

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-32

補強板の圧縮強度に関する一解析

川井忠彦・江川幸一

1962年11月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

TR- 1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960年2月	平木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR- 2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960年5月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR- 3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年8月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR- 4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年9月	佐藤和郎, 永井文雄
TR- 5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年12月	中井暎一, 橋爪 宏 中村泰治
TR- 6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年12月	竹中幸彦
TR- 7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961年1月	村崎寿満
TR- 8	繰返し荷重装置試験の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961年3月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR- 9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961年3月	細川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961年3月	松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961年4月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961年5月	川井忠彦, 埴 武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961年7月	須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961年7月	須郷道也, 小沢五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・校正 Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961年8月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題 の差分法による数値解法 On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961年11月	樋口一雄, 三好 甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density	1961年12月	和田 勇, 細川 巖 三好 甫
TR-18	前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列 の二次元低速翼列性能と回転翼列性能と の比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961年11月	松木正勝

補強板の圧縮強度に関する一解析*

川 井 忠 彦**・江 川 幸 一**

A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates

By Tadahiko KAWAI and Koichi EGAWA

For the last two years one of the authors has been studying the general theory on the instability of thin walled members of open cross section and the theory has been applied to the problems of the ultimate strength of stiffened plates.

As far as the principle of analysis is concerned, their method is much the same as that of Prof. J. H. Argyris. However, they tried to simplify the procedure of calculation for the purpose of practical calculation.

The results of the analysis of the stiffened panel compression tests which were recently carried out at their laboratory duly justified the usefulness of their method.

1. 緒 論

補強板が圧縮荷重を受けるとき、縦補強材の曲げ剛性がある程度以上大きい場合には補強材間の平板パネルにまず座屈を生じ、補強材には撓みを生じない。平板は座屈後有効幅の現象を示して補強材の付近のみが補強材とともに圧縮応力が増加、荷重を負担する。このような状態で荷重が増加したとき補強板全体の最高荷重は、どのような条件のもとに決定されるかについていろいろの考え方があつた。すなわち、

- (1) 補強材とパネルの有効幅の部分で形成された柱の撓み座屈 (Euler Buckling)
- (2) 補強材の曲げ捩り座屈
- (3) 補強材の局部座屈 (自由辺の圧縮による皺波座屈)
- (4) 補強材と平板の取付鋸間における平板の座屈 (鋸間座屈)
- (5) 補強材または平板が材料の極限強さへの到達

いま補強板の最高荷重が、(1)あるいは(2)によって決定される場合の問題は古くから多く

* 昭和 37 年 11 月 12 日 受付

** 機体部

の人々により研究され、いろいろな解析法が発表されているが、大別して二通りの方法が考えられる。

第一の方法は、主としてアメリカにおいて広く採用されているもので、補強板の最高荷重はすべて、板面に平行な軸の回りの曲げ座屈で決定されるとして NASA が長年にわたる理論的研究と膨大な実験結果にもとづいて展開した半理論的半実験的解析法である。第二の方法は、最近の剛性の大きくなった超音速機の主翼パネルを対象として、柱と板とを一体構造として取り扱う進んだ解析法で、英国において J. H. Argyris 教授を中心として展開され、その成果は DATA SHEETS⁶⁾ に集大成されている。その理論は補強材に生ずる座屈変形を精密に考察して有効幅の考えを取り入れ、さらに板の柱に対する拘束作用を考慮した薄肉開断面材の曲げ振り座屈理論である⁵⁾⁹⁾¹⁰⁾。この後者の方法は最近の柱の安定理論に立脚し、精密な点において他に類のない高度な理論といえるであろうが、実際に補強板を設計するにあたってその手続があまりにも煩雑であり、多大の労力を必要とするように思われる。その点前者の方法は理論的な厳密さに欠けるが実用的であり、後で述べるように本報告に引用した実験結果とはよく合った。

しかしながら、その方法は Argyris 教授も述べているように、戦前の航空機翼を対象にして作られたものであり、最近の超音速機のように剛性が大きくなってきたものに対しては次第に適用できなくなるのではないかと思われる。

そこでこの二つの方法の中間をいくような理論を構成して、その実用性を検討するのも無意味ではないと考える。

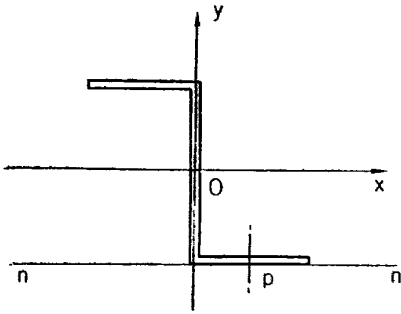
筆者の一人は一昨年来薄肉断面材の安定に関する一般的理論について研究してきたが¹¹⁾¹²⁾¹³⁾¹⁴⁾¹⁵⁾、その一応用として補強板の最高荷重の問題も取り扱った。その方法は原理的には Argyris 教授の方法と同じであるが、実用性という点に重きをおいて計算の手続の簡略化に努力した。そして最近、当所で行なわれた補強板の圧縮試験結果の解析に応用して十分実用性のあることを確認したので報告する次第である。

2. 基礎方程式およびその解法

補強材間の平板が座屈してから補強板の最高荷重が補強材の座屈強度によって決定されるものとする、補強材は平板の面内方向の変位およびその接合線まわりの回転が、平板のスプリング的作用によってある程度拘束された柱と考えることができる。

たとえば、第 1 図のごとく Z 形補強材が、点 P を通り紙面に垂直な線上でリベット等で平板 mn に接合されているとする。

このような場合には、表面 mn に接する補強材の座屈が起こった場合に、平板の面内方向に



第 1 図

は撓み得ないがその平面に直角な方向には撓むことができる。かかる問題を議論する場合、座標軸を柱の断面の主軸方向にとれば煩雑になるのはまぬがれない。そこで座標軸を第 1 図に示すごとく平板面に垂直にとって理論を構成することにする。通常その座標軸は、もはや断面の主軸ではないので、柱の撓みの微分方程式は一般に次のようになる²⁾³⁾。

$$\left. \begin{aligned} M_x &= -EI_{yy} \frac{d^2 v}{dz^2} - EI_{xy} \frac{d^2 u}{dz^2} \\ M_y &= EI_{xx} \frac{d^2 u}{dz^2} + EI_{xy} \frac{d^2 v}{dz^2} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここに

I_{xx}, I_{yy} : y 軸および x 軸まわりの補強材の慣性能率, I_{xy} : x, y 軸に関する慣性乗積

M_x, M_y : x, y 軸に関する外力の曲げモーメント

これらの式を二回 z で微分し、 x, y 方向の分布横荷重の強さをそれぞれ q_x, q_y とすれば

$$\left. \begin{aligned} q_x &= EI_{xx} \frac{d^4 u}{dz^4} + EI_{xy} \frac{d^4 v}{dz^4} \\ q_y &= EI_{yy} \frac{d^4 v}{dz^4} + EI_{xy} \frac{d^4 u}{dz^4} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

第 2 図のごとく任意の形をした断面を考え、 P 点 (x_p, y_p) の繊維が x 方向には撓むことが

できないと仮定する。

剪断中心軸 $S(x_0, y_0)$ の x 方向、 y 方向の撓みを u, v 、そのまわりの回転角を φ とすると、 P 点の繊維の変位 u_p, v_p は次のごとくなる。

$$u_p = u + \varphi(y_0 - y_p)$$

$$v_p = v - \varphi(x_0 - x_p)$$

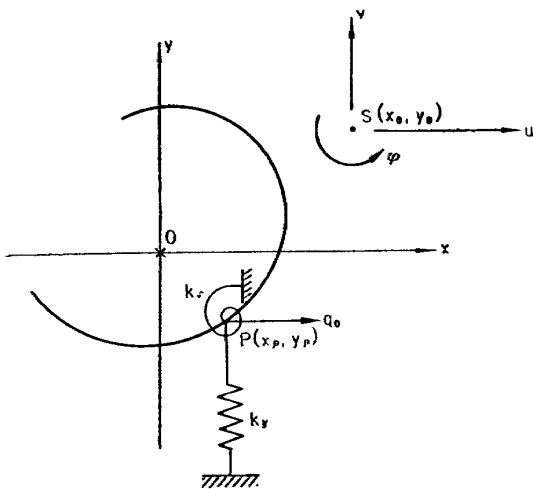
P 点における拘束条件 $u_p = 0$ より

$$u + \varphi(y_0 - y_p) = 0 \quad (3)$$

この拘束により、 x 軸に平行な力が点 P を通る軸に沿って連続的に分布することになる。いま、こ

の力の強さを q_0 とすれば、(2) 式の q_x, q_y は次のごとく与えられる。

$$q_x = -P \left(\frac{d^2 u}{dz^2} + y_0 \frac{d^2 \varphi}{dz^2} \right) + q_0$$



第 2 図

$$q_v = -k_y[v - (x_0 - x_p)\varphi] - P\left(\frac{d^2 v}{dz^2} - x_0 \frac{d^2 \varphi}{dz^2}\right)$$

これらの式を (2) 式に代入すれば

$$\left. \begin{aligned} q_0 &= P\left(\frac{d^2 u}{dz^2} + y_0 \frac{d^2 \varphi}{dz^2}\right) + EI_{xx} \frac{d^4 u}{dz^4} + EI_{xy} \frac{d^4 v}{dz^4} \\ EI_{yy} \frac{d^4 v}{dz^4} + EI_{xy} \frac{d^4 u}{dz^4} + P\left(\frac{d^2 v}{dz^2} - x_0 \frac{d^2 \varphi}{dz^2}\right) + k_y[v - (x_0 - x_p)\varphi] &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

(4) の第二式に (3) 式を代入すると、次のような v と φ のみを含む方程式となる。

$$EI_{yy} \frac{d^4 v}{dz^4} + P \frac{d^2 v}{dz^2} - EI_{xy}(y_0 - y_p) \frac{d^4 \varphi}{dz^4} - P x_0 \frac{d^2 \varphi}{dz^2} + k_y[v - (x_0 - x_p)\varphi] = 0 \quad (5)$$

v と φ に関する第二の方程式は、梁の捩れに対する考察から求められる。すなわち、

$$\begin{aligned} EI_w \frac{d^4 \varphi}{dz^4} + (Pr^2 - GK) \frac{d^2 \varphi}{dz^2} + P\left(y_0 \frac{d^2 u}{dz^2} - x_0 \frac{d^2 v}{dz^2}\right) - q_0(y_0 - y_p) \\ - k_y[v - (x_0 - x_p)\varphi](x_0 - x_p) + k_\varphi \varphi = 0 \end{aligned}$$

(3) 式および (4) 式を用い、この式より u および q_0 を消去すれば

$$\begin{aligned} E\{I_w + (y_0 - y_p)^2 I_{xx}\} \frac{d^4 \varphi}{dz^4} - EI_{xy}(y_0 - y_p) \frac{d^4 v}{dz^4} + \{P(r_0^2 + y_p^2 - y_0^2) - GK\} \frac{d^2 \varphi}{dz^2} \\ - P x_0 \frac{d^2 v}{dz^2} - k_y[v - (x_0 - x_p)\varphi](x_0 - x_p) + k_\varphi \varphi = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

なる式が得られる。

したがって (5) 式 (6) 式の v および φ に関する連立微分方程式を解けば、座屈荷重が定まることになる。

さて、この報告で紹介する実験では、補強板を平押し (Flat End) の状態に支持したので、各補強材については両端の境界条件が v に対しても φ に対しても固定であると考えてよいから、撓み $v(z)$ 、捩り $\varphi(z)$ は次のように仮定することができる。

$$\left. \begin{aligned} v(z) &= \sum_{n=1}^{\infty} b_n v_n(z) \\ \varphi(z) &= \sum_{n=1}^{\infty} c_n v_n(z) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

ここに $v_n(z)$ は両端固定梁の正規固有函数である⁷⁾⁸⁾。(7) 式を (5), (6) 式に代入し、両辺を z について零から L まで積分すると固有函数の直交性:

$$\int_0^L v_m(z) v_n(z) dz = \delta_{mn}$$

から b_n および c_n にかんする無限次元連立一次方程式が次のように導かれる。

$$\left. \begin{aligned}
& \left(\frac{\gamma_n^4 EI_{yy}}{L^4} + k_y \right) b_n - \left\{ EI_{xy} (y_0 - y_p) \left(\frac{\gamma_n}{L} \right)^4 + k_y (x_0 - x_p) \right\} c_n \\
& + \sum_{m=1}^{\infty} P (b_m - x_0 c_m) A_{mn} = 0 \\
& - \left\{ EI_{xy} (y_0 - y_p) \left(\frac{\gamma_n}{L} \right)^4 + k_y (x_0 - x_p) \right\} b_n \\
& + \left\{ \left(\frac{\gamma_n}{L} \right)^4 E [I_w + (y_0 - y_p)^2 I_{xx}] + k_y (x_0 - x_p)^2 + k_\varphi \right\} c_n - P x_0 \sum_{m=1}^{\infty} b_m A_{mn} \\
& + \{ P (r_0^2 + y_p^2 - y_0^2) - GK \} \sum_{m=1}^{\infty} c_m B_{mn} = 0
\end{aligned} \right\} \quad (8)$$

ここに

$$A_{mn} = \int_0^L \frac{d^2 v_m}{d\xi^2} v_n d\xi \quad B_{mn} = - \int_0^L \frac{d v_m}{d\xi} \frac{d v_n}{d\xi} d\xi$$

γ_n は第 n 次の固有函数に対応する固有値である。

座屈特有方程式 (8) の第一近似は $n=1$ として得られる二式より b_1 および c_1 を消去して次のように求められる*。

$$\left| \begin{array}{cc}
\frac{4\pi^2 EI_{yy}}{L^2} - P + \frac{k_y L^2}{12.3026} & - \left\{ \frac{4\pi^2 EI_{xy} (y_0 - y_p)}{L^2} - x_0 P + \frac{k_y L^2}{12.3026} \right\} \\
- \left\{ \frac{4\pi^2 EI_{xy} (y_0 - y_p)}{L^2} - x_0 P + \frac{k_y L^2}{12.3026} \right\} & \left\{ I_w + (y_0 - y_p)^2 I_{xx} \right\} \left(\frac{4\pi^2 E}{L^2} \right) + GK \\
& + \frac{\{ k_y (x_0 - x_p)^2 + k_\varphi \} L^2}{12.3026} - P (r^2 + y_p^2 - y_0^2)
\end{array} \right| = 0 \quad (9)$$

特に I 形材およびハット形材のような一軸対称断面材の場合には、 y 軸が対称軸となるので

$$I_{xy} = 0, \quad x_0 = 0$$

さらに板の柱の y 方向の変位に対する拘束力が小さい場合には k_y は無視してさしつかえないから

$$P_{cr} = \frac{4\pi^2 EI_{yy}}{L^2} \quad (10)$$

または

$$P_{cr} = \frac{1}{r^2 + y_p^2 - y_0^2} \left[\frac{4\pi^2 E}{L^2} \{ I_w + (y_0 - y_p)^2 I_{xx} \} + GK + \frac{k_\varphi L^2}{12.3026} \right]$$

* 文献 7) または 8) の数値表によれば $\gamma_1^4 = 500.5639$, $H_{11} = 12.30212$ であるから $\frac{\gamma_1^4}{H_{11}} = 40.6892 \doteq 4\pi^2$

となる。したがって次の (9) 式では $\frac{\gamma_1^4}{H_{11}}$ を $4\pi^2$ とした。

すなわち補強材は、Z形およびJ形のような非対称断面材の場合には曲げと捩りの連成座屈を起し、I形やハット形断面の場合には y 方向の純曲げ座屈または純捩り座屈を起こすことになる。以上が本報告において述べようとする理論の骨子であって、補強板の最高荷重の理論解析値を求めるためには(9)式あるいは(10)式より補強材の座屈荷重を計算し、外板の座屈荷重および外板の有効幅を考慮に入れて補強板パネルの最高荷重を決定しなければならない。

3. 補強板の圧縮試験

著者の所属する科学技術庁航空技術研究所において、実機に使用する主翼パネルの圧縮試験が行なわれたが、その試験結果について述べるのが本節の目的である。

試験は実機と同じ製造行程により、製作し、検査に合格した主翼上面パネルの一部を取り出して作製したものであるが、補強材としてZ形、J形、I形およびハット形の四種を用い、各3本の補強材の取り付けられた補強板を各シリーズについて6枚、したがって総計24枚の試験片が準備された。そして当研究所に設備されている島津製作所万能試験機 TYPE REH-100 TV (容量 100 t) を用いて、補強板の荷重のかからない二辺は単純支持の状態、荷重辺は精密な機械仕上げを行ない、平押し (Flat End) の状態で圧縮荷重を加え外板および補強材に生じた座屈変形を観察し最高荷重を求めた。

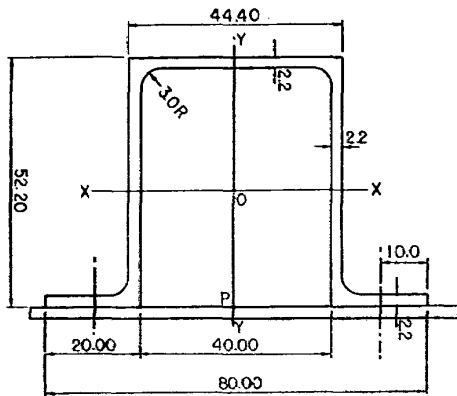
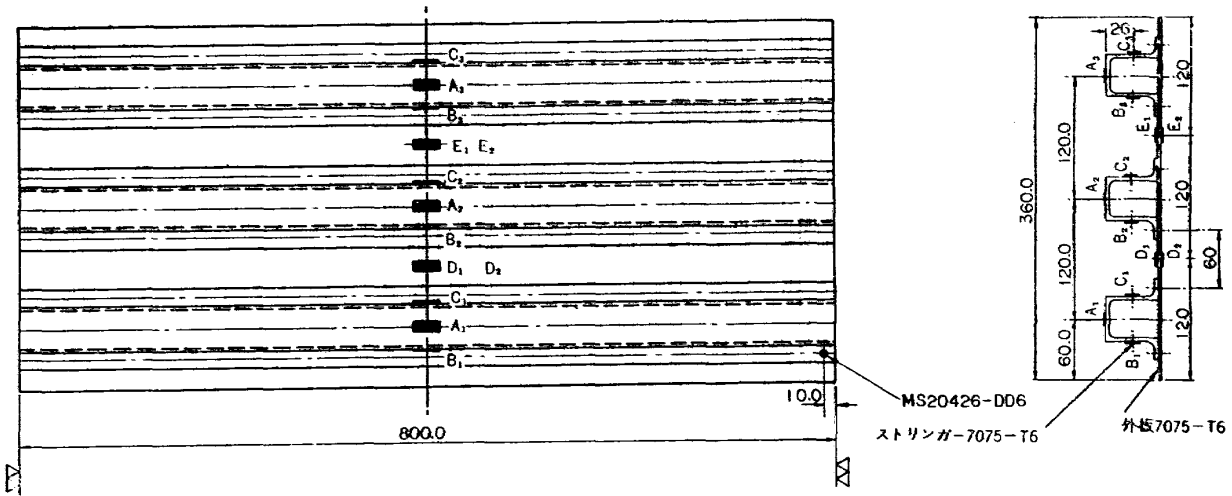
試験片の材料は 7075 T-6 アルミニウム合金で、この材料の機械的性質は次のとおりである^{*4)}。

第 1 表 7075 T-6 の機械的性質

Material	Ultimate Tensile Stress	Tension Yield Stress	Compression Yield Stress	Ultimate Shearing Stress	Modulus of Elasticity		Shearing Modulus Elasticity	Weight
	F_{tu}	F_{ty}	F_{cy}	F_{su}	Tension	Compression	G	w
					E	E_c		
Sheet	ksi 77	ksi 67-66	ksi 68-71	ksi 46	$\times 10^3$ ksi 10.3	ksi 10.5	$\times 10^3$ ksi 3.90	lb/in ³ 0.101
Die Forgings	75-71	65-62	65-58	45	10.3	10.5	3.90	0.161
Extruded Shapes	78-66	70-58	70	43	10.3	10.5	3.90	0.101

* 正確には補強板を構成する外板および補強材の材料試験の結果を基にして補強板の座屈強度を推定すべきであるが、材料試験の資料がないために一応 ANC-5 Bulletin, Strength of Metal Aircraft Element に出ている諸常数を用いることにした。なお、材料試験の代りに桁フランジおよび補強材の圧壊試験が行なわれ、その実験値があるのでそれを基にした圧縮強度の推定も同時に行ない理論解析値との比較を行なった。(第4表および第6表参照)

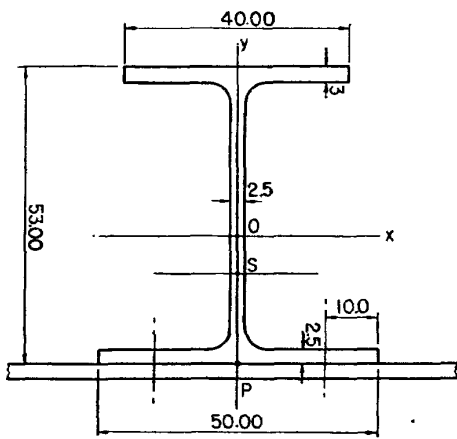
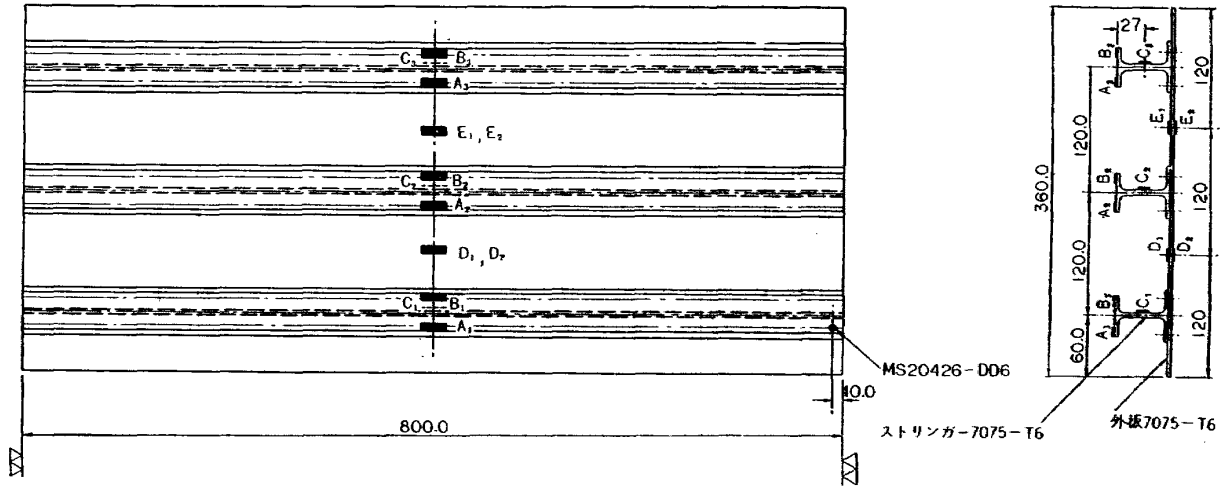
また試験片の主要寸法, その他を示すと次のごとくなる。



剪断中心の x, y 軸に関する座標	x_0	0 mm
	y_0	19.84 mm
補強材拘束点 (P) の座標	x_p	0 mm
	y_p	-24.54 mm
x, y 軸に関する慣性能率*	I_{xx}	—
	I_{yy}	—
	I_{xy}	—
主慣性能率	I_{XX}	—
	I_{YY}	258480.267 mm ⁴
断面積	A	403.70 mm ²
St. Venant の捩れ剛性*	K	—
曲げ捩れ剛性*	I_0	—
極慣性半径*	r_0^2	—

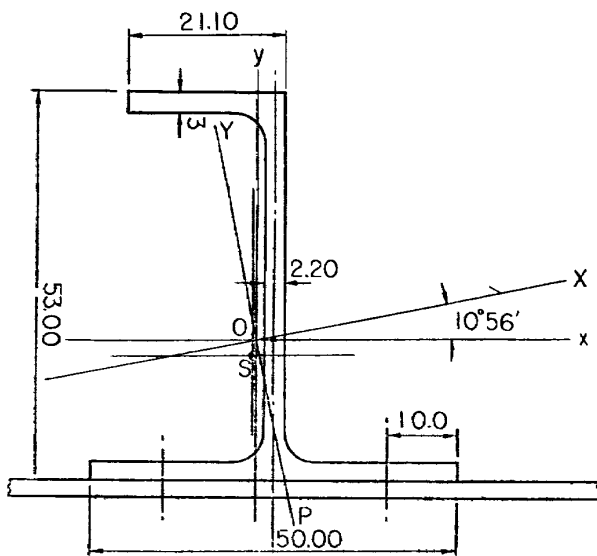
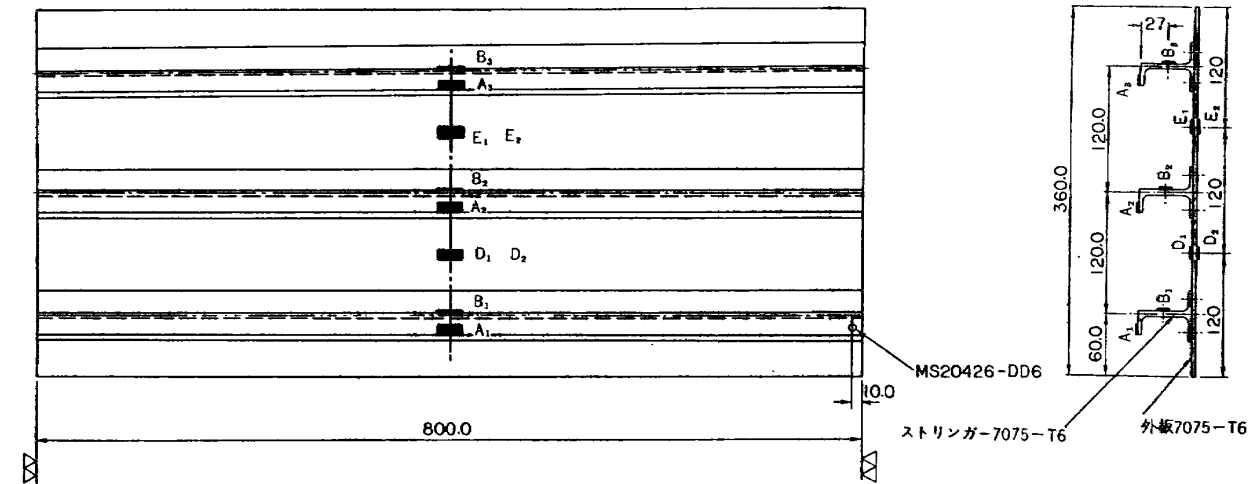
*) 理論計算に必要なでないから省略した

第3図 Aシリーズ試験片主要寸法および諸断面係数



剪断中心の x, y 軸に関する座標	x_0	0 mm
	y_0	-6.86 mm
補強材拘束点 (P) の座標	x_p	0 mm
	y_p	24.73 mm
x, y 軸に関する慣性能率	I_{xx}	—
	I_{yy}	—
	I_{xy}	0 mm
主慣性能率	I_{XX}	42,083.82 mm ⁴
	I_{YY}	171,352.10 mm ⁴
断面積	A	357.20 mm ²
St. Venant の捩れ剛性	K	739.02 mm ²
曲げ捩れ剛性	I_0	25,025,426.5 mm ⁶
極慣性半径	r_0^2	610.69 mm ²

第4図 Bシリーズ試験片主要寸法および断面諸係数



剪断中心の x, y 軸に関する座標	x_0	-0.57 mm
	y_0	-2.16 mm
補強材拘束点 (P) の座標	x_p	2.23 mm
	y_p	-21.34 mm
x, y 軸に関する慣性能率	I_{xx}	33,865.93 mm ⁴
	I_{yy}	133,041.48 mm ⁴
	I_{xy}	-19,894.23 mm ⁴
主慣性能率	I_{XX}	30,023.91 mm ⁴
	I_{YY}	136,883.51 mm ⁴
断面積	A	295.80 mm ²
St. Venant の捩れ剛性	K	1,490.70 mm ⁴
曲げ捩れ剛性	I_ω	724,819.00 mm ⁴
極慣性半径	r_0^2	564.26 mm ⁴

*) x, y 軸は主軸であるから下の表と同じである。

第5図 Cシリーズ試験片主要寸法および諸断面係数

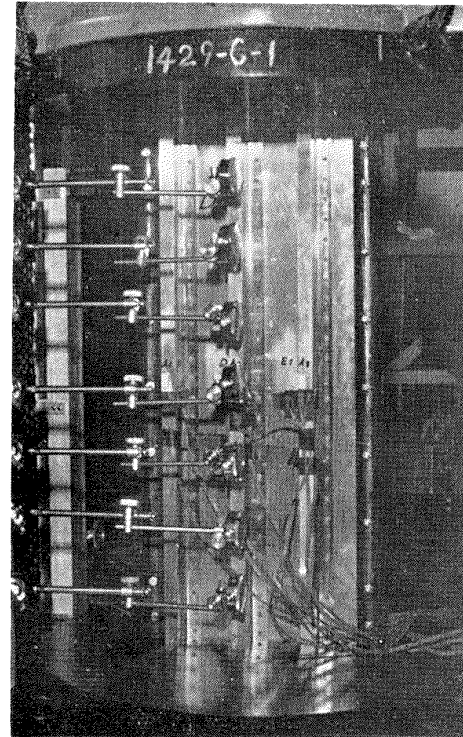
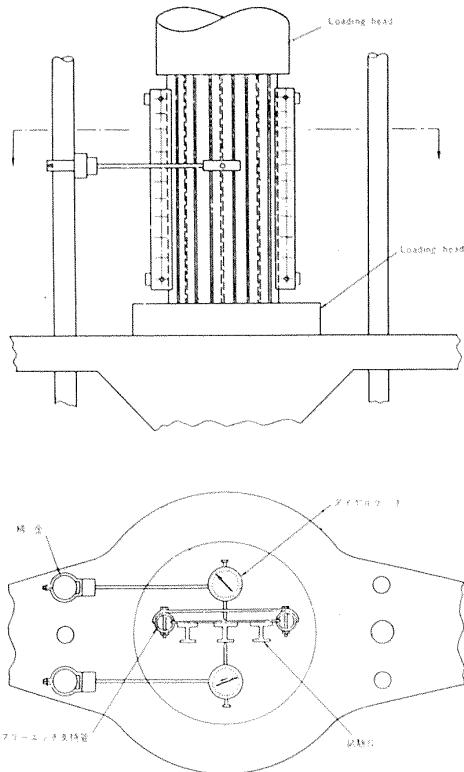


写真 1.

第 7 図 圧縮試験装置

また、各荷重段階における試験片の座屈変形の模様を歪ゲージおよびダイヤルゲージにより計測したが、その取付け配置は上に示したとおりである。どのシリーズの試験においても、注意深く荷重辺を仕上げてその平行度を高めてあるにもかかわらず、負荷の極く初期の段階において一様な圧縮状態を実現させることは非常に困難であった。しかし、ある程度荷重が大きくなると材料がアルミ合金のため、比較的簡単に荷重の一様性が保たれるようになり、この状態は外板が初期座屈を起こす所まで持続された。(厳密に考えると試験片が一様圧縮状態にあることは補強板の圧縮試験においては皆無といって良く、試験片は負荷の初期段階から曲り出す。したがって歪ゲージの読みがそろわないのは当然であって、実験データを観察すると少しずつ補強材および外板が曲げ変形を起こしていくのがわかる。しかしながら、その変形量が負荷初期の段階では相当な範囲にわたってあまり大きくならない状態におかれていることがわかった。この状態はほぼ一様圧縮状態と考えて良いであろう。) 外板の初期座屈ということも、厳密な意味においては考えられないが、歪ゲージの読みが表面と裏面とで大きく変化した段階をもって板に座屈変形がきたと考える。外板の座屈荷重の決定法には、吉識教授の δ^2 法、Cox の方法など各種の方法¹⁾があるがダイヤルゲージによる板の撓みの測定は、詳しく行っていないので歪ゲージの実験データを用い Cox の方法で推定した。その結果は後で述べるが、大体どのシリーズの実験においても外板は五波長の座屈変形を起こし、荷重辺に平行な断面での撓みモードは、常に補強材の位置が節になるような正弦波形を示していた。このことか

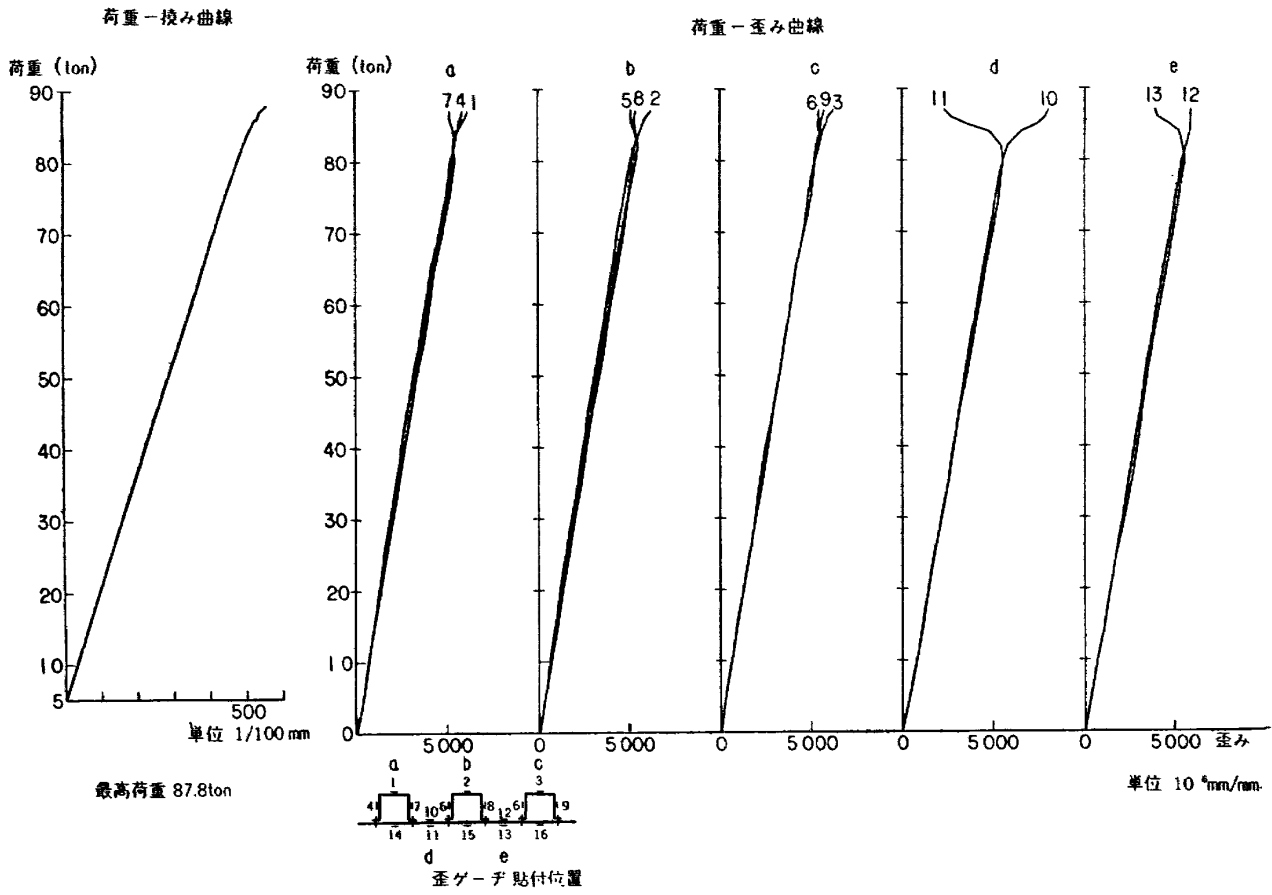
ら考えると補強材の外板に対する拘束度は単純支持の状態に近いといえる。実際単純支持端として外板の座屈荷重を求めた結果と実験値とは相当良く一致していた。外板座屈後は板は有効幅の現象を示し、以後の荷重の増分は3本の補強材によって保持され、従来展開されてきた理論のごとく、板の有効幅を考慮した3本の独立した柱の挙動に近い変形を示すのが観察された。しかし、外板座屈後は、次第に一樣圧縮の状態は失われていき、いずれか一本の補強材が次第に強く圧縮されるような変形状態に移行していくのが見られた。そしてZ形およびT形材の場合は、柱の断面が非対称であるため曲げと捩りの連成した変形状態を呈し、I形およびハット形材では、断面の対称性のために捩れ変形は現われず、I形材の場合にはいずれも自由端フランジの局部座屈により、ハット形材の場合には断面の壁面座屈によりパネルの最高荷重が決定された。いずれにしても7075 T-6は非常に脆いので、最高荷重の近傍におけるパネルの挙動を詳しく調べることは困難であった。

ハット形試験片の場合は、補強材間の外板の幅が他の試験片に比べて非常に小さかったので、予想したごとく外板の座屈荷重とパネル全体の最高荷重が非常に接近しているのが観測された。他のシリーズの試験片の場合は外板の初期座屈荷重とパネル全体の最高荷重の間に相当なひきか認められた。なお、リベットの鉋間座屈に関しては、Z形材の場合を除いてほとんどそれらしき座屈変形は認められなかった。Z形材の場合、一列鉋のためパネル全体は補強材の曲げ捩れ座屈によって最高荷重に到達したと考えられるが、鉋間にも相当大きな座屈変形の認められる場合が二三あった。

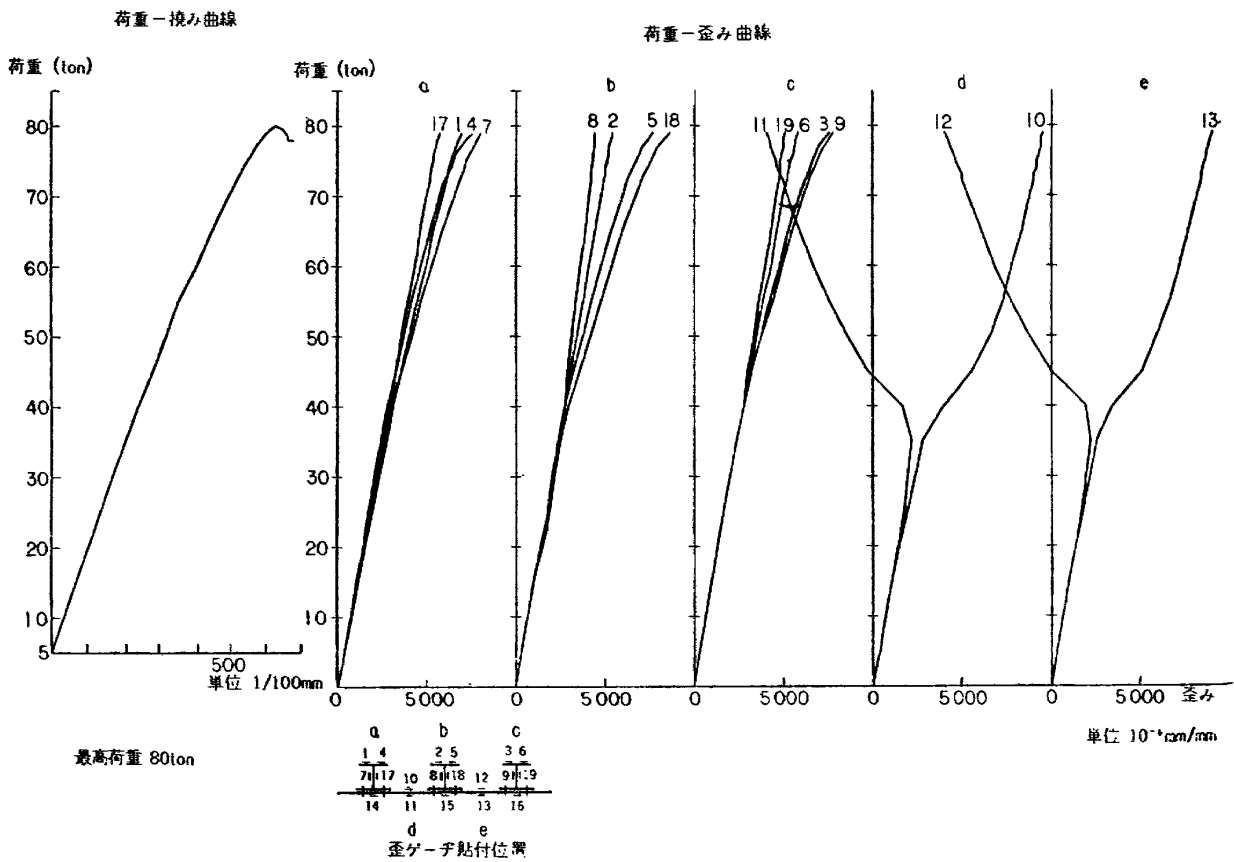
各シリーズごとに得られた実験結果、代表的な荷重-撓み曲線および荷重-歪み曲線を以下に示す。また、最後に圧縮試験中および完了後の試験片の状態を示す代表的な写真を掲げておく。

第2表 補強板圧縮試験結果

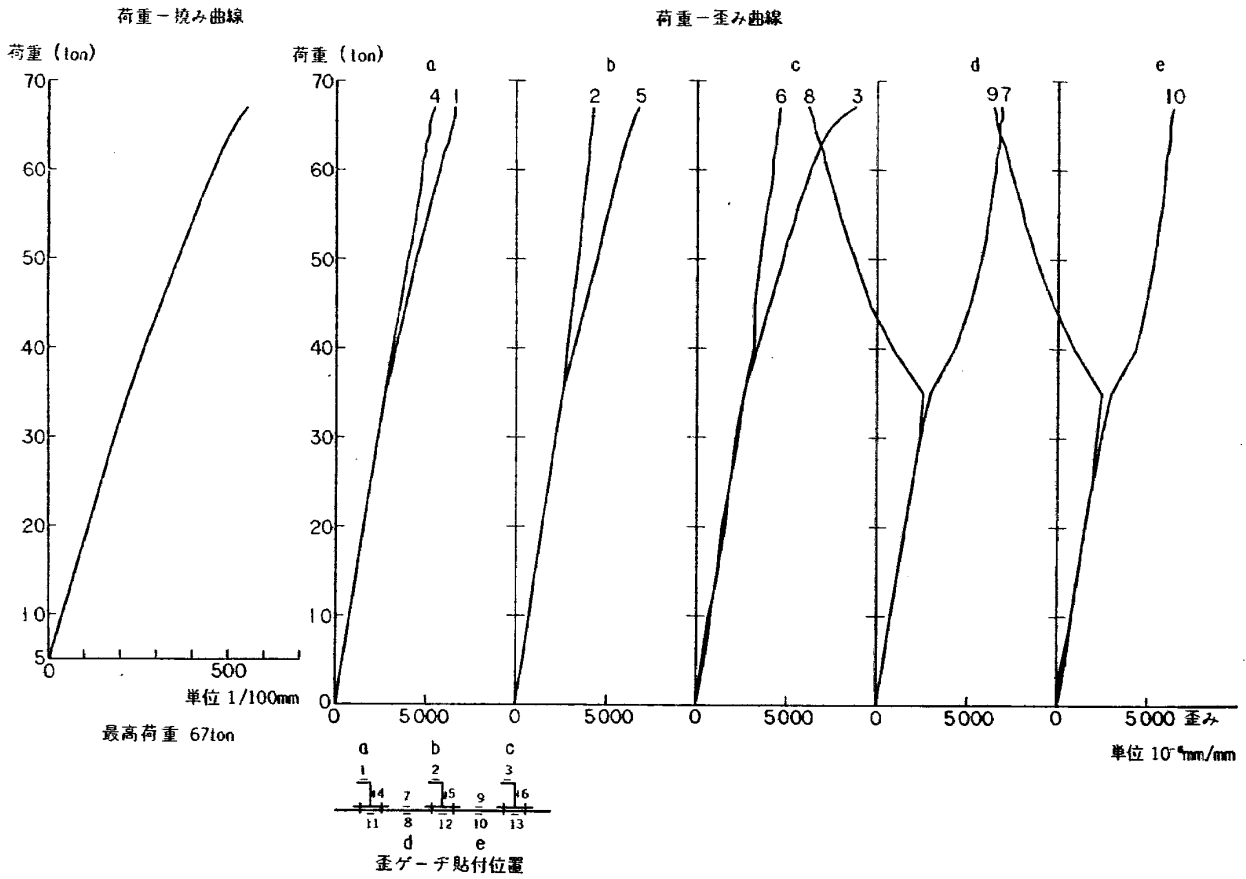
(a) 補強板の最高補荷重 P_{ult}					(b) 外板の座屈荷重 P_{bu}				
試験シリーズ 試験片番号	A	B	C	D	試験シリーズ 試験片番号	A	B	C	D
1	87.8 t	80.0 t	65.0 t	45.3 t	1	80.0 t	30.0 t	29.5 t	20.0 t
2	86.1	81.3	67.0	48.9	2	75.0	32.5	32.5	26.5
3	86.8	79.0	68.1	47.1	3	75.0	33.8	32.5	22.5
4	82.0	80.6	66.1	45.8	4	76.0	45.0	35.0	24.0
5	83.9	76.9	67.6	46.2	5	79.0	40.0	35.0	26.5
6	86.1	78.2	66.1	47.9	6	76.0	35.0	35.0	22.5
実験値平均	85.45	79.34	66.62	45.4	実験値平均	76.8	36.04	33.25	24.5



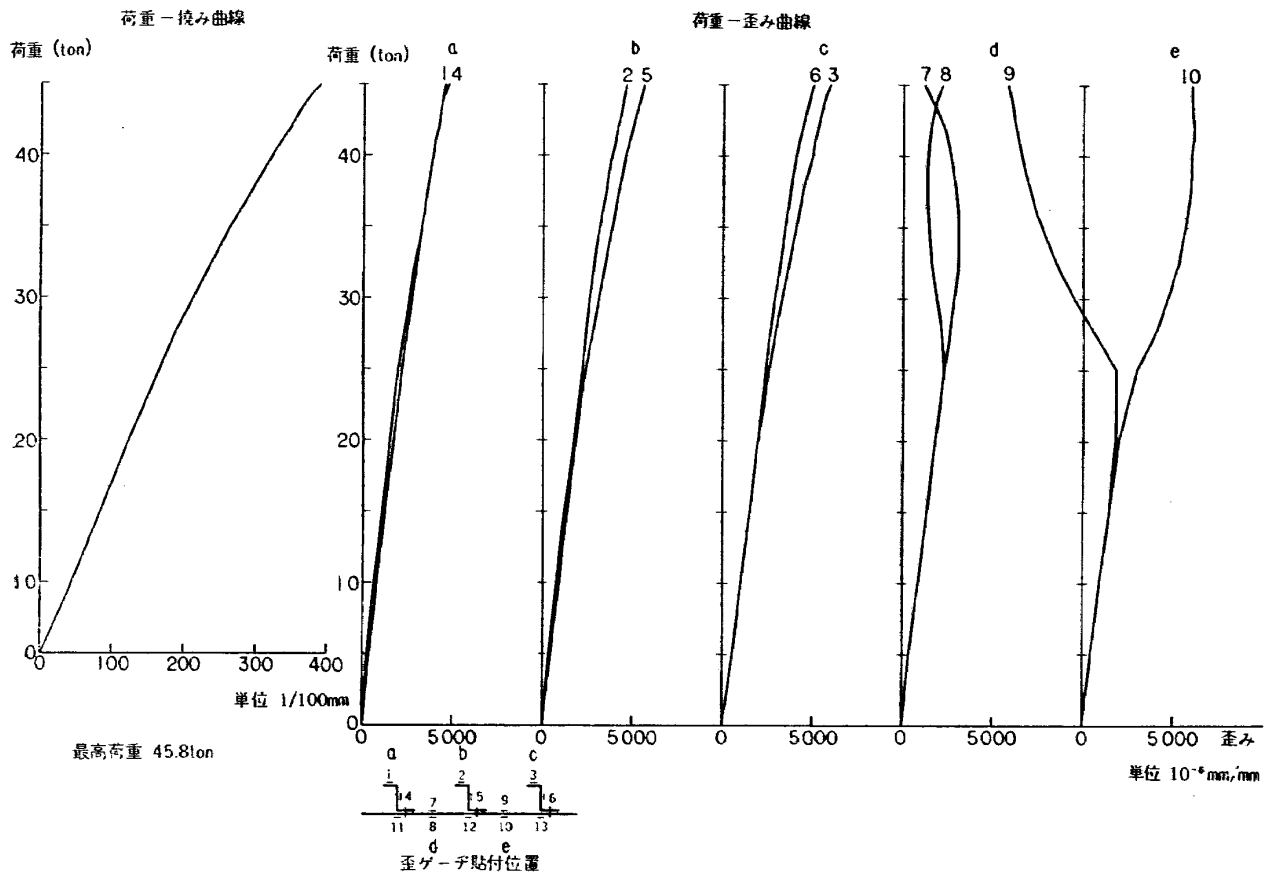
第 8 図 A シ リ ー ズ



第 9 図 B シ リ ー ズ



第 10 図 C シ リ ー ズ



第 11 図 D シ リ ー ズ

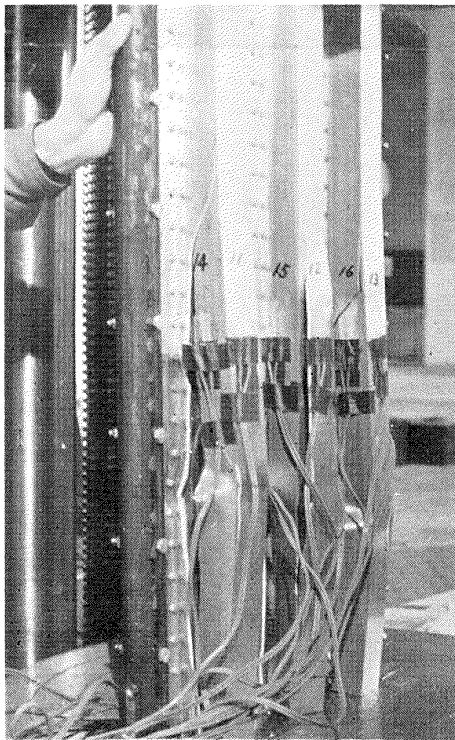


写真 2. Aシリーズ試験片

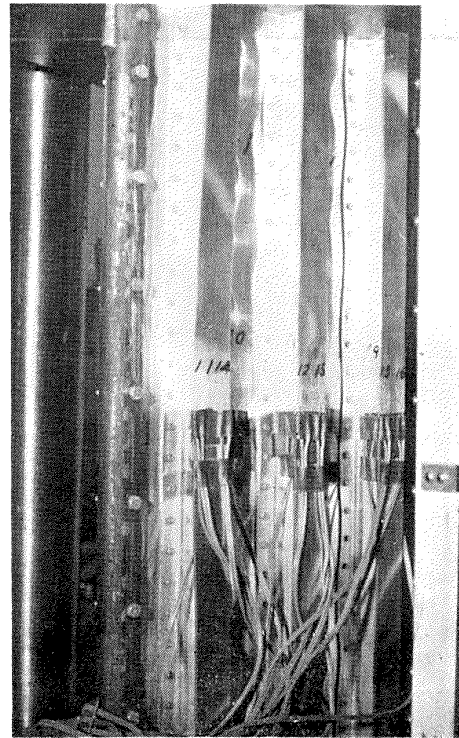


写真 3. Bシリーズ試験片

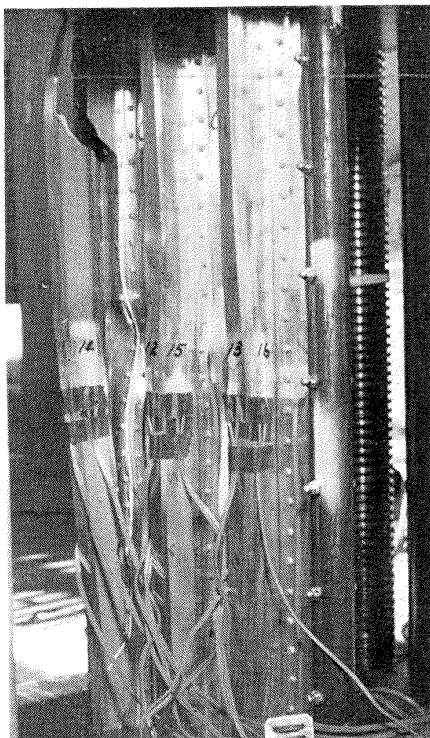


写真 4. Cシリーズ試験片

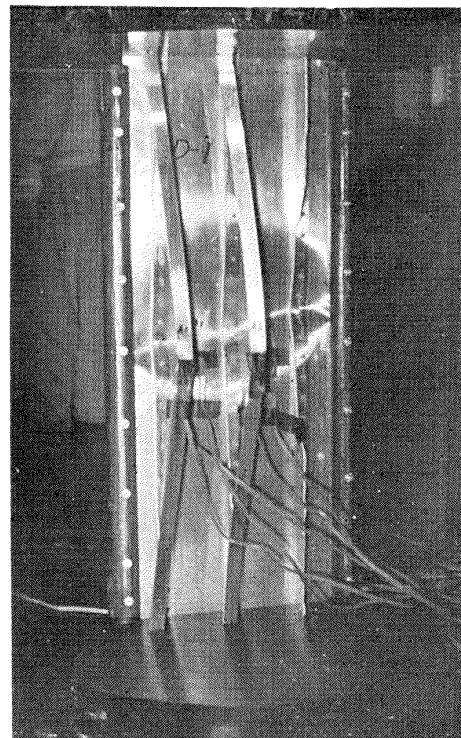


写真 5. Dシリーズ試験片

4. 実験結果の解析

以上に得られた実験結果と理論解析の結果を比較検討するために(9)式および(10)式を用いて各シリーズの補強板について、その最高荷重 P_{ult} およびパネルの座屈荷重 P_{bu} を計算した。

補強材の形状よりわかるごとく A, B シリーズは、対称断面材であり、C, D シリーズは、非対称断面材であるから後者の場合、曲げ捩りの連成座屈によって補強板の最高荷重が決定された。そこで本報告の目的とするところから考えて Z 型材の曲げ捩り座屈 (D シリーズ試験) を主体にして、その結果を議論することにする。

(i) D シリーズ試験片実験結果の解析

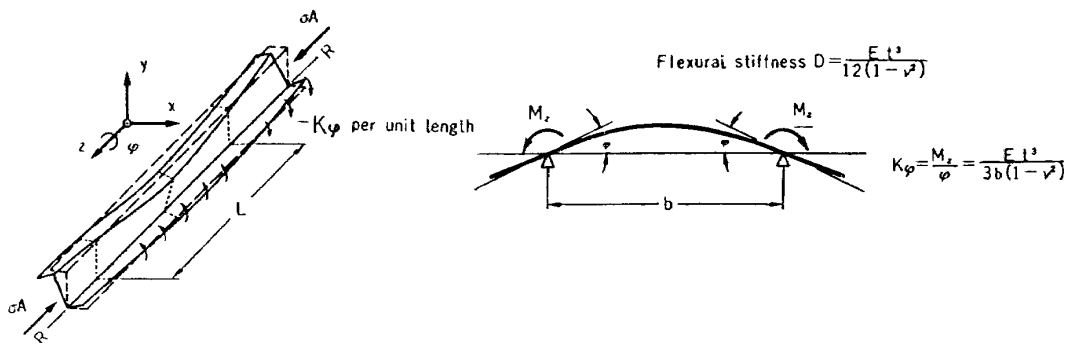
(9) 式の座屈荷重の計算に必要な Z 型材の断面の諸数値は、第 9 図にすでに与えてある。板の柱に対するスプリング力 k_y, k_ϕ を推定する必要があるが、前にも述べたように k_y は無視することができるが、 k_ϕ は相当な拘束力を呈すると考えられる。外板座屈後の板のスプリング力 k_ϕ の推定はむずかしい問題であるが、次のような考え方で k_ϕ を推定してみることにする⁹⁾¹⁰⁾。すなわち、 k_p, k_s および k_r をそれぞれ P 点のまわりの廻転に対する板、補強材 (局部的変形の場合にのみ考慮) およびリベットの剛性とする、これらのスプリングは補強材に対して並列 (series) の状態で働くと考えられるから、それらの全体の剛性 k_ϕ は次式で表わすことができる⁹⁾。

$$\frac{1}{k_\phi} = \frac{1}{k_p} + \frac{1}{k_s} + \frac{1}{k_r} \tag{11}$$

ここで鋸のスプリング力 k_r は実験的にしか求められぬであろうし、他の二つの力に比べて小さいと考えられるからこれを無視すると

$$k_\phi = \frac{k_p k_s}{k_p + k_s} \tag{12}$$

となる。いま、 k_p を推定するため補強材間の板の部分につき、その長さ方向に単位幅の部分を考え、これを両端支持の梁とみなして k_p を次のように計算する。すなわち、外板が第 12 図の



第 12 図 スプリング反力 k_p の近似式

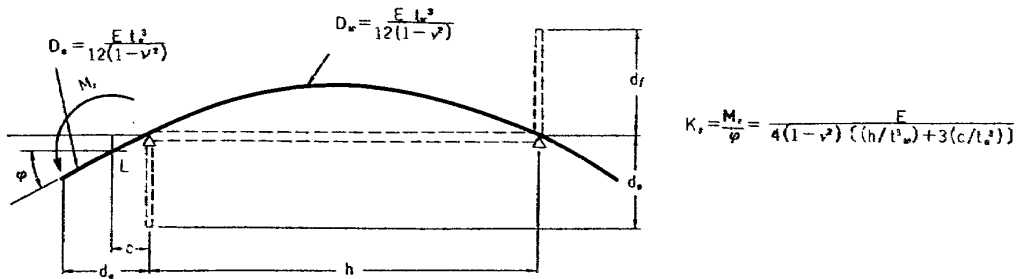
ごとく非対称変形を起こす場合には、材料力学の Moment-Area Method を応用して

$$\varphi = \frac{\frac{b}{2} \cdot \frac{1}{2} \left(\frac{M_z}{D} \right) b}{b} = \frac{M_z b}{4D}$$

したがって、定義から

$$k_p = \frac{M_z}{\varphi} = \frac{Et^3}{3b(1-\nu^2)} \quad (13)$$

また、スプリング力 k_s は補強材を延して一本の梁となし、フランジとウェブの結合点で支持されているとみなして、リベット線に沿ってモーメントが働くと考えて計算した。すなわち、Moment-Area Method により



第 13 図 スプリング反力 k_s の近似式

$$\varphi = \varphi_1 + \varphi_2$$

として

$$\varphi_1 = \frac{M_z c}{D_a}$$

$$\varphi_2 = \frac{1}{h D_w} \left[\frac{1}{2} M_z h \left(\frac{h}{6} + \frac{h}{2} \right) \right] = \frac{M_z h}{3 D_w}$$

ここに D_a, D_w はリベットに接着されているフランジ部分およびウェブの板と考えた場合の曲げ剛性を示す。したがって

$$k_s = \frac{M_z}{\varphi} = \frac{E}{4 \left[\frac{h}{t^3} w + 3 \left(\frac{c}{t^3} a \right) \right]} \quad (14)$$

スプリング反力 k_p, k_s の推定にあたって平板は座屈していないと仮定している。実際には外板が座屈を起こしているため、その座屈変形のために拘束力はもっと大きくなるであろう。しかしながら、座屈特有方程式 (9) が第一近似式であり、また実際問題としてこの他に考慮すべきいろいろな因子も無視していることを考えて、これ以上精密な k_p の推定は行なわないことにする。

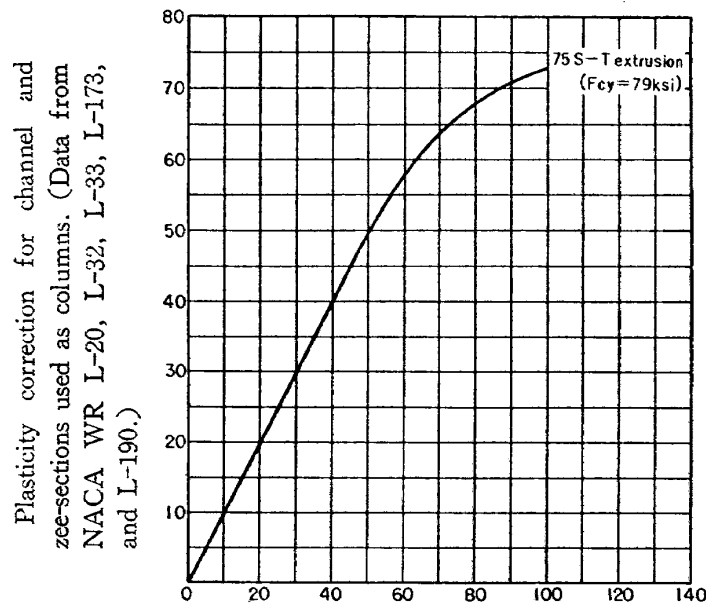
さて、以上の結果を用いて k_p を計算し、すべての必要な数値を (9) 式は代入して座屈特有方程式を求めてみると次のようになる。

$$\begin{vmatrix} 0.0268 - \frac{\sigma}{E} & -\left(0.0544 + 3.16 \frac{\sigma}{E}\right) \\ -\left(0.0544 + \frac{\sigma}{E}\right) & 8.0294 - 1154.86 \frac{\sigma}{E} \end{vmatrix} = 0 \quad (15)$$

ここに、 $\sigma = P/A$ (座屈応力)である。柱の細長比 L/r_x が 38.4 で短柱の領域にあるため弾性ヤング率は使用できない。そこで座屈応力 σ_{cr} の代わりに座屈歪 ε_{cr} をまず求めて見ると、次のようになる。

$$\varepsilon_{cr} = \frac{\sigma_{cr}}{E} = 0.0067$$

この値は実験値とよく一致している。座屈応力 σ_{cr} はアメリカで広く用いられている方法に従って、まず見かけの座屈応力 σ_{cr}^{app} を求め、次に Plasticity Correction を行なって σ_{cr} を決定する⁴⁾。この場合 $\sigma_{cr}^{app} = 70.35 \text{ ksi}$ となるから、第 14 図を使用して



第 14 図

$$\sigma_{cr} = 63.5 \text{ ksi}$$

となる。さて、パネル全体の最高荷重を計算するため、平板の支持辺および補強材に対する有効幅を考慮する。板の有効幅についてはいろいろな理論があるが、これもアメリカの航空機工場でも広く使用されている方法に従うことにする。第 3 表より試験片の支持辺の有効幅 b_e は

$$b_e = 1.92''$$

となる。一方、補強材の有効幅 b_e は

$$b_e = 0.1547 \sqrt{\frac{10.5 \times 10^6}{63,500}} = 1.989''$$

と決定される。したがって一様圧縮状態にパネルがあるならば、一本の補強材の座屈荷重（最

第 3 表 Effective Widths and Crushing Loads for Sheet
Simply Supported along Both Unloaded Edges

$$P=1.70 t^2 \sqrt{E F_{cy}}$$

t	$\phi(b_e)$	$\theta(P_{cc})$	75 S-T6	
	$b_b = \phi(b_e) \times \sqrt{E/F_{cy}}$	$P_{cc} = \theta(P_{cc}) \times \sqrt{E F_{cy}}$	$E = 10,500 \text{ ksi}$ $F_{cy} = 68 \text{ ksi}$	
			b_e	P_{cc}
in	in	kips	in	kips
0.025	0.0425	0.00106	0.53	0.90
0.032	0.0544	0.00174	0.68	1.47
0.040	0.0680	0.00072	0.84	2.30
0.051	0.0867	0.00442	1.08	3.74
0.064	0.1988	0.00696	1.35	5.88
0.072	0.1224	0.00880	1.52	7.45
0.081	0.1377	0.01115	1.71	9.42
0.091	0.1547	0.01408	1.92	11.90
0.102	0.1734	0.01769	2.16	14.94
0.125	0.0125	0.02625	2.64	22.44

b_e = minimum width for which the listed value of P_{cc} is applicable.

P_{cc} = crushing load for all widths in excess of b_e .

大荷重といってもよい) P_{max} は次のようになる。

$$P_{max} = 63.5(0.370 + 0.09 \times 1.989) = 34.86 \text{ kips}$$

これよりパネル全体の最高荷重 P_{ult} は次のようにして計算される。前にも述べたように、補強材 A と支持辺との間の部分は $b_e = 1.92''$ より小さいので、若干応力が高くなっていると考えられるが、実験データがないので、一応 $F_{cy} = 68 \text{ ksi}$ をもって、その間の圧縮応力とし、 P_{ult} を計算する。すなわち

$$P_{ult} = 34.86 \times 2 + 63.5 \left(0.37 + 0.09 \times \frac{1.989}{2} \right) + 68 \times 0.09 \left(1.417 - \frac{1.989}{2} \right)$$

$$= 107.02 \text{ kips} = 48.54 \text{ tons}$$

ついでに板の座屈荷重 P_{bu} を計算してみる。補強材の板に対する拘束を単純支持とみなせば、公式 $f_{bu} = 3.617 E (t/b)^2$ が適用できる。 f_{bu} は板の弾性座屈応力で、ポアソン比 $\nu = 0.3$ としてある。板の縦横比が 4 以上であるから、上式で十分 P_{bu} が正確に求められると思われる。すなわち

$$P_{bu} = f_{bu} (bt + 3A_s)$$

板幅 $b = 4.13''$ 、板厚 $t = 0.09''$ であるから

$$f_{bu} = 3.617 \times 10.5 \times 10^6 \left(\frac{0.09}{4.13} \right)^2 = 18.4 \text{ ksi}$$

補強材断面積 $A_s=0.3698 \text{ in}^2$ であるから

$$P_{bu}=18.4\left(0.09\times\frac{31.5}{2.54}+3\times 0.3698\right)=41.18 \text{ kips}=18.69 \text{ tons}$$

となる。

以上の計算において補強材の座屈荷重 P_{max} を決定する際、板の有効幅を考慮して修正した断面係数を使用して座屈荷重を求めるのが合理的であろう。すなわちその場合板の有効幅は荷重の函数となり、したがって座屈荷重は trial and error の方法でしか求まらないから計算が煩雑になるし、特有方程式の根を精密に出すことも第一近似式を用いている関係上、あまり意味のないことになる。実際問題として板の有効幅の部分が補強材の断面係数に及ぼす影響はあまり大きくないと考えられるから、上記のような方法をとったわけである。ただし、最高荷重の計算の場合には板の受け持つ荷重はできるだけ精密に出す必要があるから、有効幅は是非とも考慮しなければならない。

求められた理論値と実験値を比較してみると、実験誤差の範囲内で相当良く一致していることがわかる。

(ii) C シリーズ試験片実験結果の解析

Z 形材の場合について理論計算の方法を大体述べたので、J 形についてはその主要な計算結果についてのみ記述することにする。理論計算に必要な断面諸係数の値は第 5 図に与えられている。板のスプリング反力 k_ϕ は

$$\frac{k_p}{E}=0.338 \text{ in}^2$$

$$\frac{k_s}{E}=0.0658 \text{ in}^2$$

$$\therefore \frac{k_\phi}{E}=\frac{k_s k_p}{k_p+k_s}=0.0223 \text{ in}^2$$

と計算される。これらの資料を基にして座屈特有方程式を求めると、次のようになる。

$$\begin{vmatrix} 0.02774-\frac{\sigma}{E} & -\left(0.00896+0.570\frac{\sigma}{E}\right) \\ -\left(0.00896+0.570\frac{\sigma}{E}\right) & 5.674-962.47\frac{\sigma}{E} \end{vmatrix} = 0 \quad (16)$$

$$\therefore \frac{\sigma_{cr}}{E}=0.00692$$

Plasticity correction を行なうと $\sigma_{cr}=65.0 \text{ ksi}$ となる。次に板の有効幅を計算する。支持辺の有効幅は前の場合と同様 $b_e=1.92''$ であるが、補強材の有効幅 b_e は

$$b_e = 0.1547 \sqrt{\frac{10.5 \times 10^6}{65,000}} = 1.97''$$

したがって、柱の座屈荷重 P_{\max} は

$$\begin{aligned} P_{\max} &= 65\{0.459 + 0.09(1.18 + 1.97)\} \\ &= 48.26 \text{ kips} \end{aligned}$$

パネル全体の最高荷重 P_{ult} を計算してみると

$$\begin{aligned} P_{ult} &= 48.263 + 2 \times 65\{0.459 + 0.09(0.59 + 0.976 + 1.40)\} + 68 \times 0.96 \times 0.09 \times 2 \\ &= 154.39 \text{ kips} = 70.03 \text{ tons} \end{aligned}$$

また、板の座屈荷重 P_{bu} を求めると

$$f_{bu} = 3.617 \times 10.5 \times 10^6 \left(\frac{0.09}{3.54} \right)^2 = 25.63 \text{ ksi}$$

したがって、

$$\begin{aligned} P_{bu} &= 25.63 \left(0.09 \times \frac{36}{2.54} + 3 \times 0.459 \right) \\ &= 68.36 \text{ kips} = 31.06 \text{ ton} \end{aligned}$$

となる。

(iii) B シリーズ試験片実験結果の解析

Bシリーズ試験片の場合は y 軸が対称軸となるので補強材の曲げ振り座屈は起こらず、 x 軸まわりの純曲げ座屈か、剪断中心のまわりの純振り座屈が起こることは理論の示すとおりである。

第4図に与えられている諸係数を用いて各座屈応力を求めてみると次のようになる。

(a) x 軸まわりの純曲げ座屈応力 σ_y

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_y}{E} &= \frac{4\pi^2 I_{yy}}{AL^2} = \frac{39.4784 \times 171352.1}{349.5 \times 800^2} \\ &= 0.03024 \end{aligned}$$

(b) 純振り座屈応力 σ_T この場合板のスプリング反応 k_ϕ は

$$\frac{k_\phi}{E} = 0.02206 \text{ in}^2$$

と計算されるから

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_T}{E} &= \frac{1}{(r^2 + y_p^2 - y_0^2)A} \left[\frac{K}{2(1+\nu)} + \frac{4\pi^2}{L^2} \{I_w + (y_0 - y_p)^2 I_{xx}\} + \frac{k_\phi L^2}{12.3026E} \right] \\ &= 0.008944 \end{aligned}$$

(a), (b) を比較してみると、 ϵ_{cr} は振り座屈の場合の方が圧倒的に低い。これは試験片の

L/r_x の計算値が 36.13 となり短柱の領域に入るため、うなずける結果であると思う。ところが実験データを調べてみると、パネル全体が最高荷重に達した瞬間の ε_{\max} は大体 0.007 mm/mm であるので、柱の座屈により最高荷重が決定されたと考えたと説明がつかなくなる。実験終了後の試験片の破壊状況や実験中における観測結果から判断して、この場合の最高荷重は I 形補強材の自由端フランジの局部座屈 (local crippling) により決定されたといえるようである。すなわち、自由端フランジの寸法は板幅 $b=20$ mm, 板厚 $t=3$ mm であり、このフランジ部分は局部座屈に際してあたかも三辺単純支持一辺自由の板のごとく挙動すると考えることができる。そして、この場合の板の座屈応力 f_{bu} は次式で与えられる。

$$f_{bu} = \left[\frac{\pi^2}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{bn}{a} \right)^2 + \frac{1}{2(1+\nu)} \right] \frac{Et^2}{b^2} \quad (17)$$

板の縦横比 $b/a=20/800=0.025$ であるから、(17) 式の第一項は第二項に比べて無視することができる。したがって、 $\nu=0.3$ とすれば

$$\frac{f_{bu}}{E} = 0.385 \left(\frac{3}{20} \right)^2 = 0.00866$$

となって若干低い ε_{cr} の値がでる。そこで plasticity correction を行なって座屈応力 f_{bu} を求めると

$$f_{bu} = 72.5 \text{ ksi}$$

となり降伏応力 $F_{cy}=68$ ksi よりも高くなる。ゆえに、局部座屈はフランジの降伏によって起こったものと考えられる。この想定のもとにパネルの最高荷重 P_{ult} を計算してみると、次のようになる。板の有効幅は支持辺においても補強材においても $b_e=1.92''$ となる。したがって、柱の最大荷重 P_{\max} は

$$\begin{aligned} P_{\max} &= 68\{0.541 + 0.09(1.18 + 1.92)\} \\ &= 55.81 \text{ kips} \end{aligned}$$

パネルの最高荷重 P_{ult} は

$$\begin{aligned} P_{ult} &= 55.81 \times 3 + 68 \times 0.81 \times 0.09 \times 2 \\ &= 177.34 \text{ kips} = 80.44 \text{ tons} \end{aligned}$$

外板の座屈荷重 P_{bu} は

$$f_{bu} = 3.617 \times 10.5 \times 10^6 \left(\frac{0.09}{3.54} \right)^2 = 25 \text{ ksi}$$

したがって、

$$\begin{aligned} P_{bu} &= 25(0.09 \times 3.54 \times 4 + 3 \times 0.5417) \\ &= 72.84 \text{ kips} = 33.04 \text{ tons} \end{aligned}$$

となる。

(iv) A シリーズ試験片実験結果の解析

A シリーズ試験片の場合も、B シリーズの場合と同様曲げ振り座屈は起こり得ない。したがって、純曲げ座屈か振り座屈を起こすことになるわけであるが、振り座屈は板を含めると断面が閉断面となり振り剛性が曲げ剛性に比べて著しく大きくなる。したがって、 x 軸まわりの純曲げ座屈だけが問題となる。すなわち、

$$\frac{\sigma_y}{E} = \frac{4\pi^2 I_{yy}}{AL^2} = \frac{39.4784 \times 155958.5}{396 \times 800^2}$$

$$= 0.02429$$

となる。この圧縮歪は実験値 (0.0075~0.0080 mm/mm) をはるかに上回っているので、パネルの最高荷重は当然断面の局部座屈により決定されるわけである。断面が局部座屈を起こすすれば、断面を構成する壁面の板としての座屈を考えることになる。いま、上面および側面の場合につき圧壊応力 (crushing stress) を求めてみると、いずれの場合も座屈応力が材料の降伏応力 $F_{cy}=68$ ksi を上回るので、断面の降伏によりパネルの最高荷重は決定されたと考えられる。(支持辺の有効幅が 7075 T-6 では 1.92" であり、断面の壁面の幅はいずれの場合もこれより小さいから弾性座屈が起こり得ないのは当然である。) したがって、柱の最大荷重 P_{max} は

$$P_{max} = 68\{0.6138 + 0.09 \times 1.92 \times 2\}$$

$$= 67.93 \text{ kips}$$

ゆえに、パネルの最高荷重 P_{ult} は

$$P_{ult} = 67.93 \times 3 + 68 \times 0.09 \times 0.26 \times 2$$

$$= 198.90 \text{ kips} = 90.22 \text{ tons}$$

となる。また、板の座屈荷重 P_{bu} は

$$f_{bu} = 3.617 \times 10.5 \times 10^6 \times \left(\frac{0.09}{2.36}\right)^2 = 56.80 \text{ Ksi}$$

$$P_{bu} = 56.8(0.09 \times 3.54 \times 4 + 3 \times 0.6138)$$

$$= 177.78 \text{ kips} = 80.64 \text{ tons}$$

となる。

以上で補強板の圧縮試験結果に対する理論的検討は一応終わったわけであるが、航空機構造力学の分野で、特にアメリカにおいて広く使用されている解析方法で同じ実験結果を同時に解析してみたので、その結果について簡単に述べてみることにする。

この解析方法の骨子は補強板最高荷重は板面に垂直な方向の Euler 座屈で決定されるとして補強材の座屈応力を求めるもので、まず単独補強材の圧壊荷重 (crushing load) を計算あるいは実験により求める。すなわち、理論的には補強材を一つの平板構造物と考え、自由端フランジおよびウェブの圧壊荷重を計算する。

(i) 自由端フランジの場合

破壊は弾性座屈または材料の降伏により決定されるから、圧壊荷重を

$$\begin{cases} P_{bu} = 0.4 E t^3 / b \\ P_{cy} = F_{cy} b t \end{cases} \quad (18)$$

のいずれか小さい方の値とする。

(ii) ウェブの場合

前と同じように考えて圧壊荷重を

$$\begin{cases} P_{bu} = 1.70 t^2 \sqrt{E f_{se}} \\ P_{cy} = F_{cy} b t \end{cases} \quad (19)$$

のいずれか小さい方にとる。ここに f_{se} はフランジとの結合辺における辺応力を示す。

次に、これらの圧壊荷重の和を求めて P_{cc} とし、圧壊応力 F_{cc} (crushing stress) を有効外板面積を含めた補強材断面積で割り、 F_{cc} を決定する。主翼上面のパネル等においては、柱の細長比 L/r_x が前述のごとく 40 位で短柱の領域に入るので、次のような Johnson's Parabolic Formula より補強材の座屈応力 F_c を求める。

$$F_c = F_{c0} - \frac{F_{c0}^2 (L'/\rho)^2}{4\pi^2 E} \quad (20)$$

ここに

F_c = 許容平均圧縮応力

F_{c0} = 柱の降伏応力

L'/ρ = 有効細長比 $L' = \frac{L}{\sqrt{c}}$

c = 柱の両端における拘束係数

そして F_{c0} は通常上述の補強材の圧壊応力 F_{cc} を代入するのである。これはちょうど鋼柱の場合の短柱試験 (cross section test) に対応している。また圧壊応力 F_{cc} は実験によって決めるべきであると主張する人もいる。いずれにしても F_{cc} を求め (20) 式より補強材の座屈応力を求めるもので、この実験に応用してみると実験値と良く合う結果が得られた。次に実験値といろいろな方法で求めた理論値の比較を表にまとめておく。

第4表 パネルの最高荷重 P_{ult} についての理論値と実験値の比較

試験片シリーズ	A	B	C	D	備 考
実験値平均	85.45 t	79.34 t	66.62 t	47.00 t	
理論値 (I)	90.22	80.44	70.03	48.54	本論文の方法による解析
// (II)	82.00	75.32	65.45	45.40	理論圧壊荷重 F_{cc} を使用した解析
// (III)	88.45	78.20	70.92	48.80	圧壊荷重の実験値を用いた場合の解析

第5表 外板座屈荷重についての理論値と実験値の比較

試験片シリーズ	A	B	C	D
実験値平均	75.75 t	34.83 t	30.00 t	20.00 t
理論値	80.64	33.04	31.01	19.37

第6表 圧壊荷重 P_{cc} と圧壊応力 F_{cc} の理論値と実験値の比較

補 強 材	圧 壊 荷 重 P_{cc}		圧 壊 応 力 F_{cc}	
	実 験 値	理 論 値	実 験 値	理 論 値
ㄌ	12.97 t	10.91 t	kg/mm ² 54.78	kg/mm ² 45.70
ㄍ	15.73	14.15	52.80	47.81
ㄏ	18.63	16.87	52.18	49.92
ㄏ	22.02	18.80	54.52	47.53

5. 結 論

この報告ではすでに発表した薄肉開断面材の安定理論を応用して補強板の最高荷重の問題を取り扱ったが、これは NASA の半理論的半実験的解析法と J. H. Argyris 教授らの展開した精密な理論解析法との中間をいく、実用性に重点をおいた解析法で計算手続が比較的簡単な割に実験結果と良く一致した。このようにして、筆者らの薄肉開断面材の曲げ捩り座屈理論が補強板の圧縮強度問題に十分応用できることが実証されたわけであるが、外板の有効幅のとり方や外板の補強材に対する拘束力の推定法などについては、なお問題があると思う。しかし実用性という点から考えるとここで述べた解析法で十分だと思われるので、将来さらに数多くの実験を行なってその実用性を検討してみたいと考えている。

終りにのぞみ、本研究の遂行に配慮を賜った上山機体部長、竹中室長、実験結果の整理に献身的な協力を惜しまなかった小川鉦一、林洋一両技官、本文の作製について熱心に協力していただいた山口謙治君に厚く御礼を申し上げる。

本報告において引用した補強板の圧縮試験はすでに文中に述べたごとく、実機部分構造強度試験の一つとして川崎航空機工業株式会社岐阜製作所が航空技術研究所において、斎藤室長以下機体強度研究室諸氏の協力のもとに行なったものである。実験データおよび記録写真を心よく提供して下さった土井武夫氏を始めとする川崎航空機工業株式会社の関係各位に心から感謝の意を表する次第である。

文 献

- 1) 長柱研究委員会：“弾性安定要覧”，コロナ社（1960）。
- 2) S. P. Timoshenko：“Theory of Elastic Stability” McGraw-Hill Book Co. Inc. (1961)。
- 3) S. P. Timoshenko：“Collected Papers” McGraw-Hill Book Co. Inc. (1953)。
- 4) A. S. Niles and J. S. Newell：“Airplane Structures” Fourth Ed. John Wiley and Sons Inc. (1954)。
- 5) The Council of the Royal Aeronautical Society：“Structural Principles and Data” Fourth Ed. Sir Issac Pitman and Sons Ltd. (1952)。
- 6) Royal Aeronautical Society：“Data Sheets” vol. I & II (1960)。
- 7) D. Young and R. P. Felgar Jr.：“Tables of Characteristic Functions Representing Normal Modes of Vibration of a Beam” The University of Texas Publication No. 4913 (1949)。
- 8) R. E. D. Bishop and D. C. Johnson：“Vibration Analysis Tables” Cambridge University Press (1956)。
- 9) J. H. Argyris：Flexure-Torsion Failure of Panels, Aircraft Engineering Vol. 36, June (1954)。
- 10) J. H. Argyris：“Flexure-Torsion Failure of Panels” Aircraft Engineering Vol. 36, July (1954)。
- 11) 川井忠彦：薄肉開断面材の安定に関する一般的理論 東京大学学位論文（1961）
- 12) 川井忠彦：薄肉開断面材の安定に関する一般的理論 昭和35年度日本航空学会秋季大会前刷
- 13) 川井忠彦：軸圧縮力を受ける薄肉開断面材の安定について，昭和35年度日本機械学会東京秋季大会前刷
- 14) 川井忠彦：軸圧縮力および端部モーメントを受ける薄肉開断面材の安定について，昭和36年度日本機械学会通常総会前刷
- 15) 川井忠彦：軸圧縮力および横荷重を受ける薄肉開断面材の安定について，昭和36年度日本機械学会東京秋季大会前刷

<p>NAL TR-32 航空技術研究所 補強板の圧縮強度に関する一解析</p> <p>1962年11月 26頁</p> <p>著者の一人は一昨年来薄肉開断面材の安定に関する一般的理論について研究してきたが、最近その一応用として圧縮荷重を受ける補強板の最高荷重の問題も取り扱った。その方法は原理的には英国の J. H. Argysis 教授の方法と同じであるが、実用性という点に重きをおいて計算の手續の簡略化に努力した。そして最近当所で行なわれた補強板の圧縮試験結果の解析に応用して十分実用性のあることを確認した。</p>	<p>I. 川井 忠彦 江川 幸一 II. NAL TR-32 III. 624.075 539.3.384</p>	<p>NAL TR-32 航空技術研究所 補強板の圧縮強度に関する一解析</p> <p>1962年11月 26頁</p> <p>著者の一人は一昨年来薄肉開断面材の安定に関する一般的理論について研究してきたが、最近その一応用として圧縮荷重を受ける補強板の最高荷重の問題も取り扱った。その方法は原理的には英国の J. H. Argysis 教授の方法と同じであるが、実用性という点に重きをおいて計算の手續の簡略化に努力した。そして最近当所で行なわれた補強板の圧縮試験結果の解析に応用して十分実用性のあることを確認した。</p>	<p>I. 川井 忠彦 江川 幸一 II. NAL TR-32 III. 624.075 539.3.384</p>
<p>NAL TR-32 航空技術研究所 補強板の圧縮強度に関する一解析</p> <p>1962年11月 26頁</p> <p>著者の一人は一昨年来薄肉開断面材の安定に関する一般的理論について研究してきたが、最近その一応用として圧縮荷重を受ける補強板の最高荷重の問題も取り扱った。その方法は原理的には英国の J. H. Argysis 教授の方法と同じであるが、実用性という点に重きをおいて計算の手續の簡略化に努力した。そして最近当所で行なわれた補強板の圧縮試験結果の解析に応用して十分実用性のあることを確認した。</p>	<p>I. 川井 忠彦 江川 幸一 II. NAL TR-32 III. 624.075 539.3.384</p>	<p>NAL TR-32 航空技術研究所 補強板の圧縮強度に関する一解析</p> <p>1962年11月 26頁</p> <p>著者の一人は一昨年来薄肉開断面材の安定に関する一般的理論について研究してきたが、最近その一応用として圧縮荷重を受ける補強板の最高荷重の問題も取り扱った。その方法は原理的には英国の J. H. Argysis 教授の方法と同じであるが、実用性という点に重きをおいて計算の手續の簡略化に努力した。そして最近当所で行なわれた補強板の圧縮試験結果の解析に応用して十分実用性のあることを確認した。</p>	<p>I. 川井 忠彦 江川 幸一 II. NAL TR-32 III. 624.075 539.3.384</p>

TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961年12月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠 境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962年1月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962年1月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962年2月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の モンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962年2月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン 要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N.A.L.	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の 計画と構造 Design and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m Transonic Wind Tunnel	1962年3月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年11月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその 微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人

航空技術研究所報告 32号

昭和 37 年 11 月 発行

発 行 所 航空技術研究所
 東京都三鷹市新川 700
 電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠井出版印刷社
 東京都港区芝南佐久間町1の53
