

ISSN 0389-4010

UDC 539.211:

539.43

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-824

実働飛行荷重疲労破面における破面観察と
き裂進展曲線の推定

土田幸滋・岩崎和夫

1984年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

実働飛行荷重疲労破面における破面観察と き裂進展曲線の推定*

土田幸滋** 岩崎和夫**

Fractographic Observation and Estimation of Crack Growth Curve of Aluminum Alloy under Random Flight Simulation Loading

Koji TSUCHIDA and Kazuo IWASAKI

ABSTRACT

Estimation of crack growth rates from fractographic observations were made on fracture surfaces subjected to two kinds of random flight simulation loading. The crack growth curves were estimated under the assumption that the striation spacings correspond to the crack growth per flight. The assumption is concluded to be reasonable by the comparison of estimated and measured curves.

概 要

実働飛行荷重を受けた疲労破面からき裂進展曲線を推定するため、2種類のランダム荷重を受けた疲労破面について破面観察を行った。その結果、引張型破面上のストライエーションの中には比較的明瞭なものも観察されたので、これらのストライエーション間隔を1飛行回数当りのき裂進展量と仮定してき裂進展曲線を推定した。計算によるき裂進展曲線と実験で得られたき裂進展曲線を比較検討した結果、上記の仮定はほぼ妥当であるという結論を得た。

1. 緒 言

疲労き裂の進展は一般に表面におけるき裂長さによって測定されているが、き裂の先端位置が明瞭でない場合や、厚肉部分の内部でのき裂、あるいはごく短いき裂などは表面での測定が困難である。このような場合は、破面上のストライエーション間隔の測定によりき裂進展速度を求めることができる。^{1) 2)} このため、ストライエーション間隔とき裂進展速度、応力振幅、応力拡大係数幅などのパラメータとの定

量的関係³⁾、あるいはストライエーション間隔のばらつき⁴⁾の統計的性質⁴⁾等について多くの研究が行なわれている。

疲労に関する破面解析においては、ストライエーション間隔から応力拡大係数幅 ΔK を求め、 ΔK より応力振幅を計算したり、ストライエーション間隔をき裂進展速度として破壊までの荷重繰り返し数を計算することができる。^{5) 6) 7)} この方法は、ストライエーション間隔が測定可能な定振幅荷重や単純なプログラム荷重の場合は妥当な方法と考えられる。しかし、実働荷重を受ける実際的な破面は、定振幅荷重やストライエーションの間隔が判定できる程度の周期的スペクトル荷重でなければ破面解析によりき

* 昭和59年6月5日受付

** 機体第1部

裂進展速度を推定することは困難であり、特に複雑なプログラム荷重では一般に難しく、ランダム荷重では極めて困難である。^{2) 8)} 実働飛行荷重の場合、荷重系列が周期的で既知であれば特に大きなピーク荷重や厳しい飛行荷重によるストライエーション(プログレッションマーク)の間隔測定によりその区間の平均的き裂進展速度を求めることができる。⁹⁾ また周期的変動荷重の場合、そのピーチマークから破壊過程を検討することも行なわれている。⁷⁾ しかし、これらの方法を周期性のない実働荷重をうけた破面の解析にそのまま適用することは、ストライエーション間隔は言うまでもなくピーチマークやプログレッションマークと荷重系列との対応づけの点で極めて困難である。

本研究では、実際的な飛行荷重を模擬した疲労荷重による破面からき裂進展速度を推定することを目的とした。このことは、実働飛行荷重による実機疲労試験において、き裂進展速度を直接測定できない部分においてもその破面からき裂進展速度を推定できるという工学的意味があり、さらにその他の破面解析の手法を併用することにより航空機の疲労破損箇所の破損経過を追求して損傷許容設計に役立つ

という応用・発展性があると考えられる。これに関して、ここでは2種類の実働飛行荷重による疲労破面に対して破面観察を行なった結果をもとに引張型破面上のプログレッションマークの1飛行回数当りのき裂進展量と仮定してき裂進展曲線を推定計算を試みた。その結果、従来の研究ではランダム荷重による疲労破面からき裂進展速度を推定することは極めて困難である^{2) 8)}とされ、荷重系列が周期的で既知である場合は破面と荷重系列との対応によりき裂進展速度を求める方法⁹⁾がとられていたが、本研究により、突風荷重をランダム荷重で近似した実働飛行荷重を负荷した疲労破面に対し破面のみからき裂進展速度を推定する可能性、適用範囲および必要条件等が明らかになった。

2. 試料および破面観察方法

試料には、実働飛行荷重として“輸送機の主翼下面に加わる実働荷重を模擬した疲れ試験”¹⁰⁾において、同じ乱数列により発生させたランダム荷重系列の全波形を负荷した場合の疲労破面と、その平均値クロスピーク波形(広帯域ランダム波では平均値クロス頻度が高いので、平均荷重を越える荷重変動を

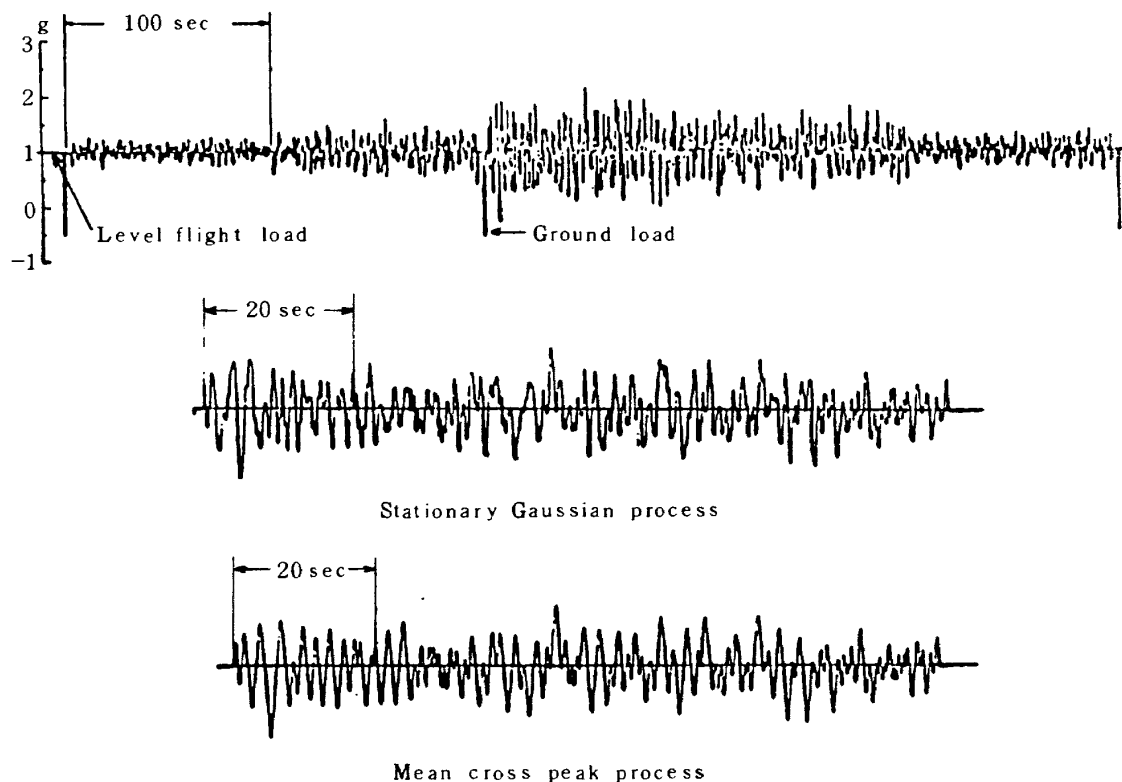


図1 飛行荷重の一例¹⁰⁾

生じた時にその間の最大あるいは最小荷重をとって荷重変動の1/2サイクルとして極値頻度を減らした波形)を負荷した場合の疲労破面の2種類を用いた。これらの飛行荷重の一例¹⁰⁾を図1に示す。

疲労試験片は、厚さ2mmの2024-T3アルミニウム合金板より切り出し、中央の円孔よりスリットを入れた幅160mmの切欠材である。

破面の観察には走査型電子顕微鏡を用い、倍率30倍から10,000倍の範囲で観察した。試料は、疲労破面の切欠中央部から静的破断部を含む長さ約40mmの小片を採取した後、超音波洗浄を行なったものを用いた。

3. 破面観察結果と考察

3.1 巨視的様相

図2(a)に平均値クロスピーク波形、図3(a)に全波形を負荷した場合の疲労破面の光学写真を示す。破面概観とき裂進展を比較するため疲労試験によるき裂進展曲線¹⁰⁾を図2(b)と図3(b)に示す。平均値クロスピーク波形、全波形いずれの場合も微細なビーチマークを有する引張型破面が約10mmにわたって生じた後、せん断型破面と引張型破面とが不規則な間隔で帯状に交互に生じながら徐々に完全なせん断モードに遷移するが、その傾向は全波形の場合

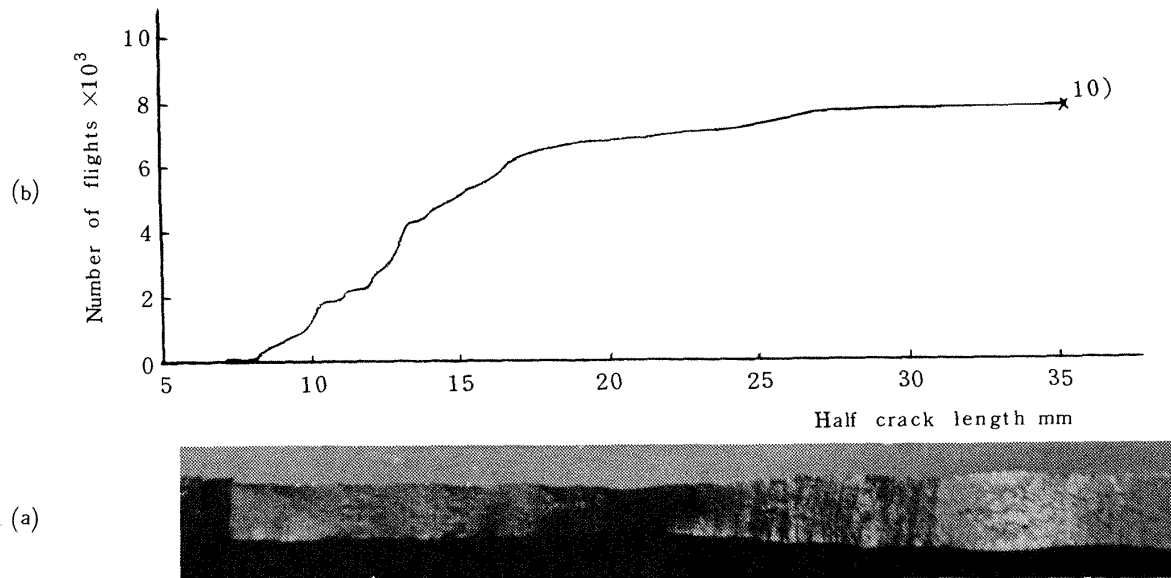


図2 実働飛行荷重疲労破面(平均値クロスピーク波形を負荷した場合)

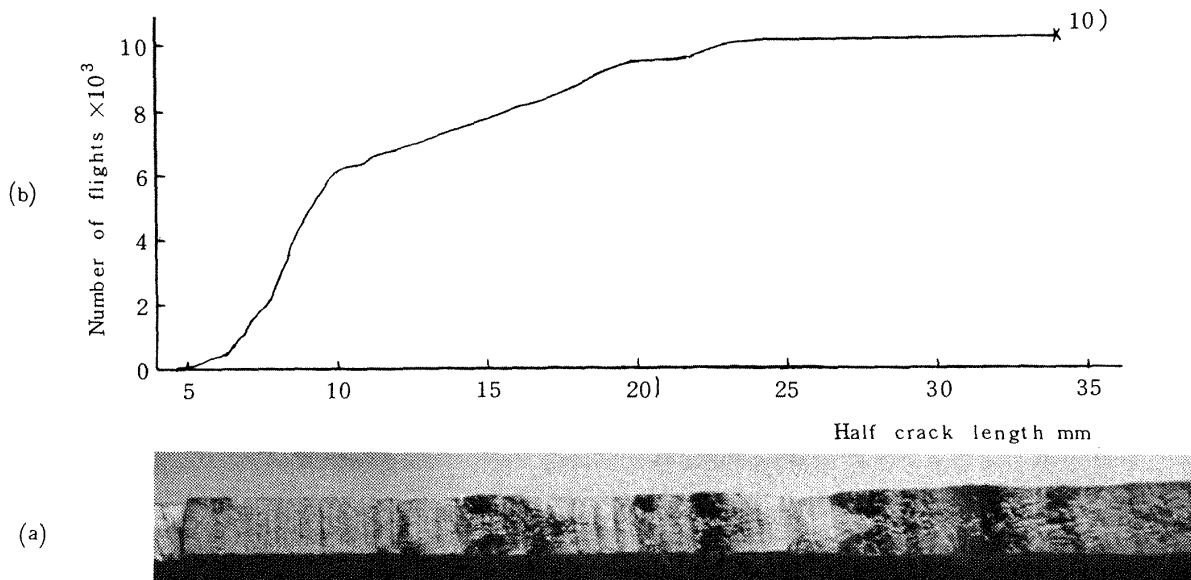


図3 実働飛行荷重疲労破面(全波形を負荷した場合)

に著しい。

引張モードからせん断モードへの遷移は、一般に定振幅荷重では明瞭であるのに対して、プログラム荷重では明瞭ではなく、その高振幅荷重はせん断モードを、低振幅荷重は引張モードを促進して両者の競合により遷移が進む⁸⁾。本疲労破面の場合は非周期的ランダム荷重であるためこの傾向が著しく、そのピーク荷重や厳しい突風荷重により引張モードからせん断モードに遷移しても、後に続く微小荷重や弱い突風荷重により再度引張モードになるということが不規則に繰り返されたと考えられる。全波形の場合にこの傾向が著しいのは微小波形を多く含んでいるためと思われる。

破面概観とき裂進展曲線との関係については、図 2 (a) (b), 図 3 (a) (b) いずれの場合も引張型破面からせん断型破面への遷移点付近における破面形態の変化とき裂進展曲線との間の特徴的な対応関係、あるいは、光学写真で観察されるビーチマークの位置とき裂進展曲線との間の特徴的な対応関係はみられなかった。

3.2 引張型破面の微視的特徴

図 4, 図 5 にそれぞれ平均値クロスピーク波形と全波形の引張型破面の低倍率電子顕微鏡写真を示す。図 4 で見られるように電子顕微鏡写真では、ディンプルが白いバンド状に繰り返し発生することによるビーチマークを呈している。

図 6 (a), 図 7 (a) にそれぞれ平均値クロスピーク波形と全波形のビーチマークの拡大写真を示す。図中に ↓ 印で示す部分が破面概観により認められるビーチマークである。これらの写真を観察すればディンプル帯とディンプル帯の間はストライエーションを有するパッチの集合であることがわかる。これらのパッチの拡大写真の例を図 6 (b), 図 7 (b) に示す。平均値クロスピーク波形と全波形でストライエーションの明瞭さに顕著な相違は見られない。

実働飛行荷重において、平均荷重およびピーク荷重に比較して地-空-地荷重振幅が相対的に大きい場合は、地-空-地荷重によるストライエーションが他の飛行荷重によるストライエーションよりも明瞭に生じる。¹¹⁾¹²⁾ 図 6 (b), 図 7 (b) の例で示され

るストライエーションも地-空-地荷重に対応するストライエーションと考えられる。

3.3 せん断型破面の微視的様相

図 8 (a) に平均値クロスピーク波形を负荷した場合のせん断型破面を示す。図 8 (b) はその一部の拡大写真である。図 8 (a) (b) で見られるようにせん断型破面はディンプルとその擦られたラブマークからなる。ディンプルが擦りつぶされる程度がき裂の進展に伴って変化し、これがビーチマークを呈している。図 9 は全波形を负荷した場合のせん断型破面である。この場合も平均値クロスピーク波形の場合とほとんど同じである。

4. き裂進展曲線の推定

4.1 推定方法と結果

3.2 で述べたように引張型破面には地-空-地荷重に対応すると考えられるストライエーション(以下、このストライエーションをプログレッションマークと呼ぶ)が観察されたので、この間隔を1飛行回数当りのき裂進展量と仮定してき裂進展曲線を計算した。そのため図 6 (b), 図 7 (b) の例に示すようなプログレッションマークの写真を多数採集した。採集位置は引張型破面をき裂進展方向に約 10 等分した各位置の ± 0.1 mm 以内に存在するプログレッションマークのうち、その間隔が比較的明瞭なものを 10 箇所以上選び、倍率 3000 倍で撮影した電子顕微鏡写真よりプログレッションマークの間隔を測定した。図 10, 図 11 に各き裂長さにおけるプログレッションマークの平均間隔を示す。全波形を负荷した場合は、引張型からせん断型への遷移が平均値クロスピーク波形の場合よりも大きなき裂長さまで繰り返されるため、き裂半長約 25 mm 付近においてもプログレッションマークの観察と測定が行なわれた。

プログレッションマークの間隔からき裂進展曲線を計算するには次式⁹⁾を用いた。

$$N_f - N_i = \int_{a_i}^{a_f} \frac{1}{da/dN} da \quad (1)$$

a_i = 破面からき裂進展速度が決定できる最小き裂長さ

a_f = 破面からき裂進展速度が決定できる最

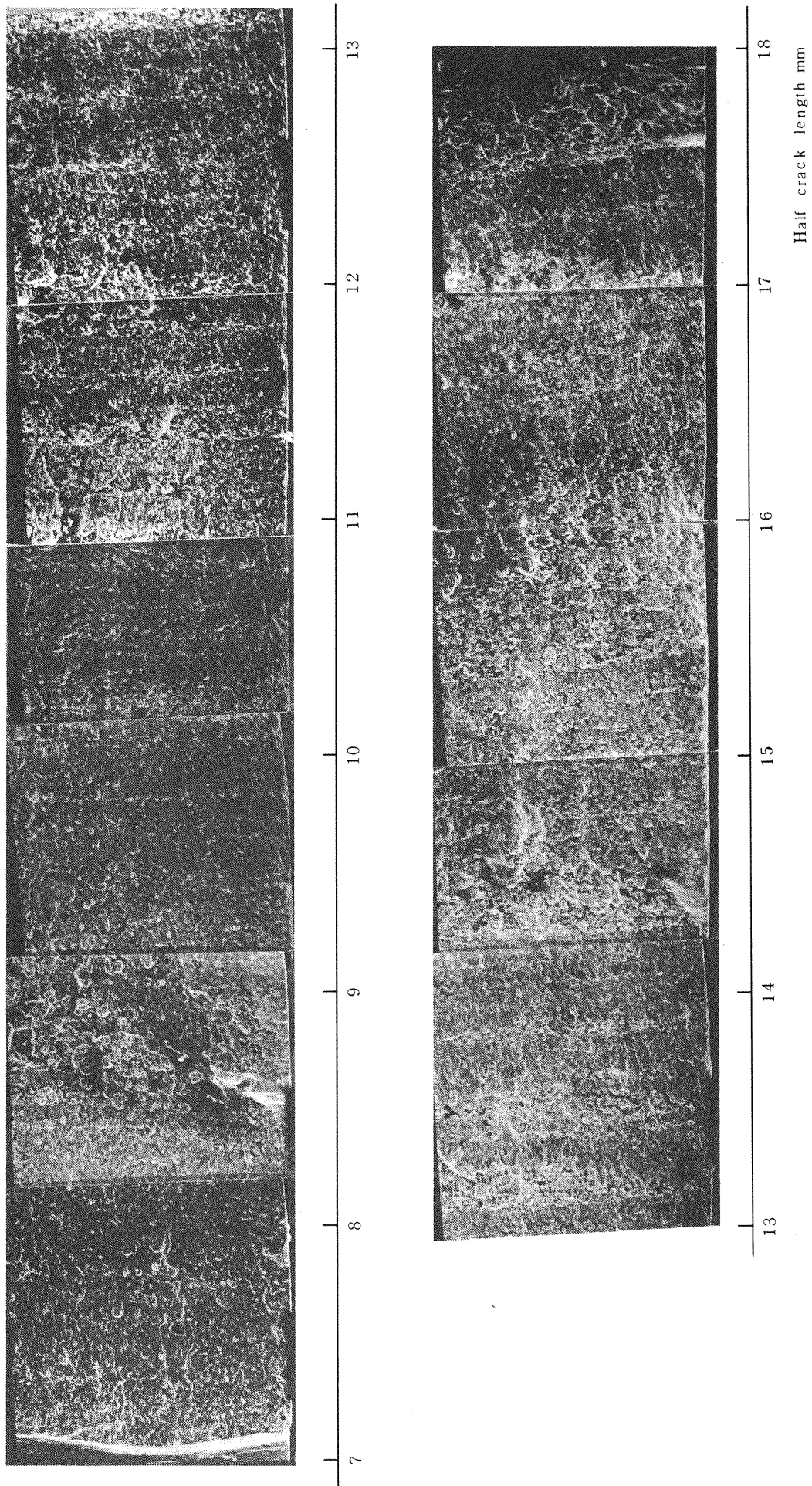


図4 引張り型破面（平均値クローズアップ波形を負荷した場合）

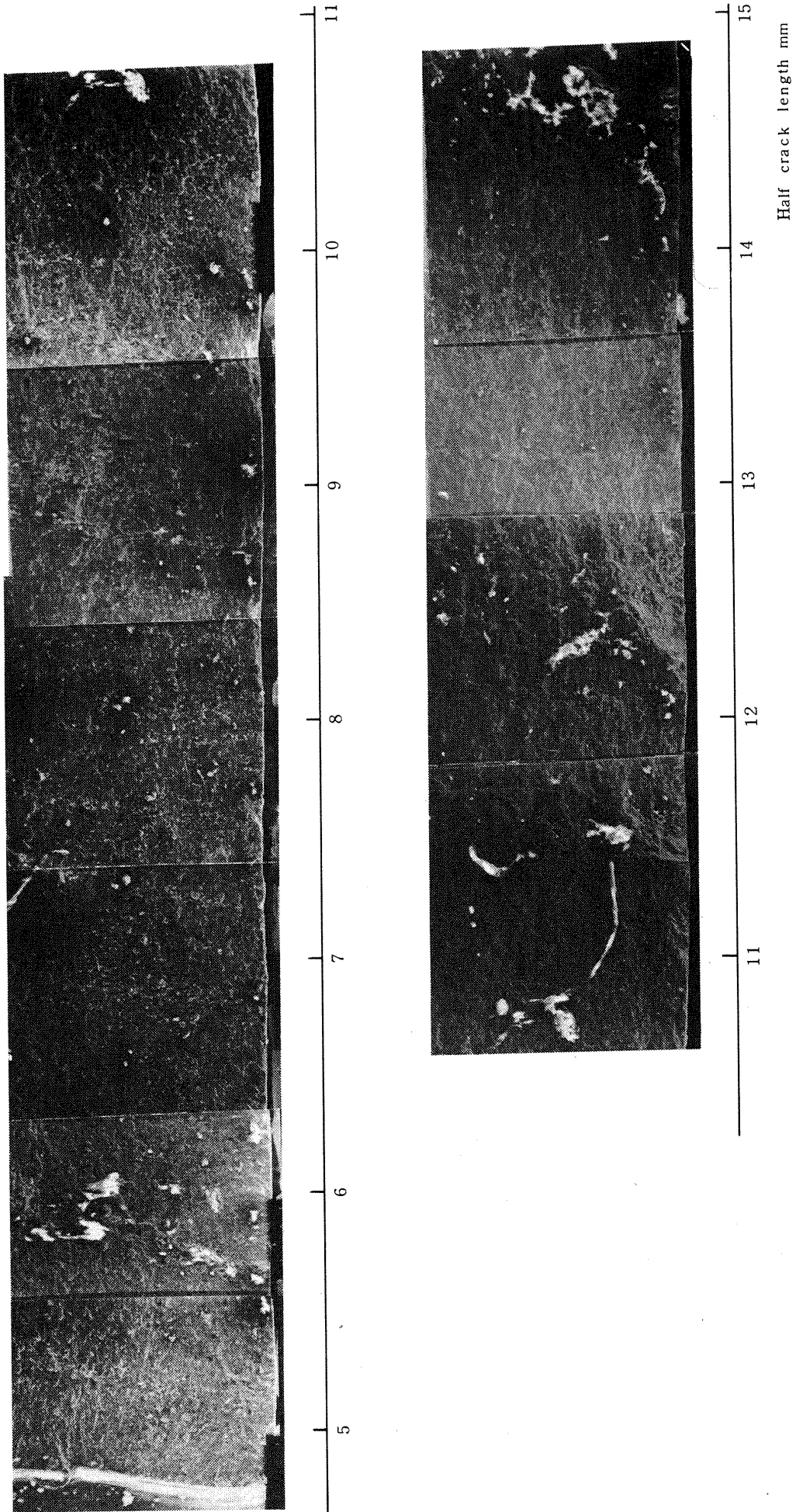


図5 引張り型破面（全波形を負荷した場合）

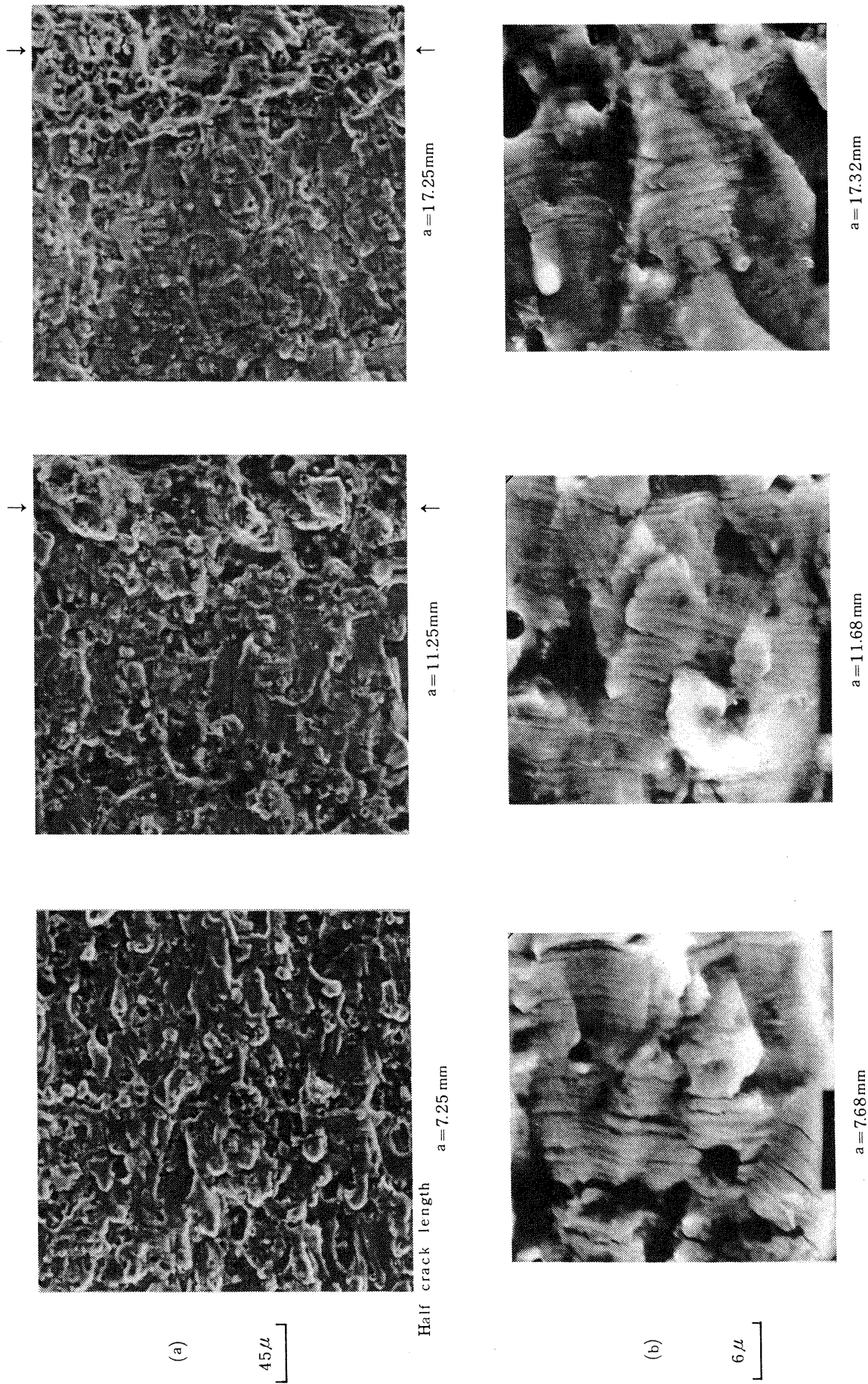


図 6 ビーチマークとストライエーション(平均値クロスピーク波形を負荷した場合)

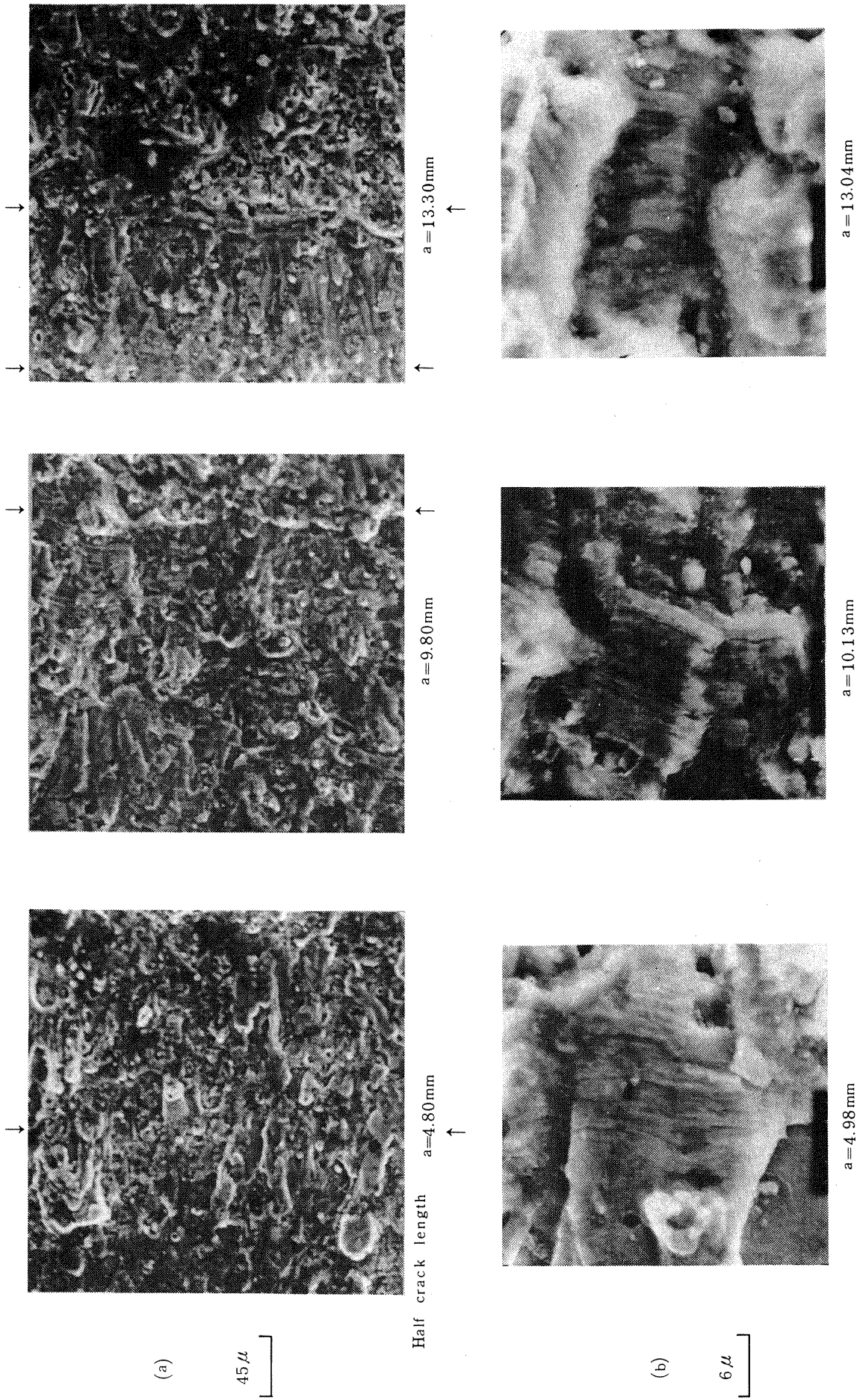


図7 ビーチマークとストライエーション(全波形を负荷した場合)

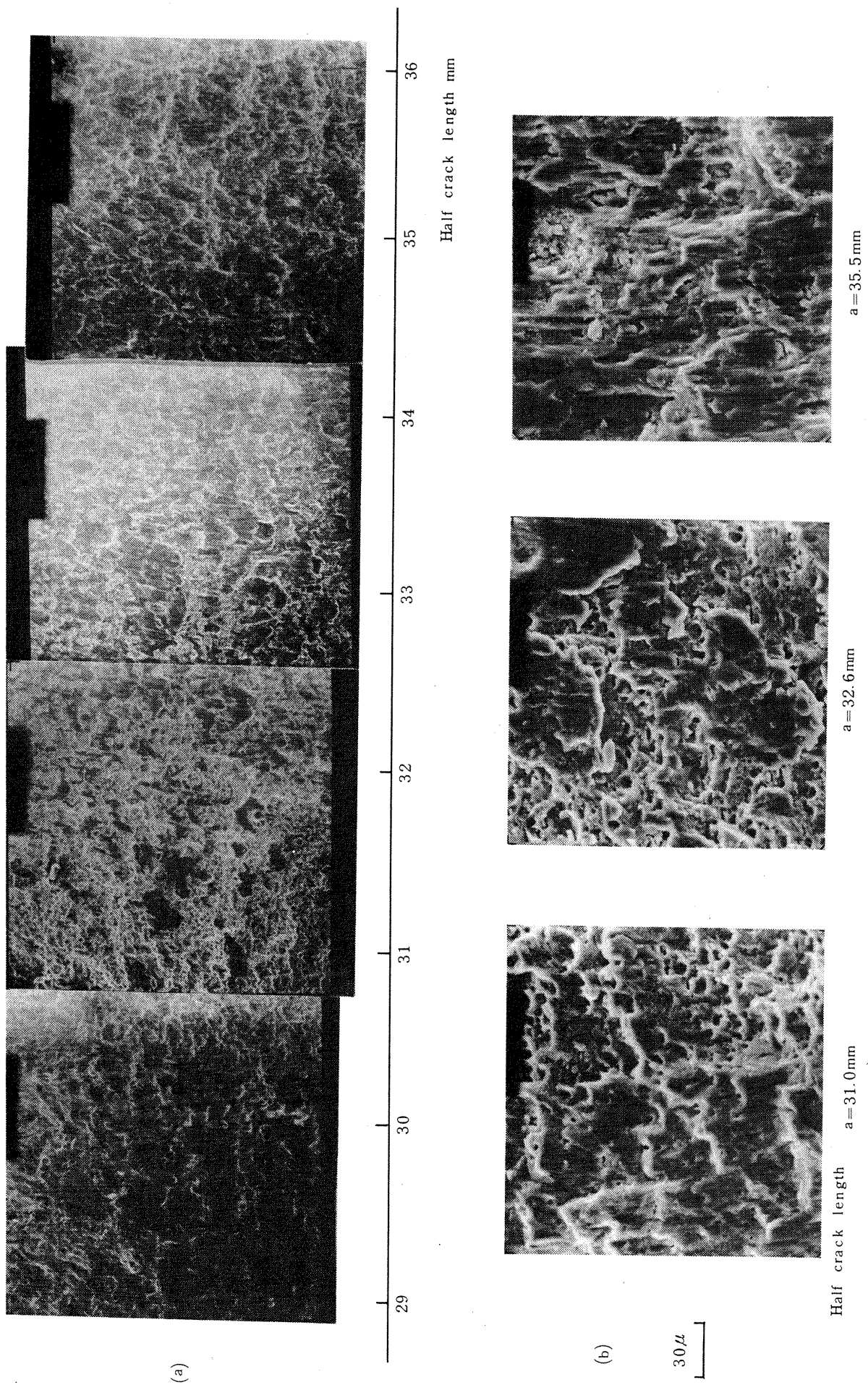


図8 せん断型破面（平均値クロスピーク波形を負荷した場合）

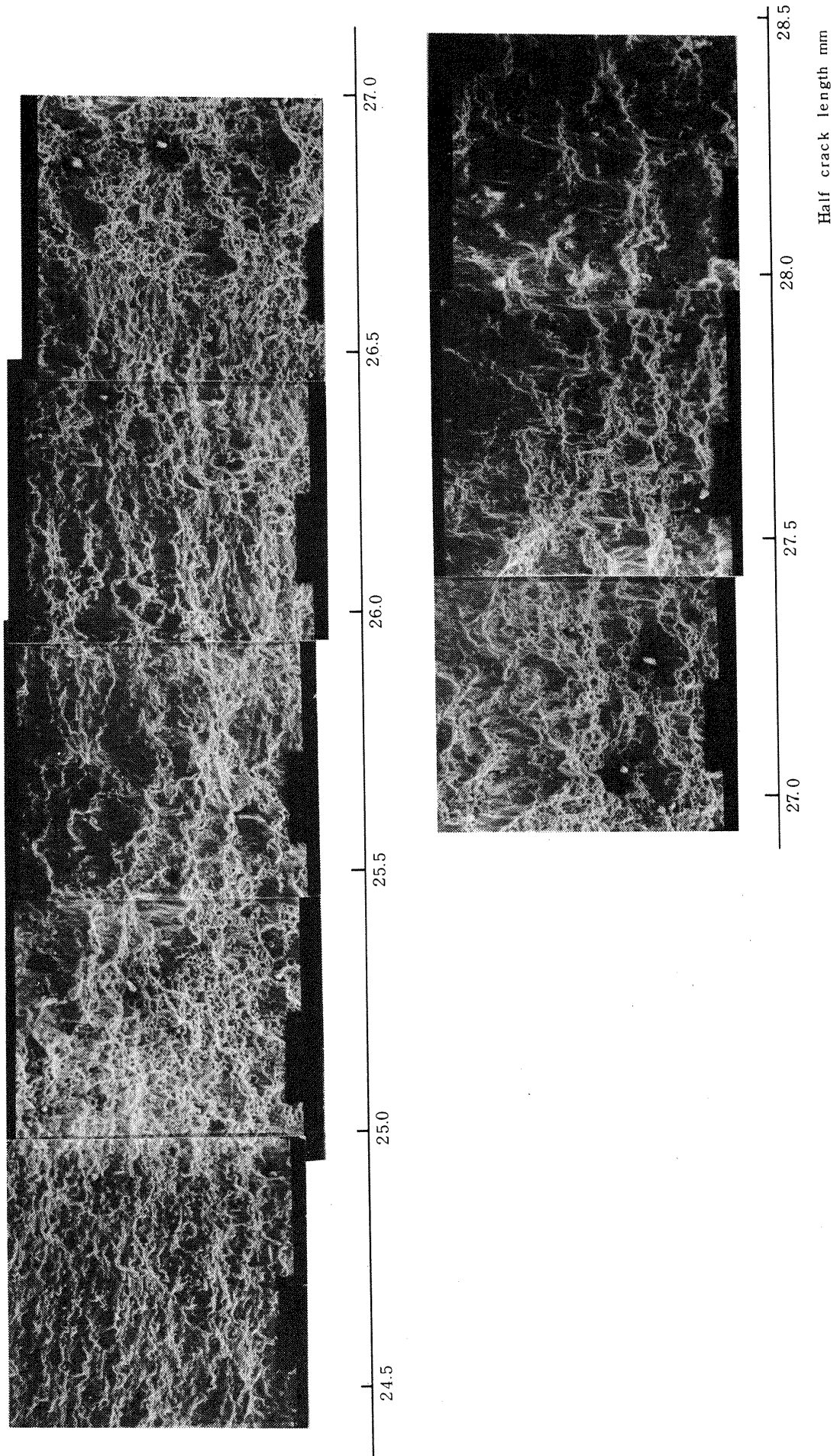


図9 せん断型破面（全波形を負荷した場合）

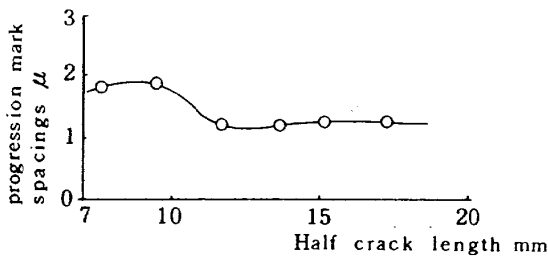


図10 プログレッションマーク間隔の平均値
(平均値クロスピーク波形を荷した
場合)

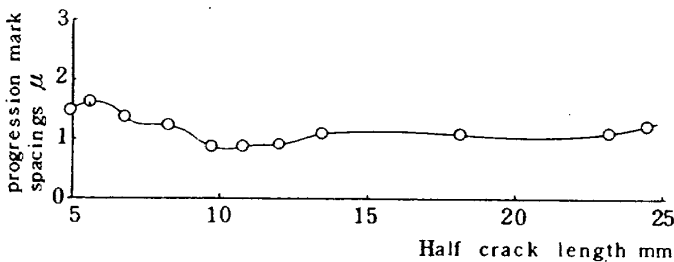


図11 プログレッションマーク間隔の平均値
(全波形を荷した場合)

大きき裂長さ

N_i = 大きき裂長さが a_i になるまでの飛行回数

N_f = 大きき裂長さが a_f になるまでの飛行回数

da/dN = プログレッションマークの間隔

計算には、図10, 11のプログレッションマークの平均間隔を曲線で結び、切欠き先端および完全なせん断型破面になる大きき裂長さまで外挿した曲線を0.5 mm間隔で読み取った値を da/dN とし、(1)式をシンプソンの公式を用いて積分することにより、0.5 mm間隔の大きき裂長さと総飛行回数を求めた。図12, 図13に計算結果を示す。図中の点線は、朝田ら¹⁰⁾が実働飛行荷重における突風荷重を合成ガウス過程に近似して、小型デジタル計算機で荷重系列を発生させると同時に油圧サーボ式疲労試験機を制御し、2024-T3アルミニウム合金板の中央切欠き試験片について疲労試験を行ない、読み取り顕微鏡で大きき裂長さを測定したものである。

4.2 考 察

図12, 図13において大きき裂長さ約12~15mmまでの計算値と実験値は比較的近い値を示しているが、両者の相違の原因は以下のように考えられる。

大きき裂進展速度が破壊機構とその破面率に支配され

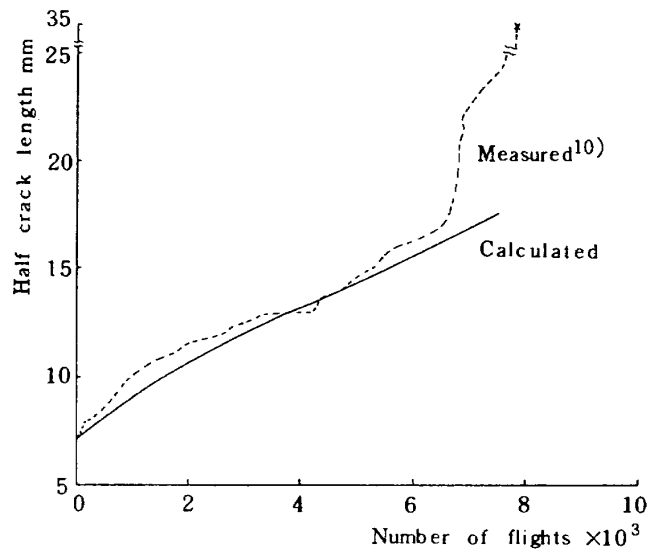


図12 き裂進展曲線(平均値クロスピーク波形を荷した場合)

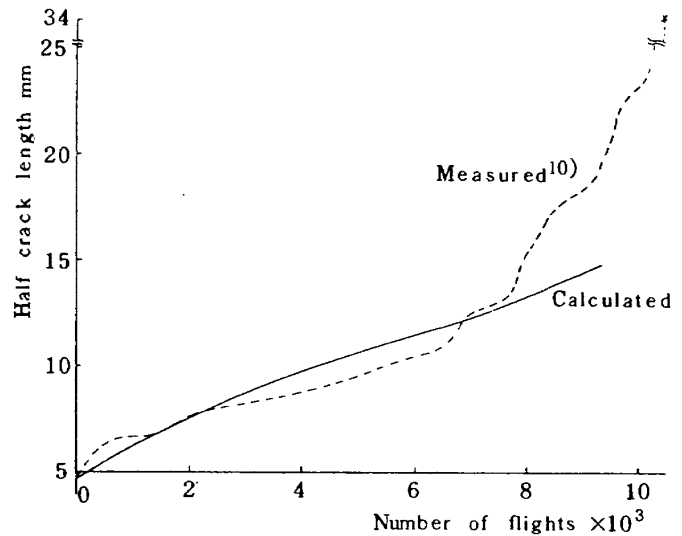


図13 き裂進展曲線(全波形を荷した場合)

ることはすでに指摘¹³⁾されており、種々の材料についての疲労破壊機構¹⁴⁾によっても、破壊機構が ΔK とともに変化することが知られている。鋼およびチタン合金の疲労破壊機構¹⁵⁾によれば、ディンプルはストライエーションよりも高い大きき裂進展速度に対応している。このことから、引張型破面領域でビーチマークとして繰り返し生じているディンプル帯での大きき裂進展速度は、プログレッションマークのようなパッチ状のストライエーションによる大きき裂進展速度よりも大きいことが推定される。計算においてはプログレッションマークのみを大きき裂進展速度と仮定しているため、ディンプル帯での大きき裂進展速度

との差の分だけ誤差が生じていると考えられる。ディンプルの形成過程については、多くの研究により第 2 相を起点としてその周囲に塑性変形とともに空洞が生じ、これが結合して破面を形成することが知られているが、ディンプルの破面解析については、簡単な定性的利用にとどまっているのが現状である。¹⁶⁾ 本研究の範囲では、ディンプルに対するき裂進展速度の解析は行なわなかった。

また、ストライエーション間隔のひん度分布は、巨視的き裂進展速度が 0.42μ /サイクル以下では対数正規分布として近似される場合が多く、ストライエーション間隔は、個々のパッチ内よりも、パッチ相互間の散らばりのほうが大きい。⁴⁾ 同じように、プログレッションマークの間隔についてもそのひん度分布やパッチ間の散らばりが計算結果に影響していると考えられる。

プログレッションマークの間隔測定は、マイクロフォトメーターを用いた自動測定¹⁷⁾、あるいは倍率を変えて確認する方法¹⁸⁾が好ましいが装置や多大な労力を要するため本測定では目視によって行った。そのため測定者による間隔判定誤差が生じている。

引張型破面から徐々にせん断型破面に遷移するき裂長さ以降、あるいは引張型破面からせん断型破面が不規則な間隔で交互に繰り返されるき裂長さ以降では、計算値と実験値の差が大きくなる。前者の平均値クロスピーク波形の場合は、引張型破面上のプログレッションマーク間隔をき裂進展速度と仮定したことを、プログレッションマークのない遷移領域およびせん断型破面領域まで適用したことによる誤差である。後者の全波形の場合は、引張型とせん断型破面が交互に繰り返される領域での支配的破面形態がディンプルであるため、その一部で観察されたプログレッションマーク間隔はかならずしもその領域の平均的き裂進展速度を代表していないための誤差と考えられる。

以上のことから、実働飛行荷重疲労破面の引張型破面上のプログレッションマーク間隔を 1 飛行回数当りのき裂進展量とする仮定は、適用範囲を引張型破面とし、ディンプル帯でのき裂進展速度を考慮するとともにプログレッションマーク間隔の測定精度を向上させればほぼ妥当なものと考えられる。

5. 結 言

地-空-地荷重を含み周期性のない実働飛行荷重疲労破面 2 種類について破面観察を行った。また、引張型破面上のプログレッションマークの間隔を 1 飛行回数当りのき裂進展量と仮定してき裂進展曲線を推定計算した結果、次の結論を得た。

(1) 周期性のない実働飛行荷重疲労破面の引張型破面においても比較的明瞭なプログレッションマークが生じている。

(2) プログレッションマークの明瞭さは、平均値クロスピーク波形と全波形の場合であり差は見られない。

(3) プログレッションマークの平均間隔を 1 飛行回数当りのき裂進展量と仮定することにより、き裂進展曲線を推定計算できる。

謝 辞

本研究に際し、電子顕微鏡の使用について御助力いただいた宇宙研究グループの西村允主任研究官に感謝致します。また、貴重な試料とデータを提供していただいた上、有益な御討論と助言をいただきました機体第 1 部荷重研究室の朝田洋雄主任研究官と伊藤誠一技官に深く謝意を表します。

文 献

- 1) McMillan, J. C. and Pelloux, R. M. N. : Fatigue crack propagation under Program and Random loads, ASTM STP415(1967), p.505.
- 2) Abelkis, P. R. : Use of microfractography in the study of fatigue crack propagation under spectrum loading, ASTM STP 645 (1978), p.213.
- 3) 日本機械学会：フラクトグラフィ分科会報告，日本機械学会誌，Vol.76, No.658 (1973.5), P.1203.
- 4) 橋内良雄，田中正清，秋山英司，近藤太二：アルミ合金および軟鋼のストライエーション間隔の統計的検討，日本機械学会論文集，Vol.42, No.364 (1976.12), P.3669.

- 5) 橋内良雄：フラクトグラフィによる破損した機械部品の稼働応力振幅の推定，材料，Vol. 32, No.355 (1983.4), P.355.
- 6) 藤原昌晴：フラクトグラフィと破壊力学 (12. 事故解析)，材料，Vol.29, No.327 (1980.12), P.1248.
- 7) 西島敏，増田千利，下平益夫：航空機部品の事故破面の解析例，材料，Vol.27, No.292 (1978.1), P.9.
- 8) Schijve, J., Jacobs, F. A. and Tromp, P. J. : Crack propagation in aluminum alloy sheet materials under flight simulation loading, NLR TR 68117U (Dec. 1968).
- 9) Darts, J. : Determination of crack growth rates under flight simulation loading from fracture surface markings, Proceeding of the 10th ICAF Symposium, Brussels, (May 1979), 3.4/1.
- 10) 朝田洋雄，伊藤誠一：輸送機の主翼下面に加わる実働荷重を模擬した疲れ試験，日本機械学会第16回シンポジウム-疲労強度講演論文集，No.790-9 (1979.7), セッション E.
- 11) Broek, D. and Van der Vet, W. J. : Systematic electron fractography of fatigue in aluminium alloys, NLR TR 68002, (Nov. 1967)
- 12) Schijve, J. and de Rijk, P. : The effect of ground-to-air cycles on the fatigue crack propagation in 2024-T3 Alclad sheet material, NLR Report M. 2148, (July 1965).
- 13) 小林英男：材料の微視組織・破壊機構と疲労き裂成長抵抗，日本機械学会誌，Vol.80, No.703 (1977.6), P.492.
- 14) 増田千利，田中紘一，西島敏：鋼の疲労き裂伝ば特性の破壊機構と冶金学的組織による分類 (疲労破壊機構図作製の試み)，日本機械学会講演論文集，No.790-2, (1979-4), P.15.
- 15) 増田千利，田中紘一，西島敏：疲労破壊機構図作製の試み (第4報：枢軸点Pdに対する検討)，日本機械学会講演論文集，No.790-2, (1979-4), P.23.
- 16) 北川英夫，小寺沢良一：フラクトグラフィ，(1977), P.45, P.57, 培風館.
- 17) 増田千利，西島敏，住吉英志，木村恵：疲労ストライエーション間隔の自動測定の試み，日本機械学会講演論文集，No.830-2, (1983.3), P.53.
- 18) 岡本太郎，福島正治，上田実彦：実働荷重による疲労破面，材料，Vol.32, No.355 (1983.4), P.406.

航空宇宙技術研究所報告824号

昭和59年7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)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan