

UDC 620.178.3
629.13.012

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-139

薄板構造の疲れき裂伝ば実験

竹内和之・野原利雄
飯田宗四郎

1968年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) — 台上運転設備 —	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2025-T4平滑丸棒の軸 荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 菰岡一洋
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, 楯篤志
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	塙武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林洋一
TM-103	給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, 柳原盛三 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ットッドフ 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
TM-111	リフトジェットVTOL機の離陸径路 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, 武田克己
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パー 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	ペ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	山中龍夫, 奥俣澄男

薄板構造の疲れき裂伝ば実験*

竹内和之**・野原利雄**・飯田宗四郎**

YS-11の重量増加による改造型の主翼下面パネル構造のフェールセーフ性を確認するために、部分構造模型を用いて、繰返し荷重に対する疲れき裂の伝ば状況を調べた。さらに、これと同材料の2024-T3アルミ合金平板の疲れき裂伝ば状況を調べ、両者を対比して解析を行なった。

1. はじめに

フェールセーフ性を要求される最近の航空機構造における疲れ強さの問題は、疲れき裂の発生とともに、発生したき裂の挙動が重要である。いいかえると、もし、構造の一部にき裂が生じた際に、そのき裂が整備作業中に発見されて必要な改修等の処置がとられるまでは、そのき裂が運航中に爆発的に生長して運航を妨げるようなことがあってはならない。

このことから、輸送機YS-11の重量増加による改造型において主翼下面パネルの疲れき裂（が生じた場合を想定して）の挙動が基本型のものとどのように変化しているかを調べる目的で川崎航空機工業(株)からの依頼による受託試験を行なった。この受託試験の結果、YS-11A型(改造型の通称)の主翼下面パネルは、基本型¹⁾と同様で十分なフェールセーフ性を有することが確認されたが、著者等は、この受託試験に引き続き、この主翼下面パネルと同一材料の2024-T3アルミ板材について、疲れき裂伝ばに関する実験を行ない、この種の薄板構造物における疲れき裂伝ばの解析法について検討を加えた。

2. YS-11主翼下面パネルの実験

2.1 試験片および実験手順

YS-11主翼下面パネルの主構造部分の構造をA型(改造型)とB型(基本型)とを比べると、図1のB-B

断面詳細に示すように、ストリングのフランジ部および脚部の板厚が2.20mmから3.60mmに厚くしてある他はすべて同寸法である。実験に用いた試験片は、この主翼下面のストリング5本を含む実物大の部分模型(図1参照)とし、A型、B型それぞれ3個の試験片を製作した。これらの試験片には、疲れき裂を発生させるために、中央のストリングの中央部(図1のB-B断面)に、図2に示す3種のsaw-cutをそれぞれに入れ、繰返し荷重を負荷して、き裂の生長を目視で観察した。

繰返し荷重の大きさは、みかけの応力(き裂が存在しないとして、ストリングおよび外板に一樣な等しい応力が作用していると考えた場合の応力)の最大が13kg/mm²、応力比 R (=最小応力/最大応力)が0.22の引張り—引張り荷重(正弦波形)であって、実際に負荷した荷重を表1に示す。き裂伝ばの途中で、き裂が全断面の1/5程度および2/5程度となった時に表1に示す大きさのフェールセーフ荷重を各1回負荷して、その時のき裂長さに対するフェールセーフ性を確認した。

実験は、100tonの油圧ジャッキを用い、油圧サーボ制御方式²⁾によって、正弦波形の荷重を約40cpmの繰返し速度で負荷した。試験中の状態を図3に、試験後の試験片の一例を図4に示す。

2.2 実験結果

各試験片のき裂伝ば状況は複雑であったが、ここでは最も重要であると考えられる外板におけるき裂伝ば状況を取り上げて解析することとし、その状態を図5に示す。き裂が外板にまで伝ばした過程を概略述べると、つぎのとおりである。

* 昭和43年5月2日受付

** 機体第一部

表 1 YS-11 主翼下面パネル試験荷重

試験片 荷重	A 型	B 型	備 考
繰返し荷重	29.1 ± 18.6ton	25.2 ± 16.1ton	1g ± 18fps 突風荷重に相当
フェールセーフ荷重	78.3ton	69.3ton	1g + 33fps 突風荷重に相当

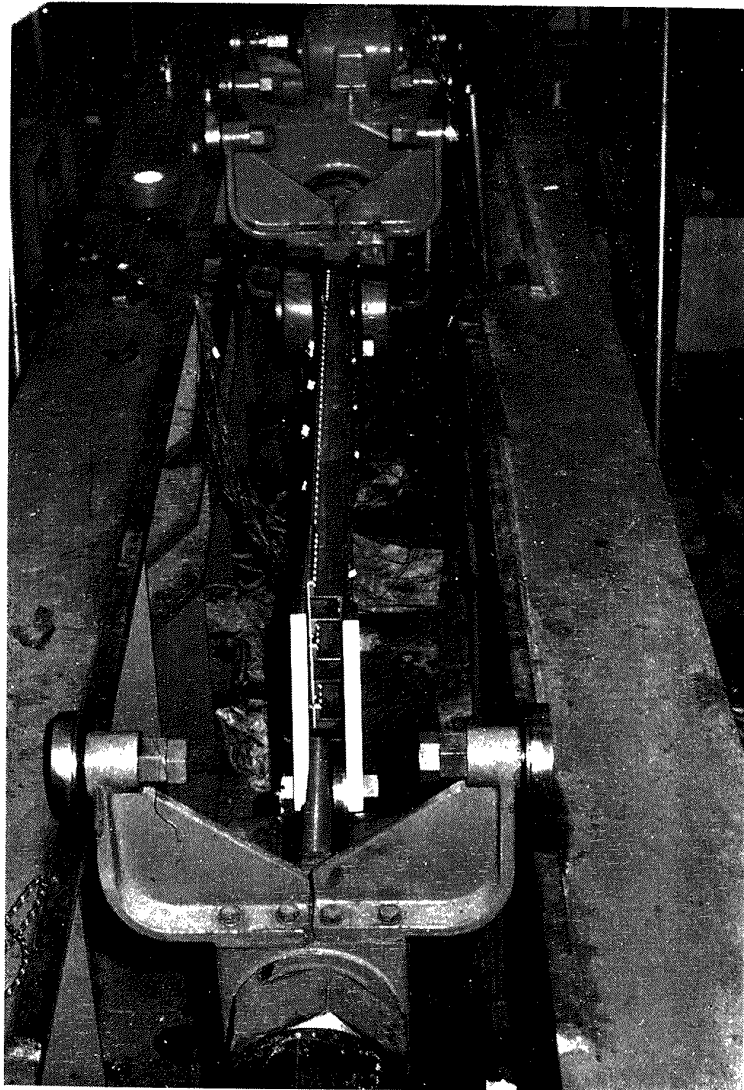


図 3 主翼下面パネル試験

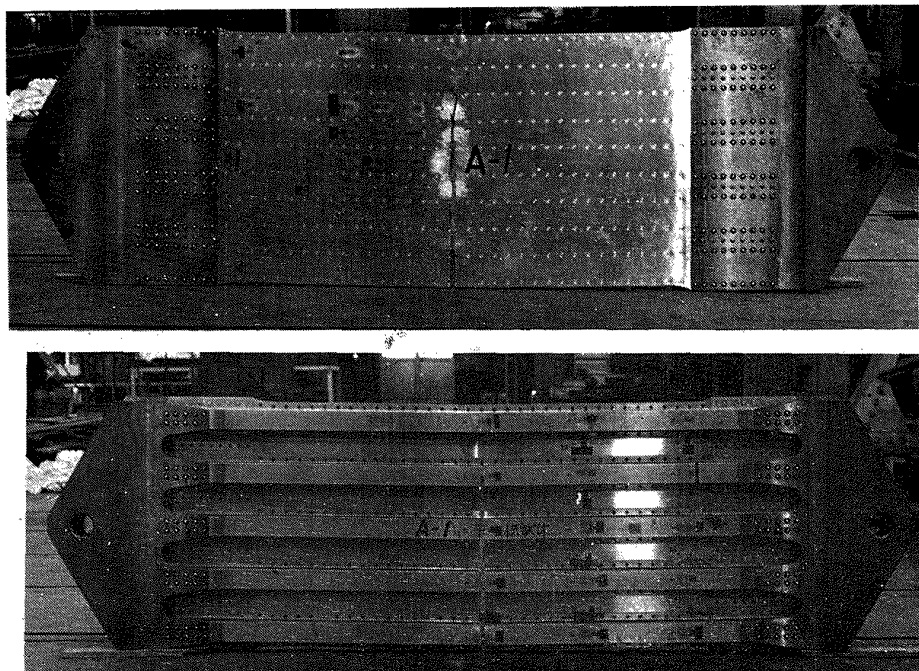


図 4 主翼下面パネル試験片の一例

A-1, B-1*試験片は、外板の中央に saw-cut を入れたものであるが(図2参照)、表1に示す繰返し荷重では 3×10^4 回近くの負荷回数でもき裂が伝ばしないので、 $35 \pm 20\text{ton}$ に繰返し荷重を上げ、あるいは saw-cut の長さを長くしたりして、鉋孔までき裂を生長させ、さらに鉋孔の外側に約 $1 \sim 2\text{mm}$ のき裂が生じた。図5(a)はその後のき裂伝ば状況(繰返し荷重は表1のとおり)を示しているが、中央ストリングにはその間に若干のき裂を生じた。すなわち、図5(a)の繰返し数11,000~12,000回でストリングの脚部鉋孔にき裂が発生し、約20,000回のときにはストリングのウェッブの半分位までき裂が生長した。(ただし、この間、き裂の対称性を保つために若干の saw-cut を入れた。)

A-2, B-2試験片は、中央ストリングのフランジ中央に saw-cut を入れたものであるが(図2参照)、フランジ部では約 $1 \sim 5 \times 10^{-3}\text{mm/cycle}$ のき裂伝ば

速度であったが、き裂がウェッブ部に達すると、400~500回の繰返し荷重で、き裂はウェッブ部を通り、さらに600~1,000回の繰返し荷重でストリング脚部の鉋孔に達した。ここで、ストリング脚部の残りの部分(鉋孔の外側)を切断して、ストリングを完全に破断した。図5(b)は、その後の外板におけるき裂伝ば状況を示す。

A-3, B-3試験片は、ストリング脚部とその位置の外板に鉋孔を含めて saw-cut を入れたものであるが(図2参照)、き裂は最初から外板とストリングのウェッブに生長した。図5(c)は外板のき裂生長を示すが、ストリングのウェッブ間の外板(図5(c)の②および③)が完全に切断した時に、ストリングのウェッブの半分位までき裂が生長していた。

3. 2024-T3 平板試験片の実験

3.1 試験片および実験手順

YS-11主翼下面パネルの外板はA型、B型とも同じ材料、同じ板厚であるが、これと同じ材料、同じ板厚

* 試験片の名称は、A, BがA型B型を、番号が図2に示す saw-cut の位置を示す。

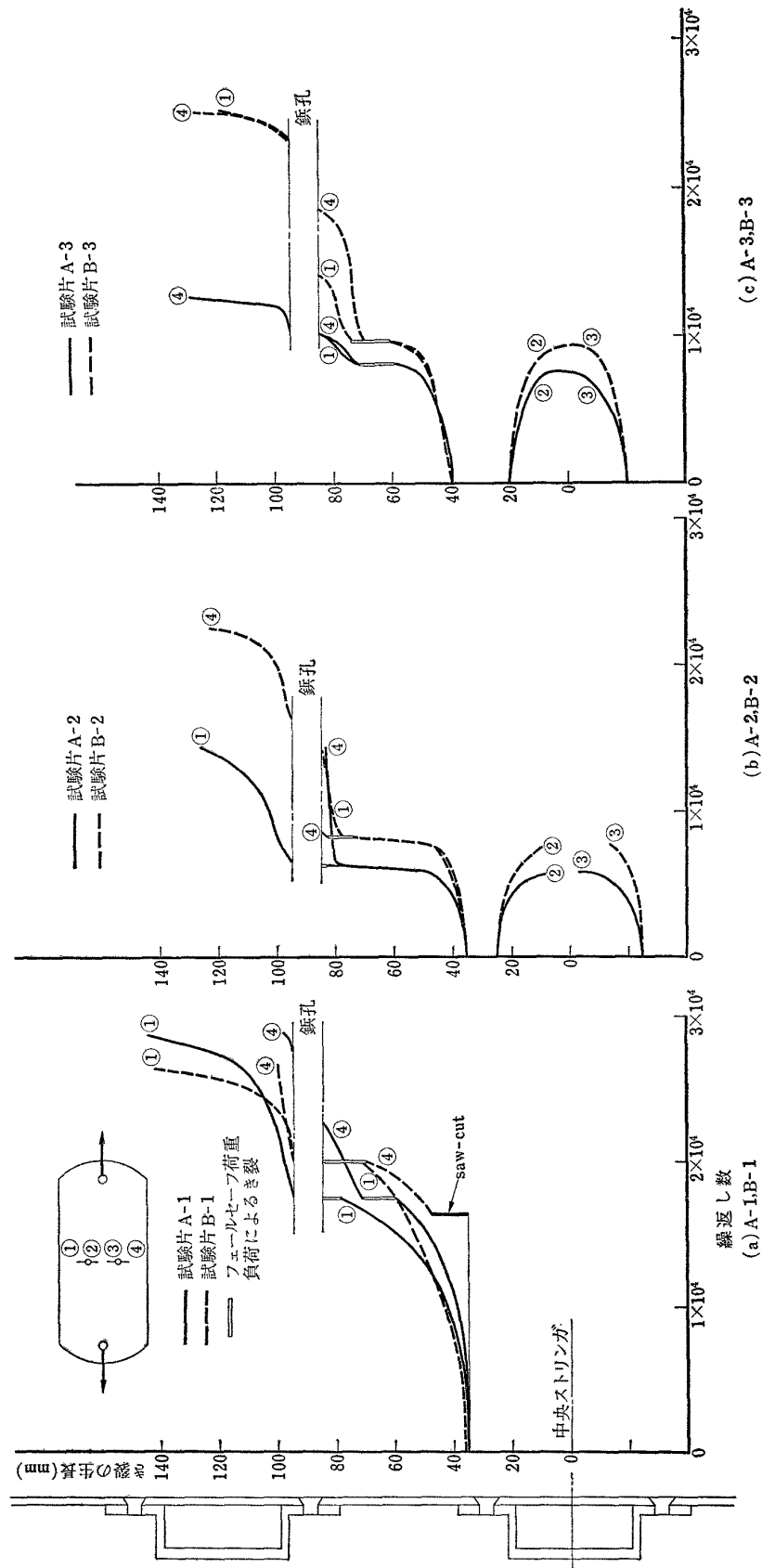


図 5 YS-II 主翼下面パネル試験片のき裂伝ば状態

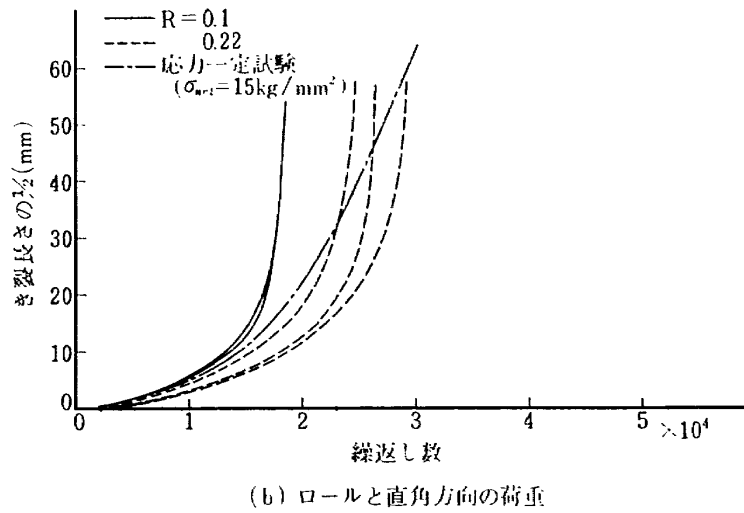
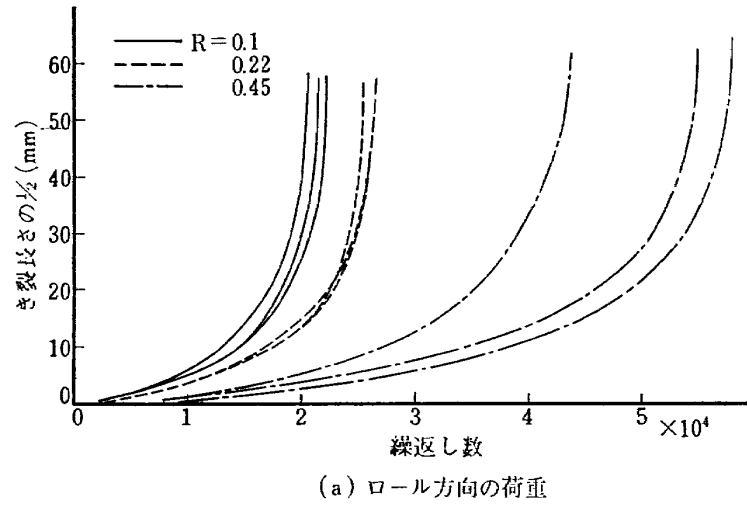


図 7 平板試験片のき裂伝ぱ状態

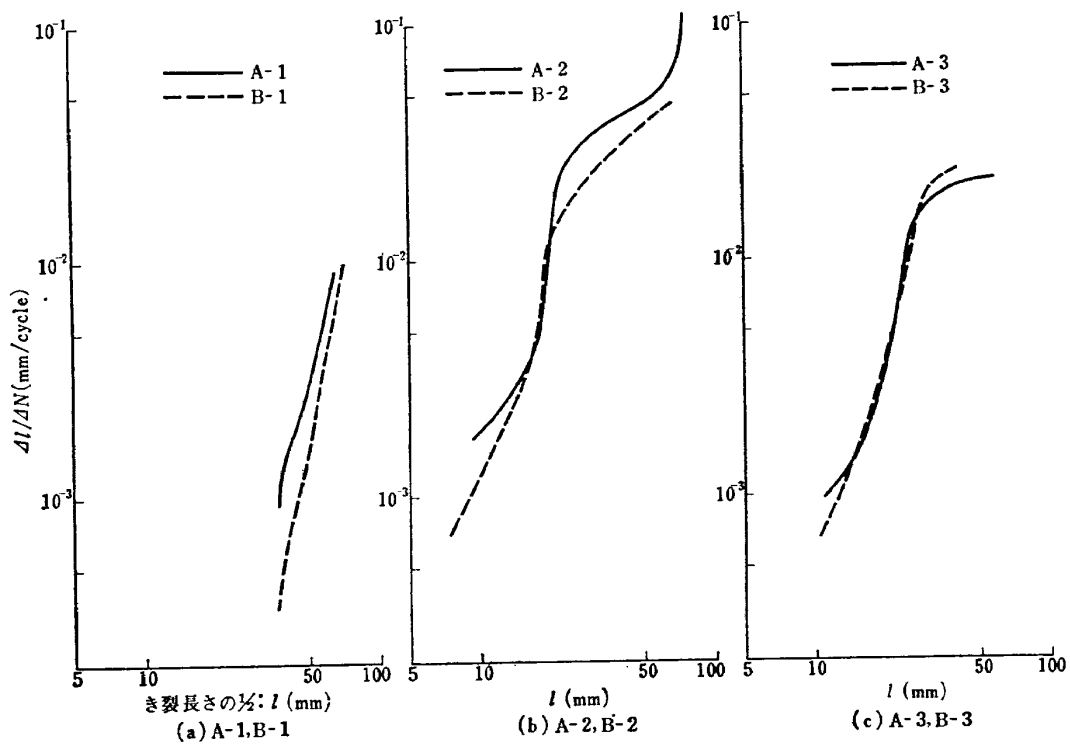


図 8 YS-11 主翼下面パネルのき裂伝ば速度

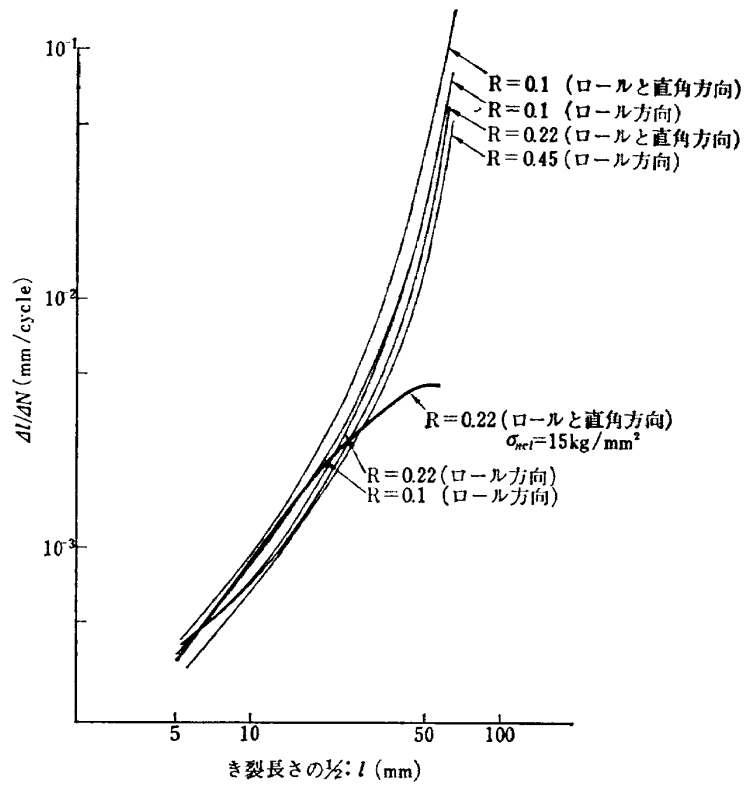


図 9 平板試験片のき裂伝ば速度

図8の場合は(1)式の直線性(対数目盛の場合)は認められるが、その傾斜に相当する B の値は Head の提案による $3/2$ より相当大きい、図9の場合は、直線性は認め難いが、き裂長さ20mm付近での傾斜はほぼ $3/2$ である。

A. J. McEvily, Jr. and W. Illg⁴⁾は、平板の引張り一引張りの繰返し荷重による疲れき裂の伝ば速度を、理論的弾性応力集中 K_N で整理することを提案し、多くの実験資料を基として 2024-T3 アルミ合金平板の片振り引張り繰返し荷重($R=0$)による疲れき裂伝ば速度を(2)式で示す実験式として与えている。

$$\log_{10} \frac{dl}{dN} = 0.00724 K_N \sigma_{net} - 4.067$$

$$- \frac{24}{K_N \sigma_{net} - 24} \quad (2)$$

ただし、 σ_{net} : 繰返し最大荷重の正味断面による平均応力(kg/mm²)

K_N : 理論的弾性応力集中係数

(2)式を図示すると、図10および図11の点線となる。平板試験片の実験結果(図7)を、この方法で整理すると、同じ荷重条件での3本の試験結果はほとんど差

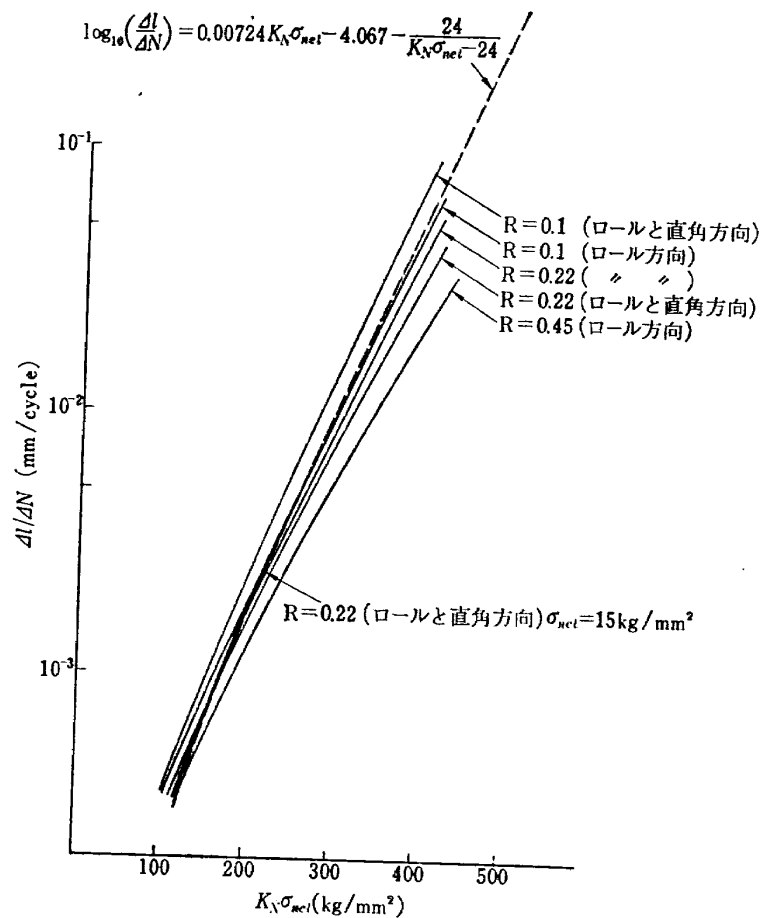


図 10 平板試験片のき裂伝ば速度と $K_N \sigma_{net}$ の関係

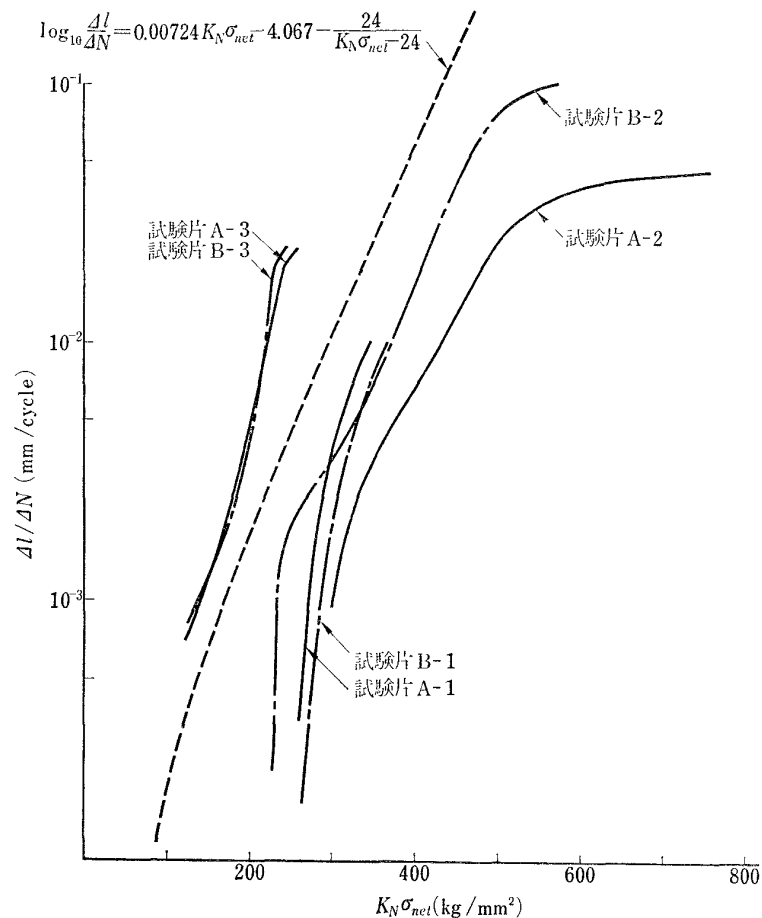


図 11 YS-11 主翼下面パネルのき裂伝ば速度と $K_N \sigma_{net}$ の関係

がなくなるので、これを1本の曲線で表わしたものが図10の実線である*。YS-11 主翼下面パネルの外板部

分のき裂伝ば速度(図5)を、同様に整理すると**、図11の実線および一点鎖線となる。

* 平板試験片の場合の K_N は、McEvily 等⁴⁾ が用いた(2')式を用いて計算した。

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

ただし、

x ; き裂長さ(saw-cutを含む)の半分(mm)

ρ_e ; き裂先端の曲率半径 (0.0762mm)

K_H ; 有限帯板にある円孔の理論弾性応力集中係数

** K_N の求め方は、A-1, B-1 試験片の場合は、全くストリングがない平板(板幅 560mm)の中央にき裂が存在するものとして、(2')式を用い

て計算した。A-2, B-2 試験片の場合は、両側のストリングと、その内側のストリングが一緒になった補強材と考え、縁を補強した帯板における応力集中問題として、石田³⁾の解を用いて(2')式を修正して計算した。(この場合にき裂は中央ストリング脚部の2箇所であるが、1個のき裂が縁を補強した帯板(板幅 120mm)の中央にあるとして計算した。)A-3, B-3 試験片の場合は、(2')式を用いた。(この場合も、A-2, B-2 試験片と同様にき裂は中央ストリング脚部の鉚孔2箇所であるが、1個のき裂が補強なしの帯板(板幅 500mm)の中央にあるとして計算した。)

図10から、平板試験片の場合は McEvily 等の(2)式が非常によくき裂伝ばの特性を表わすことがわかる。しかし、主翼下面パネル実験の場合(図11)には実験結果は(2)式とは相当異なっているが、これは K_N および σ_{net} の評価に問題があると考えられる。

4.2 フェールセーフ荷重がき裂伝ば速度に及ぼす影響について

フェールセーフ荷重を負荷した後のき裂伝ば速度の実験結果は図12に示すが、この図から明らかなように、フェールセーフ荷重を負荷すると、その後のき裂伝ば速度はフェールセーフ荷重を負荷しない場合に比べて著しく変化する。そして、その変化量はフェールセーフ荷重が大きいほど大きい。いま、フェールセーフ荷重によって影響される範囲を図12に示す λ として表わすことにすると、 λ はフェールセーフ荷重の大きさに対して図13のようになる。このように、き裂伝ばを測定する実験を行なう場合に、その途中で繰返し荷重より大きい荷重を1回加えると、その後のき裂伝ばに相当影響してくることは、この種の実験を行なう際に十分注意しなければならない問題である。

5. ま と め

以上述べた実験および解析の結果を以下に総括する。

YS-11改造型の主翼下面パネルは、基本型のものと比べて疲れき裂の伝ば速度に大きな差は認められず、両者共そのフェールセーフ性は十分であると考えられる。2024-T3 アルミ合金板材の疲れき裂伝ば速度は、 K_N , σ_{net} の評価が簡単な平板の場合には、McEvily 等が提案した式によって非常によく表現されるが、主翼下面パネルについて行なった解析では相当実験と異なる結果となった。これは K_N , σ_{net} の評価に問題があると考えられる。すなわち、(1)解析は、二次元応力問題として解いたが実験では(また実物機体の場合でも)局所的な板曲げを生ずる。(2)ストリングを全く考えない解析、あるいはストリングの剛性のみを考えた解析を行なったが、実際には、ストリングはパネルと同じ位の幅をもっているため、二次元問題として取り扱うのは相当無理である。(3)ストリングとパネ

ルは鉚接合であるから鉚近くの応力分布は複雑である。等のことから、き裂先端の局部応力状態が微妙にきいてくると考えられるき裂の伝ば速度の解析は、非常に困難である。

したがって、き裂の伝ば速度を詳細に知る必要がある構造物においては、実験が確認試験として重要である。しかし、この種のき裂伝ばの実験は、材料の塑性変形、破損を伴うので細心の注意が必要であり、特に繰返し荷重より大きい荷重を負荷した場合には、その後のき裂伝ばの様相が著しく変化するので注意を要する。本実験で行なった 2.5mm 板厚の 2024-T3 板材の場合に、降伏応力の80%程度のみかけの応力を負荷した場合に、その後のき裂が約 8 mm 生長するまでは、この負荷の影響でき裂伝ば速度が著しく低下することが認められたが、この問題についてはさらに深く研究する必要があると考えられる。

本研究において、YS-11主翼下面パネルの部分模型の設計製作は川崎航空機工業(株)で行なわれ、実験、資料整理には川治光明* 氏等担当者の協力があつた。また、平板試験片による実験も含めて、森谷弘明**、斉藤信一郎**両君の協力があつたことを付記する。

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 YS-11主翼疲労試験(第Ⅱ報)―機体の被害状況― 航技研資料 TM-45 1964年12月
- 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 1962年12月
- 3) 石田誠, 田上重美, 板垣芳雄; 縁を補強した帯板におけるクラックによる応力集中係数 日本航空学会誌, 第10巻, 第100号, 1962年
- 4) A. J. McEvily, Jr. and W. Illg; The Rate of Fatigue Propagation in Tow Aluminium Alloys. NACA TN 4394 1958.

* 川崎航空機工業(株)

** 機体第一部

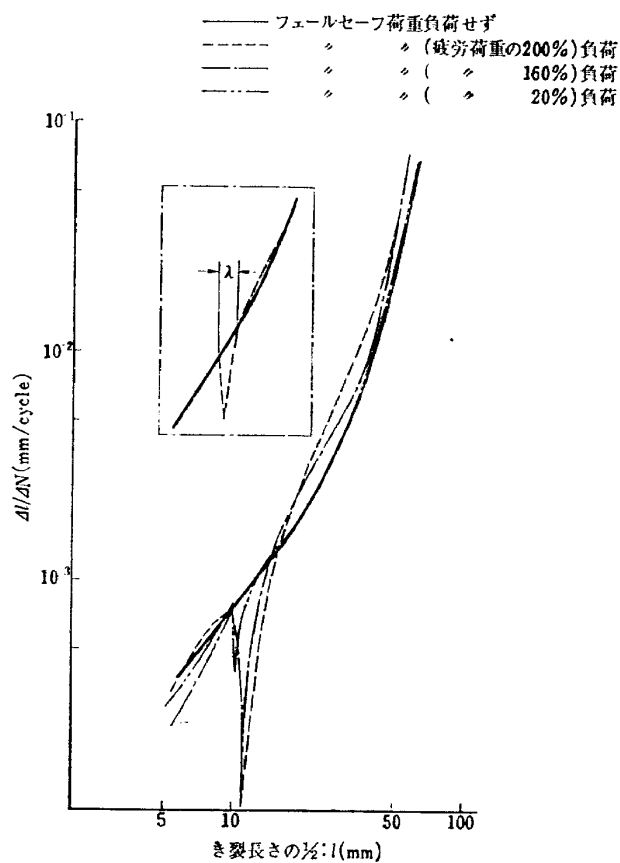


図 12 フェールセーフ荷重を負荷した場合のき裂伝ば速度の変化

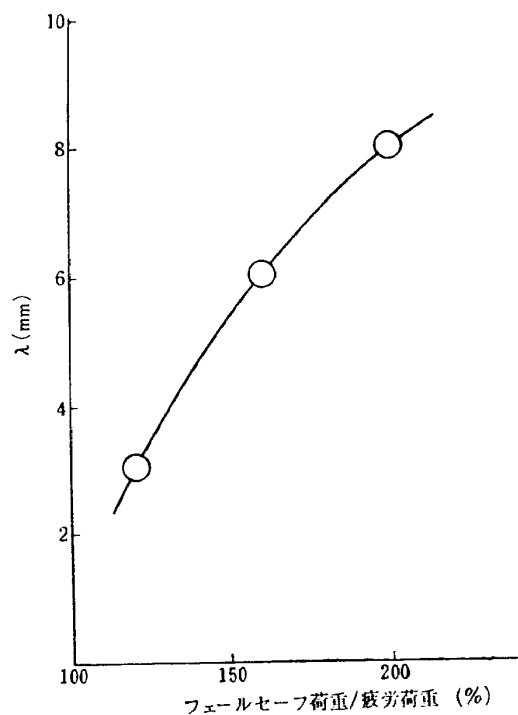


図 13 フェールセーフ荷重によって影響されるき裂長さ

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 恒彦, 朝田 洋雄 豊原 克宜, 五藤 富弥 湯沢 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 泰勝, 高木 俊朗 安藤 正雄, 森田 甫孝 峯岸 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 久蔵, 原 亘利 柳原 盛三, 関根 英夫
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	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本 光明 斉藤信一郎
TM-130 リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131 遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年5月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄, 古川 昇
TM-132 行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-133 フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中 幸彦, 斉藤 浩一 古田 敏康, 川島 矩一郎 三本 茂夫, 小川 鉦一 越出 慎一, 朝田 洋雄 態倉 郁夫, 大竹 邦彦
TM-134 AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年5月	斉藤 秀夫, 石原 久蔵 原 亘利, 野田 順一 関根 英夫
TM-135 歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川 鉦一, 遠藤 修司
TM-136 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 暎一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男
TM-137 ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138 片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	埜林 武敏, 越出 慎一

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139号

昭和43年6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 一誠社綜合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

