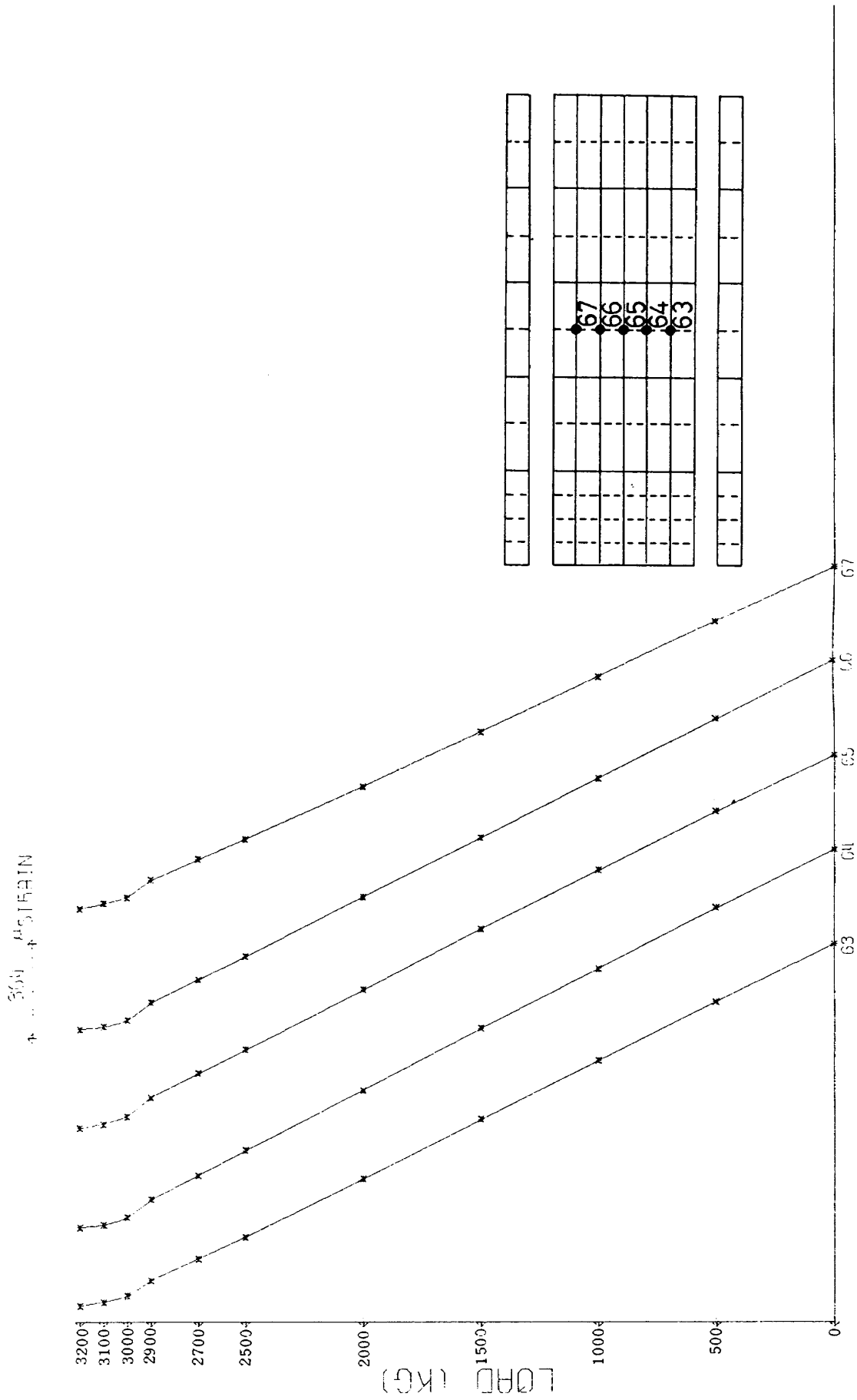


図 20 模型 No.1, WSTA 1000 縦過材の荷重-歪関係

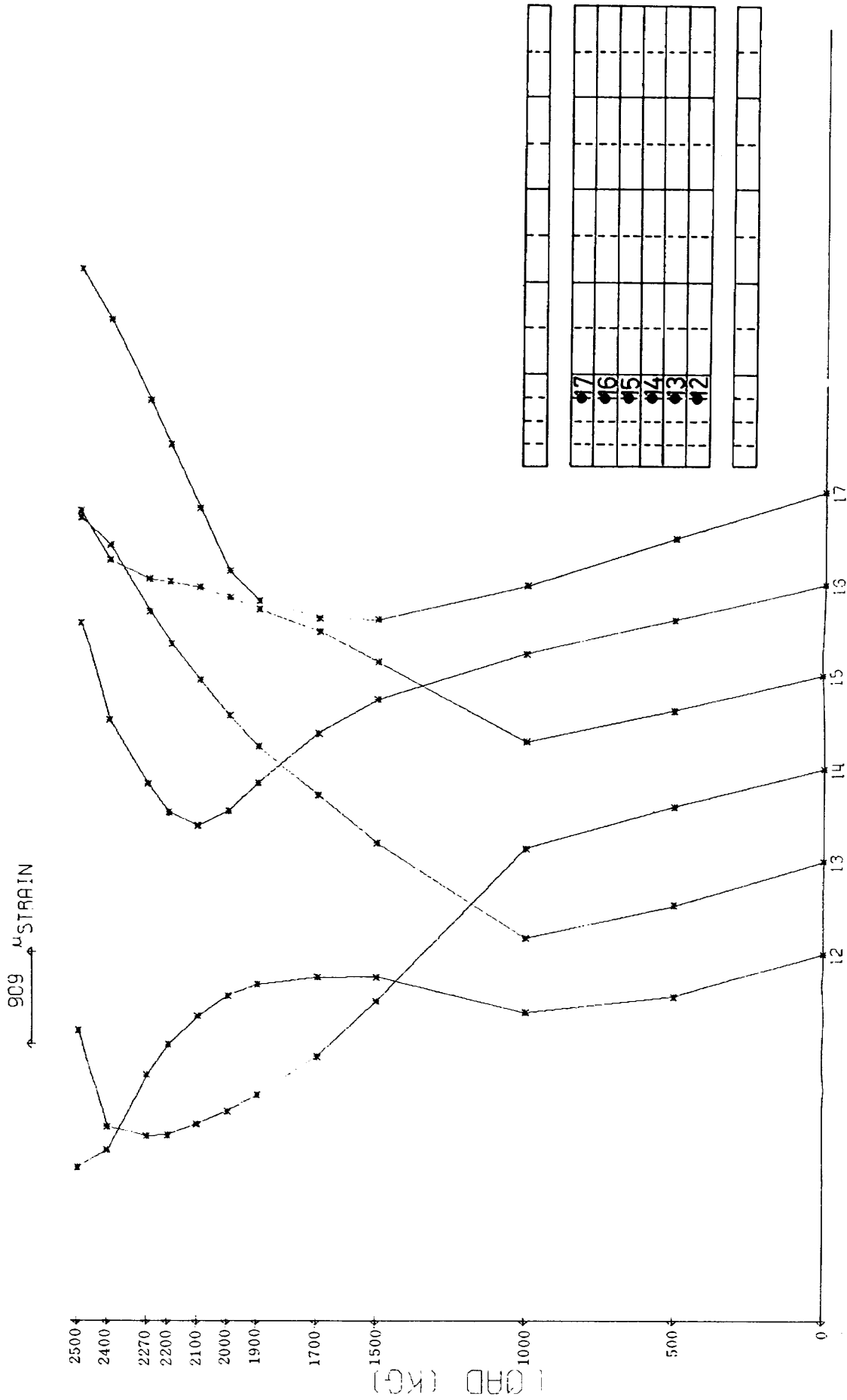


図 21 模型 No. 3, WSTA 300 外板の荷重-歪関係

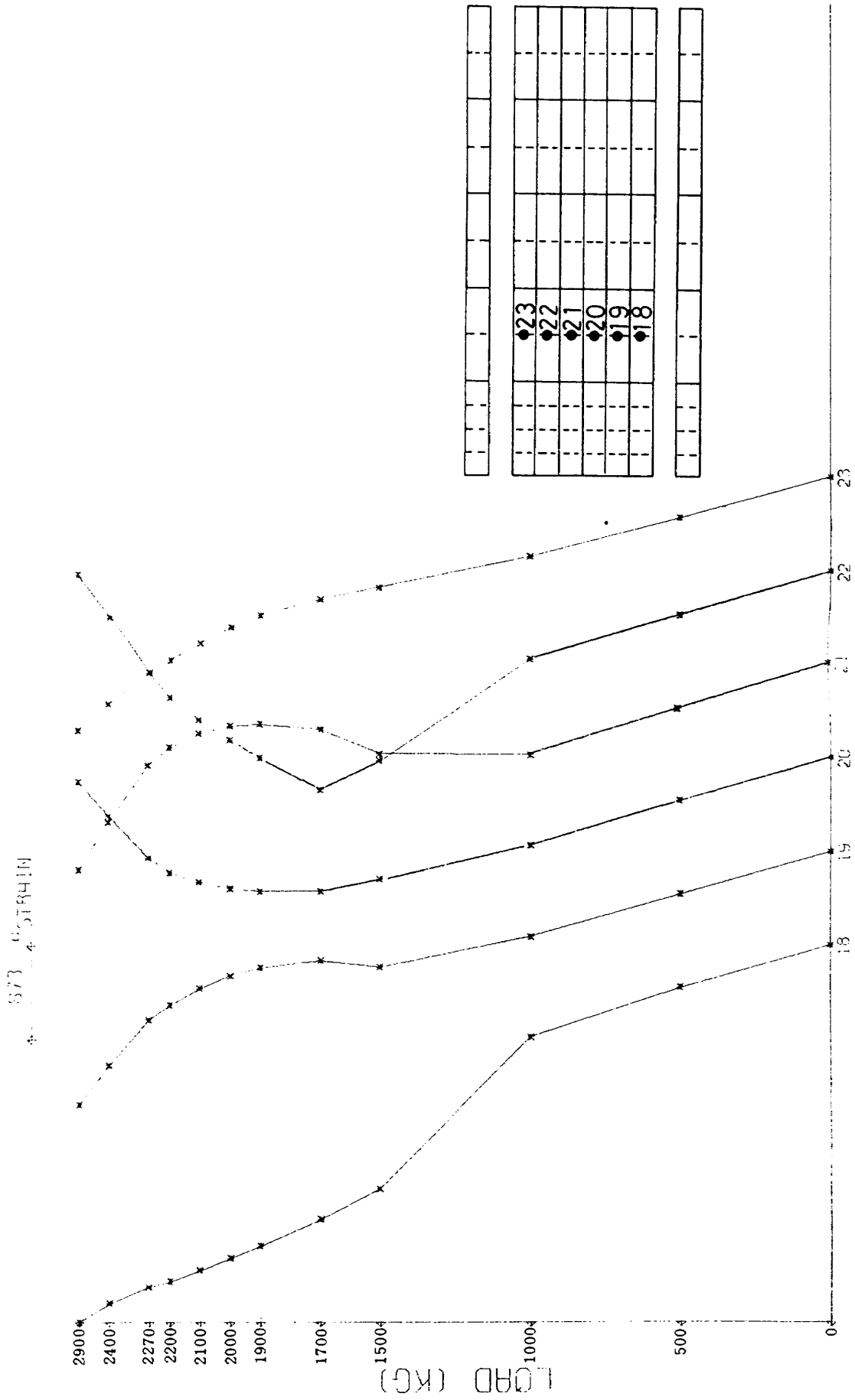


図 22 模型 No. 3, WSTA 600 外板の荷重-歪関係

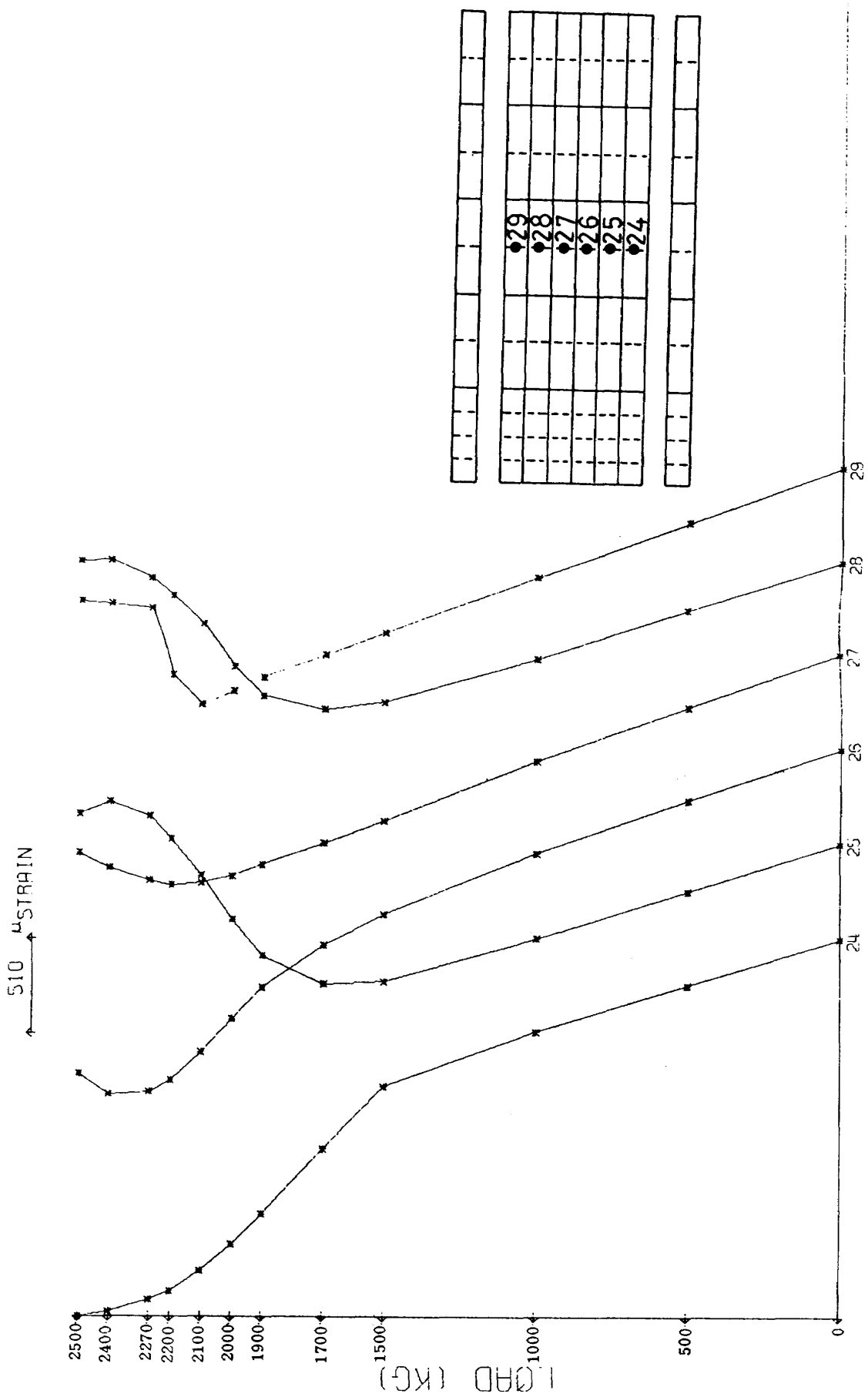


図 23 模型 No.3, WSTA 1000 外板の荷重-歪関係

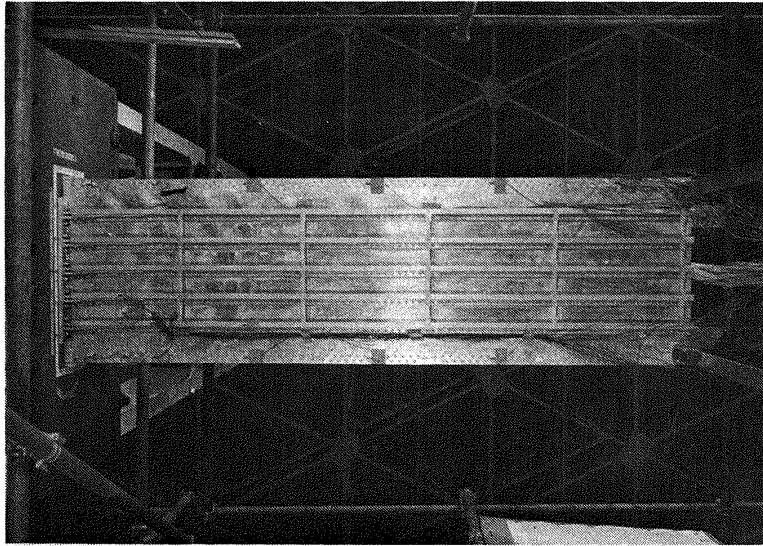


図 24 荷重 1700 kg における模型 No. 3 の写真

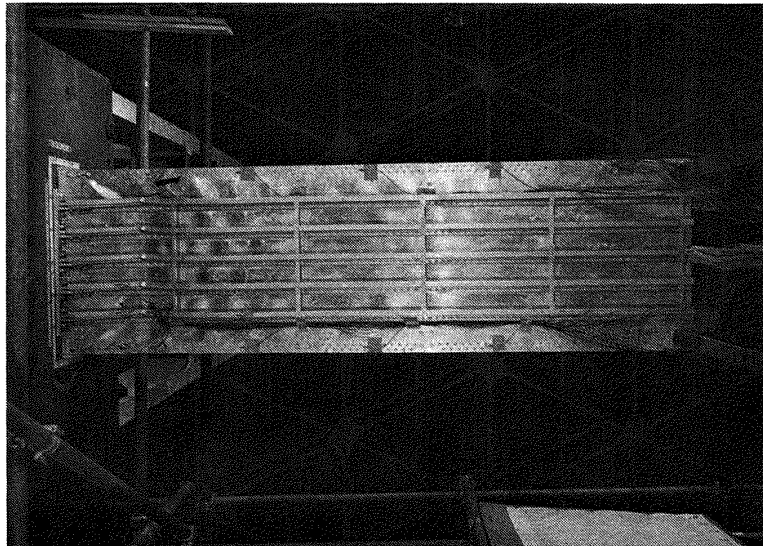


図 25 荷重 2500~2600 kg における模型 No. 3 の写真

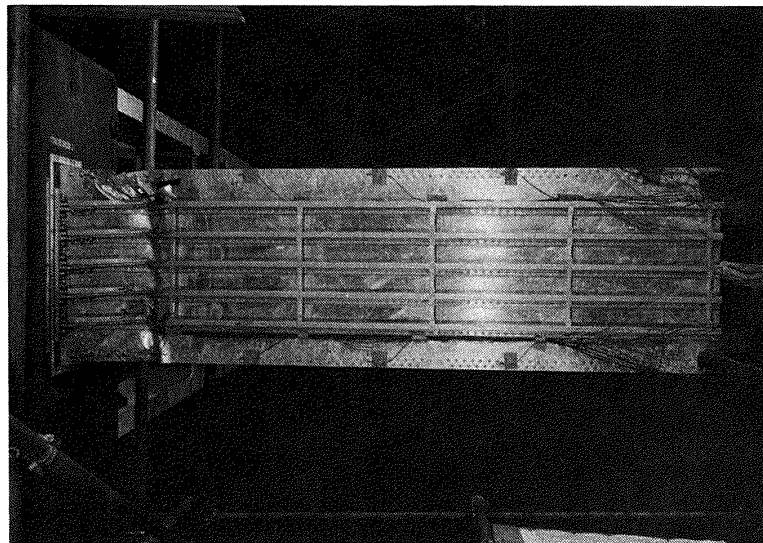


図 26 破壊した模型 No. 3 の写真

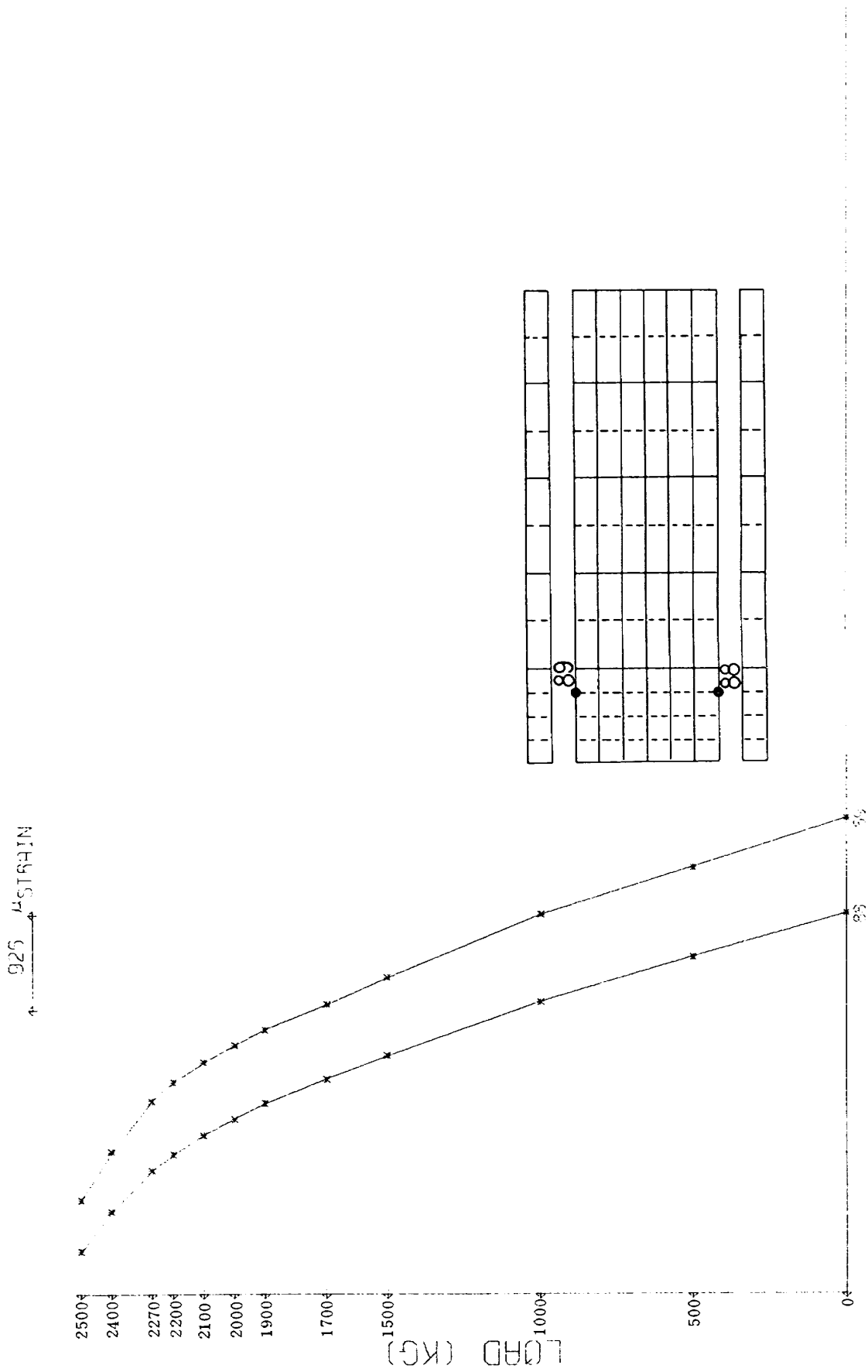


図 27 模型 No. 3 桁フランジの荷重-歪関係



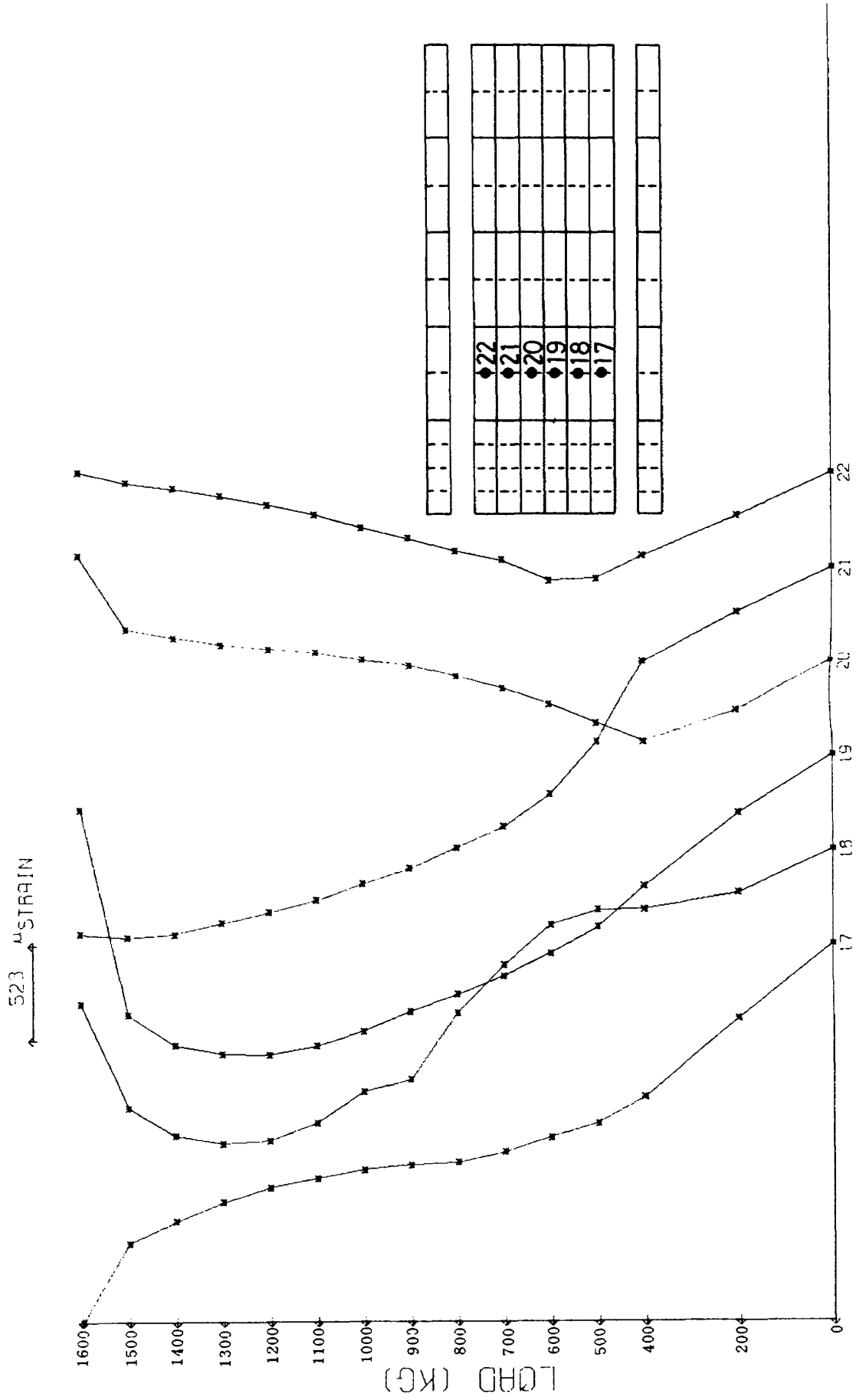


図 28 模型 No. 5, WSTA 600 外板の荷重-歪関係

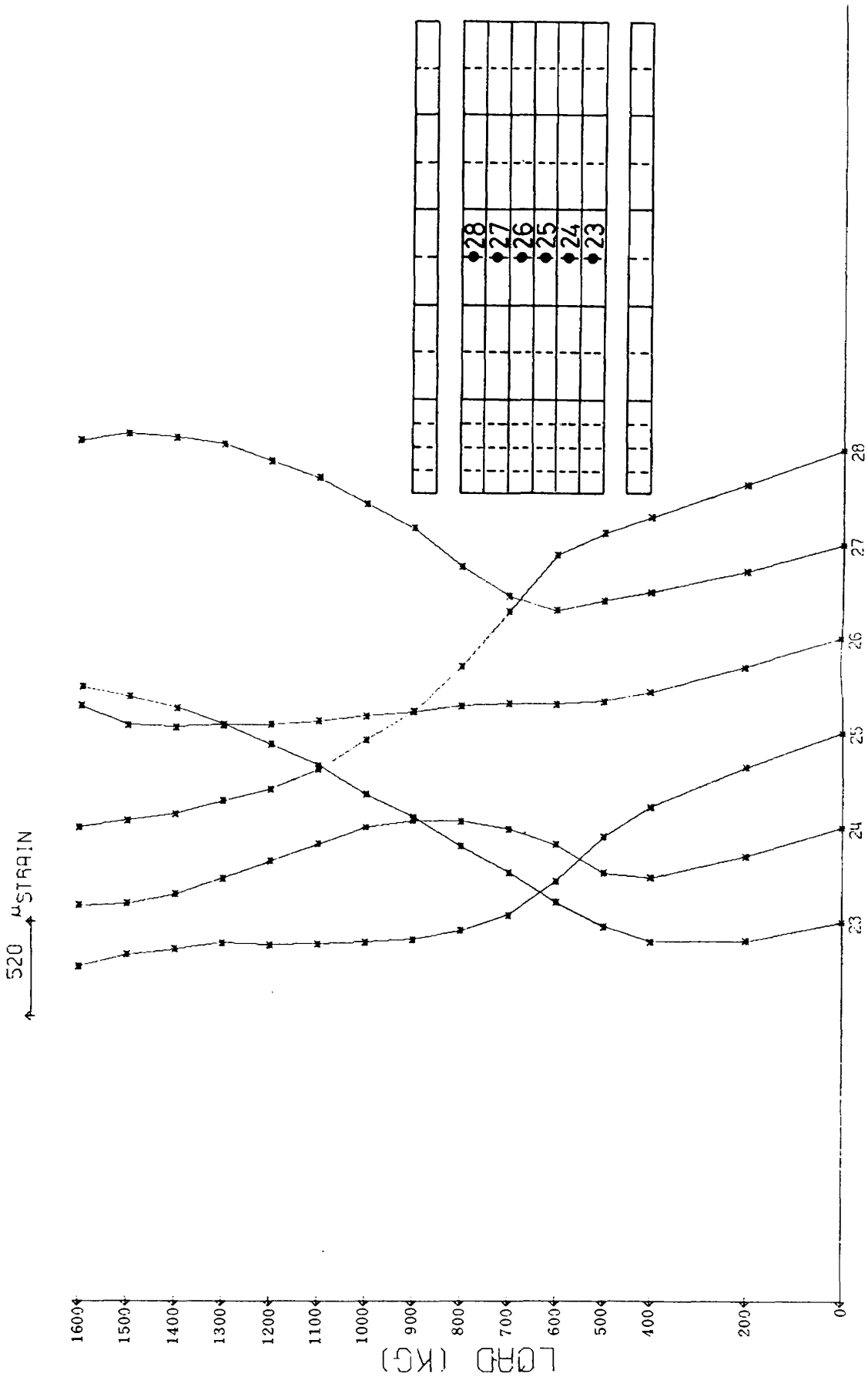


図 29 模型 No. 5, WSTA 1000 外板の荷重-歪関係

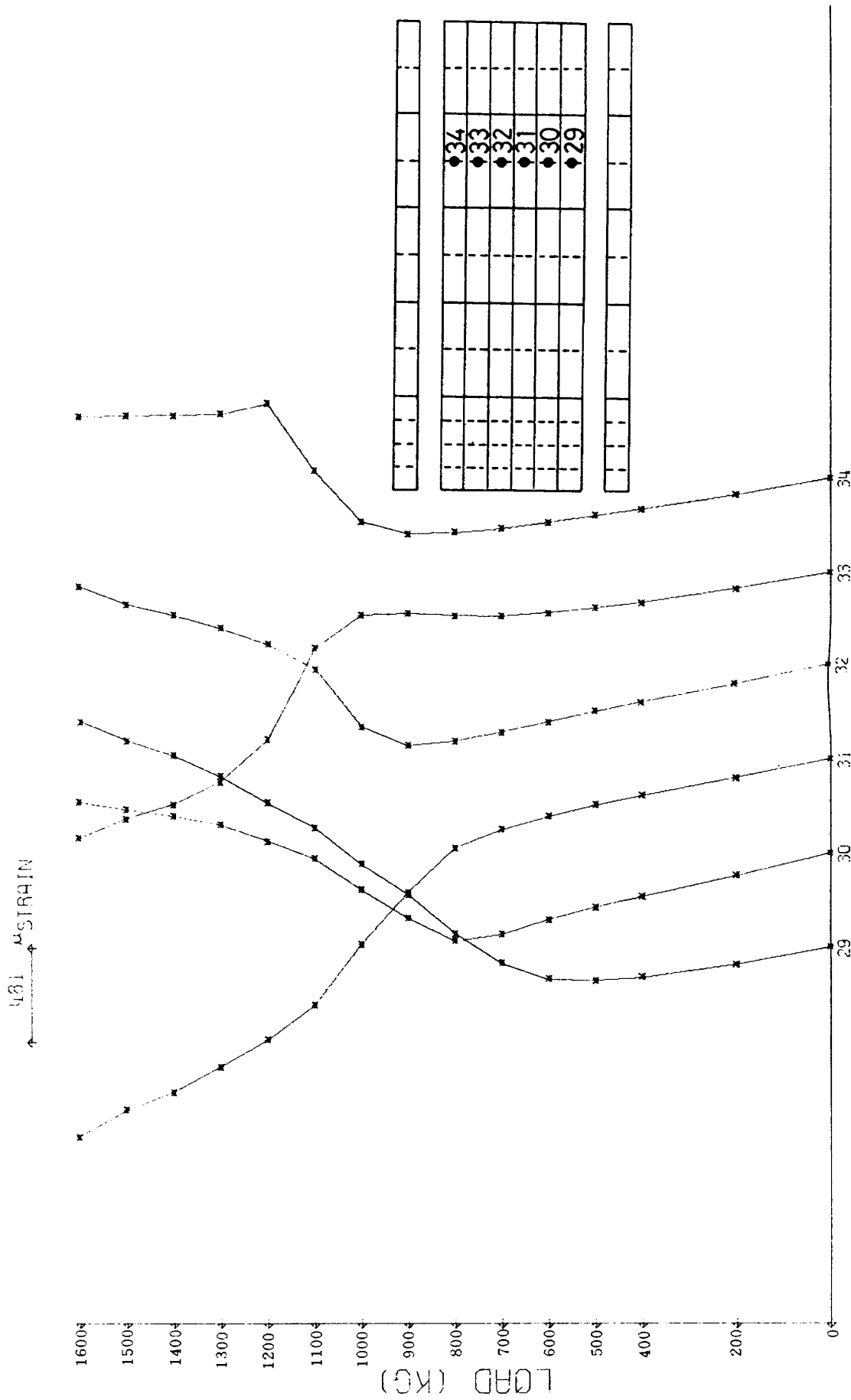


図 30 模型 No. 5, WSTA 1400 外板の荷重-歪関係

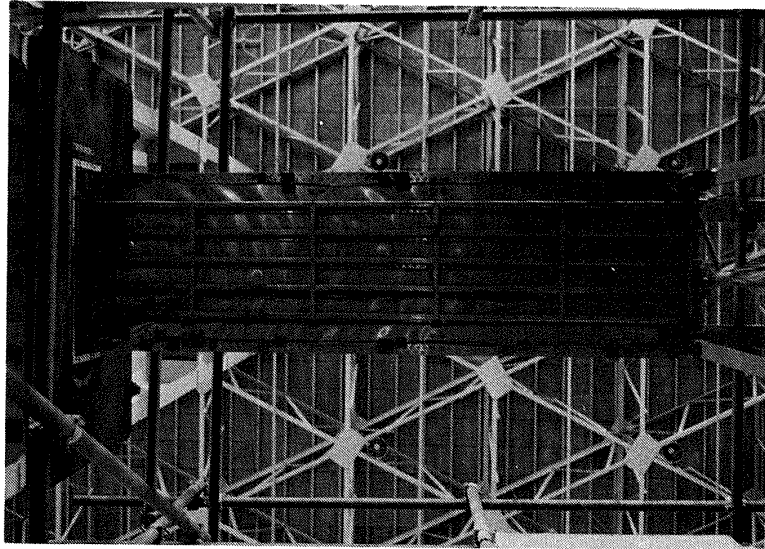


図 31 荷重 1100 kg における模型 No. 5 の写真

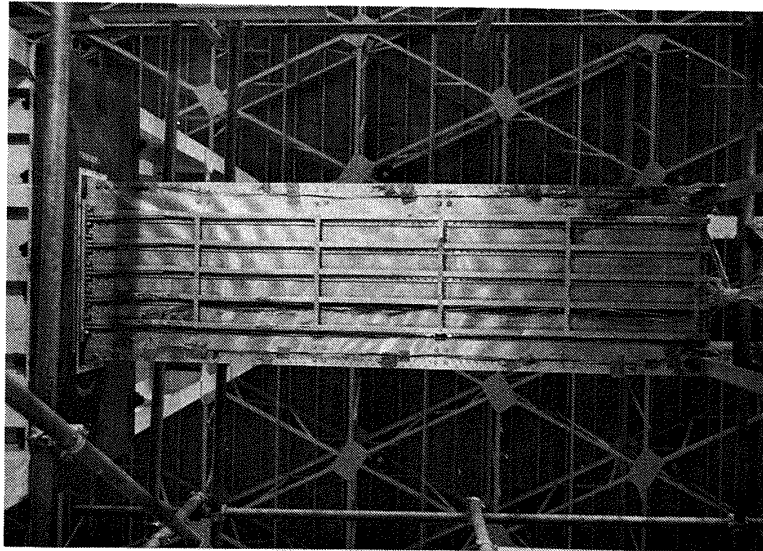


図 32 荷重 1600 kg における模型 No. 5 の写真

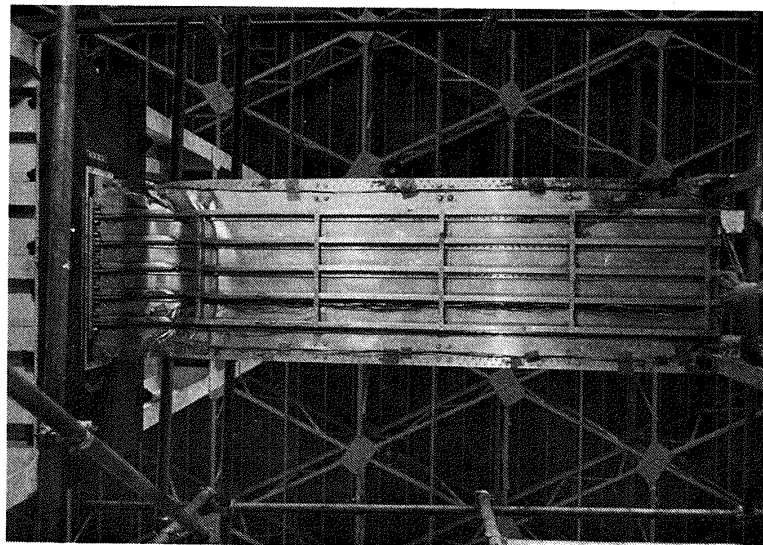


図 33 破壊した模型 No. 5 の写真

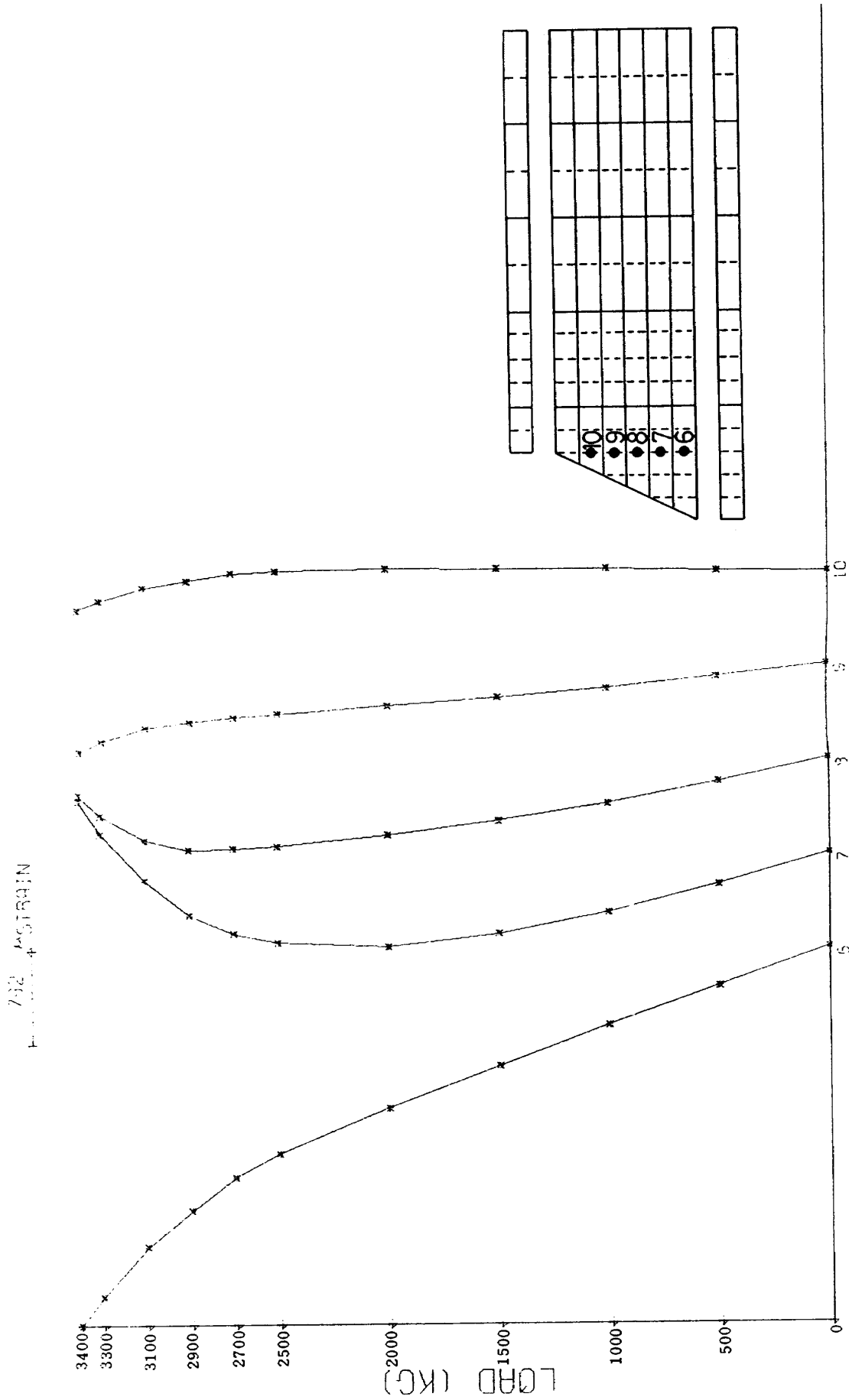


図 34 模型 No. 2, WSTA 0 外板の荷重-歪関係

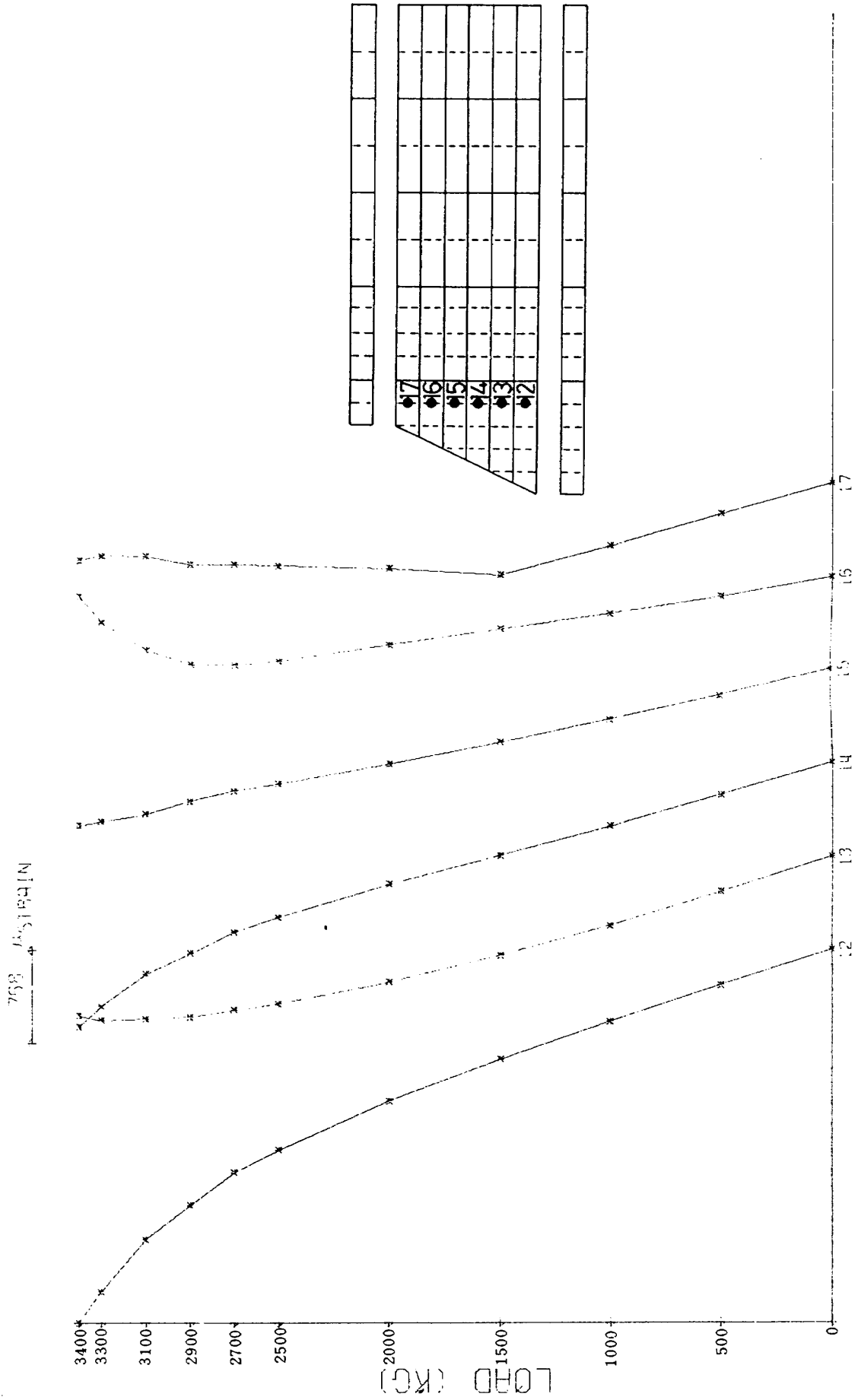


図 35 模型 No. 2, WSTA 100 外板の荷重-歪関係

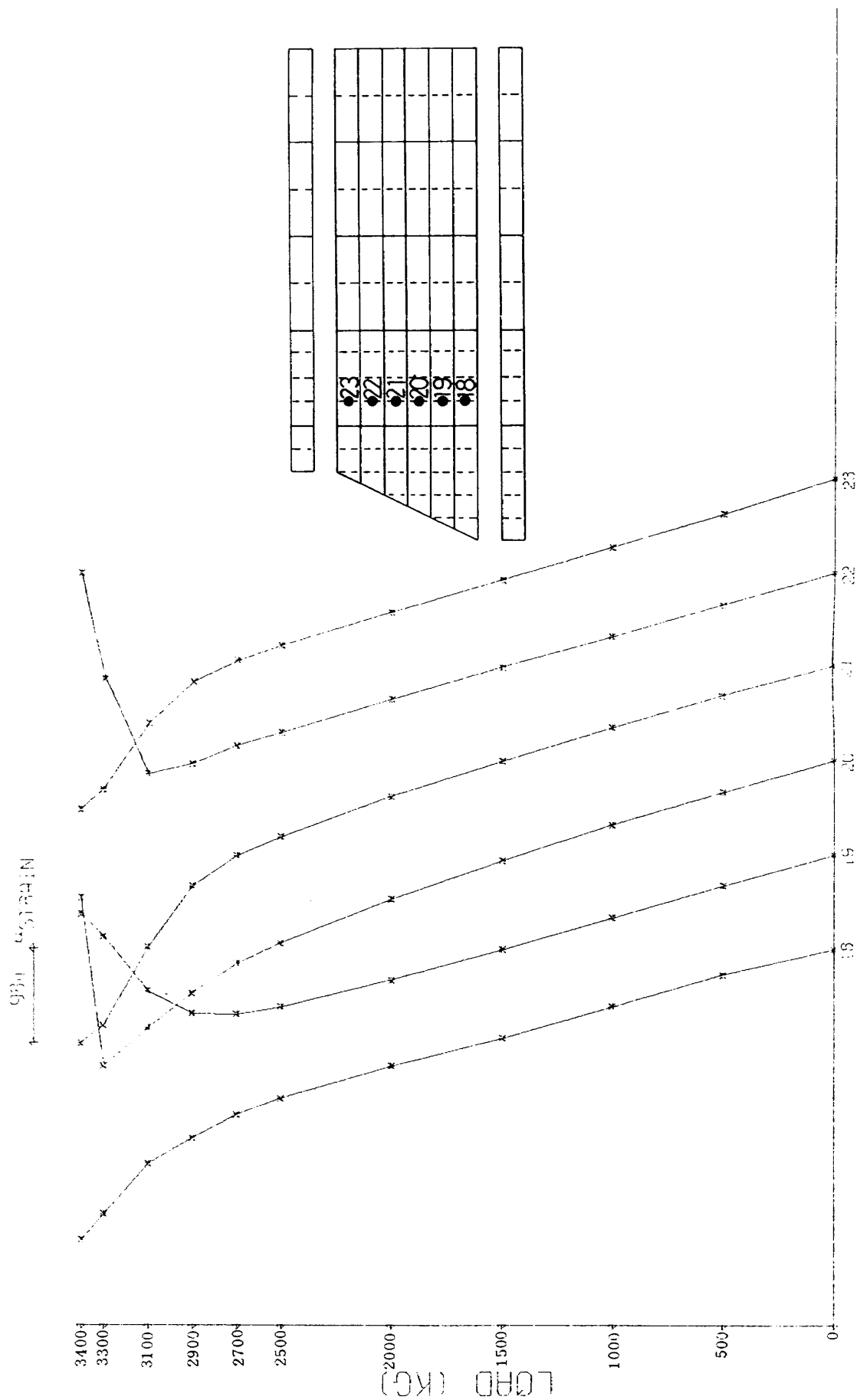


図 36 模型 No. 2, WSTA 300 外板の荷重-歪関係

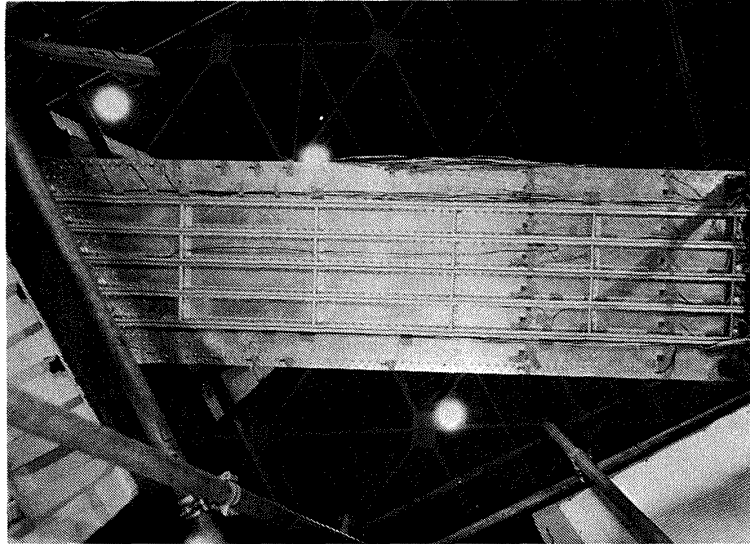


図 37 荷重 2500 kg における模型 No. 2 の写真

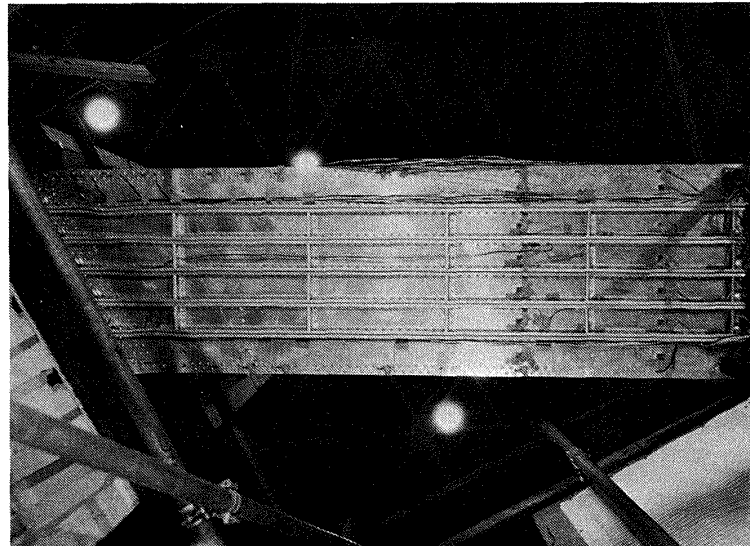


図 38 荷重 3500 kg における模型 No. 2 の写真



図 39 破壊した模型 No. 2 の写真



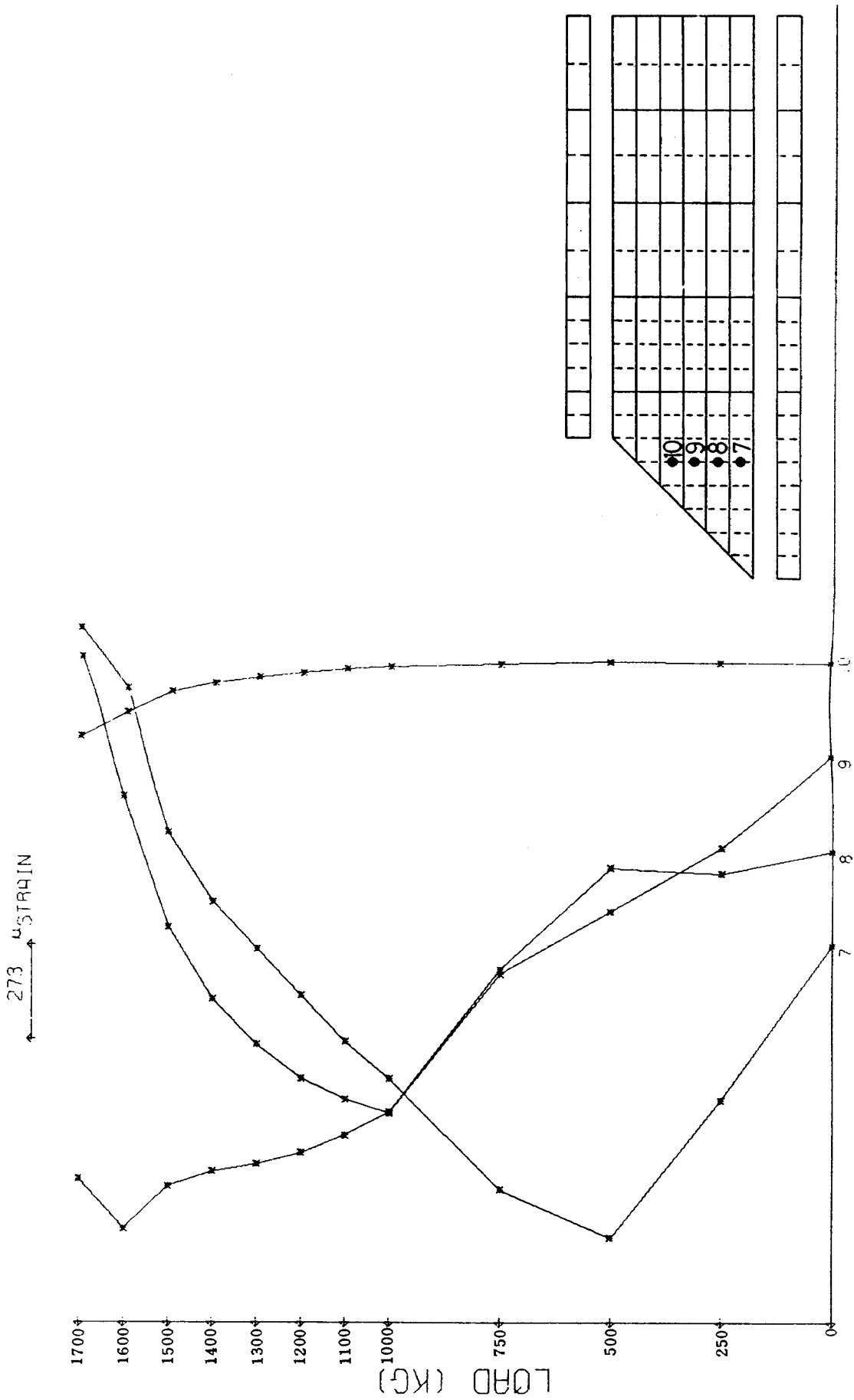


図 40 模型 No. 6, WSTA 100 外板の荷重-歪関係

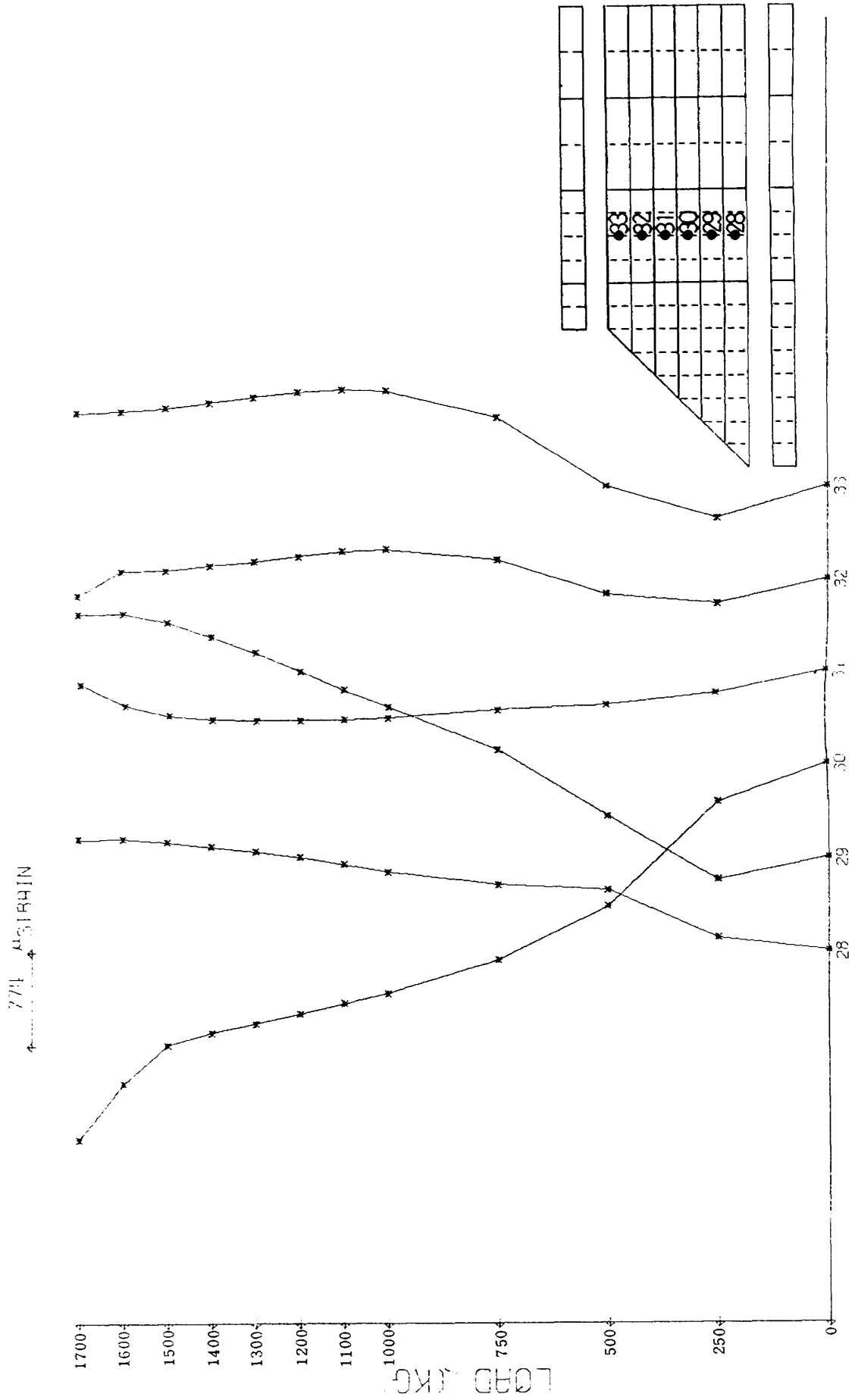


図 41 模型 No. 6, WSTA 400 外板の荷重-歪関係

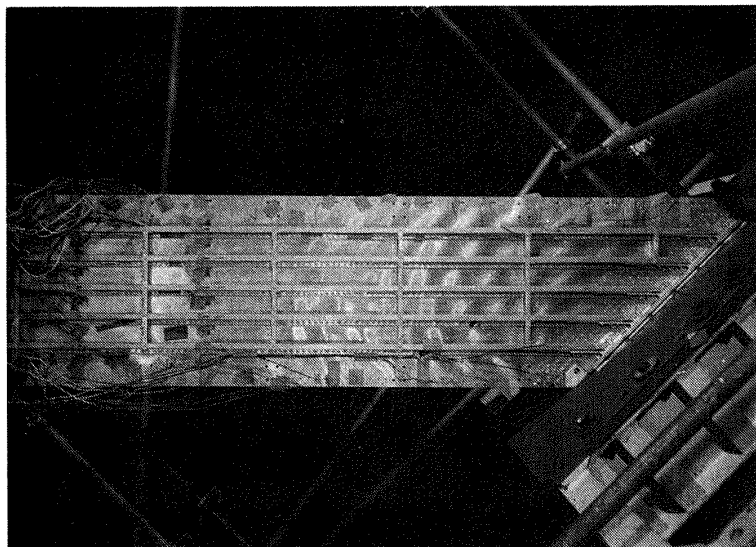


図 42 荷重 1100 kg における模型 No. 6 の写真

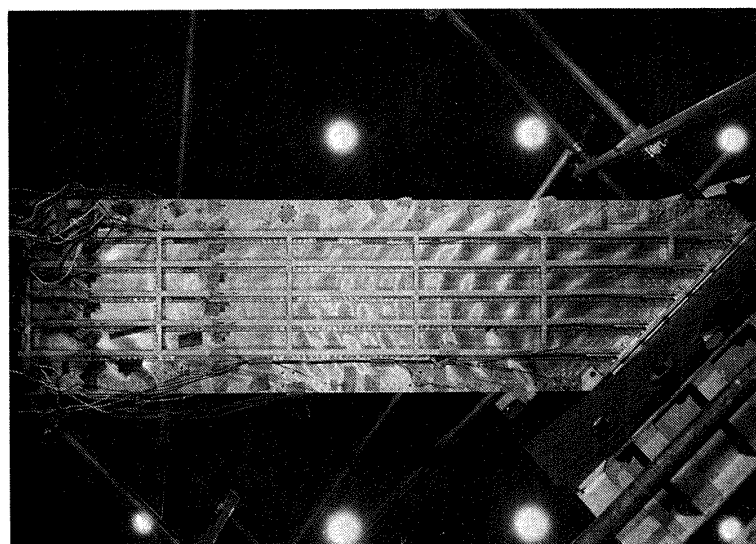


図 43 荷重 1600 kg における模型 No. 6 の写真

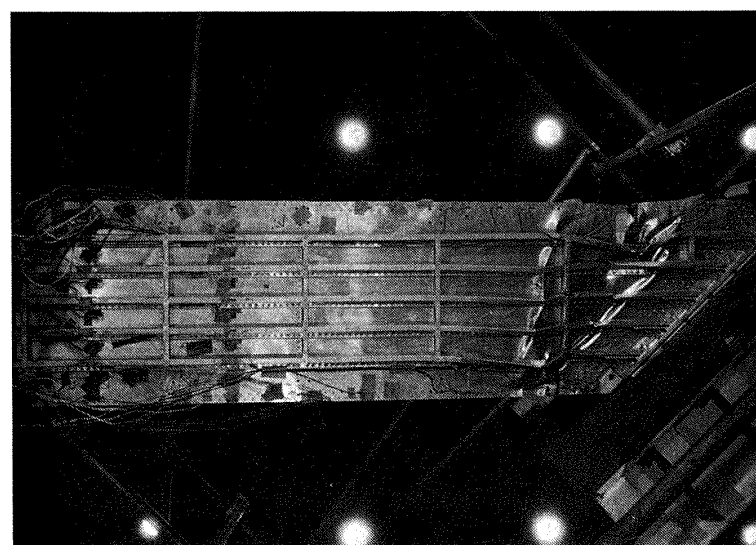


図 44 破壊した模型 No. 6 の写真

重増加に伴って非線形現象を示しているのがわかる。このような現象はWSTA 100(図35)になっても変わらない。しかし、隔壁WSTA 200を越えてWSTA 300(図36)より翼端の方向では、コード方向にほとんど変化がない。

写真(図37, 図38)による外板の座屈進行状況はあまりはっきりしないが、縦通材については明らかに翼根前縁付近(WSTA 100)から座屈が始まるのが観察され、荷重増加に伴って翼後縁側の縦通材が座屈している。これは後退角の付いた翼の破壊に見られる特有の現象であり、主に二つの原因が考えられる。一つは、翼根部の補強による翼後縁部の応力低下であり、もう一つは、後退角があるために隔壁(WSTA 200)と翼根固定端との距離が前縁部と後縁部では異なってきて、外板、縦通材の座屈長さが前縁部では後縁部より長くなることである。設計の面から考えると、疲労強度を高めて軽量化を行うためには、全応力設計に近付けることが重要であると思われるので、前縁側の座屈を防止するような工夫が必要であろう。

最終的には、翼根部の縦通材の補強が行われていない部分(図39)から翼根固定端にはほぼ平行に破壊した。この破壊の様相は、翼根部の補強の仕方と大いに関係がある。破壊は荷重が3540 kgに上がってから、模型No. 1と同様にゆっくり破壊した。

#### 4.6 模型No. 6についての結果

後退角 $45^\circ$ の模型No. 6の荷重-歪関係を図40, 図41に、圧縮側外板の代表的な写真を図42~図44に示す。後退角のない模型No. 5と同様に、外板が薄いために低い荷重で座屈するので、荷重-歪関係から翼根付近の外板の挙動を把握するのは、なかなか困難である。

WSTA-100におけるひずみ出力(図40)から判断すると、応力が翼後縁に集中し、翼前縁は比較的応力が低くなるので、ゲージNo. 7の外板は、座屈荷重がゲージNo. 8に比較して高く、ゲージNo. 9とNo. 10については翼根の補強が大きく影響して、座屈現象が生じない。

図43で明らかなように縦通材の座屈は、翼後縁から二番目の縦通材の翼根に近い、補強が行われていない部分から生じた。後退角 $45^\circ$ の模型になると翼後縁部への応力集中が大きいので、後退角 $30^\circ$ の場合と異なり、翼前縁部では座屈長さは長いけれども、応力が低いために座屈が遅れ、翼後縁部では座屈長さは短いものの応力が高いために、座屈が早く生じている。

模型No. 6では図3に示されたように、翼固定端の中間(WSTA-200)に隔壁を設けてある。この隔壁は翼前縁側の縦通材の座屈防止に重要な役目を果たしている。翼根付近の外板、縦通材を除けば、隔壁の影響で、後退角

のない模型No. 5とほとんど同じ挙動を示す。

破壊荷重に近くなると、翼根後縁部の縦通材の補強がなくなる部分が最大耐力に達し、荷重増加と共にゆっくり前縁部に破壊が進行する。荷重が1750 kgに達すると、翼根固定端と平行な線で図44のように破壊した。

#### 4.7 模型No. 1, No. 3とNo. 5のたわみ

図45に模型No. 1, No. 3とNo. 5(いずれも後退角 $0^\circ$ )の荷重-たわみ曲線を示す。たわみはすべて翼端WSTA 2000での値である。各荷重段階では、荷重を止めて測定しなければならないので、破壊時のたわみについては記録がない。

すべての模型について、たわみは破壊直前に至るまで、かなり直線的な傾向があり、破壊がどれ位の荷重で生じるか荷重-たわみ曲線から予測することは、ほとんど不可能である。全体の傾向として、剛性の高い模型程破壊荷重が大きく、破壊荷重に近いところでのたわみが大きい。

板厚が比較的薄い模型No. 5(板厚0.80 mm)のたわみは、荷重400~500 kgで直線の勾配が変化している。この原因としては、外板の座屈による剛性の低下が考えられる。外板座屈については、ひずみと荷重との関係を示す図28,あるいは、外板表面写真図31から確かめられる。この折れ曲がり点から荷重を増加させると、荷重とたわみは直線的関係を保つ。この理由として考えられる

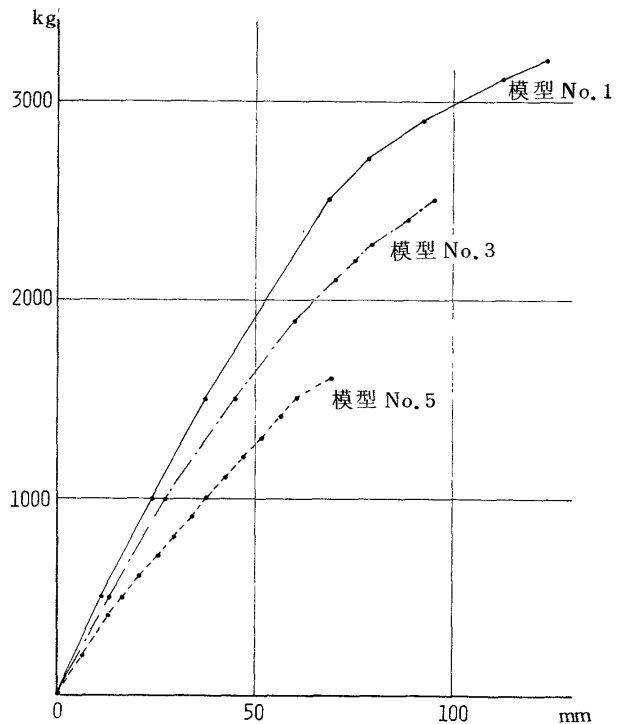


図45 荷重-たわみ曲線

のは、外板は座屈後はば一定の力を受け持ち、縦通材は完全に外荷重に対して比例的に荷重を持つように弾性的変形をしているということである。模型 No. 3 についても、外板の座屈荷重約 1000 kg で直線の勾配が変化しているのが観察されるので、模型 No. 5 と同様な議論が成立する。模型 No. 1 については、板厚が比較的厚いので、セミモノコック構造特有の模型 No. 3, No. 5 に見られるような、外板座屈後直線の勾配が変化するような現象はなく、外板、縦通材などが一体となったような、弾塑性変形に似た荷重-たわみ曲線を示す。

## 5. 破壊荷重の算出方法

破壊荷重をかなりの精度で計算するためには、複雑な構造物の幾何学的、材料学的非線形問題を解く必要がある。現在までのところ、計算機の容量、計算時間の制約があり、このように複雑な構造物の破壊荷重を推定することは、実際上不可能である。しかしながら、航空機構造を設計する際には、破壊荷重を推定することが不可欠であり、過去数多くの実験、理論研究が主に簡単な部材について行われてきた。航空機構造の破壊荷重を計算する場合には、複雑な構造物を各部材（外板、縦通材、桁フランジなど）の集まりと見て、各部材の単純な荷重に対する挙動を追跡し、各部材の担い得る最大の荷重を求め、構造物全体の挙動を推定しようとする考え方がある。この方法は骨組構造物の終局耐力を求める塑性設計法<sup>40)</sup>と類似の考え方である。

ここでは、実験を行った主翼構造模型が翼端の前桁と後桁に集中荷重を受け、翼断面に曲げモーメントを生じ、圧縮側外板が座屈し、圧縮側縦通材と桁フランジが終局耐力に達する場合について、現在までに公表された半実験式や近似式などを使用して、破壊荷重の計算方法を組立ててみた。このような計算方法は、各航空機会社で独自に開発され、公表されずに現在に至っているのが現状ではないかと考えられる。ここでは、すべて公表された資料を用いて、計算機で自動的に破壊荷重を計算できることを目標として数式を選択した。計算手順は次の通りである。

(1) 外板座屈後、荷重を分担すると考えられる主要部材（縦通材や桁フランジなど）の壁面座屈強度（crippling strength、アングル材や Z 型材などが柱としてのオイラー座屈を生じないように細長比が小さい場合に、部材を構成する平板、あるいは、曲板の弾塑性大変形によって担うことのできる最大圧縮荷重）を求める。ここでは、半実験式として精度が高いと思われる Gerard<sup>26),30)</sup>の式を用いる。

アングル材、チューブ状断面材、補強板や多角断面材に対して、

$$\sigma_{cr} = 0.56 \left[ (g t_s^2 / A_s) (E_s / \sigma_y)^{\frac{1}{2}} \right]^{0.85} \sigma_y \quad (5-1)$$

平板、T 型材、十字型材や H 型材に対して、

$$\sigma_{cr} = 0.67 \left[ (g t_s^2 / A_s) (E_s / \sigma_y)^{\frac{1}{2}} \right]^{0.40} \sigma_y \quad (5-2)$$

二つのかどを有する部材、Z 型材、J 型材やチャンネル材に対して、

$$\sigma_{cr} = 3.2 \left[ (t_s^2 / A_s) (E_s / \sigma_y)^{\frac{1}{3}} \right]^{0.75} \sigma_y \quad (5-3)$$

ここで、 $t_s$  は部材の板厚、 $A_s$  は部材断面積、 $E_s$  は部材の縦弾性係数、 $\sigma_y$  は部材の降伏応力を表わす。 $g$  はフランジの数と部材をフランジに切断した時の切断回数との和である。詳細は文献 26), 30) を参照されたい。

(2) 手順(1)で各部材が負担できる最大の荷重を推定することができた。主翼の場合、各部材は隔壁で支えられており、隔壁間の長さによって部材の担うことのできる荷重は増減する。換言すれば、部材の細長比が零となる極限として壁面座屈強度が存在し、細長比が大となった時、オイラー座屈が生じる。つまり、一方の極端な場合として、部材断面が変形して破壊する壁面座屈現象があり、他方部材断面は変形しないで、部材の横たわみによって破壊する現象がある。その中間として、部材断面が変形し、しかも、部材の横たわみも生じて破壊するという壁面座屈とオイラー座屈との相互干渉によって最大荷重が決定される場合もある。この両極端の現象を結ぶものとして、最大荷重は細長比だけに左右されると考えられるので、壁面座屈応力とオイラー座屈応力とを細長比を変数として放物線近似したものが、ジョンソン・オイラーの式 (Johnson-Euler Equation) となり、(5-4) 式で表わされる。

$$\sigma_{\max} = \sigma_{cr} - \sigma_{cr}^2 (l' / \rho)^2 / (4 \pi^2 E_s) \quad (5-4)$$

ここで、 $l'$  は部材の座屈長さ、 $\rho$  は断面 2 次半径を表わす。すなわち、 $l' / \rho$  は部材の細長比である。

(3) 一般に補強材より外板の方が低い応力で座屈し、大変形を生じるので、耐荷能力が低下する。座屈した外板についても弾塑性大変形解析を行い、耐荷力を算出する必要があるけれども、外板補強材に比較して耐荷力が小さいこと、板自体は単純な構造物であることから、有効幅という考え方を導入して、圧縮側外板の座屈後挙動を近似している。有効幅という考え方は、圧縮側外板を補強材間で区切り、単純支持板とみなし、座屈係数 4、ポアソン比 0.3 と仮定して、座屈応力と板厚、板幅との関係を求める。座屈応力は (5-5) 式によって表わさ

れる。

$$\sigma_c = \frac{4\pi^2 E}{12(1-0.3^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (5-5)$$

実験による単純支持板の座屈後挙動は板幅にほとんど無関係であるところから、(5-5)式の $b$ の代りに有効幅 $w_e$ とおき、 $\sigma_{\max} = \sigma_c$ として、 $w_e$ について解くことにより、次のようになる。<sup>30)</sup>

$$w_e = 1.90 t \sqrt{E/\sigma_{\max}} \quad (5-6)$$

板に働いている応力 $\sigma_{\max}$ が与えられれば、(5-6)式からその板の有効幅が求まる。一般に(5-6)式の係数1.90は高すぎるので、航空機会社などでは係数として1.70を用いるようである。

(4) ここでは、外板と補強材とを結合した時の最大荷重の計算を行う。一般に、外板と補強材は、リベットあるいは、接着剤で結合されている。式の上では、補強材(5-4)式と外板有効幅(5-6)式とを同時に考えなければならない。つまり、補強材の壁面座屈応力は板の結合によっても変化しないが、補強材と外板とを結合した時の断面2次半径は、外板有効幅の大きさによって変わり、それによって最大応力が変化し、変化した最大応力によって外板有効幅が変化するという非線形関係を構成する。

すなわち、(5-4)式と(5-6)式を連立させて、 $\sigma_{\max}$ 、 $w_e$ を求めればよい。ここでは、最大応力 $\sigma_{\max}$ は壁面座屈応力 $\sigma_{cr}$ と大きく違わないと考えられるから、まず(5-6)式の $\sigma_{\max}$ に $\sigma_{cr}$ を代入して $w_e$ を求める。この $w_e$ を使って補強材と外板とを結合した断面2次半径を求め、(5-4)式に代入して $\sigma_{\max}$ を求めるという手順を繰り返し、 $\sigma_{\max}$ 、 $w_e$ がある値に収束するまで計算するという最も簡単な逐次代入法を用いた。

計算の結果では、相対誤差が $10^{-5}$ になるまで、2~3回の繰り返しで十分である。ここで取扱った問題に限れば、繰り返し演算を行わない場合でも、高々5%位の誤差で $\sigma_{\max}$ 、 $w_e$ が求まった。

(5) 手順(4)によって、外板と補強材とが結合された時の最大強度が求まったので、圧縮側外板および補強材については個々に計算した最大強度を破壊に至るまで保持すると仮定し、引張側の部材については圧縮側部材の最大応力まで応力を担うとして、全体の破壊強度を推定する。ただし、主翼構造断面を変形前の形に保つのに重要な役割を演ずるとされる部材(ここでは、桁フランジ)の最大応力が他の部材より低い場合には、その最大応力が構造物全体で最大として、破壊荷重を推定するのが妥当であろう。

一般に、主翼では最も重要な部材である桁フランジの

強度を高くするように設計される。ゆえに、縦通材などは、最大応力に達した後、主翼全体が破壊する以前に担い得る応力は低下するはずである。すなわち、構造物全体が破壊する時には、縦通材応力はその最大応力より低くなっている可能性がある。補強材と外板との結合方法の違いによっても最大応力は異なる可能性がある。このような現象を数式に反映していく事は、これから破壊荷重推定の精密化という点から検討していかなければならない問題である。

## 6. 実験結果の考察

主翼構造物のようなセミモノコック構造では、まず最初に、構造物の応力が比例限を越えて非線形挙動をするよりも、幾何学的非線形現象による非線形挙動をすることを考えられる。それで、主翼構造模型においては、模型の圧縮側外板が座屈してから、構造物は非線形挙動を示す。構造物の線形挙動と非線形挙動を区分する荷重、すなわち、座屈荷重を推定することは、構造物の挙動を線形計算では推定できないという限界を知る上で重要だと思われる。線形応力分布に関しては、文献1)に示されるように、有限要素法を使えば比較的容易に計算することができるけれども、主翼構造模型のように複雑な構造物の場合、幾何学的非線形現象になると、その現象の開始を示す座屈荷重の計算でさえ容易ではない。

ここでは、補強材で囲まれた外板を四辺単純支持と仮定して、外板の座屈荷重を推定し、この場合のように単純な荷重が働いている時には、梁理論で計算してもあまり誤差がないという結果<sup>1)</sup>を利用して、ジャッキ荷重を計算してみた。

WSTA 600の所で実験と比較すると、模型No.1については、荷重-歪曲線(図13)はジャッキ荷重が2000kgを越えた所で緩やかに直線から外れているので、計算値の1853kgは安全側の値となっている。写真観察によれば、外板の座屈を確認するのは難しく、2500kgでやっと外板の面外変形が認められる程度である。模型No.1の外板は、他の模型に比較して厚く、縦通材は他の模型がZ型であるのに、I型である。それで、外板を拘束する程度が大きいのので、外板の座屈荷重は計算よりかなり高くなっているものと考えられる。

模型No.3については、図22に示されたように、ジャッキ荷重が1000kgまでは完全に直線関係を保っている。計算値では893kgなので安全側の値を与える。写真観察によれば、ジャッキ荷重1500kgで外板が座屈しているのがわかる。

模型No.5については、図28に示した実験結果からジ

ジャッキ荷重 200 kg を越えて非線形性が出てきているので、計算値の 246 kg は良好な値である。写真観察によれば、ジャッキ荷重 400 kg で外板に座屈が生じたのがわかる。この破壊実験本来の目的は、破壊荷重近傍の現象を究明することにあつたために、非線形領域にはいる前後の実験データが少なく、座屈荷重の推定は正確さに欠ける。

計算によるスパン方向の座屈半波数は、すべての模型について 4 である。写真観察によれば、3 になっている場合が多い。この原因としては、計算に使用した境界条件は四辺単純支持であるのに、実際には弾性拘束であることや、荷重は一樣圧縮荷重として計算しているが、実際には圧縮応力が翼根に近づくに従って大きくなることが考えられる。

普通航空機の設計の場合、運用中にかかると予想される最大の荷重、すなわち、制限荷重に安全率として 1.5 を掛けて終局荷重と称している。終局荷重がここで実験した破壊荷重に一致した場合について考えて見ると、制限荷重時の構造物の挙動が類推できる。

模型 No.1 の制限荷重は、2200 kg である。この時外板の座屈が生じ、図12による最大ひずみは 1700  $\mu$  ストレイン程度であるので、この荷重から除荷した場合でも、ほとんど残留変形は生じないであろう。荷重が 2500 kg になった時の圧縮側外板写真(図15)によっても板の面外変形は小さい。

模型 No.3 の制限荷重は、1733 kg と計算される。図24に示された 1700 kg における圧縮側外板を観察すれば、外板の座屈後大変形は、かなり進んでいると考えられる。制限荷重時の最大ひずみは、図21によると 2800  $\mu$  ストレインである。この値は比例限(3720  $\mu$  ストレイン)を越えていないので、制限荷重から除荷しても、残留歪はほとんどなく、安全上有害な変形が残るとは考え難い。

模型 No.5 の制限荷重は、1100 kg である。荷重 1100 kg における圧縮側外板写真は、図31に示されている。この模型の場合、外板が薄いために座屈荷重は非常に低く、制限荷重では外板の大変形が観察される。しかし、最大のひずみは、図28にも現われているようにあまり大きくなく、2000  $\mu$  ストレイン程度である。この模型の場合にも、制限荷重から除荷しても安全上有害な変形は生じないであろう。

後退角の付いた模型についての考察を進める。後退角 30° の模型 No.2 においては、制限荷重が 2360 kg である。ジャッキ荷重 2500 kg の写真(図37)によると、翼後縁外板の座屈が観察され、翼前縁に最も近い縦通材の座屈が見られる。この模型のように翼の桁方向と直交する

ように隔壁が配置されていると、翼根前縁部縦通材の座屈長さが長くなるために、応力が高くなる翼後縁部より座屈しやすい場合もある。荷重—歪線図(図34, 図35と図36)によれば、後退角の影響は翼根部に限られ、WSTA 200 の隔壁から翼端までは、ほとんど模型 No.1 と同じような挙動を示している。このことは外板の座屈、縦通材についても同様である。制限荷重における最大のひずみは 1700  $\mu$  ストレイン程度である。たとえ制限荷重から除荷しても、有害な変形が残るとは考えられない。

後退角が 45° である模型 No.6 については、後退角が 30° の模型に比較すると、翼根部での応力集中の程度は大きい。しかし、翼根部外板の補強で応力はかなり低くなっている。模型 No.6 の制限荷重は 1166 kg である。ジャッキ荷重 1100 kg の写真(図42)の観察によれば、翼端近くの外板を除いてほとんどの外板が座屈している。ひずみ測定結果を見ると、最大ひずみが 3000  $\mu$  ストレイン程度であり、制限荷重から除荷しても有害な変形は残らないと考えられる。

各模型の破壊荷重について比較検討を行ってみる。各模型の破壊荷重を表2に示す。実際に翼端にかかった荷

表2 各模型の破壊ジャッキ荷重

No.	$A$ °	p kg	$t_s/t$	t mm
1	0	3300	1.13	1.60
2	30	3540	1.13	1.60
3	0	2600	1.26	1.27
4	30	...	1.26	1.27
5	0	1650	1.59	0.81
6	45	1750	1.59	0.81

重は、ジャッキを前縁、後縁と 2 本使用しているので、ジャッキ荷重の二倍である。この表から単純に比較すると、後退角のない模型より後退角のある模型の方が破壊荷重は大きい。後退角の付いた模型は、翼根後縁付近の応力集中が補強によって緩和され、この部分の座屈長さが短いので、縦通材の破壊に対する強さが大きくなり、全体として後退角のない模型より高い破壊荷重になったと考えられる。

次に、後退角なしの模型について考えてみる。破壊荷重  $P$  と翼断面積  $A$  との比を求めると、構造重量と破壊荷重との関係を知る上で参考になると考えられる。その結果を破壊荷重の計算値と共に表3に示す。模型 No.1 と模型 No.3 はほとんど同じ値を取っている。しかし、模

表3 破壊荷重と計算値

	P/A	P/R <sub>B</sub>	P/Bt	P 実験値	P <sub>c</sub> ℓ=400 mm ℓ=2000 mm	P <sub>c</sub> ℓ'=400 mm ℓ=1800 mm	P <sub>c</sub> ℓ'=326.6 mm ℓ=2000 mm	P <sub>c</sub> ℓ'=326.6 mm ℓ=1800 mm
模型 No.1	0.544	1.6	3.44	3300	3561	3957	3693	4104
模型 No.3	0.547	2.6	3.41	2600	2394	2660	2473	2748
模型 No.5	0.485	8.3	3.40	1650	1360	1512	1395	1550
単位	kg/mm <sup>2</sup>		kg/mm <sup>2</sup>	kg	kg	kg	kg	kg

型 No.5 はやや断面積に比較して、破壊荷重が低いように思われる。

縦通材板厚と外板板厚との比(表2)は、縦通材と外板の強さの比を表わす指標の一つと考えられる。模型 No.1 はこの比が小さく、外板は座屈し難い構造となっている。模型 No.5 は低い荷重で外板の座屈が生じるけれども、縦通材の剛性が高くなかなか破壊荷重に達しない構造である。模型 No.3 は模型 No.1 と模型 No.5 の中間に位置するセミモノコック構造と考えられる。翼の破壊荷重  $P$  と外板の座屈荷重  $P_B$  との比を比較してみると、この傾向を良く表わしている(表3参照)。

設計上外板と縦通材との強さの比を決定することは、重要な問題である。ここで行った数少ない実験から類推すれば、模型 No.3 は破壊荷重と翼断面積との比が最も大きく、縦通材の強さが外板に対して大きい模型 No.5 が最も小さいので、破壊荷重に関しては、外板板厚が薄過ぎるよりも適当な厚さがあった方が最適設計に近い。

次に、外板板厚  $t$  に翼幅  $B$  (600 mm) を掛けた値で破壊荷重を割った値(表3)によると、すべての模型がほとんど同じ値をとる。外板板厚が最終強度に大きい影響を持っているようである。しかし、外板の全断面積に占める割合は3割位であるので、断定はできない。

実際の構造物では、翼の根本付近で応力が高くなるため、板にダブルを入れたり、補強材の剛性を増すような設計を行う。最初の設計においては、当然補強のことは無視して強度設計が行われる。その場合の最終強度は、たとえば荷重点からの長さが  $l = 2000$  mm の部分で破壊するとして計算されるであろう。しかし、この実験に使用した模型のように、既に最終設計を終えた構造の破壊荷重は、補強の影響を考慮して、たとえば荷重点から破壊する部分までの長さ  $l = 1800$  mm として計算するのが合理的であろう。補強材の最大応力を決定する際の座屈長さの取り方についても、最も簡単な場合として隔壁間の長さ  $l' = 400$  mm とする場合と、実際には隔壁で単

純支持されていないことを考慮して、たとえば  $l' = 400$  mm /  $\sqrt{1.5} = 326.6$  mm に取る方法が考えられる。このような推定は、複雑な構造物の挙動を単純な構造モデルに置き代えて計算しようという無理から生じるのであって、適当なモデルを選ぶには豊富な経験を積むことが必要とされる。構造物のモデル化を豊富な経験により修正することによって、実際の構造物の挙動に近いモデルを作り出し、より精密な計算値を求めることが可能となる。

このように様々な計算モデルで計算した最終強度と実験との比較を表3に示す。計算値と実験値とを比較した時に目立つ傾向として、模型 No.1 については、実験値より計算値の方が大きいのに、模型 No.3, No.5 については、実験値より計算値の方が小さいことが挙げられる。模型の特徴として、模型 No.1 は模型 No.3, No.5 に比較して外板が厚く、表2に示されたように縦通材板厚と外板板厚の比が小さいことが考えられる。すなわち、模型 No.1 は他の模型に比して厚板外板の翼と言える。このような厚板翼については、ここで使用した計算方法によれば、最終強度を過大評価するようである。模型 No.3, No.5 については、比較的 safety side の最終強度が求まっている。模型 No.1 の破壊荷重を計算する時に他の模型と異なった点は、桁フランジの最大応力が縦通材の最大応力より低いことであった。模型が計算通りの挙動をしたと考えると、縦通材や外板はまだ耐荷力があるのに、桁フランジの座屈によって構造物全体の不安定現象が生じ、小さい荷重で破壊が起こったことになる。他に異なった点として、模型 No.1 縦通材の補強板の長さは 160 mm (図1) であるのに、模型 No.3, No.5 の補強板の長さは 240 mm である。この違いは破壊した場所の違いとなって現われている(図17, 図26, 図33参照)。負荷した荷重が単純なので、破壊した場所は大体縦通材の補強してある場所に最も近い部分である。このような破壊場所の違いが多少計算値と実験値との違いを説明できるように思わ



れる。模型 No.1 については、荷重からの距離を 2000 mm に取ると、破壊荷重は 3561 kg (実験値 3300 kg) となり、模型 No.3, No.5 については、1800 mm とすると、破壊荷重はそれぞれ 2660 kg (実験値 2600 kg), 1512 kg (実験値 1650 kg) となり実験値に近づく。

## 7. むすび

実機と同様な設計思想で作製した主翼構造模型の静的荷重による破壊実験を行い、破壊に至る過程を追跡した。簡単な計算による値と実験値とを比較検討し、設計の際役立つような考察を加えた。

実験結果およびその考察により次のことが明らかになった。

(1) 局所的な座屈を含むような構造物の破壊は、突然起り、たわみとかひずみを各荷重毎に追跡していたのでは、破壊を予測するのがなかなか困難であり、目視によるのがより確かなようである。

(2) 後退角の付いた模型においても、適当な補強を行うことにより、後退角のない模型と同じような破壊荷重まで高めることが可能である。

(3) 外板が薄く、Z型縦通材の板厚が比較的大きいような構造物(模型 No.5)は、外板座屈時の外荷重に対して破壊荷重はかなり高いけれども、必ずしも効率の良い構造とは言えないようである。

(4) 外板ひずみ、桁のたわみ測定、圧縮側外板および桁の写真撮影によって、構造物の破壊現象を全体的にとらえることが可能である。

(5) 外板が座屈するまで、荷重とたわみは直線関係にあり、外板座屈後、直線の勾配が変化するだけで破壊荷重近傍まで直線的な関係を保つ。この傾向は縦通材と外板との剛性比が大きい程顕著に現われる。

(6) 後退角の付いた模型においては、隔壁が非常に重要な役割を果している。翼根に最も近い隔壁から翼端側にある翼構造の挙動は、線形領域<sup>1)</sup>、非線形領域を問わず後退角のない模型とほとんど同じである。

(7) ここで用いた破壊荷重の計算法でも、実用上十分な精度で破壊荷重を推定できる。

(8) 破壊荷重を終局荷重として制限荷重を計算し、制限荷重から除荷した場合の構造物の残留変形について検討した。全模型について有害な変形は残らないであろうと考えられる。

(9) 外板が座屈を生じる荷重は、四辺単純支持板の座屈と考えても、実用上十分な精度で安全側の値を推定できる。

(10) 外板が座屈した後、荷重の増加と共に、座屈波数

が増加する。この現象は一般に見られること<sup>17),34)</sup>で、非線形問題の解析をいっそう困難にしている。

今後進めて行かなければならない研究として、計算法の開発が挙げられる。ここで述べた破壊荷重の計算法は後退角のない模型について考えたものである。後退角のある模型については、有限要素法による弾性計算<sup>1)</sup>に基づいて、各部材応力と外荷重との関係をつかみ、ここで用いた方法によって破壊荷重を推定することが考えられる。有限要素法による複雑な構造物の幾何学的、材料的非線形解析は、現在の計算機では不可能に近いので、ここで述べた方法を一步進めて、たとえば縦通材は立体構造物として取り扱うのではなく、一本の材料非線形性を有する棒と考えるように、幾何学的非線形性を材料非線形の中に組込むことによって、実用上可能な計算時間と精度が期待できる。

最後に、この研究を推進するのに終始有益な助言を竹内機体第一部部長に受けたことを附記する。

## 文 献

- 1) 久能和夫; 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-195 (1970)
- 2) P. S. Bulson; The Plate Buckling Coefficient, J. of the Royal Aero. Soc., Vol. 71, No. 1, (1967) pp. 37 ~ 40.
- 3) P. W. Sharman & J. Humpherson; An Experimental and Theoretical Investigation of Simply-Supported Thin Plates Subjected to Lateral Load and Uniaxial Compression, The Aero. J. of the Royal Aero. Soc., Vol. 72, (1968) pp. 431 ~ 436.
- 4) D. J. Dawe; Application of the Discrete Element Method to the Buckling Analysis of Rectangular Plates under Arbitrary Membrane Loading, The Aero. Quart., (1969) pp. 114 ~ 128.
- 5) A. C. Mills; Experiments on the Buckling of Simply-Supported Rectangular Plates, The Aero. J. of the Royal Aero. Soc., Vol. 73, (1969) pp. 607 ~ 608.
- 6) T. R. G. Smith; The Local Buckling of Box Girders under Bending Stresses, Int. J. Mech. Sci., Vol. 11, (1969) pp. 603 ~ 612.
- 7) W. H. Wittrick & F. W. Williams; Buckling and Vibration of Anisotropic or Isotropic Plate Assemblies under Combined Loadings, Int. J. Mech. Sci., Vol. 16, (1974) pp. 209 ~ 239.

- 8) T. Wah; Buckling of Longitudinally Stiffened Plates, *The Aero. Quart.*, (1967) pp. 85 ~ 99.
- 9) W. H. Wittrick & P. L. V. Curzon; Stability Functions for the Local Buckling of Thin Flat-Walled Structures with the Walls in Combined Shear and Compression, *The Aero. Quart.*, (1968) pp. 327 ~ 351.
- 10) 吉田宏一郎; 帯板要素による平板構造の座屈解析, *日本造船学会論文集*, 第 130 号 (1971) pp. 161-171
- 11) M. J. Sewell; A Method of Post-Buckling Analysis., *J. Mech. Phys. Solids*, Vol. 17, (1967) pp. 219 ~ 233.
- 12) G. G. Pope; On the Bifurcational Buckling of Elastic Beams, Plates and Shallow Shells., *The Aero. Quart.*, (1968) pp. 20 ~ 30.
- 13) K. R. Rushton; Post-Buckling of Rectangular Plates with Various Boundary Conditions., *The Aero. Quart.*, (1969) pp. 163 ~ 181.
- 14) A. C. Walker; The Post-Buckling Behaviour of Simply-Supported Square Plates., *The Aero. Quart.*, Vol. 20, (1969) pp. 203 ~ 222.
- 15) D. W. Murray & E. L. Wilson; Finite-Element Post-Buckling Analysis of Thin Elastic Plates., *AIAA J.*, Vol. 7, No. 10, (1969) pp. 1915 ~ 1920.
- 16) E. F. Masur; Buckling, Post-Buckling and Limit Analysis of Completely Symmetric Elastic Structures., *Int. J. Solids Structures*, Vol. 6, (1970) pp. 587 ~ 604.
- 17) W. J. Supple; Changes of Wave-Form of Plates in the Post-Buckling Range., *Int. J. Solids Structures*, Vol. 16, (1970) pp. 1243 ~ 1258.
- 18) T. Y. Yang; A Finite Element Procedure for Large Deflection Analysis of Plates with Initial Deflections., *AIAA J.*, Vol. 9, No. 8, (1971) pp. 1468 ~ 1473.
- 19) J. Rhodes & J. M. Harvey; The Local Buckling and Post Local Buckling Behaviour of Thin Walled Beams., *The Aero. Quart.*, (1971) pp. 363 ~ 388.
- 20) A. Pifko & G. Isakson; A Finite-Element Method for the Plastic Buckling Analysis of Plates., *AISS J.*, Vol. 7, No. 10, (1969) pp. 1950 ~ 1956.
- 21) K. K. Gupta; On a Numerical Solution of the Plastic Buckling Problem of Structures., *Int. J. for Num. Meth. Eng.*, Vol. 12, (1978) pp. 941 ~ 947.
- 22) 藤田譲, 吉田宏一郎, 高沢誠; 不整量を有する構造物の強度について—初期撓みを有する柱の圧縮強度—, *日本造船学会論文集* 132号 (1972)
- 23) K. W. Neale; Effect of Imperfections on the Plastic Buckling of Rectangular Plates., *JAM Trans. ASME.*, (1975) pp. 115 ~ 120.
- 24) G. L. Gallaher & R. B. Boughan; A Method of Calculating the Compressive Strength of Z-Stiffened Panels that Develop Local Instability., *NACA TN 1482*, (1947).
- 25) B. E. Gatewood & E. L. Williams; Allowable Compressive Stresses in Aircraft Structures., *JAS.*, (1951) pp. 657 ~ 664.
- 26) G. Gerard; The Crippling Strength of Compression Elements., *JAS*, No. 1, (1958) pp. 37 ~ 52.
- 27) H. L. Sujata; The Effective Plate Width of Longitudinally Stiffened Plates at Plastic Buckling., *JAS*, (1962) pp. 269 ~ 283.
- 28) 川井忠彦, 江川幸一; 補強板の圧縮強度に関する一解析, *航空宇宙技術研究所報告 TR-32*, (1962)
- 29) 築地恒夫; 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力(近似解), *航空宇宙技術研究所報告 TR-132* (1967)
- 30) E. F. Bruhn; ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLE STRUCTURES., Tri-State Offset Company, (1969).
- 31) 斉藤浩一, 築地恒夫; L, Z型断面をもつ柱の軸圧縮強度, *航空宇宙技術研究所資料 TM-252*, (1973)
- 32) S. Yusuff; Buckling and Failure of Flat Stiffened Panels., *J. Aircraft*, Vol. 13, No. 3, (1976) pp. 198 ~ 204.
- 33) W. C. Fok, J. Rhodes & A. C. Walker; Local Buckling of Outstands in Stiffened Plates., *Aero. Quart.*, (1976) pp. 277 ~ 291.
- 34) J. Mayers & E. Nelson; Maximum Strength Analysis of Postbuckled Rectangular Plates., *AIAA Paper* pp. 68 ~ 171, (1968).
- 35) A. Suyananarayana & J. Ramachandran; Large Deflections of Rectangular Orthotropic Plates with Nonlinear Stress-Strain Relations., *Computers & Structures*, Vol. 8, (1978) pp. 93 ~ 98.
- 36) R. A. Needham; The Ultimate Strength of Multiweb Box Beams in Pure Bending., *JAS*, (1955) pp. 781 ~ 786.
- 37) T. R. G. Smith; The Post-Buckled Behaviour of

- a Thin-Walled Box Beam in Pure Bending., Int. J. Mech. Sci., Vol. 14, (1972) pp. 711 ~ 722.
- 38) von K. Klöppel, R. Schmied & J. Schubert; Die Traglast mittig und außer mittig gedrückter dünnwandiger Stützen mit Kastenförmigem Querschnitt im überkritischen Bereich unter Verwendung der nichtlinearen Beultheorie, Teil II: Experimentelle Untersuchungen, Vergleich der experimentellen und theoretischen Ergebnisse., Der Stahlbau, (1969) pp. 9 ~ 19 & 73 ~ 83.
- 39) A. M. Freudenthal & P. Y. Wang; Ultimate Strength Analysis of Aircraft Structures., J. Aircraft, Vol. 7, No. 3, (1970) pp. 205 ~ 210.
- 40) 木原博監修, 藤田讓, 楠田忠雄, 川井忠彦; 塑性設計法, 森北出版, (1960)

---

## 航空宇宙技術研究所報告562号

昭和54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町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)千182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---

**Printed in Japan**