

UDC 620.178.3
661.86

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-127

2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay
有孔補強平板の軸荷重による疲労特性

飯田宗四郎・猿本光明・齊藤信一郎

1968年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榊原盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光榮, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 養田光弘 山崎紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山耕一, 吉田 晃昇 中山晋, 菅原 昇 五味光男
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 薮岡一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上建二 広田正行, 榎 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 相原康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信弥 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	堀武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暎一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島一明, 榊原盛三 原亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(II)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 倅, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(I)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝

2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性*

飯田宗四郎**・猿本光明**・斉藤信一郎**

概 要

航空機の主翼下面マンホール部に模した 3 種類の 3-bay 有孔補強平板試験片に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速度を求めた。

これらの結果から 3-bay の 3 種類の試験片の形状係数と切欠係数の関係およびき裂伝ば速度挙動について調べ、さらに 1-bay 有孔補強平板の疲労特性との比較を行なって、実機の主翼下面マンホール部の設計のための一資料を得た。

1. ま え が き

航空機の主翼において、運用中に比較的早期に起る疲労被害は主として下面マンホールの蓋板取付ねじ孔からのき裂であろうと思われる。そこで主翼下面マンホール部に類似させた 3 種類の形状の試験片を製作し、これらに代表突風荷重に相当する一定片振り繰返し荷重を負荷して疲労試験を行い、試験片の形状の変化による疲労寿命の差異、切欠係数と形状係数の関係およびき裂伝ばの状況を調べ、これらの結果から実機の主翼下面マンホール部の設計のための一資料を得た。またすでに航技研資料 TM-63¹⁾で報告した同じ材料の 1-bay 有孔補強平板の疲労特性との比較も行なった。

2. 実験材料および試験片

本実験に使用した材料は平板部は 2024-T3 Alclad 板材および補強部は 2024-T4 押出材である。これらの材料の化学成分および機械的性質を表 1 に示す。

試験片は試験片 A、試験片 B および試験片 C の 3 種類で、これらの形状および寸法をそれぞれ図 1、図 2 および図 3 に示す。

試験片 C の蓋板取付ねじの締付トルクは一定にし、1-bay の場合と同じ値の 34.56kg-cm とした。

3. 試験装置および試験方法

試験装置としては 100 トン横型油圧ジャッキ、模型取付架台および主翼繰返し荷重試験装置²⁾の一部（テープ式プログラム装置、制御装置、ポンプユニット各 1 台）を使用した。図 4 に試験装置の制御系統図を、写真 1 に試験装置の全景を示す。

負荷した試験荷重は最大荷重 W_{max} が 44,170kg、最小荷重 W_{min} が 7,230kg の一定引張り片振り繰返しであった。これは YS-11 の主翼でいえば約 24ft/sec の突風荷重³⁾に相当するものである。荷重の繰返し速度は約 35cpm 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てブラウン管オシロスコープに入れ常時監視した。

き裂の長さは装置を停止させないで物指によって測定し、同時にその時の繰返し回数を記録した。

4. 実験結果と考察

4.1 疲労寿命

3 種類の試験片 A、B および C について各 3 個ずつ疲労試験を行なった。それらの結果を表 2 に示す。また試験片 A、B および C の代表的な疲断状況を写真 2、写真 3 および写真 4 にそれぞれ示す。

これらの結果、試験片 A、B および C の疲壊までの平均寿命と分布の対数正規性を仮定して得た 95% 信頼区間を示すと表 3 のようになる。これらの値および文

* 昭和 43 年 1 月 29 日受付

** 機体第一部

表 1 材料の化学成分と機械的性質

材 料	Cu%	Si%	Fe%	Mn%	Mg%	Al%	耐 力 kg/mm ²	抗張力 kg/mm ²	伸 び %
2024-T3板 材	4.38	0.13	0.20	0.55	1.30	Re	32.2	46.1	22.0
2024-T4押出材	4.12	0.48	0.45	0.68	0.50	Re	—	51.0	15.0

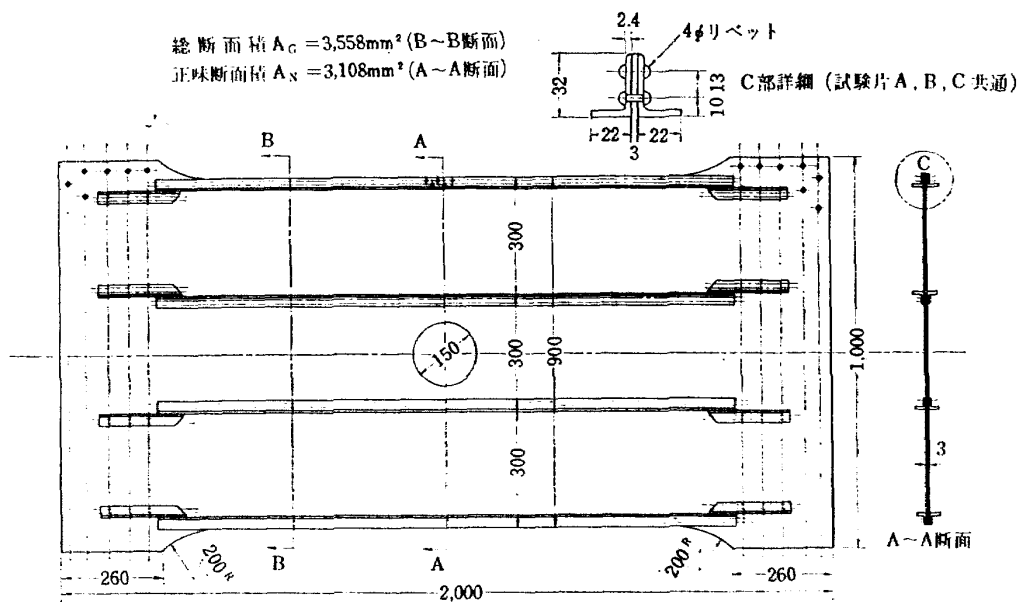


図 1 試 験 片 A

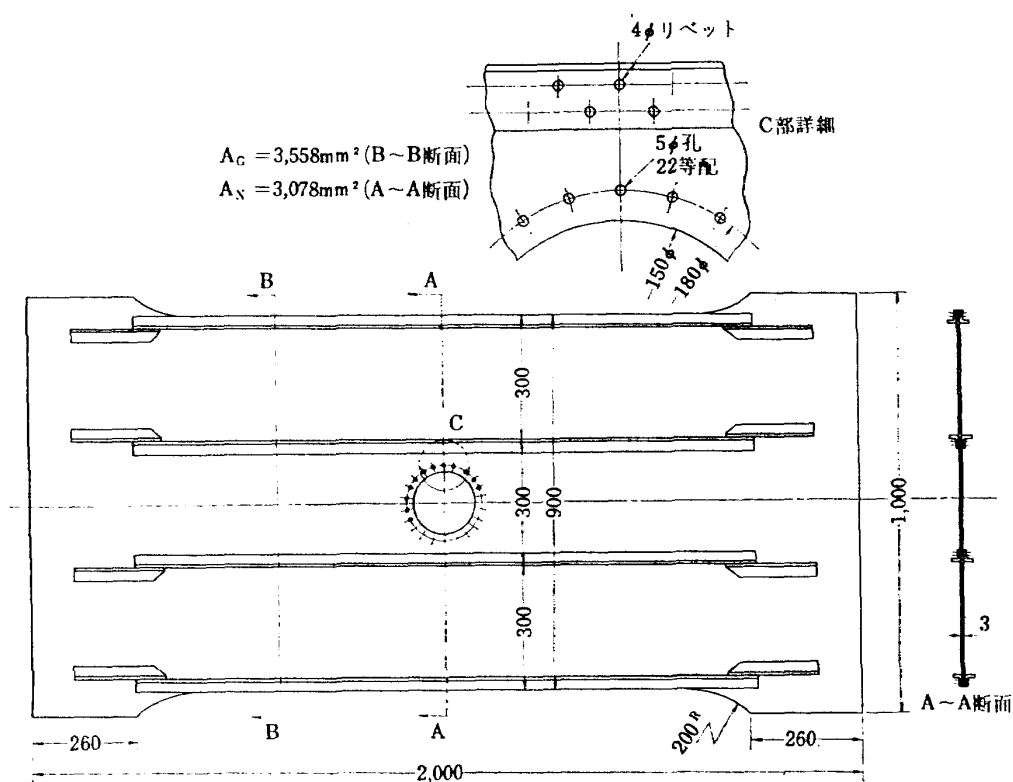


図 2 試 験 片 B

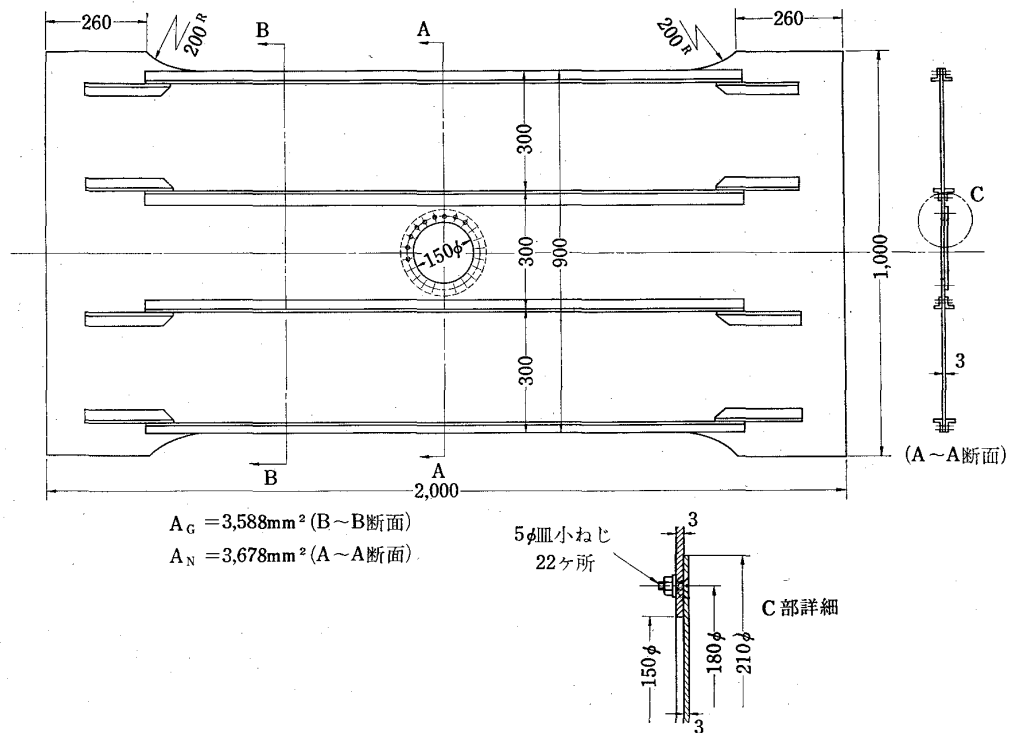


図3 試験片 C

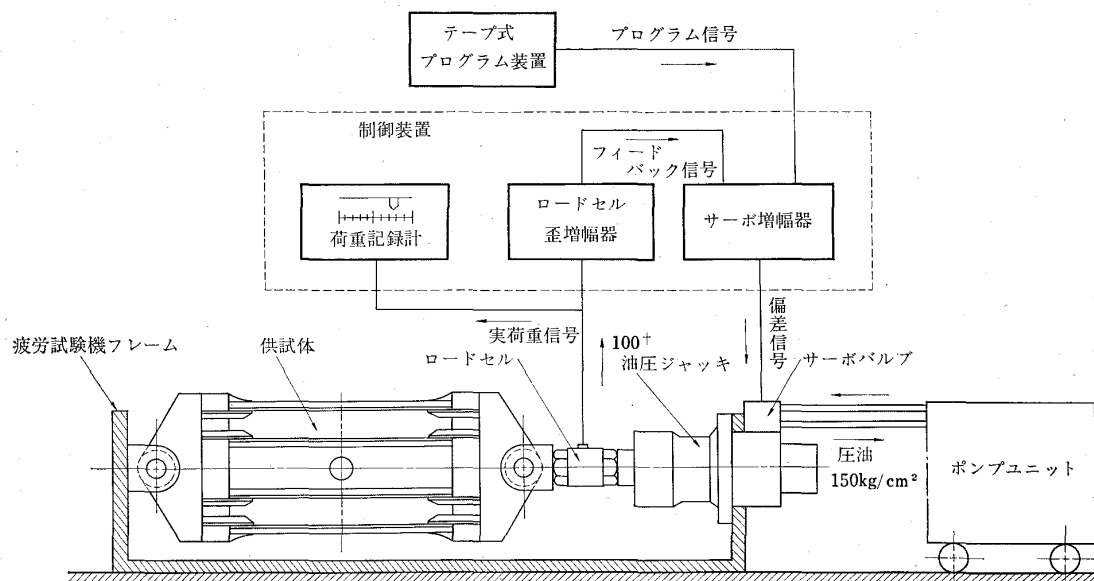


図4 試験装置制御系統図



写真 1 試 験 装 置 全 景

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	76, 127	$72, 083 < \bar{N} < 80, 398$
B	22, 024	$17, 052 < \bar{N} < 28, 396$
C	48, 918	$31, 993 < \bar{N} < 74, 798$

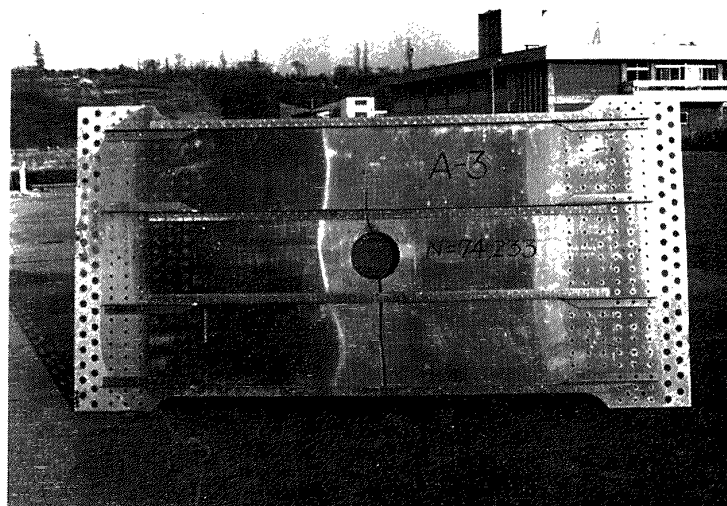


写真 2 試 験 片 A の 破 断 状 況

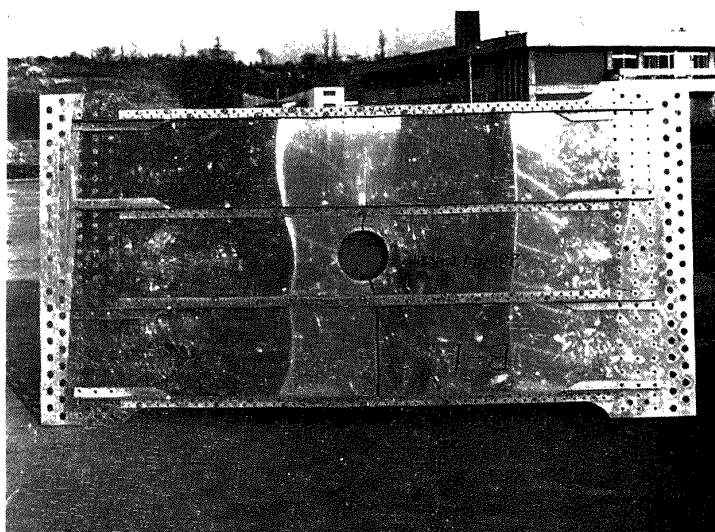


写真 3 試験片 B の破断状況

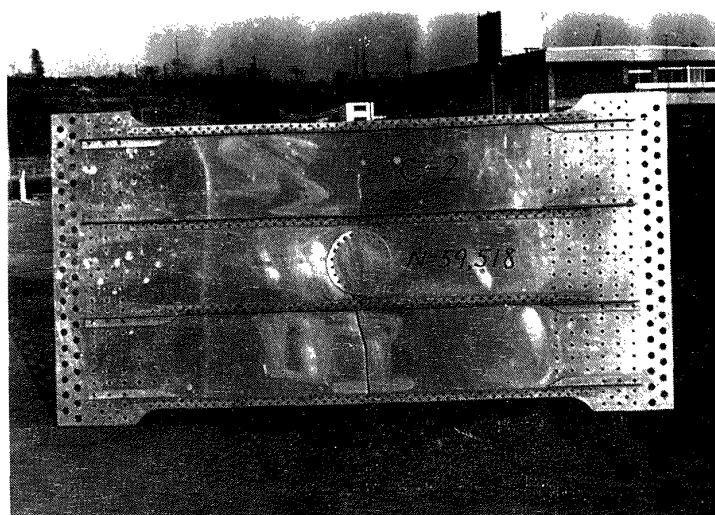


写真 4-1 試験片 C の破断状況(表面)

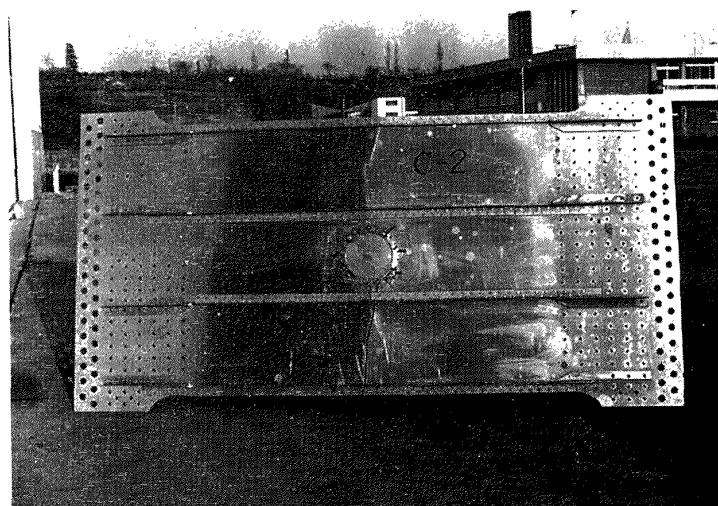


写真 4-2 試験片 C の破断状況(裏面)

表 2 疲労試験結果

試験片	き裂発見までの 繰返回数	破断までの 繰返回数
A-1	72,300	77,290
— 2	65,030	76,895
— 3	66,920	74,233
B-1	18,320	23,741
— 2	14,000	23,019
— 3	12,500	19,593
D-1	33,270	43,509
— 2	40,270	59,518
— 3	34,520	45,205

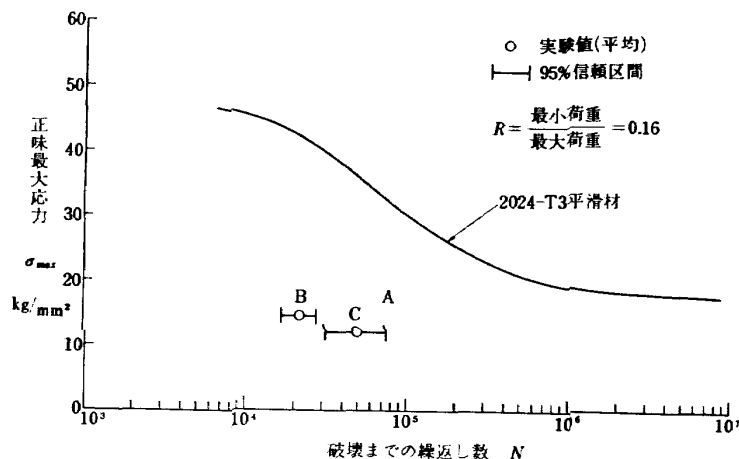


図 5 疲労寿命

献⁴⁾からの2024-T3アルミニウム合金の平滑材(形状係数 $K_T=1$)のS-N線図を図5に示す。

4.2 形状係数と切欠係数の関係

試験片A, BおよびCの正味断面に対する形状係数は付録Aからそれぞれ $K_{TA}=2.35$, $K_{TB}=5.44$ および $K_{TC}=5.44$ となる。一方, 試験片A, BおよびCの切欠係数は付録Bからそれぞれ $K_{FA}=2.25$, $K_{FB}=2.92$ および $K_{FC}=3.00$ となる。これらの形状係数 K_T および切欠係数 K_F の値を図示すると図6のようになり, 図中, 一緒にプロットした文献⁴⁾のデータおよび1-bayの場合の K_T-K_F の関係とよく合っている。

4.3 き裂伝ば速度

試験片A, BおよびCの代表的な繰返し数に対するき裂長さ測定値をそれぞれ図7, 図8および図9に示す。

A. J. McEvily, Jr. および W. Illg⁵⁾によれば, 2024-T3 Al 合金平板に対する平均き裂伝ば速度 dx/dn は次式で表わされる。

$$\log_{10} \frac{dx}{dn} = 0.00724 K_N \sigma_{net} - 4.067 - \frac{24}{K_N \sigma_{net} - 24} \quad (1)$$

ここで dx : き裂長さの増分, mm

dn : 繰返し数の増分, cycle

K_N : grain size を考慮したき裂に対する応

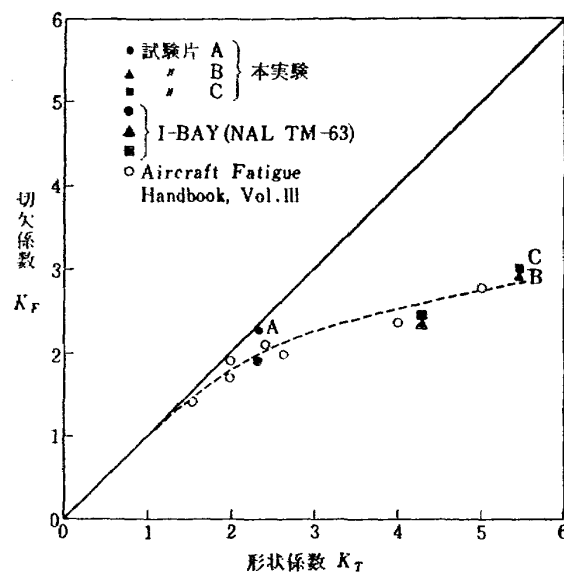
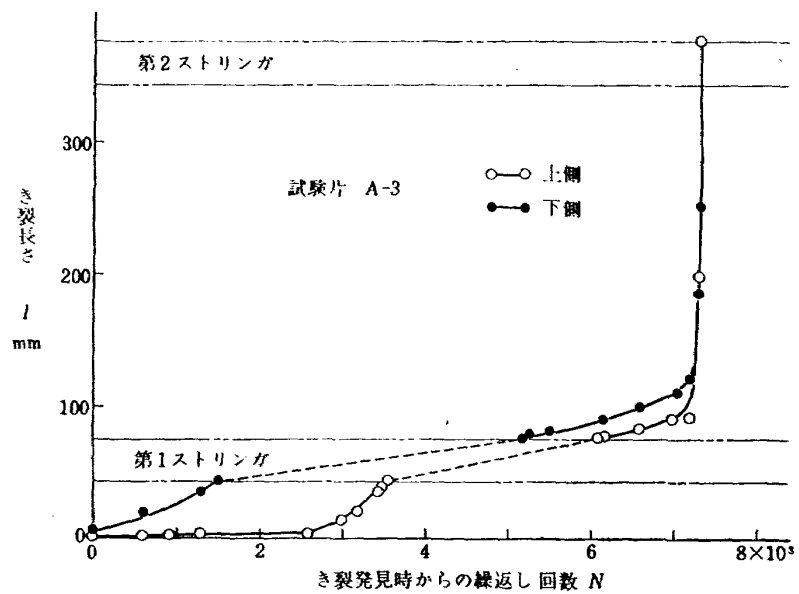
図 6 K_F-K_T の関係

図 7 試験片 A のき裂伝ば曲線

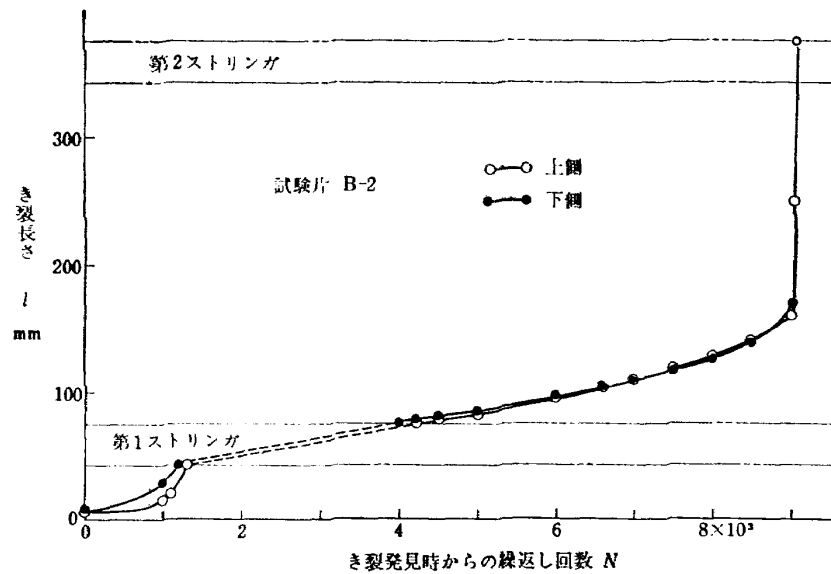


図 8 試験片Bのき裂伝ば曲線

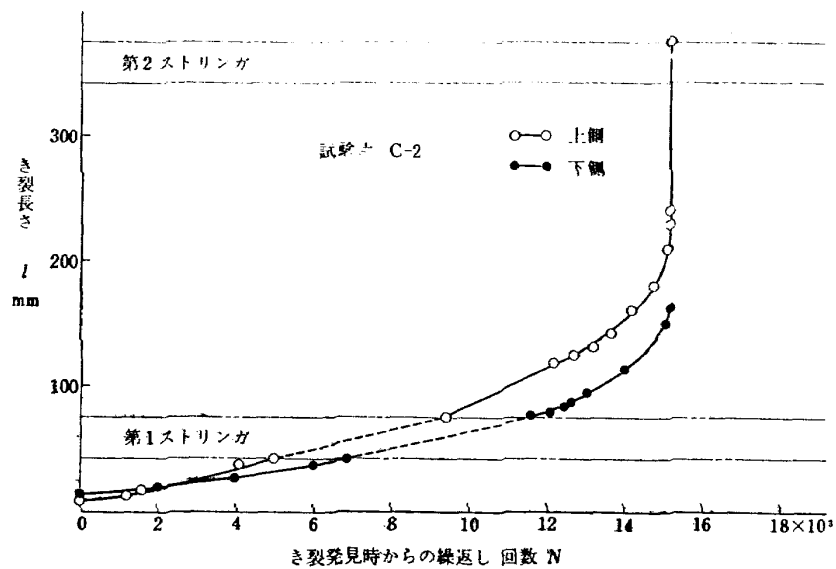


図 9 試験片Cのき裂伝ば曲線

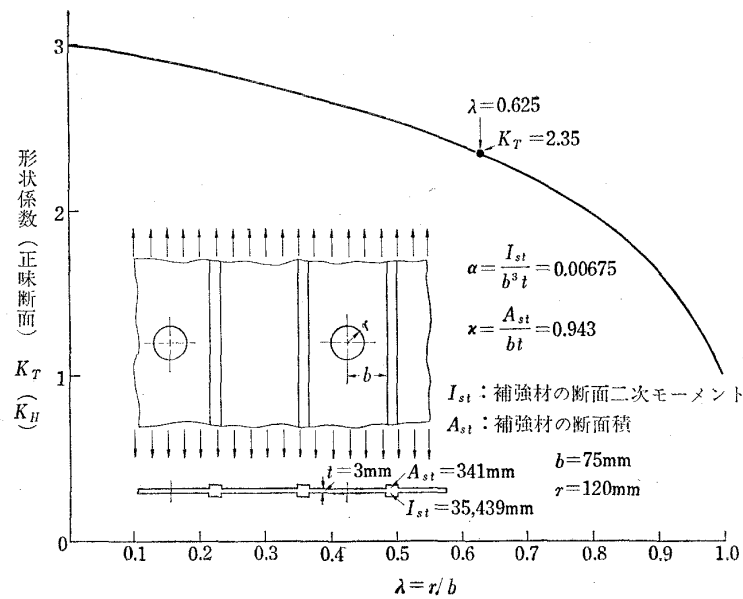


図 10 有孔補強平板の形状係数

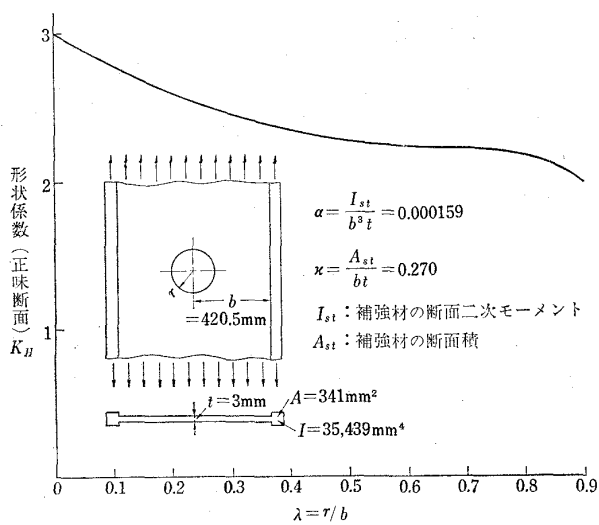


図 11 有孔補強平板の形状係数

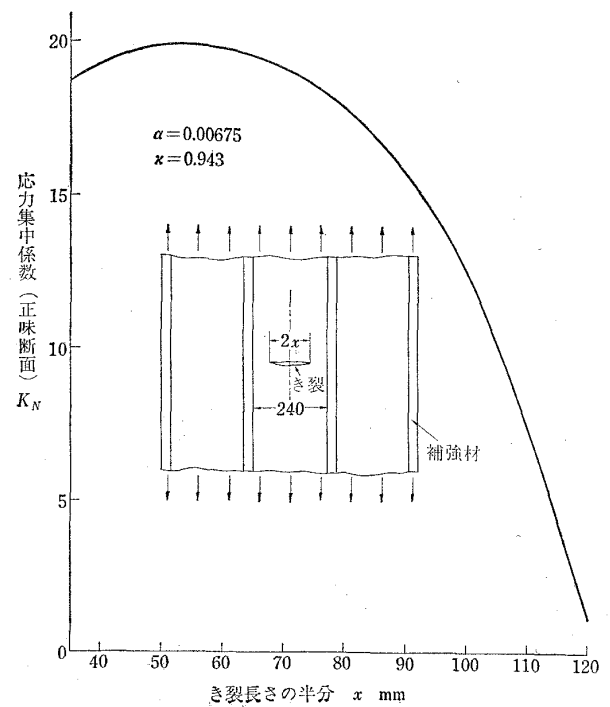


図 12 疲労き裂に対する応力集中係数 (2024-T3)

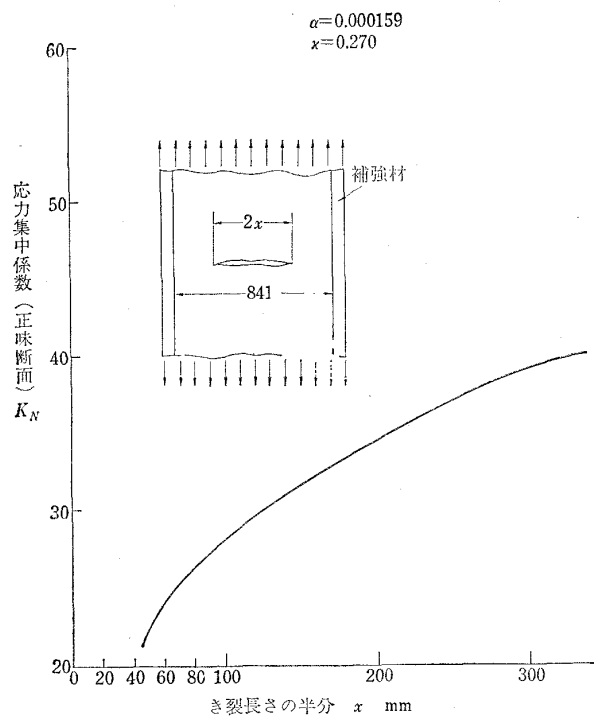


図 13 疲労き裂に対する応力集中係数(2024-T3)

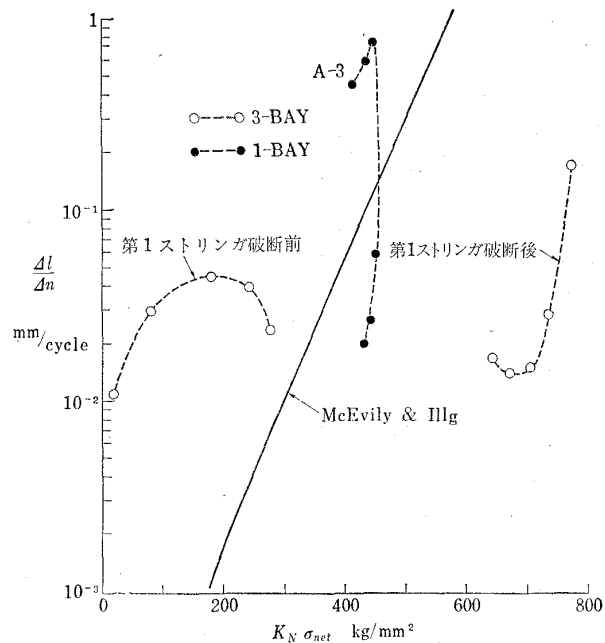


図 14 試験片Aのき裂伝ば速度

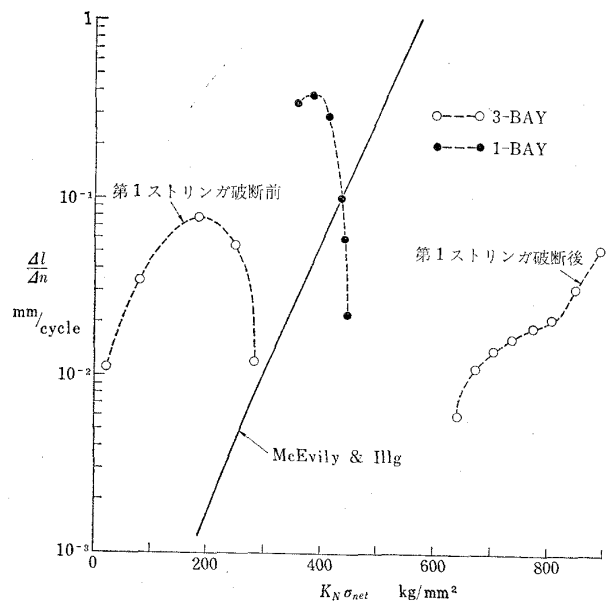


図 15 試験片Bのき裂伝ば速度

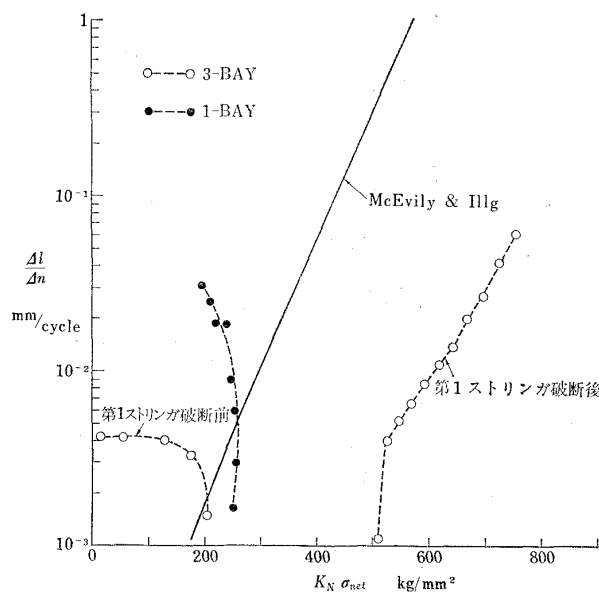


図 16 試験片Cのき裂伝ば速度

力集中係数

σ_{net} : 正味断面上の平均応力, kg/mm^2

本実験における試験片 A, B および C のき裂長さに対するき裂先端での応力集中係数 K_N は文献¹⁾ の付録から

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

ここで K_H : 半径 x の円孔を有する補強平板の正味断面に対する応力集中係数

x : き裂長さの半分, mm

ρ_e : き裂先端の有効曲率半径, mm

文献⁵⁾ から, 2024-T3 に対する $\rho_e = 0.0762\text{mm}$ を採用した。

図10および図11に本実験における試験片の第1ストリング破断前および破断後の K_H ⁶⁾ の値を示す。これらの図の K_H から (2) 式を使って求めたき裂長さ l に対する K_N の曲線を, 第1ストリング破断前および破断後についてそれぞれ図12および図13に示す。図12および図13から, 本実験の試験片 A, B および C のき裂長さに対する K_N を求め, これらの試験片の $K_N \sigma_{net}$ に対するき裂伝ば速度実験値をプロットすると, それぞれ図14, 図15および図16の白丸印と点線で示されるようになる。比較のために1-bayの場合の $K_N \sigma_{net}$ に対するき裂伝ば速度実験値を黒丸印と点線で示す。一方(1)式による $K_N \sigma_{net}$ に対するき裂伝ば速度の予測曲線は図14, 図15および図16に実線で示される。

これらの図から本実験での試験片 A, B および C のき裂伝ば速度は第1ストリングが破断する前は(1)式による予測値より大きく, 破断後は予測値よりかなり小さいことがわかる。このことは, 1-bay の場合, 予測値が実験値の平均き裂伝ば速度を与えていると思われるのに対して, 3-bay の場合は 1-bay の場合とかなり違ったき裂伝ば挙動をしていることを示す。

一方, A. K. Head⁶⁾ によればき裂長さに対するき裂伝ば速度はつぎの式で表わされる。

$$\frac{dx}{dn} = 2 \alpha_0 x^{\frac{3}{2}} \quad (3)$$

ここで, α_0 : 応力レベルによる定数, $\text{mm}^{-\frac{1}{2}}/\text{cycle}$

x : き裂長さの半分, mm

文献⁵⁾ によれば α_0 はき裂長さにあまり影響されず応力レベルによって決まる定数である。そこで文献⁵⁾ の実験データから種々の応力レベル σ_0 に対する α_0 を求めると図17に示すようになる。この α_0 の値を使って(3)式により試験片 A, B および C のき裂長さに対するき裂伝ば速度の予測値を求めて示したのがそれぞ

れ図18, 図19および図20の一点鎖線で示される曲線である。また(1)式によるき裂長さに対するき裂伝ば速度の予測曲線は図18, 図19および図20に実線で示される。

これらの図からわかるように本実験の 3-bay 試験片に対するき裂伝ば速度の実験値は, McEvily & Illg および Head の式による予測値と余り合わず, 特に第1ストリング破断後においては, 傾向は合っているが, McEvily & Illg の式によるき裂伝ば速度の予測値は実験値よりはるかに大きい。Head の式ではストリングの効果は考慮されておらず, 従って第1ストリング付近では予測値と実験値はかなり異なるが, 大ざっぱにいて全体傾向は合っている。

4.4 Stress intensity factor とき裂伝ば速度の関係

McEvily & Illg の式によるき裂伝ば速度の予測値が第1ストリング破断後において実験値と著しく異なるのは, き裂に対する応力集中係数 K_N の算定に問題があると思われる。すなわち(2)式で示されるように K_N はき裂長さ x とき裂先端での有効曲率半径 ρ_e の関数で, 試験片の幅 b が大きくなれば同じ x/b のところでは x も大きくなり従って K_N の値も大きくなる。本実験の試験片 ($b=450\text{mm}$) の K_N の値は図13に示されるようかなり大きい。また ρ_e は実験的にきめられるもので, 文献⁵⁾ の 2024-T3 Al 合金平板に対する実験から求めた ρ_e の値を本実験でも採用したが, 本実験の試験片のような補強を有する平板に対する ρ_e の値は, 補強のない平板の ρ_e の値と異なるのではないと思われる。そこで Stress intensity factor, k を導入して, k とき裂伝ば速度の関係を調べる。付録Cにより各試験片のき裂長さに対する k を求め, き裂伝ば速度に対してプロットすると図21に示すようになる。この図から第1ストリング破断後の $k - dl/dn$ 関係は, 試験片 A, B, C とも単一の曲線にのると思われる。

5. む す び

航空機の主翼下面マンホール部に模して製作した3種類の 2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板試験片について片振り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, 切欠係数と形状係数の関係およびき裂伝ばの関係を調べた。その結果を要約するとつぎのとおりである。

(1) 本実験における 3-bay 有孔補強平板の理論形

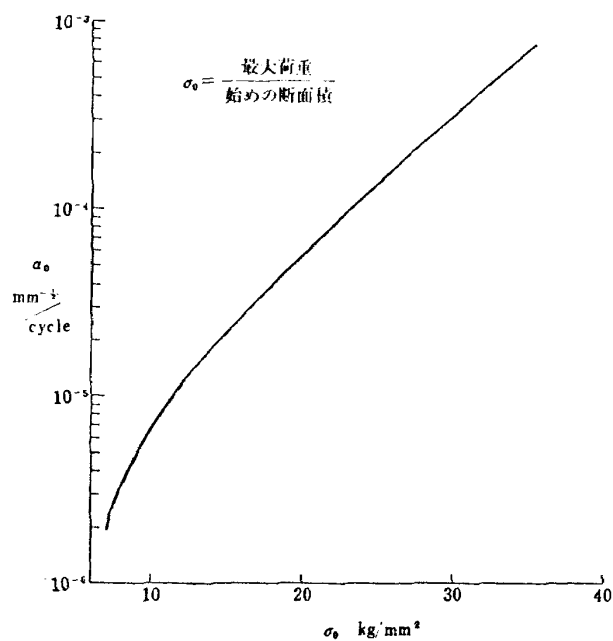
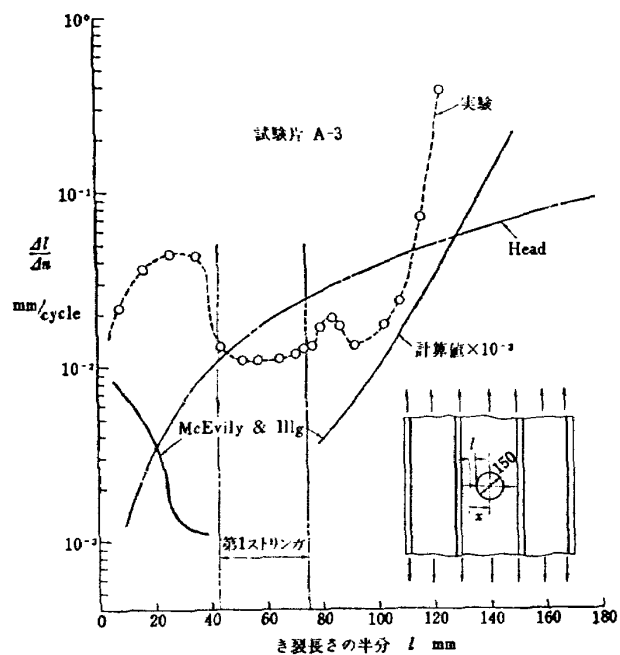
図 17 $a_0 - \sigma_0$ 曲線

図 18 試験片Aのき裂長さに対するき裂伝ば速度

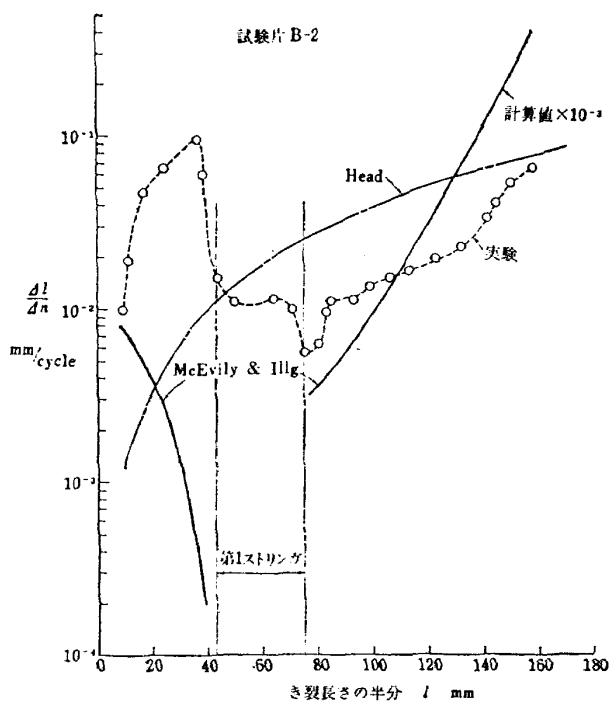


図 19 試験片Bのき裂長さに対するき裂伝ば速度

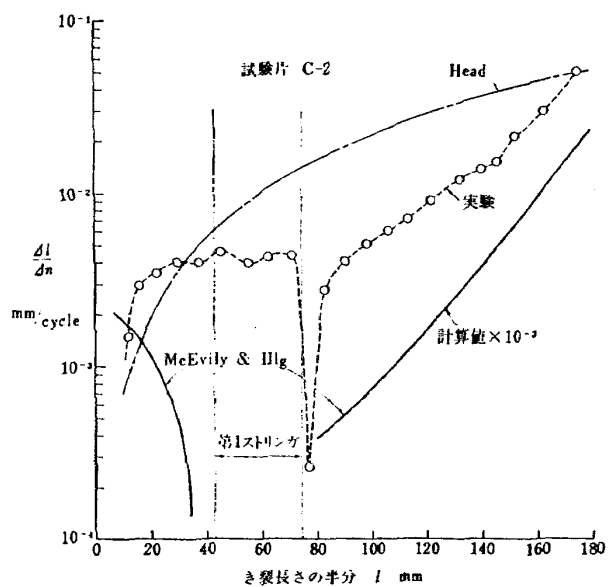
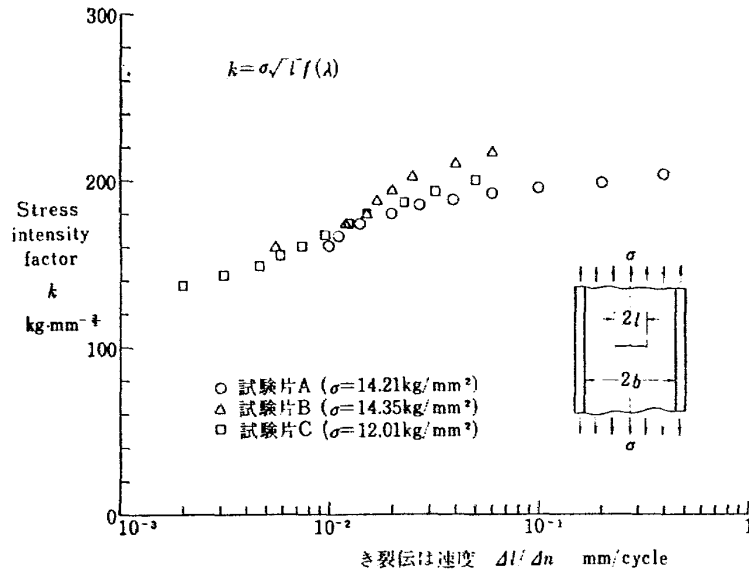


図 20 試験片Cのき裂長さに対するき裂伝ば速度

図 21 $k - dl/dn$ 関係

形状係数 K_T と切欠係数 K_F の関係は図 6 に示すようになり、1-bay 有孔補強平板および文献⁴⁾の平板の $K_T - K_F$ の関係とよく一致する。

(2) き裂伝は速度については、Mc Evily & Illg の式による予測曲線は第 1 ストリング破断後においては実験値よりかなり大きい。これは計算に使われたき裂に対する応力集中係数 K_N の算定に問題があるかと思われる。Head の式による予測曲線は補強材の効果は考慮されておらず、したがって第 1 ストリング付近では実験値と著しく異なるが、全体の傾向は合っている。Stress intensity factor, k で整理すると試験片 A, B, C とともに 1 本の $k - dl/dn$ 曲線にのるように思われる。

終りに本実験の実施に際して機体第二部石田誠部長および機体第一部竹内和之実機強度研究室長に種々の有益なご教示をいただいたことを付記して深く謝意を表します。

付録 A 形状係数 K_T の計算

1) 試験片 A

図 22 に示すような有孔補強平板の孔縁に生じる最大応力 σ_{max} と遠方での一様応力 T の比は石田氏の理論からつぎの式で表わされる。

$$\frac{\sigma_{max}}{T} = A_0 + A_2 \lambda^2 + A_4 \lambda^4 + \dots + A_{18} \lambda^{18} \quad (A-1)$$

ただし $\lambda = r/b$

そしてこの試験片では

$$\alpha = I_{st}/b^3 t = 0.0068$$

$$\kappa = A_{st}/bt = 0.943$$

ここで I_{st} , A_{st} : 補強材の断面二次モーメントおよび断面積

b : 1-bay の半幅

t : 板厚

r : 円孔の半径

であって、この場合の係数は次の値をとる

$$A_0 = 3.0000, \quad A_2 = -0.6372$$

$$A_4 = -0.3379, \quad A_6 = -0.2428$$

$$A_8 = 0.2466, \quad A_{10} = -0.1609$$

$$A_{12} = -0.4984, \quad A_{14} = -0.0956$$

$$A_{16} = 0.0407, \quad A_{18} = -0.0740$$

種々の λ に対する σ_{max}/T の値を図 22 に示す。

本実験の試験片 A では

$$\lambda = r/b = 75/120 = 0.625$$

であるから、(A-1) 式または図 22 から

$$\sigma_{max}/T = 2.691 \quad (A-2)$$

この値から試験片 A の正味断面積に対する形状係数 K_{TA} を求めると

$$\begin{aligned} K_{TA} &= \sigma_{max}/\sigma_{net} = (\sigma_{max}/T) (A_G/A_N) \\ &= 2.69 \times (3.558/3.108) \\ &= 2.35 \end{aligned} \quad (A-3)$$

2) 試験片 B

試験片 B の応力状態を図 23 に示すように試験片 A と

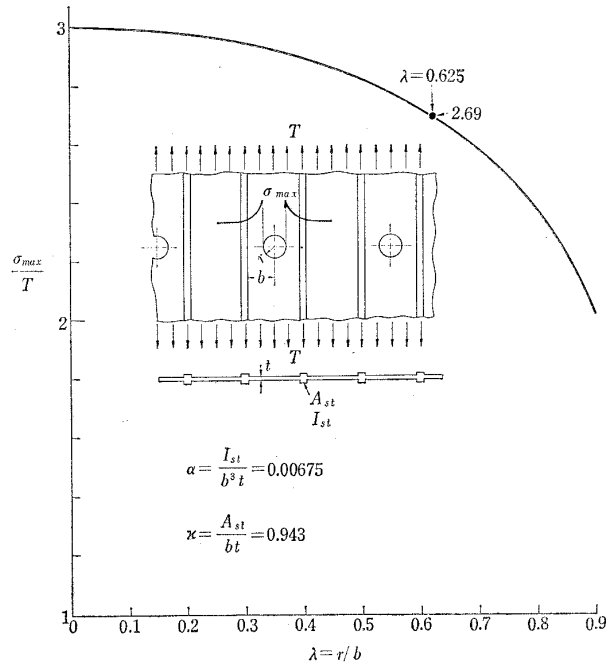
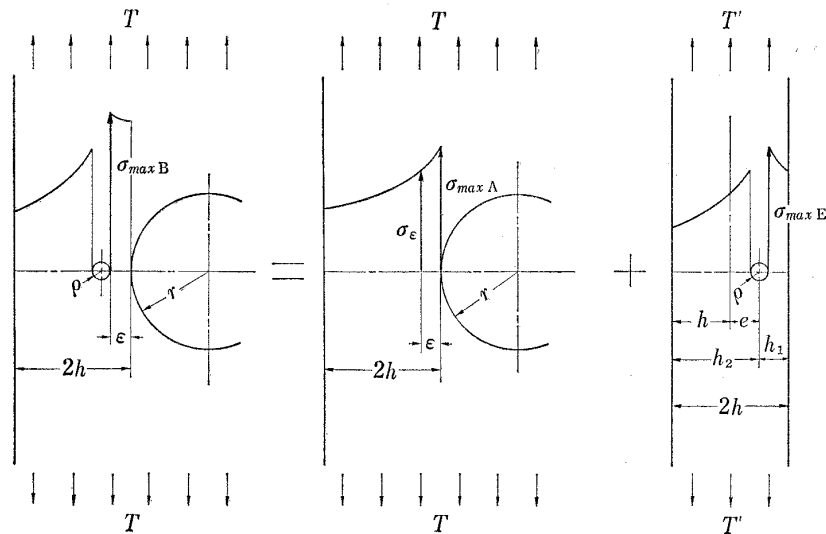
図 22 有孔補強平板の σ_{max}/T 

図 23 試験片 B の応力状態

偏心した 5ϕ の円孔を有する平板の応力分布との重ね合せと考えると近似的に求める。

まず試験片 A での遠方に一様応力 T がかかる孔縁から ϵ だけ離れた点の応力 σ_ϵ は

$$\sigma_\epsilon = \sigma_{max} + \frac{d\sigma_y}{dx} \epsilon + \frac{1}{2} \frac{d^2\sigma_y}{dx^2} \epsilon^2 + \frac{1}{6} \frac{d^3\sigma_y}{dx^3} \epsilon^3 + \dots \quad (A-4)$$

$$\text{よって } \frac{\sigma_\epsilon}{T} = \frac{\sigma_{max}}{T} + \frac{1}{T} \frac{d\sigma_y}{dx} \epsilon + \frac{1}{2T} \frac{d^2\sigma_y}{dx^2} \epsilon^2 + \frac{1}{6T} \frac{d^3\sigma_y}{dx^3} \epsilon^3 + \dots$$

$$= \frac{\sigma_{max}}{T} + \frac{r}{T} \frac{d\sigma_y}{dx} \frac{\epsilon}{r} + \frac{r^2}{2T} \frac{d^2\sigma_y}{dx^2} \left(\frac{\epsilon}{r}\right)^2 + \frac{r^3}{6T} \frac{d^3\sigma_y}{dx^3} \left(\frac{\epsilon}{r}\right)^3 + \dots \quad (A-5)$$

石田氏の理論から

$$\frac{r}{T} \frac{d\sigma_y}{dx} = B_0 + B_2 \lambda^2 + B_4 \lambda^4 + \dots + B_{18} \lambda^{18} \quad (A-6)$$

$$\frac{r^2}{2T} \frac{d^2\sigma_y}{dx^2} = C_0 + C_2 \lambda^2 + C_4 \lambda^4 + \dots + C_{18} \lambda^{18} \quad (A-7)$$

ここで前述の α , κ に対する係数は

$B_0 = -7.0000$	$C_0 = -7.0000$
$B_2 = 2.1247$	$C_2 = 0.8220$
$B_4 = 8.7788$	$C_4 = 0.4159$
$B_6 = 0.1837$	$C_6 = 0.0106$
$B_8 = -2.5389$	$C_8 = -0.0569$
$B_{10} = -3.5158$	$C_{10} = -0.0305$
$B_{12} = 1.7460$	$C_{12} = 0.0059$
$B_{14} = 1.3242$	$C_{14} = 0.0017$
$B_{16} = 0.8627$	$C_{16} = 0.0004$
$B_{18} = -4.7512$	$C_{18} = -0.0009$

試験片 A の場合

$$\lambda = \frac{r}{b} = \frac{75}{120} = 0.625, \quad \frac{\varepsilon}{r} = \frac{12.5}{75} = 0.1667$$

であるから (A-6) 式および (A-7) 式より

$$\frac{r}{T} \frac{d\sigma_y}{dx} = -5.8317$$

$$\frac{r^2}{2T} \frac{d^2\sigma_y}{dx^2} = 24.3519$$

これらの値を (A-5) 式に代入すれば

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_t}{T} &= \frac{\sigma_{max}}{T} - 5.8317 \times 0.1667 + 24.3519 \times 0.1667^2 \\ &= 2.691 - 0.296 = 2.395 \end{aligned} \quad (A-8)$$

$$\text{よって } \frac{\sigma_t}{\sigma_{net A}} = 2.09 \quad (A-9)$$

つぎに遠方に一様応力 T' がかかる偏心した円孔を有する平板の最大応力 $\sigma_{max E}$ と T' の比は文献⁷⁾ から

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_{max E}}{T} &= 3 + 3.5469\lambda'^2 + (6.5859\lambda'^4 + 17.554\lambda'^3\varepsilon' \\ &\quad + 18.222\lambda'^2\varepsilon'^2) + (2.4298\lambda'^6 + 13.568\lambda'^5\varepsilon' \\ &\quad + 62.932\lambda'^4\varepsilon'^2 + 42.709\lambda'^3\varepsilon'^3 + 16.868\lambda'^2\varepsilon'^4) \\ &\quad + (-0.5339\lambda'^8 + 28.824\lambda'^7\varepsilon' + 63.885\lambda'^6\varepsilon'^2 \\ &\quad + 91.903\lambda'^5\varepsilon'^3 + 205.75\lambda'^4\varepsilon'^4 + 85.400\lambda'^3\varepsilon'^5 \\ &\quad + 21.615\lambda'^2\varepsilon'^6) \end{aligned} \quad (A-10)$$

本実験の場合 (図23参照)

$$\lambda' = \frac{\rho}{h} = \frac{2.5}{187.5} = 0.01333$$

$$\varepsilon' = \frac{e}{h} = \frac{172.5}{187.5} = 0.92$$

したがって (A-10) 式から

$$\frac{\sigma_{max E}}{T'} = 3.008108 \quad (A-11)$$

試験片 B の 5ϕ 小円孔縁に生ずる最大応力 $\sigma_{max B}$ は (A-9) 式および (A-11) 式の $\sigma_t/\sigma_{net A}$ および $\sigma_{max E}/T'$ の値から次式で表わせる。

$$\sigma_{max B} = \alpha_1 \sigma_t = \alpha_1 \cdot \alpha_2 \cdot T' \quad (A-12)$$

ここで

$$\alpha_1 = \frac{\sigma_{max E}}{T'}, \quad \alpha_2 = \frac{\sigma_t}{\sigma_{net A}}$$

よって試験片 B の正味断面積に対する形状係数 K_{TB} は

$$K_{TB} = \frac{\sigma_{max B}}{\sigma_{net B}} = \frac{\alpha_1 \alpha_2 T'}{\sigma_{net B}} = \alpha_1 \alpha_2 \frac{A_{NB}}{A_G} \quad (A-13)$$

ここで A_{NB} : 試験片 B の最小正味断面積 = 3.078mm²

A_G : 総断面積 = 3.558mm²

(A-9) (A-11) 式の α_1, α_2 の値を (A-13) 式に代入すれば

$$K_{TB} = 2.09 \times 3.01 \times \frac{3078}{3558} = 5.44 \quad (A-14)$$

3) 試験片 C

試験片 C の正味断面積に対する形状係数は簡単のために蓋板の拘束を無視して試験片 B の形状係数と同じ値とした。すなわち

$$K_{TC} = K_{TB} = 5.44 \quad (A-15)$$

付録 B 切欠係数 K_F の計算

図5から試験片 A, B および C の切欠係数を求めると、つぎのようになる。

1) 試験片 A

$$K_{FA} = \frac{32 \text{ kg/mm}^2}{14.21 \text{ kg/mm}^2} = 2.25 \quad (B-1)$$

2) 試験片 B

$$K_{FB} = \frac{42}{14.35} = 2.92 \quad (B-2)$$

3) 試験片 C

$$K_{FC} = \frac{36}{12.01} = 3.00 \quad (B-3)$$

付録 C Stress intensity factor, k

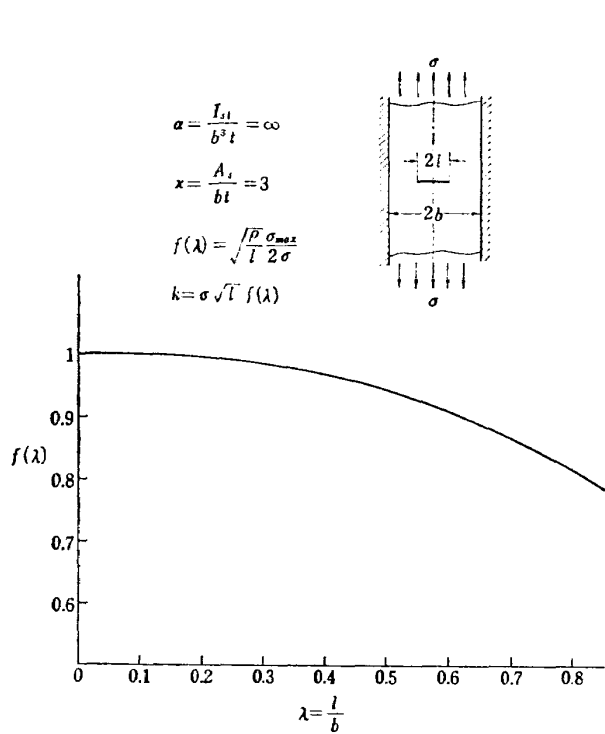
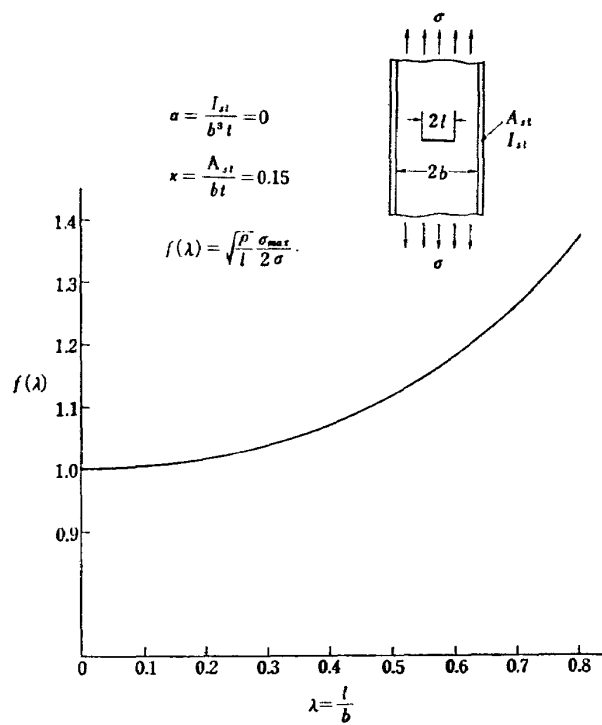
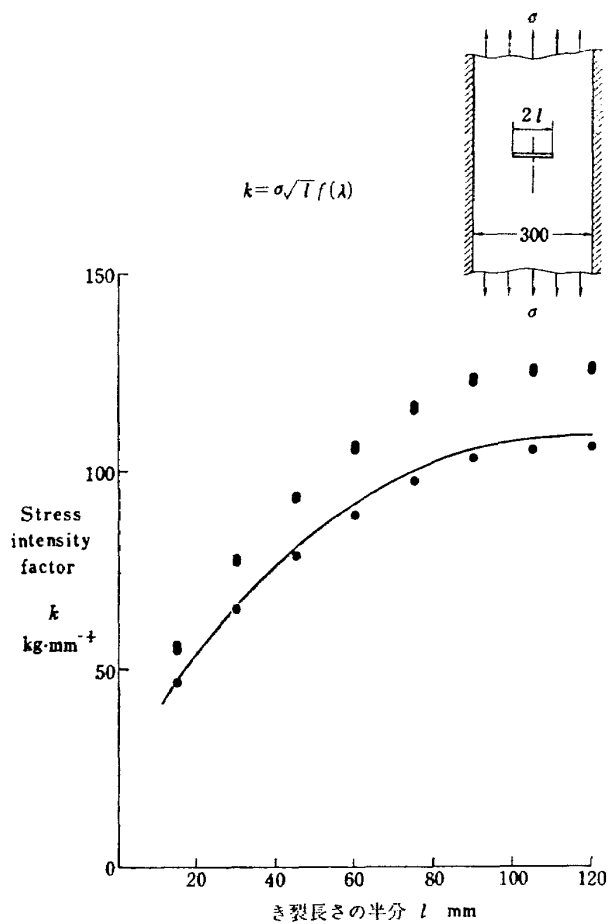
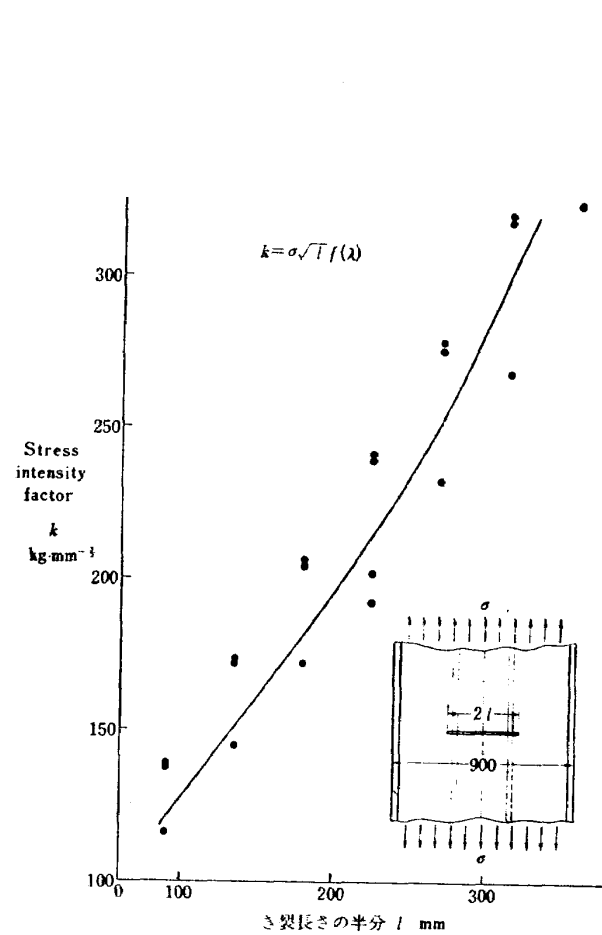
遠方に一様応力 σ がかかるき裂を有する補強平板のき裂の先端に生じる最大応力 σ_{max} は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} \sigma_{max} &= 2\sigma \sqrt{\frac{l}{\rho}} f(\lambda) \\ &= \frac{2}{\rho} k \end{aligned} \quad (C-1)$$

$$\text{ここで } k = \sigma \sqrt{l} f(\lambda) \quad (C-2)$$

Stress intensity factor

$f(\lambda)$ の値は文献⁹⁾ から第1ストリング破断前および破断後に対して、それぞれ図24および図25に示される。これらの $f(\lambda)$ の値を (C-2) 式に代入して第1ストリング破断前および破断後の k を求めると、それぞれ図26および図27に示すようになる。

図 24 $f(\lambda) - \lambda$ 図図 25 $f(\lambda) - \lambda$ 図図 26 $k - l$ 図図 27 $k - l$ 図

文 献

- 1) 飯田；2024-T3 アルミニウム合金の軸荷重による疲労特性，航技研資料TM-63（昭和40）
- 2) 竹内，飯田，小野；主翼繰返し荷重試験装置，航技研報告TR-33（昭和37）
- 3) 竹内，飯田，北谷，中井；国産中型輸送機YS-11主翼疲労試験（第I報），航技研資料TM-21（昭和38）
- 4) Aircraft Fatigue Handbook, vol. III—Material (1957)
- 5) A. J. McEvily, Jr., and W. Illg；The Rate of Fatigue Crack Propagation in Two Aluminium Alloys., NACA TN 4394 (1958)
- 6) A. K. Head；The Growth of Fatigue Cracks, Phil. Mag., Ser. 7, vol. 44, No. 356 (1953)
- 7) 石田；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
- 8) 石田；有孔補強板の引張り，機械学会第42期全国大会講演前制集，No. 117（昭和39）
- 9) 石田，田上，板垣；縁を補強した帯板におけるクラックによる応力集中，日本航空学会誌，第10巻第100号（昭和37）

TM-111 リフトジェット VTOL 機の離陸経路に関する近似解	1967年8月	西村 博史
TM-112 極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113 リフトジェットエンジン試験設備(II)	1967年9月	森田 光男, 岩部 柱相 関根 静雄, 武田 克巳
TM-114 五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井 昭一, 松木 正勝 五味 光男
TM-115 燃料蒸発管に関する研究(I)	1967年9月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-116 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(I)	1967年9月	鈴木 邦男, 相波 哲朗
TM-117 ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田 慶治, 松崎 良継
TM-118 操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上 力, 真柳 光美
TM-119 ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑 浄治, 松島 弘一 成田 健一, 塚本 憲男
TM-120 円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中 竜夫, 奥 岨 澄男
TM-121 大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-122 NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中 幸彦, 古田 敏康 小川 欽一, 朝田 洋雄 豊原 恒彦, 五代 富文 湯沢 克宜, 伊藤 克弥 西村 久男
TM-123 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井 暎一, 古関 昌次 田寺 木一, 高木 俊朗 安藤 泰勝, 森田 甫之 峯岸 正勝, 菊地 孝男 太田 幹雄
TM-124 吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立 政隆, 近藤 洋史 原 亘利
TM-125 航技研 1m×1m吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原 久藏, 原 亘利 榑 盛三, 関根 英夫

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127号

昭和43年4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 一誠社総合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

