

UDC 620.178.3  
661.86

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-63

2024T-3 アルミニウム合金の有孔補強平板の  
軸荷重による疲労特性

飯田 宗四郎

1965年10月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 一, 木本 一, 清水 福寿
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年2月	橋本 好美, 三能 鳥海, 良秀, 戸川 隼人, 高橋 垣幸, 高板 佐伝
TM-4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年5月	井上 政一
TM-5	遷音速流の線型理論	1962年8月	巖 登, 井上 政一
TM-6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年8月	本 和之, 山根 皓三郎
TM-7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹 池, 坂 元思無邪
TM-8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	
TM-9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	中井 幸彦, 小川 鉦一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年3月	中井 映一, 小原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中井 映一, 小安 藤泰
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年4月	中井 映一, 小橋 本正昭
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する 一考察	1963年5月	高島 崎忠, 藤 正昭
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型Bの三分力試験	1963年7月	高木 廣治, 谷 喬, 橋本 喬
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第I報)	1963年9月	斎藤 内之, 飯田 宗四郎
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井 文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋爪 宏, 中井 映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷 喬, 原 亘利
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年2月	榎 盛三, 原 亘利
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年3月	中安 藤泰, 小橋 安次郎
FM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎 並敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年5月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年6月	高木 廣治, 石原 久孝, 斎藤 秀夫
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年7月	石井 孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝沢 昌次, 田寺 木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年12月	泉 日出夫, 塚本 貞吉, 鈴木 邦男
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	大松 本宏, 石井 浅五郎
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年1月	広木 和之, 山本 中枝, 竹内 和之, 幸尾 治朗, 藤岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年2月	平林 一, 橋本 登崇

# 2024T-3アルミニウム合金の有孔補強平板の 軸荷重による疲労特性\*

飯田 宗 四 郎\*\*

## 1. ま え が き

航空機の実機主翼疲労試験<sup>1)</sup>において、試験の比較的早期に起こる疲労被害は主としてマンホールまわりダブラーの蓋板取付けねじ孔からのき裂であろうと思われる。そこで実機のマンホール部に類似させた3種類の形状の試験片を作り、これらに一定引張り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行ない、試験片の形状の変化による疲労寿命の差異および各試験片のき裂伝ばの状況を調べ、これらの結果から実機のマンホール部の設計のための一資料を得ることを目的とした一連の実験を行った。

## 2. 実験材料および試験片

実験に使用した材料は 2024-T3 Alclad 板材および 2024-T4 押出型材で、それらの化学成分および機械的性質を表1に示す。

試験片の平板部は厚さ3mm×幅1,000mm×長さ2,000mmの母材から、補強部は32mm×32mm×2.39mmのアンクル材から切り出して作った。実機のマンホール形状はだ円または長円であるが、それらと疲労特性があまり違わなく、また、試験片の製作および試験結果の解析を簡単にするために試験片の孔は真円とした。各試験片の形状および寸法を図1, 2および図3に示す。

C試験片は両縁をアンクル材で補強した平板の中央に150φの円孔をあけ、それに210φ×3(厚さ)の蓋板を5φ平皿ねじで取り付けたものである。

B試験片はC試験片から蓋板のみを取りはずしたもの、A試験片はさらにB試験片の5φねじ孔がなく150φの円孔のみのものである。C試験片の蓋板取付けねじの締め付けトルクは、すべて34.56kg-cmになるようにトルクレンチを使用して締め付けた。この値は人手で締めうる平均最大トルクと考えられる値である。

---

\* 昭和40年8月2日受付

\*\* 機体第一部

### 3. 試験装置および試験方法

実験に使用した装置は主翼繰返し荷重試験装置<sup>2)</sup>の一部(20t 油圧ジャッキ, ポンプユニット, 制御装置, プログラム装置など)および高さ5mの門型架台で, 図4にその制御系統図を, 図5に試験片の取付け方法を示す。

試験荷重は平均荷重が9,600kg一定で荷重振幅が9,600, 6,900, 5,500kgおよび4,100kgの4種類の正弦波形の一定引張り繰返し荷重で, 繰返し速さは約200cpmであった。実際に負荷される荷重の大きさおよび波形はロードセルからの出力を増幅しブラウン管オシロに入れ常時監視した。なおこの試験荷重はYS-11の主翼疲労試験における主翼付根付近の下面外板の応力測定値を参考にして決めたもので, それぞれ33, 24, 20ft/secおよび16ft/secの突風荷重に相当するものである。

### 4. 実験結果と考察

#### 4.1 疲労寿命

A, BおよびC試験片の疲労寿命は24ft/secの突風荷重相当の荷重すなわち平均荷重9,600kg, 荷重振幅6,900kgの一定引張り繰返し荷重の試験だけから求めたもので表2にその疲労試験の結果を示す。これらの結果から各試験片の平均寿命および95%信頼区間を求めると表3のようになる。図6には全試験片の疲労寿命ならびにA, BおよびC試験片の疲労寿命の95%信頼区間と文献<sup>3)</sup>からの $K_T=1$ のS-N線図を示す。また, 疲労試験に先だてて最小断面上の荷重方向の応力を調べるために静荷重用試験片に5トンの静荷重を負荷してひずみを測定した。図7にそれから求めた応力分布を示す。この図でわかるようにC試験片だけは, 蓋板が片側だけについているので表面と裏面の応力分布は非対称となっている。また, 各試験片のき裂の発生状況および破断状況を写真1~8に示す。

各試験片の正味断面積に対する形状係数 $K_T$ の値は, A試験片については石田氏の理論<sup>4)</sup>から求めると2.30となる。B試験片についてはB試験片の最小断面上の応力分布がA試験片の応力分布と偏心した5φの円孔がある平板の応力分布<sup>5)</sup>の重ね合わせと考えると近似的に求めると $K_T=4.30$ となる(図8)。C試験片の形状係数は簡単化のために蓋板の拘束を無視してB試験片のそれと同じ値とした。

正味断面積に対する切欠係数 $K_F$ はA, BおよびC試験片について図6から求めると, それぞれ1.90, 2.38, 2.48であった。これらの $K_T-K_F$ の関係を図示すると図9のようになり, 図中, 一緒にプロットした文献<sup>3)</sup>のデータとかなりよく合っている。

C試験片について, 蓋板の効きを考慮すると試験片の正味断面に対する公称応力振幅 $\sigma_{a, net}$ は次

式のように表わせる。

$$\sigma_{a, net} = \frac{W_a}{A_1 + \eta A_2} \quad (1)$$

ここに  $W_a$  : 荷重振幅, kg

$A_1$  : 最小断面において蓋板の断面積を除いた面積,  $\text{mm}^2$

$\eta$  : 蓋板の効き

$A_2$  : 蓋板の断面積,  $\text{mm}^2$

上式で  $\eta$  を任意の値に設定して  $\sigma_{a, net}$  を求め、この  $\sigma_{a, net}$  で破壊するまでの繰返し数  $N$  を  $K_T = 2, 4$  および  $5$  について文献<sup>3)</sup> のデータから求めると図10に示す  $\eta-N$  曲線が得られる。この図でC試験片の形状係数  $K_T = 4.30$  の  $\eta-N$  曲線は内そうして求めたものである。いま  $K_T = 4.30$   $\eta = 1$  のときの疲労寿命をこの曲線から求めると約120,000回となり、この値はC試験片の疲労寿命の実験値の95%信頼区間内にある。このようにC試験片の疲労寿命の推定にあたって蓋板の拘束を無視してきめた形状係数  $K_T = 4.30$  と蓋板が有効に働くと考えて求めた寿命はかなりよく実験値と合っているが、これはC試験片の実際の  $K_T$  の値の低下や fretting (写真6~8参照) による疲労強度の低下などの複合された効果のためと考えられる。

## 4.2 き裂伝ば速度

A. J. McEvily, Jr および W. Illg<sup>6)</sup> によれば 2024-T3 平板の平均き裂伝ば速度  $\Delta x / \Delta N$  は次式で表わされる

$$\log_{10} \frac{\Delta x}{\Delta N} = 0.00724 K_N \sigma_{net} - 4.067 - \frac{24}{K_N \sigma_{net} - 24} \quad (2)$$

ここで  $\Delta x$  : き裂長さの増分, mm

$\Delta N$  : 繰返し数の増分, cycle

$K_N$  : grain size を考慮して修正した応力集中係数

$\sigma_{net}$  : 正味断面の平均応力,  $\text{kg}/\text{mm}^2$

(2) 式によって計算した  $K_N \sigma_{net}$  に対するき裂伝ば速度の曲線は図13および図14に点線で示されている。

一方 Head<sup>7)</sup> によれば疲労き裂伝ば速度の式はつぎの形で表わされる。

$$\frac{dx}{dN} = 2\alpha x^{\frac{3}{2}} \quad (3)$$

ここで  $\alpha$  : 応力レベルによる定数

$x$  : き裂全長の1/2

文献<sup>6)</sup> の実験によれば、 $\alpha$  はき裂長さにはあまり影響されず応力レベルによってほぼ一定な値と

なる。そこで文献<sup>6)</sup>の実験データから種々の応力レベル  $\sigma_0$  に対する  $\alpha$  の平均値と 95% 信頼区間を求めると図15に示すようになる。この  $\alpha$  の値を使って (3) 式から各試験片のき裂長さに対するき裂伝ば速度を求め95%信頼区間と一緒に示したのが図16の一点鎖線である。また (2) 式によるき裂長さに対するき裂伝ば速度の関係は同図の二点鎖線で示される。

(3) 式を積分して、あるき裂長さを生ずるに必要な繰返し数  $N$  はつぎのように与えられる。

$$N = C - \frac{1}{\alpha} x^{-\frac{1}{2}} \quad (4)$$

ここで  $C$  は積分定数 ( $N=0$  のときのき裂長さから決められる) である。

図13および14から、本実験のき裂伝ば速度は (2) 式による計算値よりき裂の長さが短いところでは小さめに、き裂の長さが長くなると大きめであった。NASA の実験<sup>6)</sup> では (2) 式による予測曲線に沿ってき裂伝ば速度の測定値は変化したが、本実験では予測曲線に沿って変化せず、むしろ予測曲線は各試験のき裂伝ば速度の平均値を与えているようにみえる。

図16のき裂長さに対するき裂伝ば速度の関係からも同じことがいえる。ただ最初の正味断面上の応力が小さい試験片ではき裂長さが20mm以上になると実験値は (3) 式による計算値と比較的合っているが最初の正味断面上の応力が大きいものでは計算値との食違いが大きくなっている。また (2) 式による計算値はき裂長さがある値以上になるとき裂伝ば速度は減少する傾向があるが、これは板幅に対してき裂長さが大きいところでは  $K_N$  が急激に減少し、したがってき裂先端の見掛け上の応力  $K_N \sigma_{net}$  が小さくなるからである。本実験でもその傾向はいくぶん見られるがしかし (2) 式による計算値とは著しく異なりむしろ (3) 式による予想曲線のほうが本実験の計測値と合っているよう思われる。

## 5. む す び

実機の主翼の下面マンホール部に模して作った3種類の2024-T3アルミ合金の有孔補強平板試験片について片振りの引張り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行ない疲労寿命およびき裂伝ばについて調べた。その結果を要約するとつぎのとおりである。

(1) 本実験のマンホール部を模した試験片の形状に対して理論形状係数  $K_T$  と切欠係数  $K_F$  の関係は図9に示すようになり、蓋板のあるC試験片の  $K_T$  の値を蓋板の拘束を無視して蓋板のないB試験片の  $K_T$  と同じ値とし、さらに蓋板の全断面積が有効に働くと考えて推定したC試験片の疲労寿命は実験値とかなりよく合った。しかしこれは蓋板の拘束による  $K_T$  の低下や fretting による疲労強度の低下などの複合された効果による結果であると考えられる。

(2) き裂伝ば速度については文献<sup>6)</sup>の予測曲線は本実験における各試験片のき裂伝ば速度の実験値の平均を与えると思われる。そして実験値はき裂が短いところでは予測曲線より小さめに、き

裂が長くなると大きめであった。

終わりに本実験の実施に際しては機体第一部竹内和之実機強度研究室長にいろいろ有益なご指示をいただいた。また装置の運転には機体第一部猿本光明技官のご協力を得たことを付記する。

## 文 献

- 1) 竹内和之, 飯田宗四郎, 塩原竹治, 中井治夫: 国産中型輸送機 Y S-11 主翼疲労試験 (第 II 報): 航技研資料 TM-45 (昭和39) 「配布先限定」
- 2) 竹内和之, 飯田宗四郎, 小野幸一: 主翼繰返し荷重試験装置, 航技研報告 TR-33 (昭和37)
- 3) Aircraft Fatigue Handbook, Vol. III—Material, 1957.
- 4) 石田誠: 有孔補強板の引張り, 機械学会第42期全国大会講演前刷集, No. 117 (昭和39)
- 5) 石田誠: 引張りまたは曲げを受ける平板の応力勾配の計算式, 徳島大学工学部研究報告, 5巻1号
- 6) A. J. Mc Evily, Jr, and W. Illg: The Rate of Fatigue-crack Propagation in Two Aluminium Alloys, NACA TN 4394.
- 7) A. K. Head: The Growth of Fatigue Cracks. Phil. Mag., Ser 7, Vol. 44, No. 356 (1953)

## 付録 $K_N$ の計算

有孔補強平板の孔の中心線上に対称なき裂が生じた場合, そのき裂の全長に等しい直径の円孔を有する補強平板の応力集中係数  $K_H$  は図11から決められる。いまき裂はき裂の全長に等しい長径をもつだ円であると考えれば, そのようなだ円に対する応力集中係数  $K_E$  はつぎのように仮定される。

$$K_E = 1 + (K_H - 1) \sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad (\text{A } 1)$$

ここに  $K_E$  は長径  $2a$  および長径先端の曲率半径  $\rho$  のだ円に対する応力集中係数である。

き裂に対する式を得るためには  $\rho$  の代りに有効曲率半径  $\rho_e$  をだ円の長径  $2a$  の代りにき裂長さ  $2x$  を用いる。さらに Neuber によつてなされた grain size を考慮した修正を施せば

$$K_N = 1 + \frac{K_E - 1}{1 + \sqrt{\frac{\rho'}{\rho_e}}} \quad (\text{A } 2)$$

ここに  $\rho'$  は実験的に決められる材料定数である。これに (A 1) 式を代入すれば次式を得る。

$$K_N = 1 + \frac{(K_H - 1) \sqrt{x/\rho_e}}{1 + \sqrt{\rho'/\rho_e}} \quad (\text{A } 3)$$

文献<sup>6)</sup>の実験で  $\rho'$  は  $\rho_e$  と同じ order であることがわかっているので (A 3) 式はつぎのように簡単になる。

$$K_N = 1 + \frac{1}{2} (K_H - 1) \sqrt{\frac{x}{\rho_e}} \quad (\text{A } 4)$$

この報告では  $\rho_e$  は文献<sup>6)</sup> から 2024-T3 に対する値 0.003'' (0.0762mm) を採用した。

表1 材料の化学成分と機械的性質

材 料	Cu %	Si %	Fe %	Mn %	Mg %	Al %	$\sigma_B$ kg/mm <sup>2</sup>	$\varphi$ %
24S C板材	4.59	0.10	0.19	0.65	1.5	残	45.3	22.0
24S 押出型材	4.68	0.14	0.24	0.61	1.7	残	44.7	23.5

表2 疲労試験結果

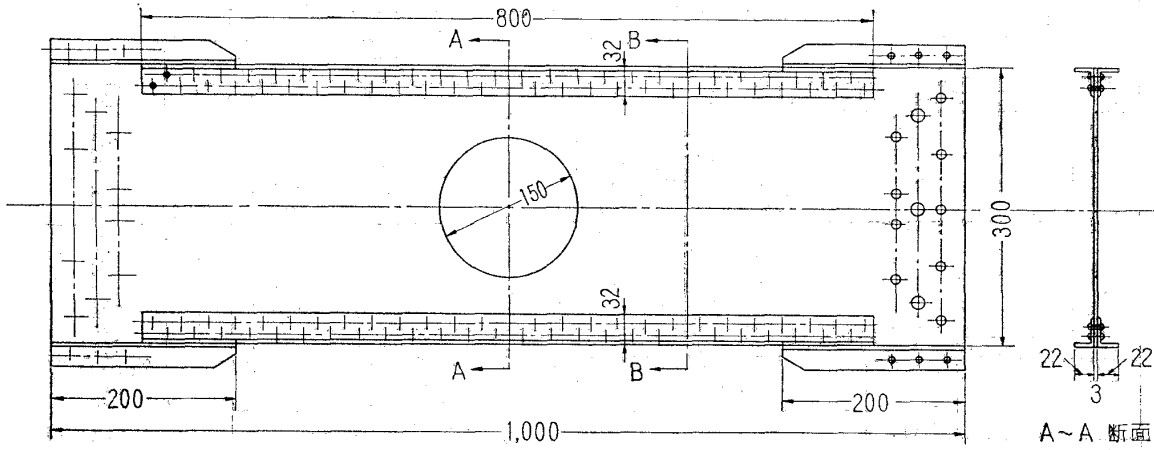
試 験 片	き裂発見時繰返し回数	破断時繰返し回数
A-1	48,950	49,380
A-2	56,000	56,711
A-3	45,500	45,802
B-1	6,390	6,629
B-2	5,940	6,421
B-3	7,320	7,743
C-1	149,010	159,668
C-2	注)	136,193
C-3	96,180	109,678

注) き裂がすでに進行してから発見

表3 平均寿命と95%信頼区間

試 験 片	平均寿命 $\bar{N}$	95% 信頼区間
A	50,431	$38,606 \leq N < 65,879$
B	6,908	$5,386 \leq N < 8,859$
C	133,507	$83,646 \leq N < 213,411$

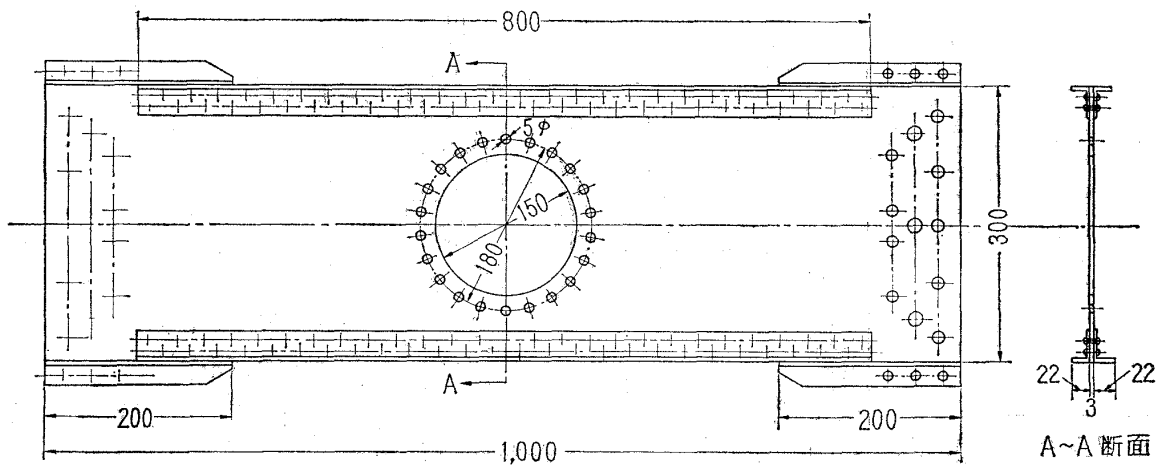




総断面積  $A_G = 1,329 \text{ mm}^2$  (B~B 断面)

正味断面積  $A_N = 879 \text{ mm}^2$  (A~A 断面)

図1 試験片 A



$A_G = 1,329 \text{ mm}^2$

$A_N = 849 \text{ mm}^2$

図2 試験片 B

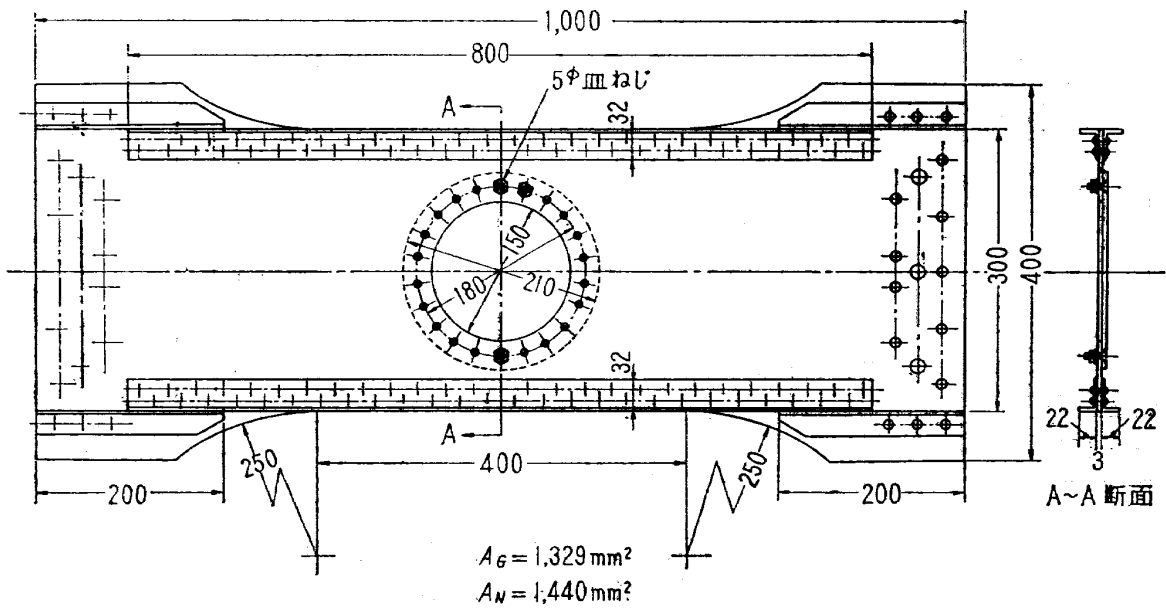


図3 試験片 C

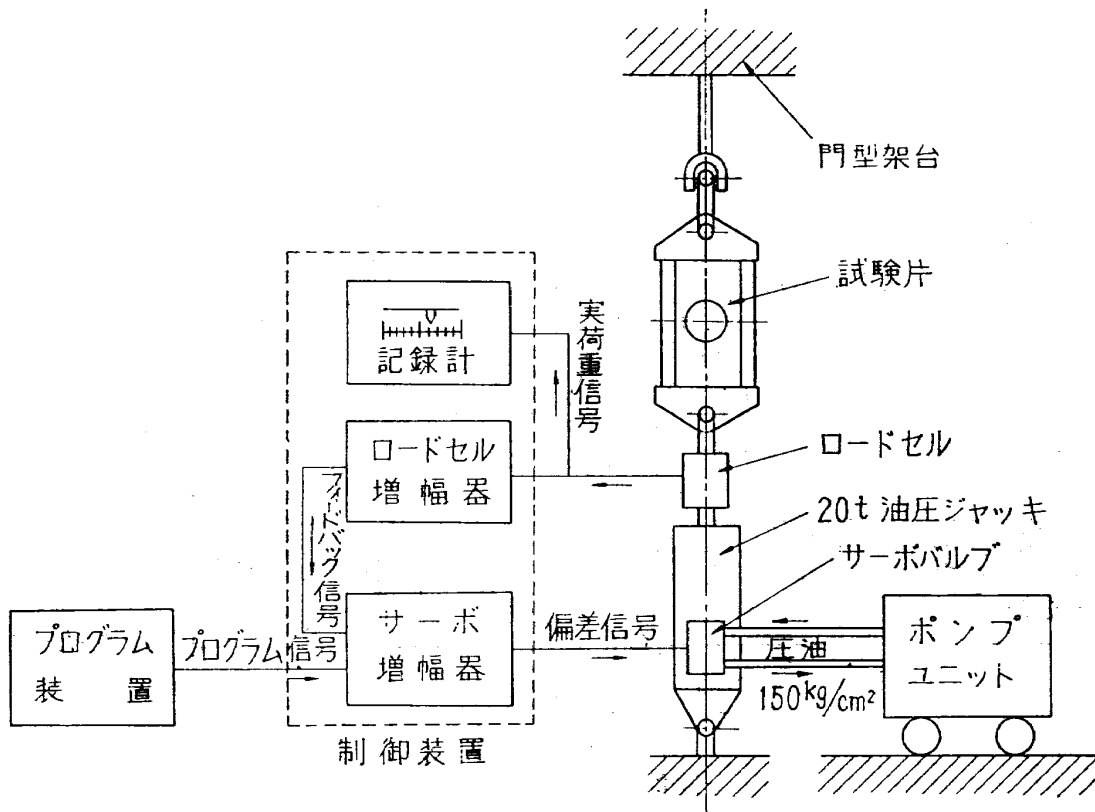


図4 制御系統図

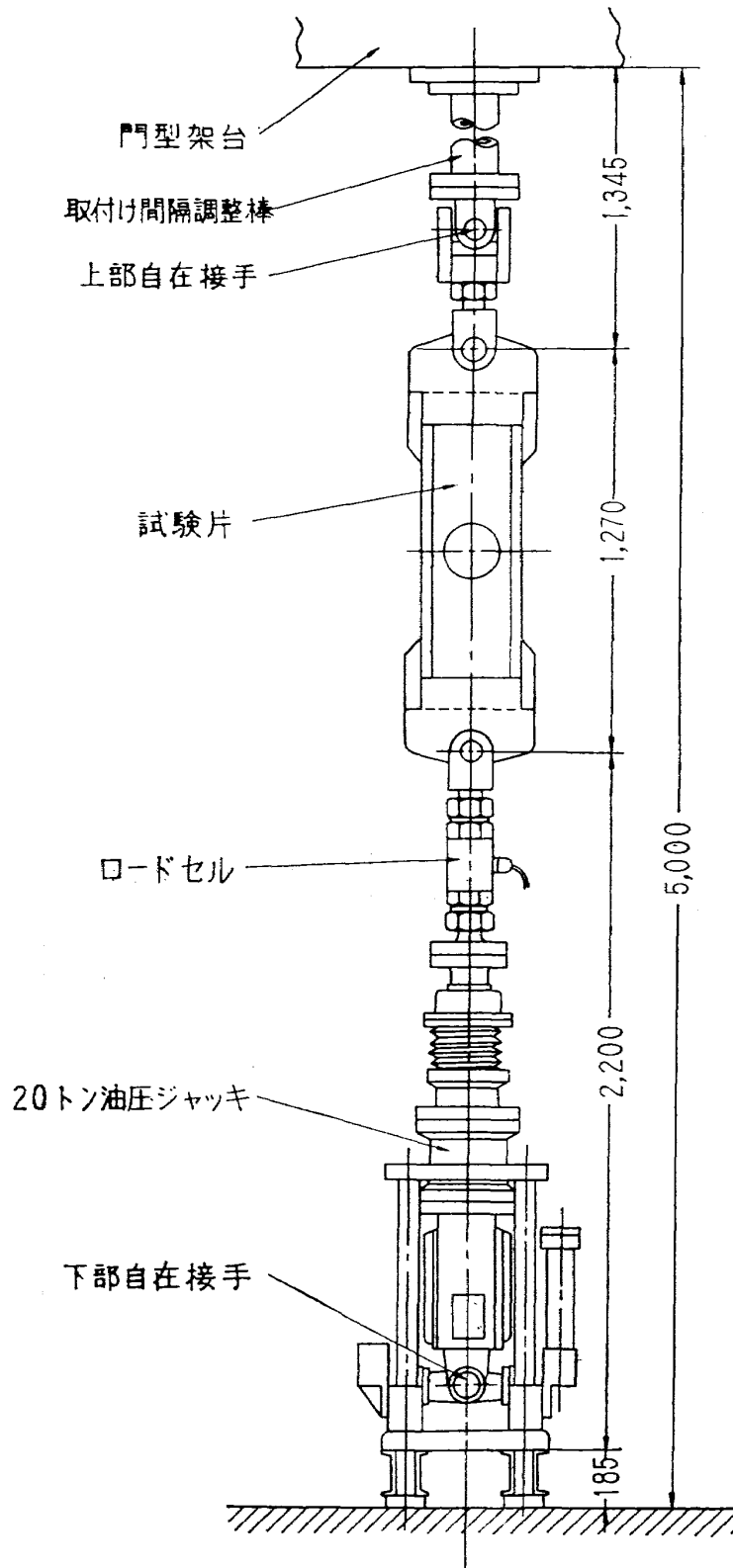


図5 試験片取付け図

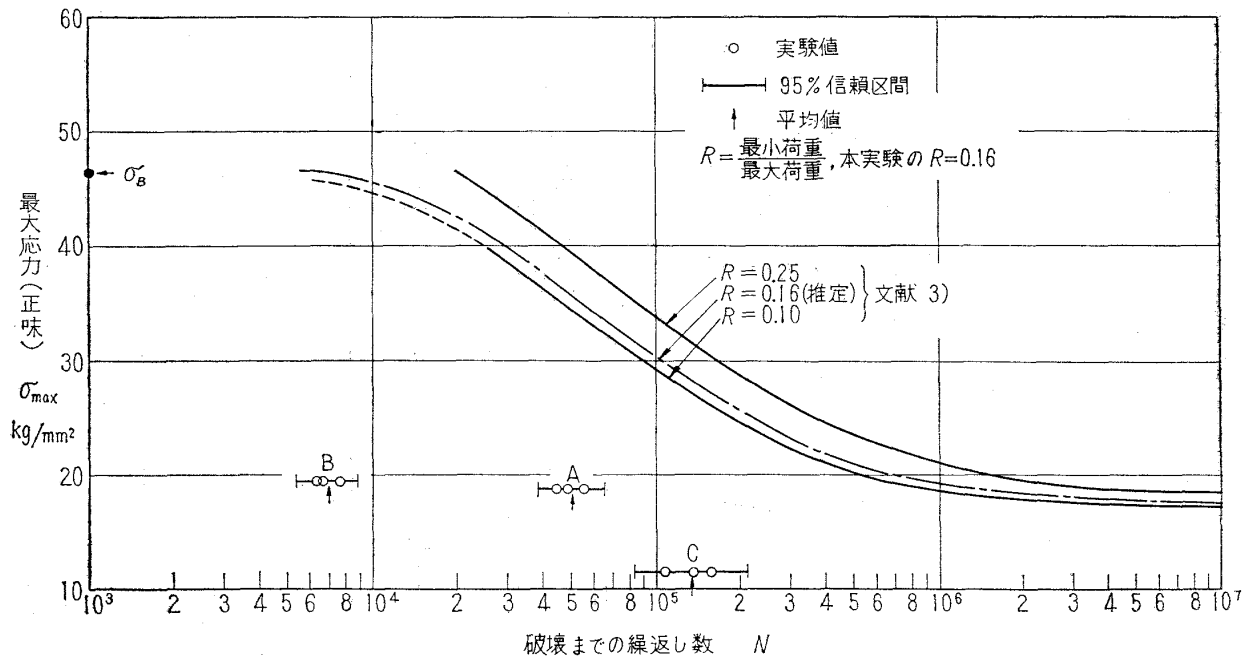


図6 A・BおよびC試験片の疲労寿命

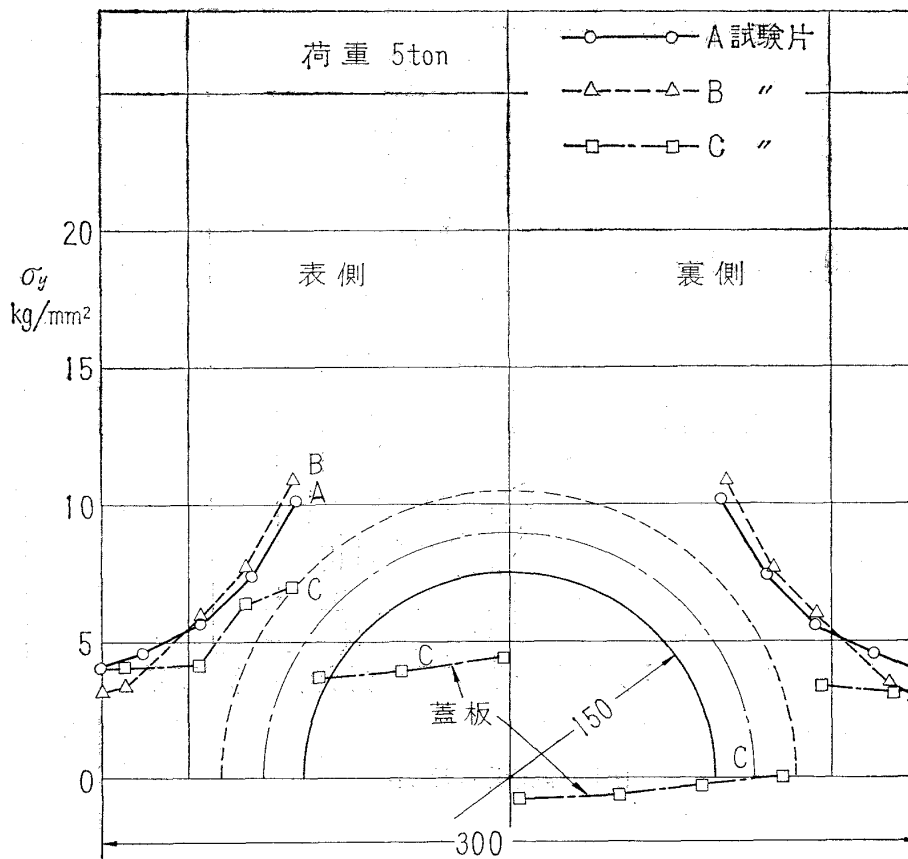


図7 荷重方向応力  $\sigma_y$  の測定値 (静荷重)

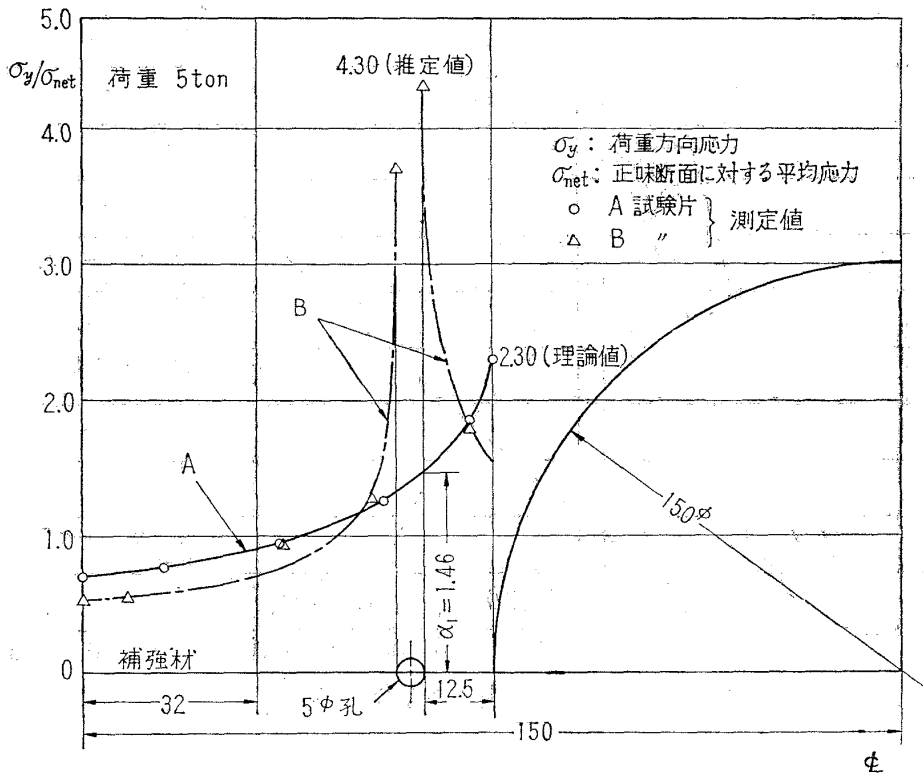


図8 AおよびB試験片の応力状態

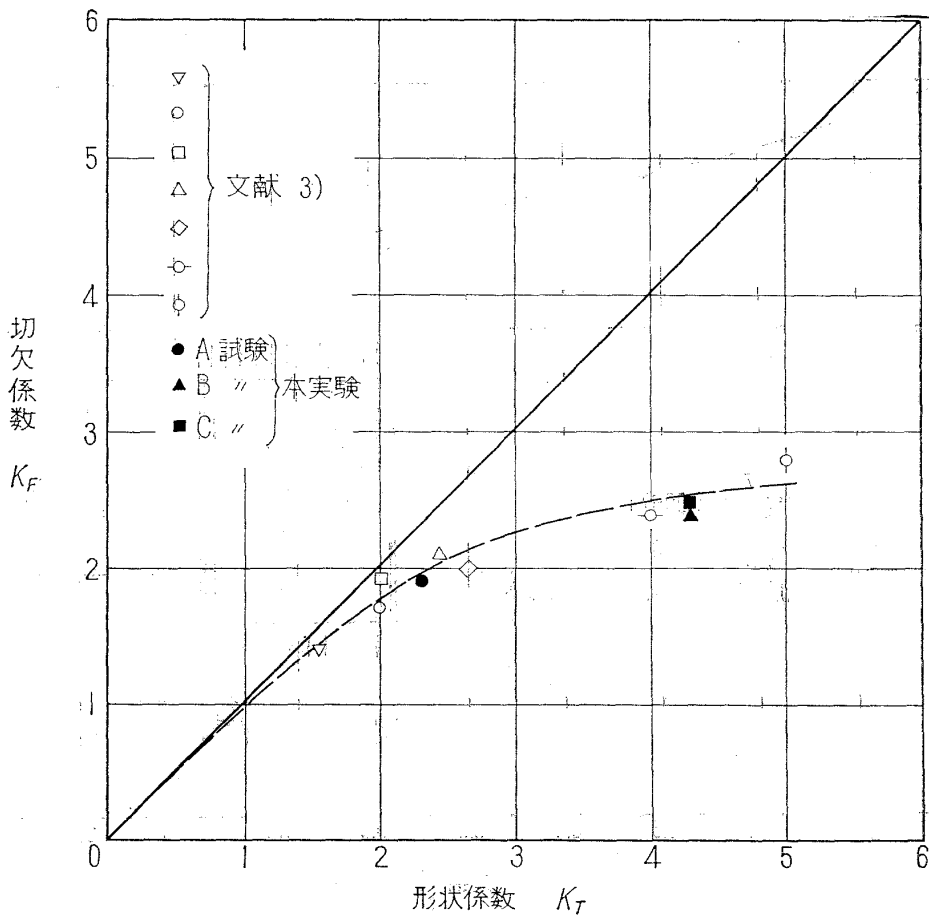


図9  $K_T$ - $K_F$  の関係

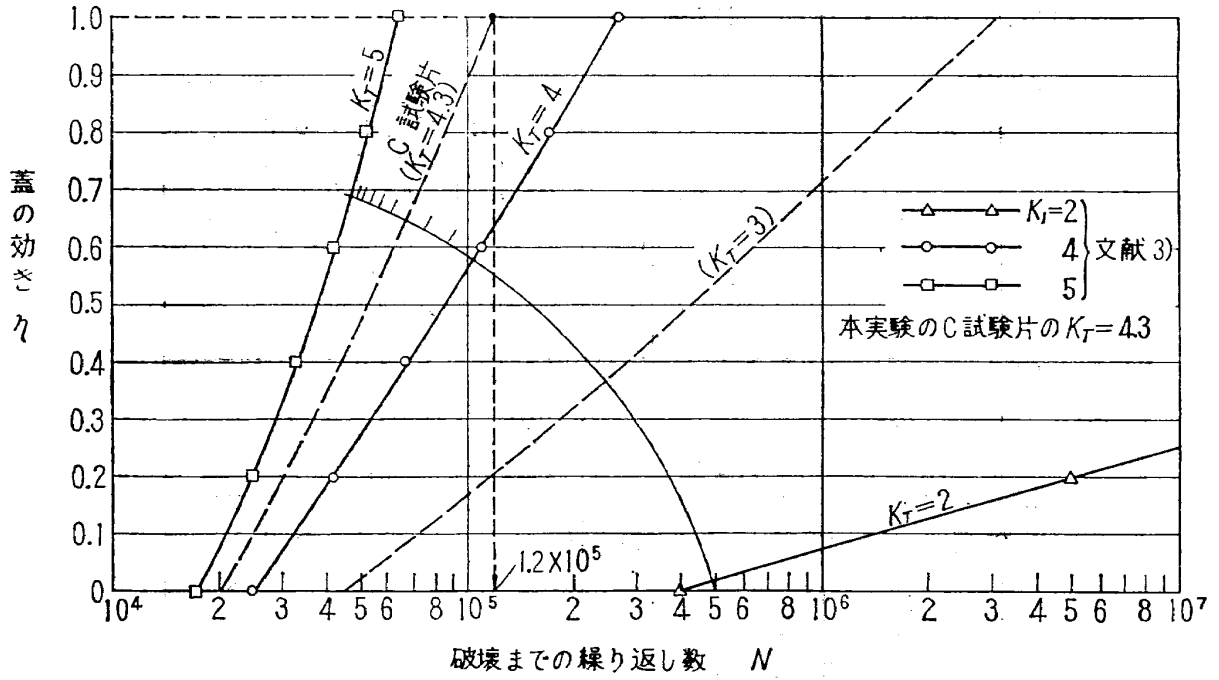


図10 C試験片の蓋板の効き

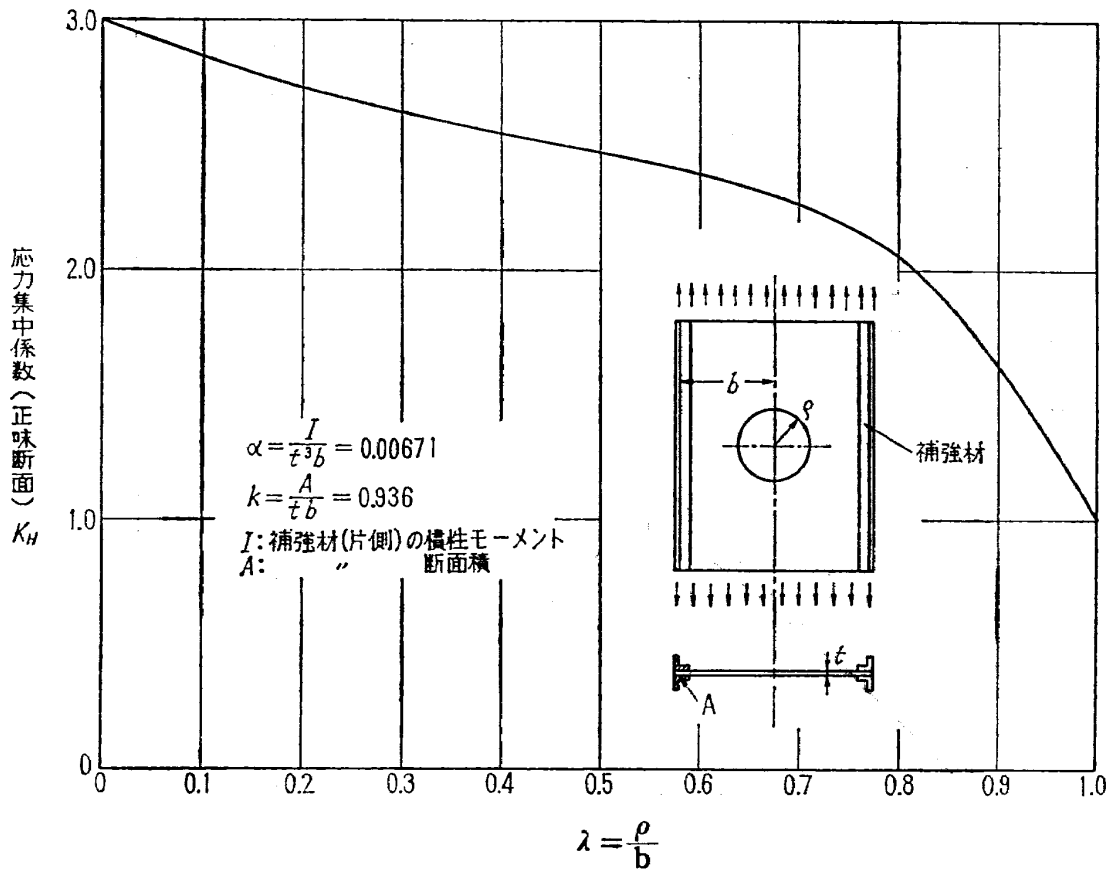


図11 有効補強平板の応力集中係数 (文献4)

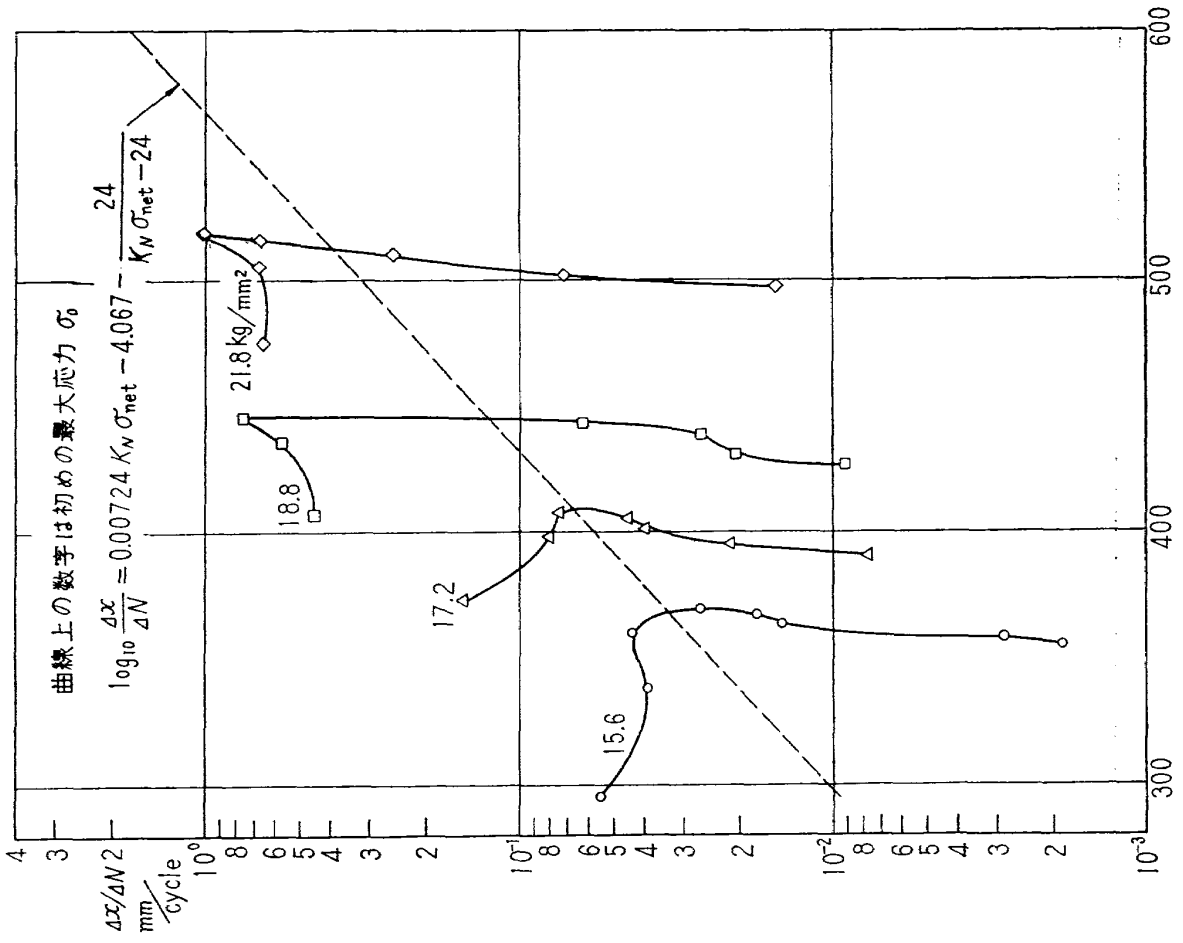


図13 A試験片の疲労伝ば速度

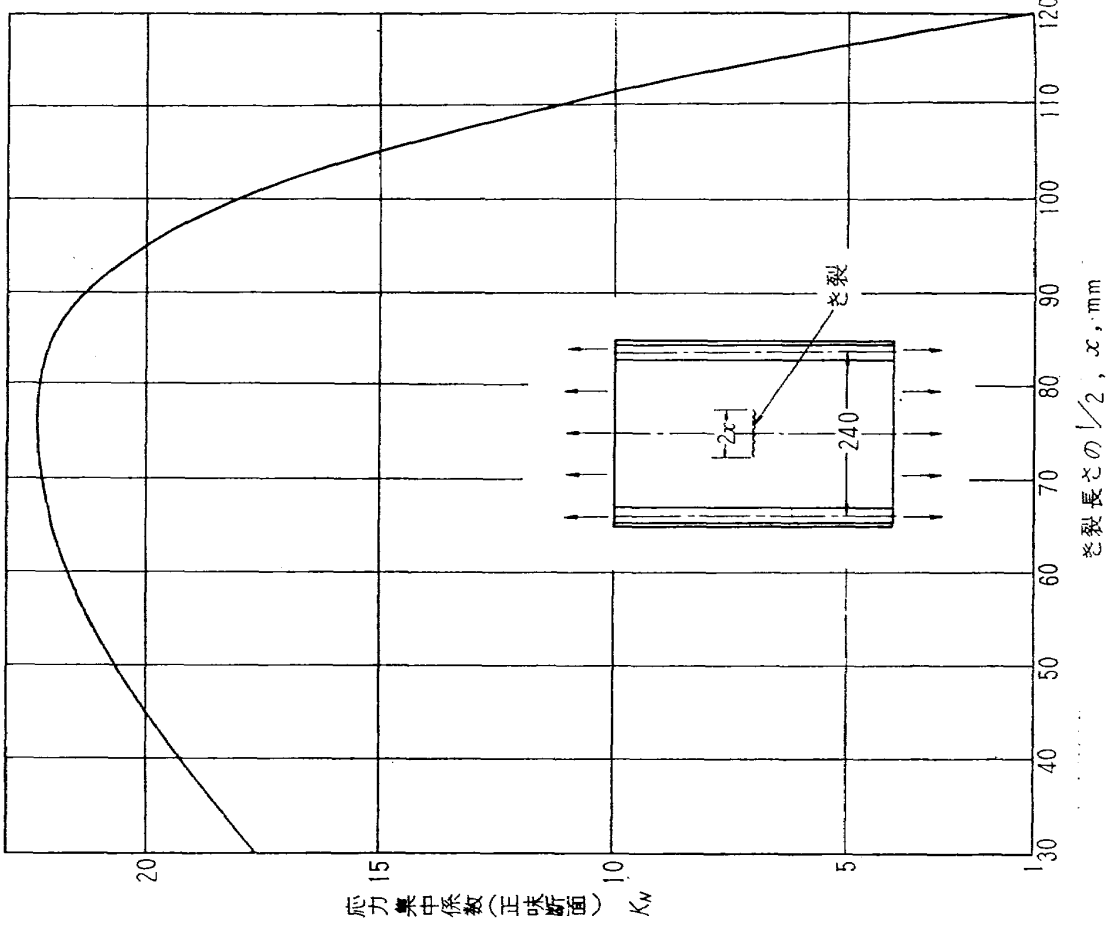


図12 疲労き裂に対する応力集中係数(2024-T3アルミニウム合金)

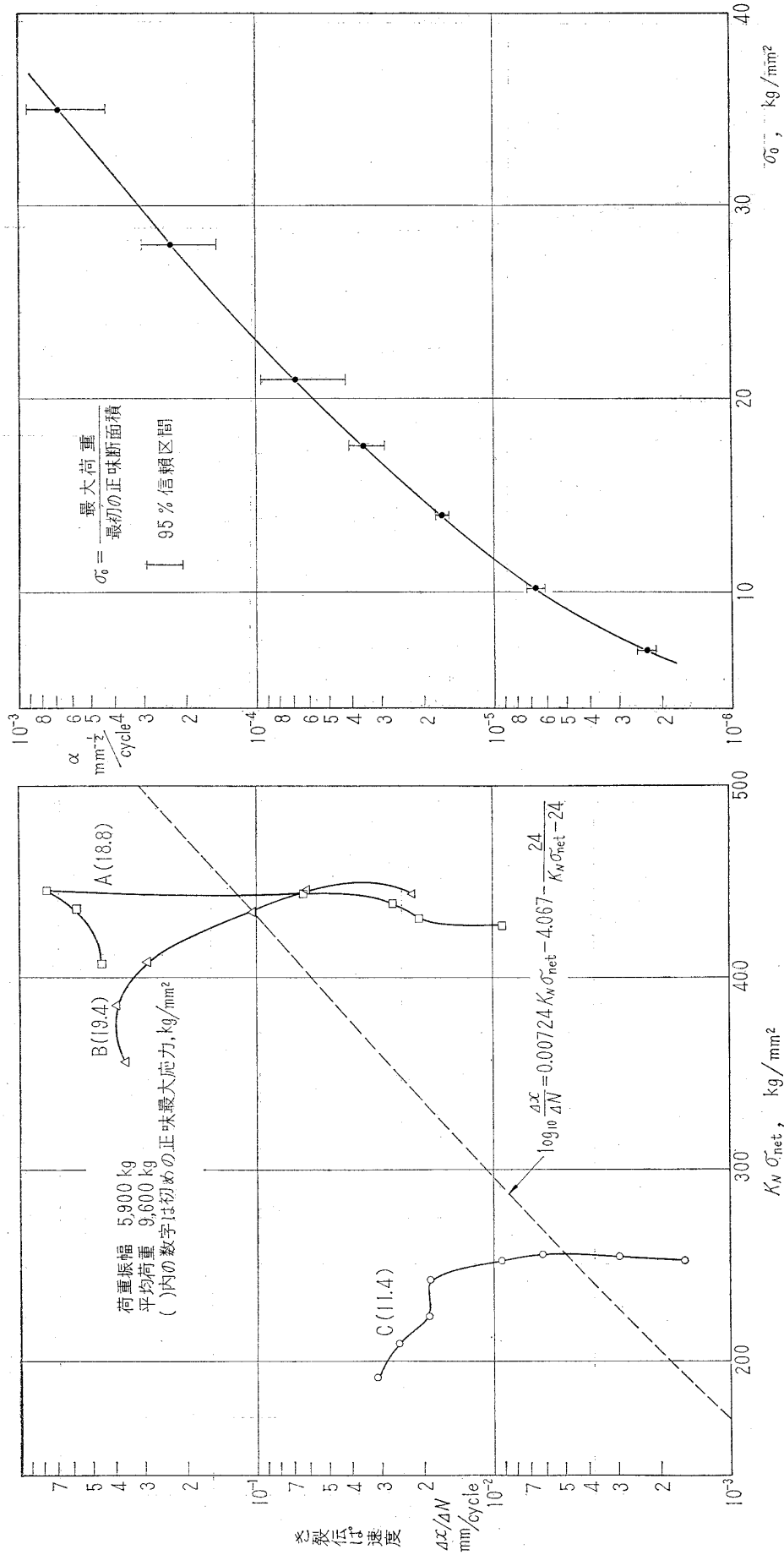


図14 A・BおよびC試験片の疲労き裂伝ば速度

図15  $\alpha-\sigma_0$  線図



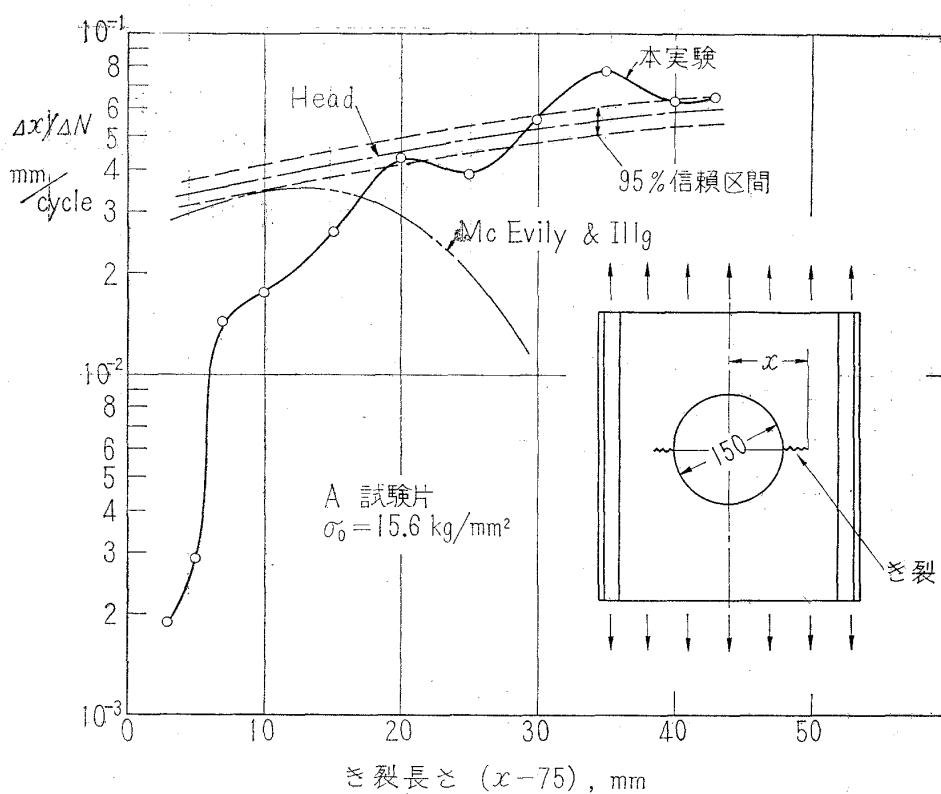


図16(a) き裂長さに対するき裂伝ば速度

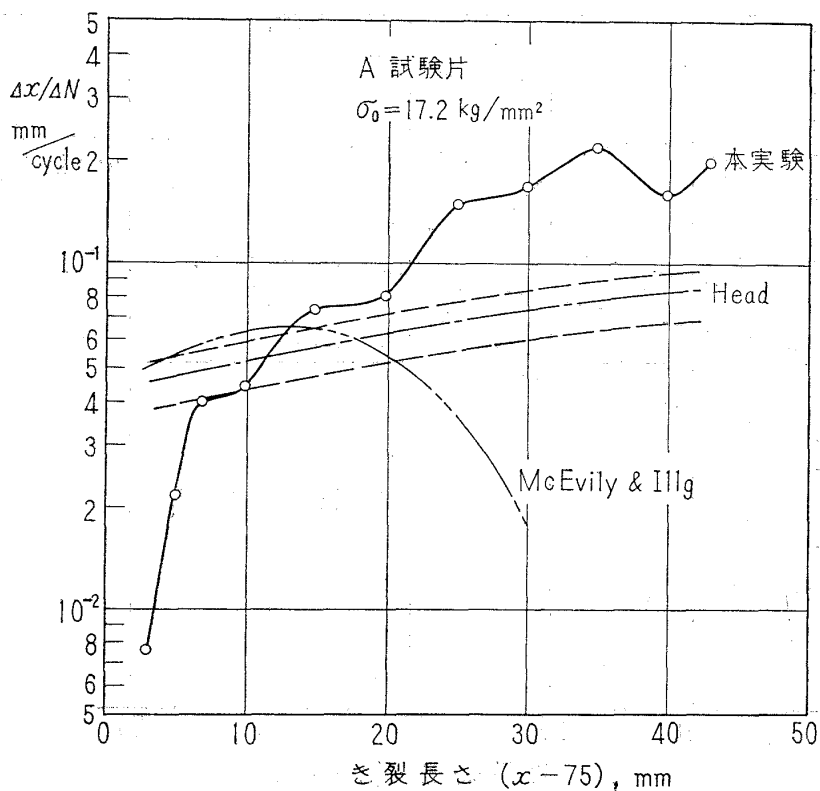


図16(b) き裂長さに対するき裂伝ば速度

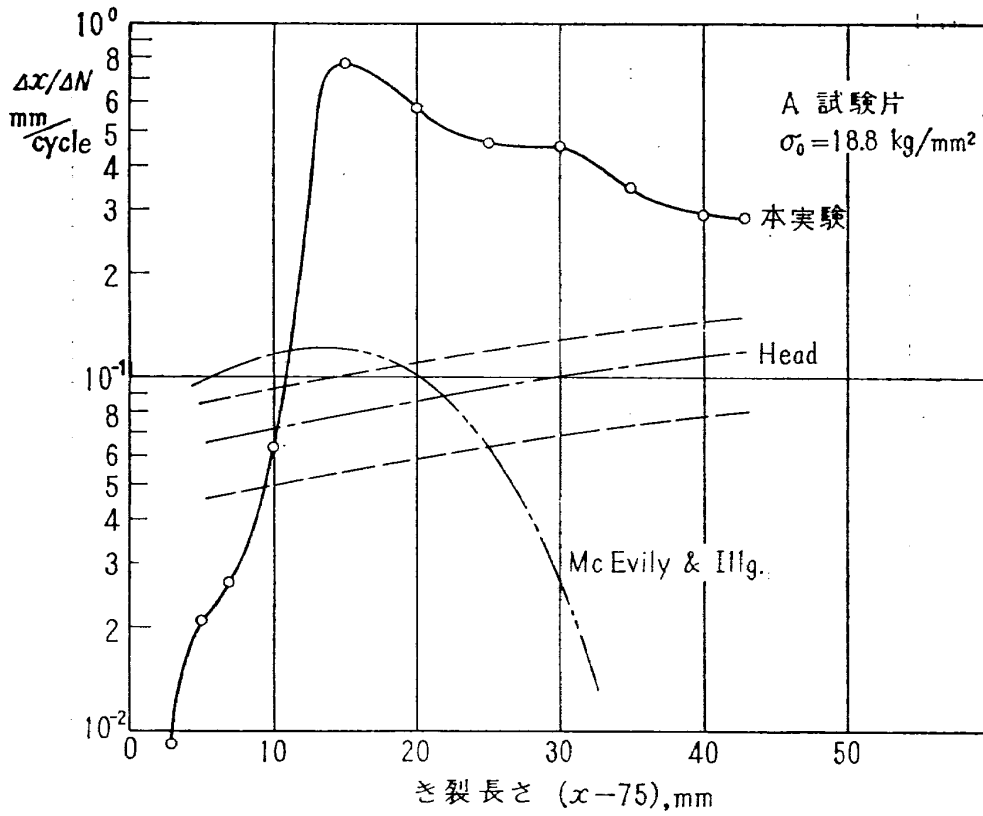


図16(c) き裂長さに対するき裂伝ば速度

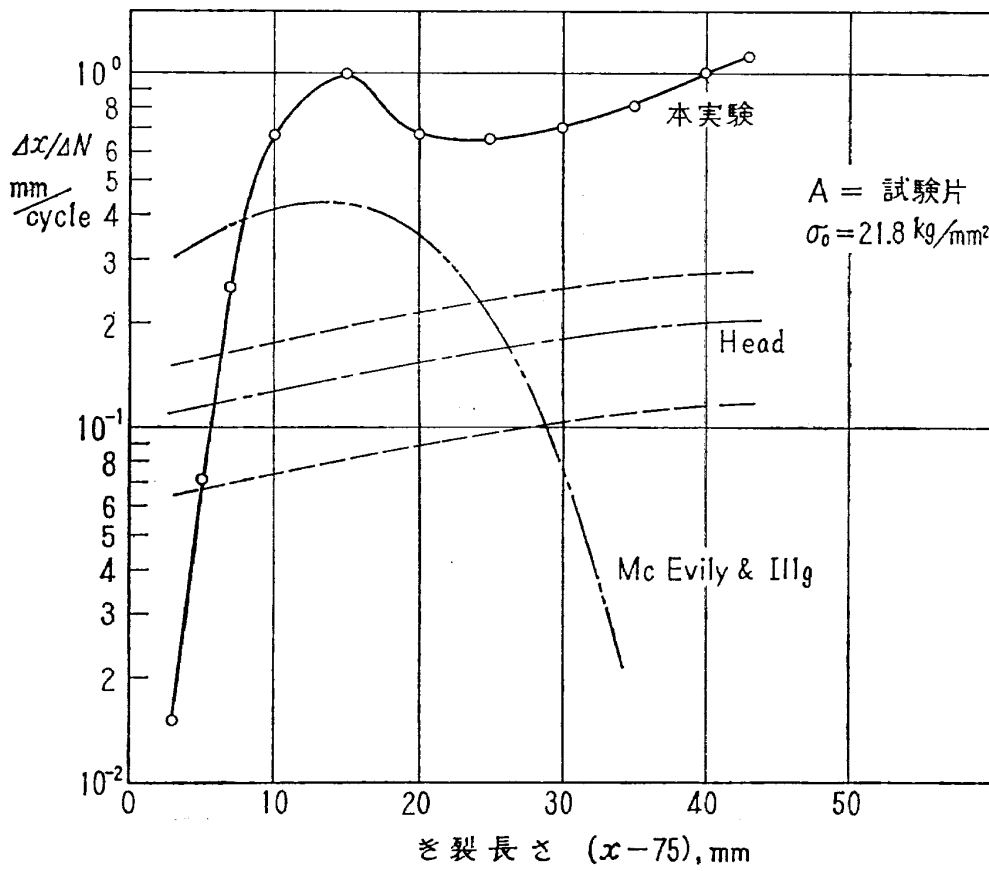


図16(d) き裂長さに対するき裂伝ば速度

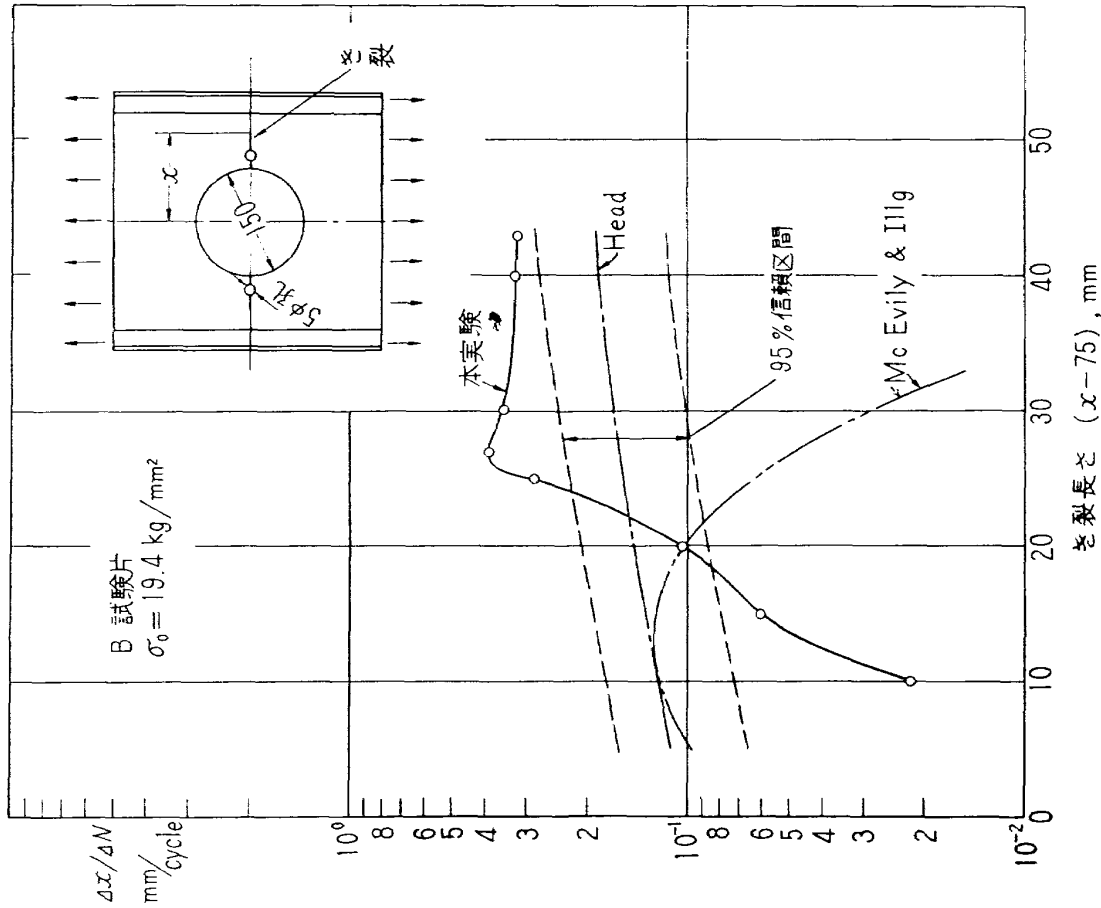


図16(f) き裂長さに対するき裂伝ば速度

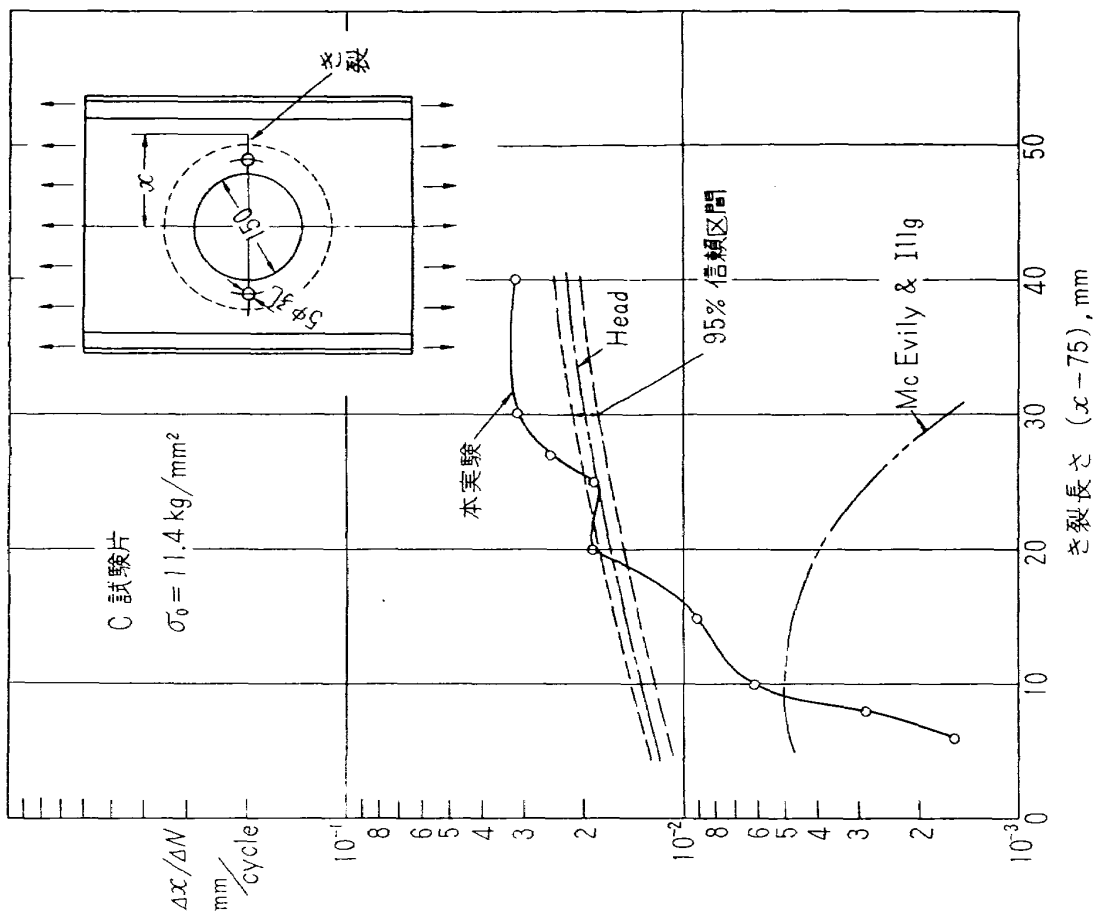


図16(e) き裂長さに対するき裂伝ば速度

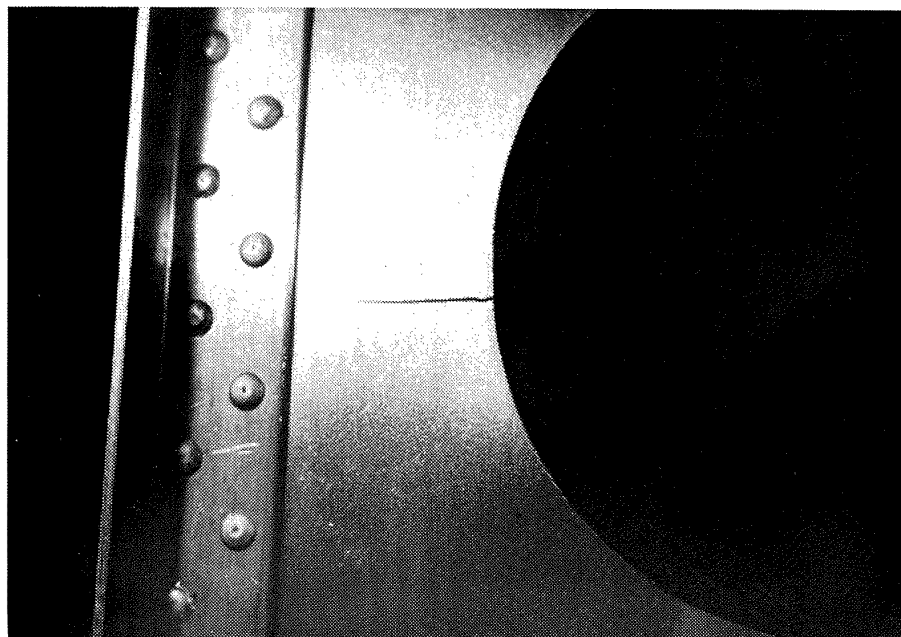


写真1 A試験片のき裂状況

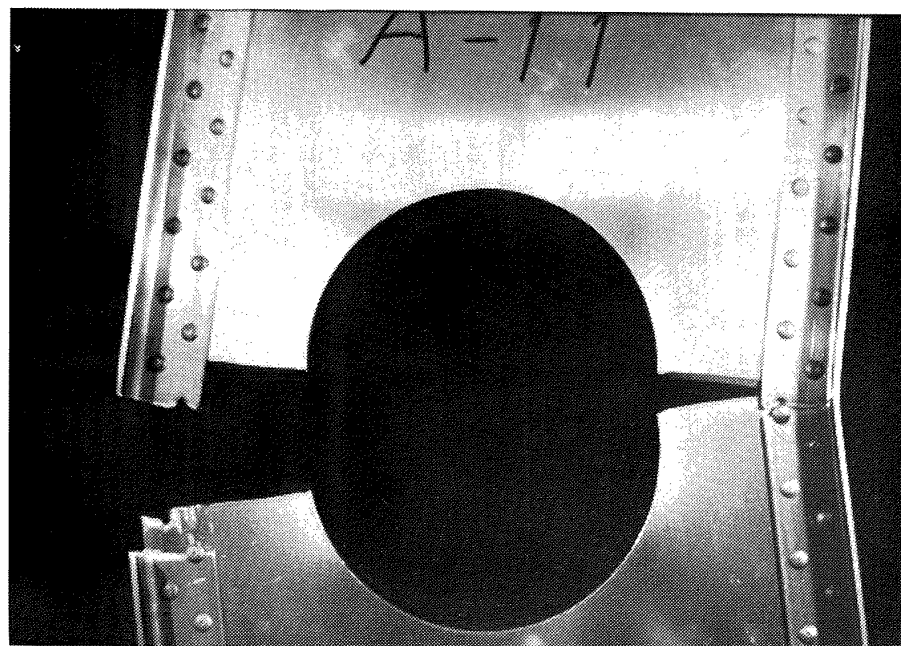


写真2 A試験片の破断状況

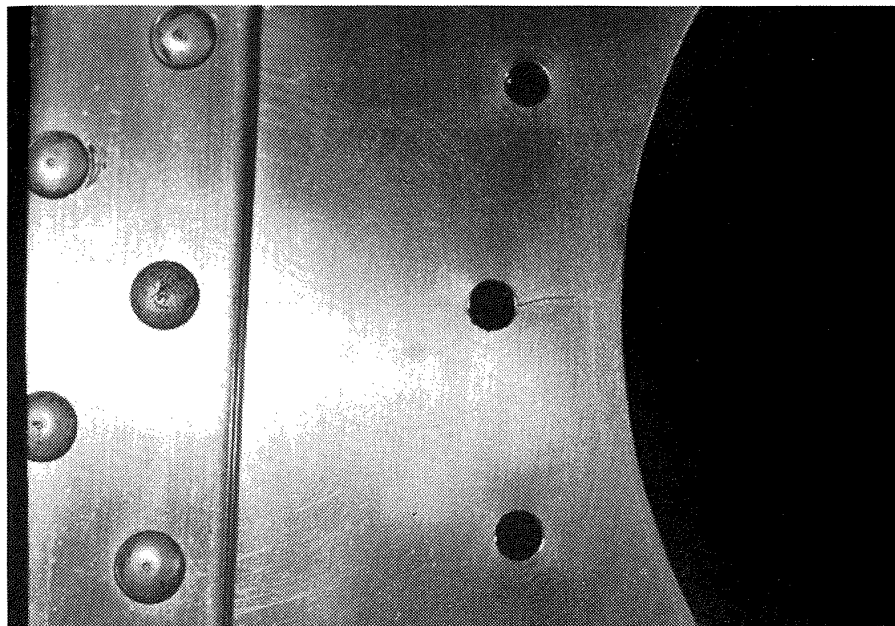


写真3 B試験片のき裂状況

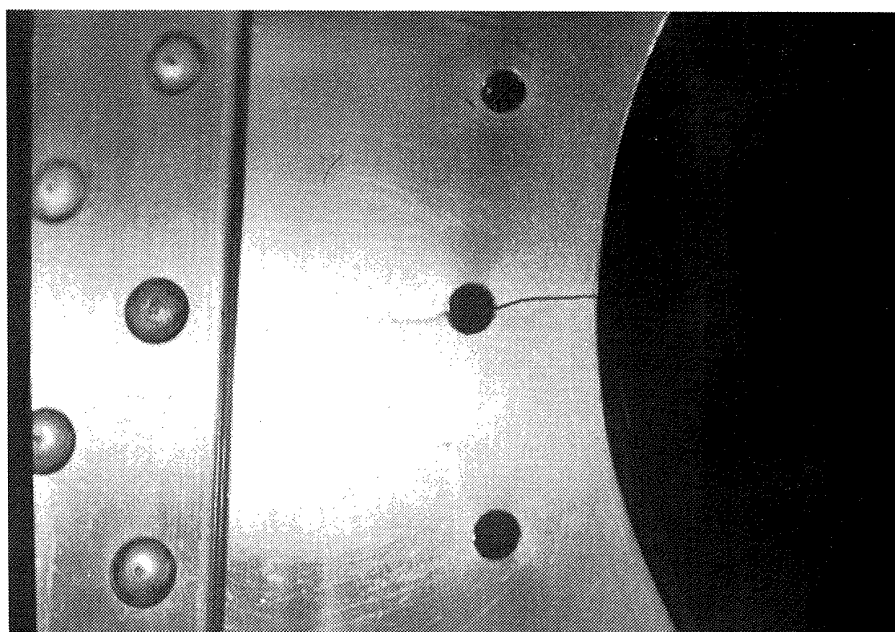


写真4 B試験片のき裂状況

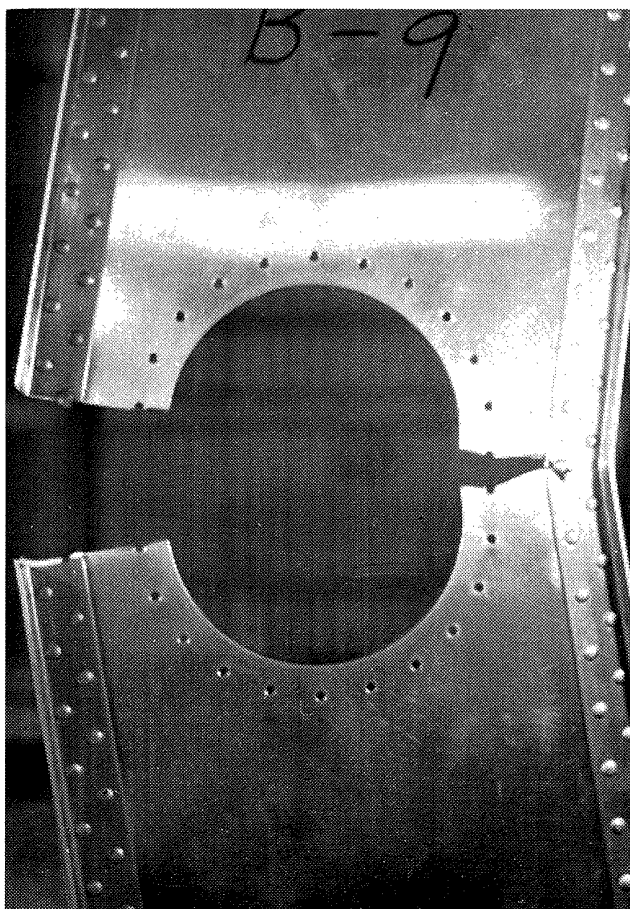


写真5 B試験片の破断状況

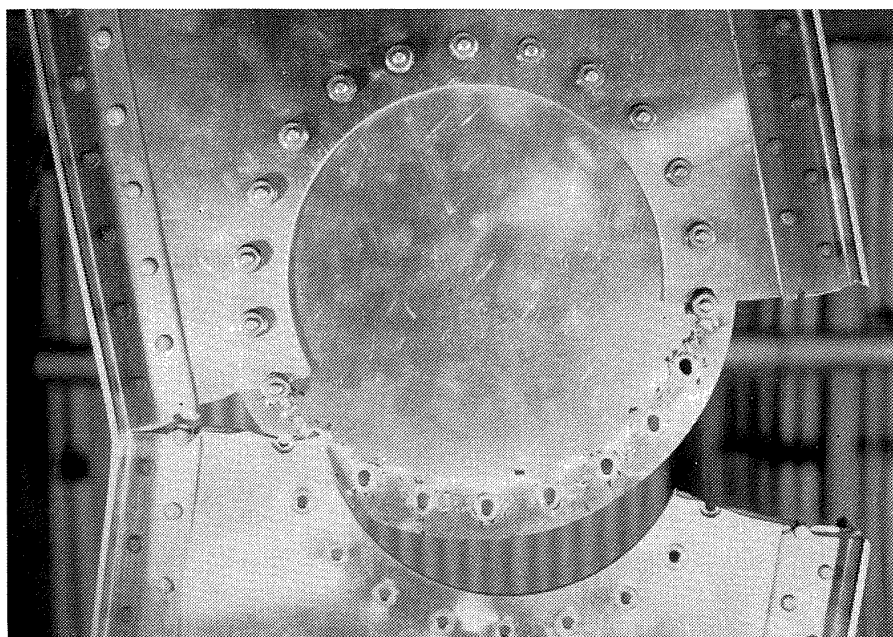


写真6 C試験片の破断状況（表面）

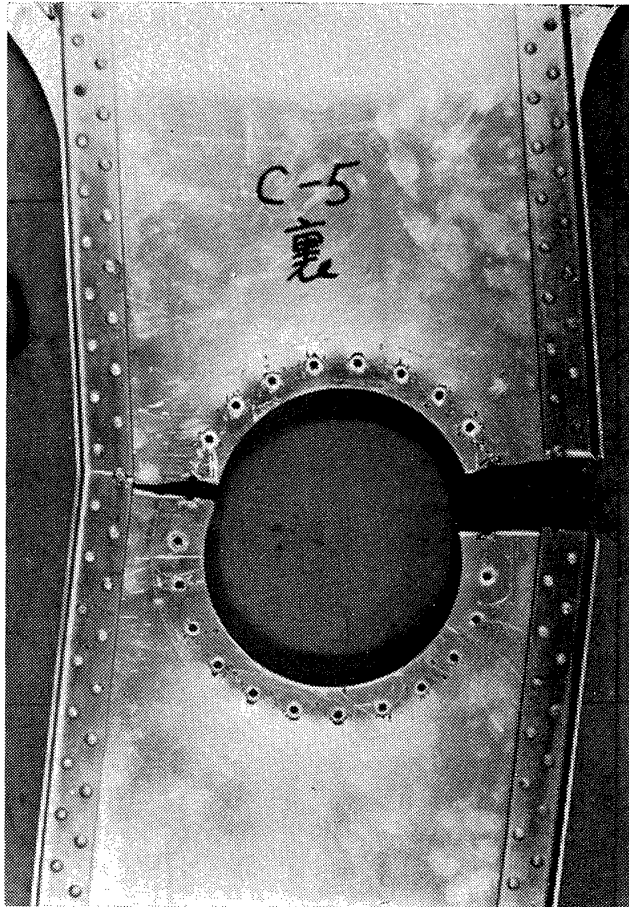


写真7 C試験片の破断状況（裏面）  
蓋板を取はずした状態

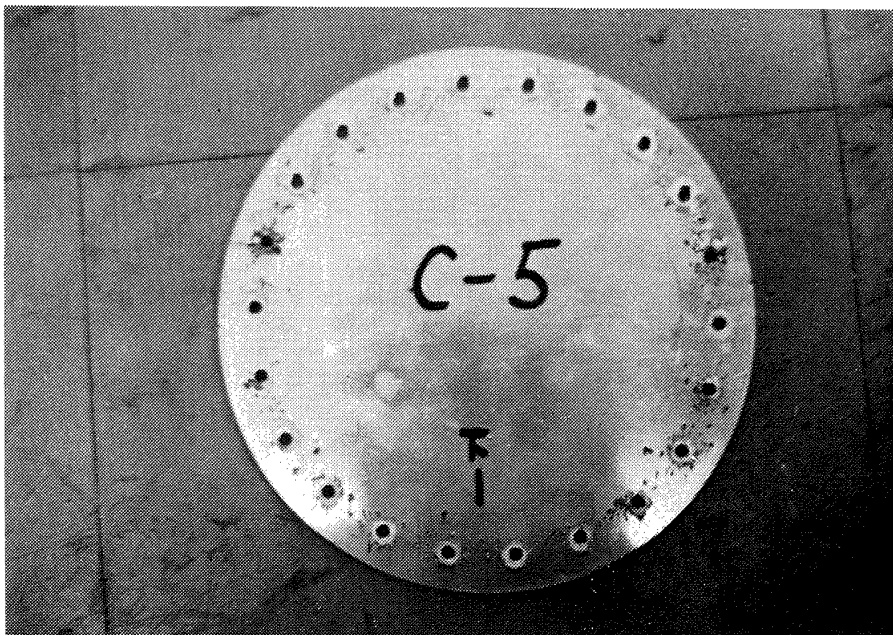


写真8 C試験片の蓋板

<p>NAL TM-63 航空宇宙技術研究所 2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性</p> <p>1965年10月                      21ページ</p> <p>航空機の主翼のマンホール部に模した3種類の2024-T3アルミニウム合金試験片を作り、これらに一定片振り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行なった。それらの結果から、試験片のそれぞれの種類の疲労寿命およびき裂伝ばの状況について述べる。</p>	<p>I. 飯田宗四郎 II. NAL TM-63 III. 620.178.3 661.86</p>	<p>NAL TM-63 航空宇宙技術研究所 2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性</p> <p>1965年10月                      21ページ</p> <p>航空機の主翼のマンホール部に模した3種類の2024-T3アルミニウム合金試験片を作り、これらに一定片振り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行なった。それらの結果から、試験片のそれぞれの種類の疲労寿命およびき裂伝ばの状況について述べる。</p>	<p>I. 飯田宗四郎 II. NAL TM-63 III. 620.178.3 661.86</p>
<p>NAL TM-63 航空宇宙技術研究所 2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性</p> <p>1965年10月                      21ページ</p> <p>航空機の主翼のマンホール部に模した3種類の2024-T3アルミニウム合金試験片を作り、これらに一定片振り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行なった。それらの結果から、試験片のそれぞれの種類の疲労寿命およびき裂伝ばの状況について述べる。</p>	<p>I. 飯田宗四郎 II. NAL TM-63 III. 620.178.3 661.86</p>	<p>NAL TM-63 航空宇宙技術研究所 2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性</p> <p>1965年10月                      21ページ</p> <p>航空機の主翼のマンホール部に模した3種類の2024-T3アルミニウム合金試験片を作り、これらに一定片振り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行なった。それらの結果から、試験片のそれぞれの種類の疲労寿命およびき裂伝ばの状況について述べる。</p>	<p>I. 飯田宗四郎 II. NAL TM-63 III. 620.178.3 661.86</p>



TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡遠一, 尾井井一, 鎌田幸男, 中泉日出夫, 塚高武
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	幸尾治朗, 岡遠一, 尾井井一, 鎌田幸男, 中泉日出夫, 塚高武
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	幸尾治朗, 岡遠一, 尾井井一, 鎌田幸男, 中泉日出夫, 塚高武
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム — 数値解法の収束条件その他への応用 —	1965年5月	幸尾治朗, 岡遠一, 尾井井一, 鎌田幸男, 中泉日出夫, 塚高武
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治, 坂元思無邪, 光山敏, 河崎俊夫, 谷
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治, 坂元思無邪, 光山敏, 河崎俊夫, 谷
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾我国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-60	吹出式超音速風洞におけるデータの処理方式について (II)	1965年9月	原亘利, 高島一明, 関根英夫, 中村正夫, 戸川保子, 高島一明
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	原亘利, 高島一明, 関根英夫, 中村正夫, 戸川保子, 高島一明
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	原亘利, 高島一明, 関根英夫, 中村正夫, 戸川保子, 高島一明

注・欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料63号

昭和40年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422) 44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社  
東京都千代田区西神田1-10

---