

ISSN 0452-2982
UDC 620.179.18:
534.6:
539.4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-524

AE計測による中空翼の健全性評価

祖父江 靖

1983年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

AE計測による中空翼の健全性評価*

祖父江 靖**

1. まえがき

原動機構造研究室では、ファン動翼の軽量化を目的として中空翼の研究を行ってきた。^{1),2),3),4)} 本報告は、拡散接合で製作したチタン合金(6Al-4V-Ti)中空翼の健全性評価をアコースティック・エミッション(以下AEと略す)計測で行えるか検討したものである。材料の塑性変形によって生じるAE発生挙動の検討は、高力アルミニウム合金およびS45C鋼の簡単な形状の試験片を用いた静的引張試験で既に行っている。⁵⁾

中空翼に材料の潜在的な初期欠陥や不完全な拡散接合部などが在る場合、その部位に応力集中によってき裂が発生することも考えられる。残留変形が生じる程度の負荷を加える場合には、健全なものでも塑性変形によってAEが発生する。外観上弾性域と考えられる負荷でAEが発生する場合には、発生部位に何らかの欠陥があるため応力集中によって局部的な塑性変形が生じたと考えられる。また、その部位のAE発生頻度によって危険性の程度も判定できると考えられる。従って、AEが発生する負荷およびAE発生頻度の程度によって健全性の評価を行うことができると考えられる。

今回、動電型加振器を用いた固有振動による片持ち曲げ疲れの履歴がある供試翼、片持ち曲げ疲れおよび片持ちねじり疲れの履歴がある供試翼、静的および動的な負荷履歴のない健全な供試翼の三枚の供試翼を用いて静的なねじりモーメントを負荷したときのAE計測を行いAE特性の違いを調べたので報告する。

2. 供試翼

供試翼は翼幅300mm、翼弦長80mm、最大翼厚4mmの図1に示すような形状の中空翼である。内部構造は通気孔が在る65mmの中実部と中実部間170mmの中空部から成る。中空部には翼幅方向と平行に三列の補強リブが在る。なお、翼表面の曲面側を上面、平面側を下面と称することにする。

本試験ではAE計測によって供試翼の健全性評価を行うことを検討するため、履歴の違う三枚の供試翼に静的なねじりモーメントを負荷してそれぞれのAE特性の特徴を調べた。供試翼の履歴条件は次のようなものである。

① 図2に示すような片持ち曲げ疲れの履歴があるもので外見的な損傷が無いもの。片持ち曲げ疲れは中実部の一方を押え金具で固定し、他方を自由として一次曲げ固有振動50.2Hzで曲げ振動した。また、固定端から20mmの翼弦方向の中央に一軸歪ゲージを接着し、これから求めた翼表面の最大応力が52.1kgf/mm²(511MPa)となるような条件で10⁷回繰返したものである。

② 図3に示すような片持ち曲げ疲れおよび片持ちねじり疲れの履歴がある供試翼でねじりによる疲れき裂が在るもの。図の上半は片持ち曲げ疲れの場合である。①の場合と同様に中実部の一方を押え金具で固定し、一次曲げ固有振動50.5Hzで行った。一軸歪ゲージから求めた翼表面の最大応力56.7kgf/mm²(556MPa)で1.58×10⁶回繰返した結果、固定側寄りの中実部と中空部との境の断面急変部付近に疲れき裂が発生した。図の下半は片持ちねじり疲れの場合である。供試翼は曲げ疲れで固定した中実部をき裂の発生した部位から切断して除去した残りのものである。片持ちねじり疲れは片持ち曲げ疲れで

* 昭和58年8月30日 受付

** 原動機部

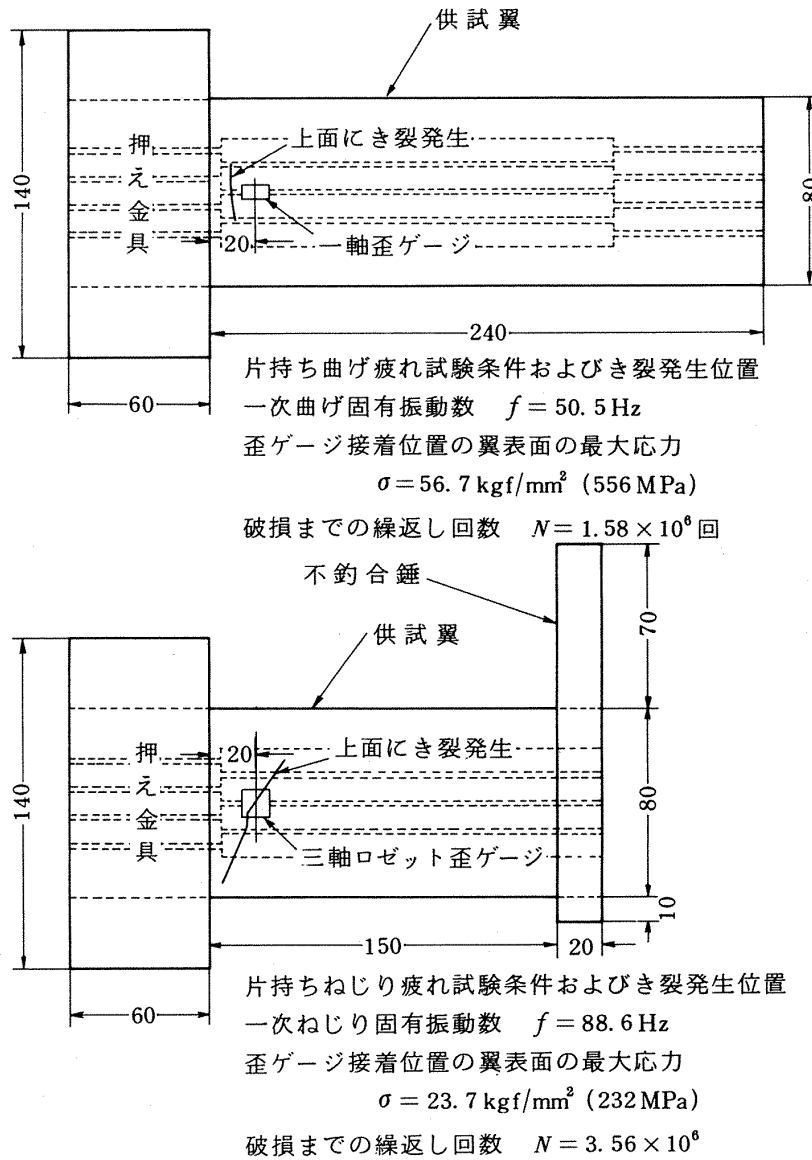


図3 供試翼の片持ち曲げ疲れおよび片持ちねじり疲れの条件

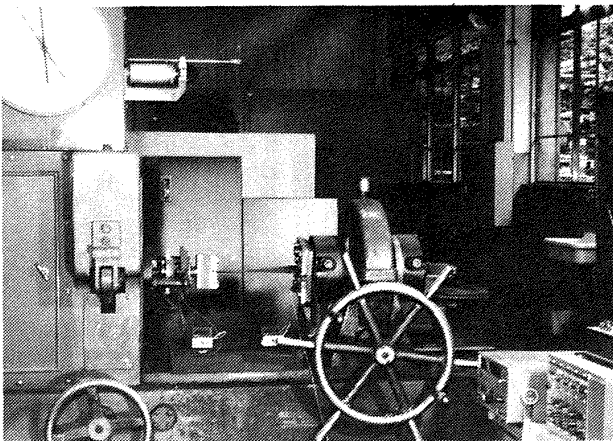


図4 供試翼取付状況

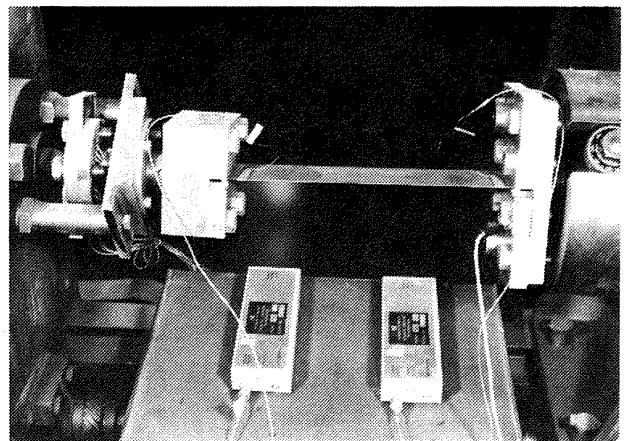


図5 供試翼取付状況

離れた対称の位置に在る直径 30 mm の二本の支持丸棒とから成る。これらの支持具に図 6 に示す AE 計測用ねじり試験治具を取付けた。ねじり試験治具は図 6 に示すように固定側に組込むものと回転側に組込むもので構成されている。治具には供試翼をねじり中心でねじることができるようにそれぞれにセンター穴を設け、ねじり試験機のセンターと合わせるようにした。固定側の治具は供試翼支持具、支持金具、軸受部、ねじりモーメント伝達軸、センター穴が在るねじりモーメント伝達板で構成する。供試翼支持具とねじりモーメント伝達軸は二本のキーで、ねじりモーメント伝達軸とねじりモーメント伝達板は四本のボルトで結合した。軸受部は供試翼のねじり中心がねじり試験機のねじり中心に一致するように位置を調整して固定側の二本の支持丸棒にボルトで固定した。供試翼支持具には供試翼の上面と下面を翼弦方向で挟み押えるため、二つ割りの支持金具を取付けた。なお、支持金具の翼面との接触部は半円状の曲面とし、支持による拘束を少なくした。また、上面を押える支持金具と供試翼支持具には位置決めピンを設けねじり試験機のねじり中心と支持金具の相対位置が不安定にならないようにした。供試翼の取付けは位置決めピンによって位置が定まっている上面用支持金具に供試翼の上面を当て、下面を押える支持金具で挟んで固定し、支持条件が一様になるようにした。回転側の治具はセンター穴が在る基板、回転側の支持丸棒にはめ合わせるための穴を設けた二個の金具、供試翼の上面および下面を押える二つ割りの支持金具で構成する。左の二種類の金具は供試翼のねじり中心とねじり試験機のねじり中心が一致するように調整して、それぞれ二本のボルトで基板に固定した。なお、上面を押える支持金具と基板には固定側治具の場合と同様に位置決めピンを設け基板と供試翼の相対位置が常に一致するようにした。

ねじり試験機の角度計に示される角度は、固定側治具のねじりモーメント伝達軸のねじり角と供試翼のねじり角を加えたものである。後述する試験結果で示すが、供試翼はねじりモーメント 22.4 kgf・m (220 N・m) 以上は全面降伏のためねじり角を増してもねじりモーメントは増えなくなる。直径 36 mm、

長さ 70 mm のねじりモーメント伝達軸のねじりモーメント 22.4 kgf・m におけるねじり角は材料力学による計算では 0.064 度であり、供試翼の実際のねじり角に比較して極めて僅かであった。よって、本試験では角度計の読みを供試翼のねじり角とみなして計測した。

本試験で用いた AE 計測装置のブロックダイアグラムおよび各部の機能を表 1 に示す。トランスジューサは供試翼の下面に取付けるが、供試翼の下面はねじり角の増加により変形する。よって、直径 20 mm 程度の通常型のトランスジューサでは変形状態によっては不完全接触面が生じ感度が変動するおそれがある。この変形の影響を少なくするため直径 5 mm の超小型トランスジューサを用いて行った。トランスジューサの周波数応答特性図を図 7 に示す。

本試験で調べた AE 計測のパラメータは AE 事象数と AE 計数総数の発生挙動、AE の位置標定と振幅などである。なお、以下において AE 事象数と記述した場合は AE の生起回数を対象に述べる場合であり、他の場合には単に AE とした。静的ねじりモーメントを負荷した場合の AE 発生挙動を調べることによって、履歴が異なる供試翼の AE 発生挙動の違いから健全性の評価を行えることが期待できる。また、AE 発生位置の位置標定によって欠陥がある危険な部位を特定することができる。位置標定は AE 計測装置の付属発振器からの擬似 AE 信号を供試翼の任意の位置に入力し、図 6 に示す固定側および回転側の支持金具寄りに取付けた 2 個のトランスジューサで受信したときの到達時間差から求めている。なお、トランスジューサ間を 100 分割した値として供試翼の各部位は表示される。AE 事象数の計測は外部雑音を除去するため空間フィルターを用いてトランスジューサ間だけの AE 事象数を計測するようにした。振幅分布は、ある試験条件で発生した全ての AE 事象数の最大振幅値を振幅の分布図として示したものである。AE 計測装置の振幅の表示は、トランスジューサで受信した AE を前置増幅器で 40 dB 増幅したとき最大電圧が 100 μ V のとき 0 dB、10 V のとき 100 dB として示される。主増幅器では、さらに 52 dB 増幅するように設定した。従って、トランスジューサで受信した AE は 92 dB 増幅されている。

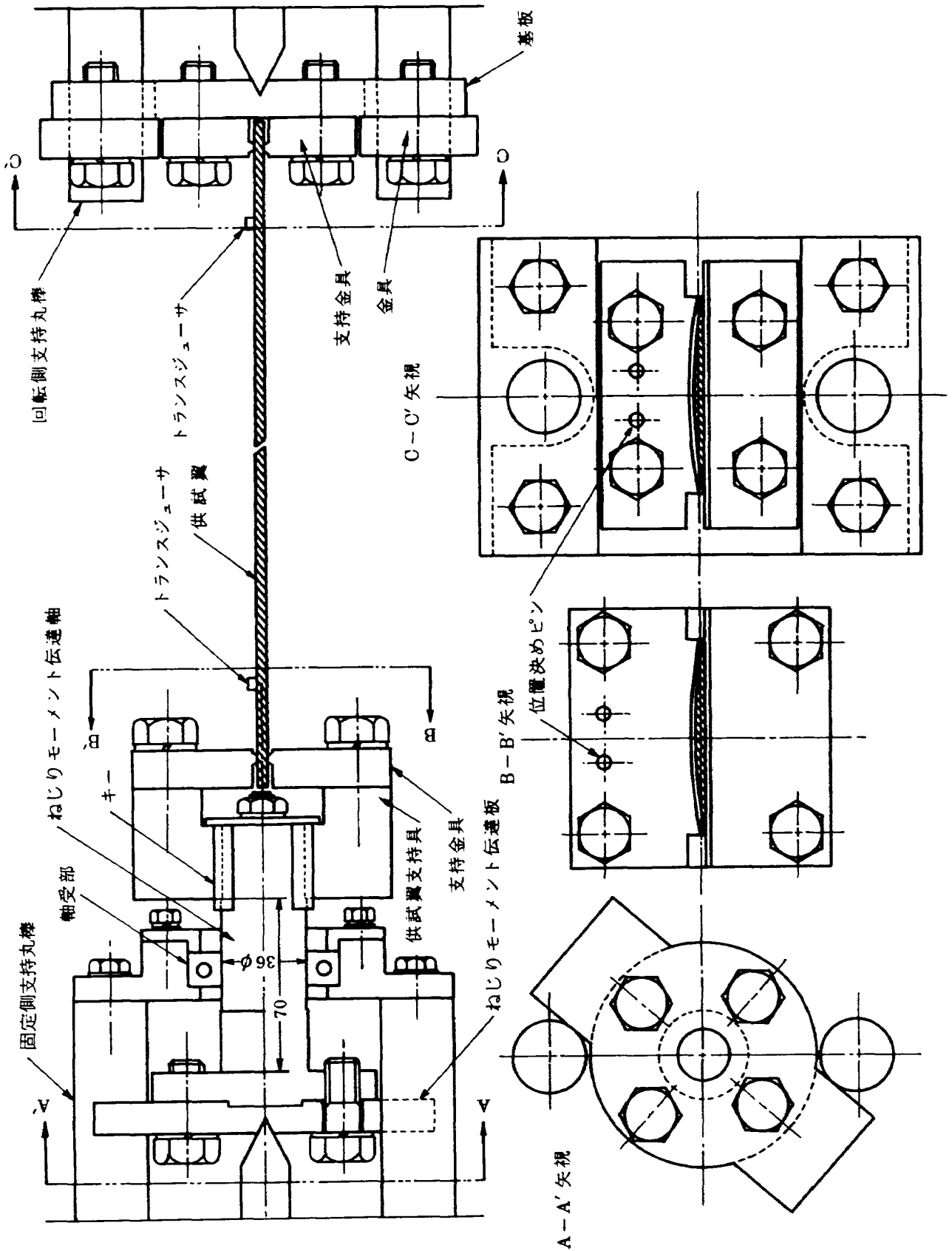
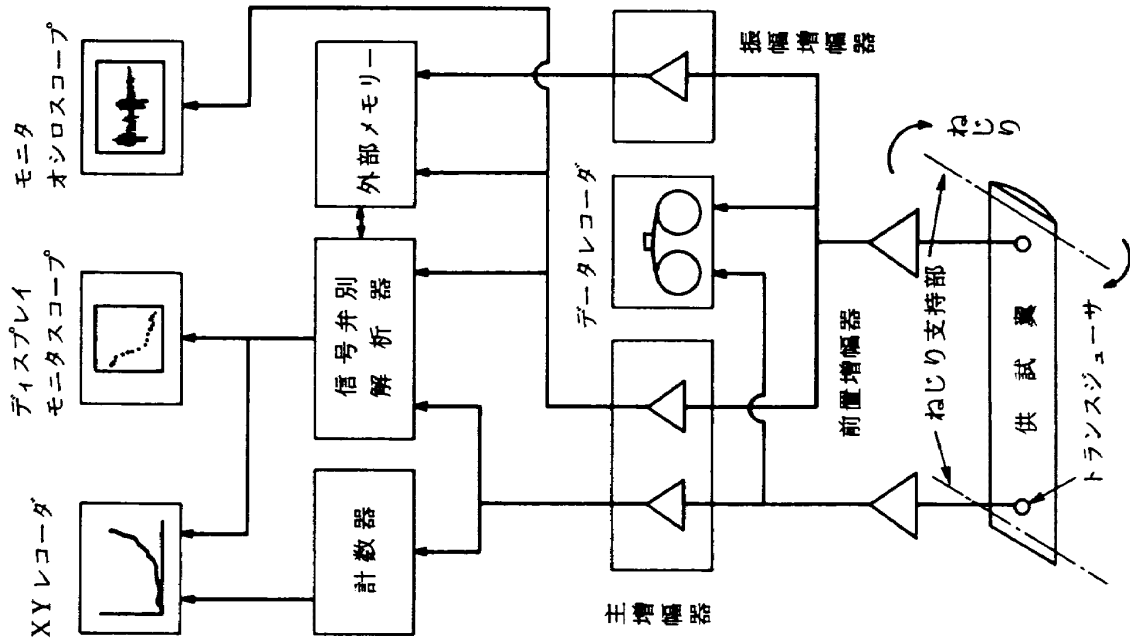


図6 AE計測用ねじり試験治具

表1 AE計測装置のブロックダイヤグラムおよび各部仕様

トランスジューサ	圧電型トランスジューサ, 周波数応答特性は図7参照
前置増幅器	利得 40 dB, 周波数特性 20 kHz ~ 2 MHz
主増幅器	利得 0 dB ~ 60 dB 連続可変 しきい値 1 V, 周波数特性 20 kHz ~ 2 MHz
振幅増幅器	前置増幅器からの入力電圧 100 μV を 0 dB とし AE 入力信号電圧の比を dB 表示する。 10 V ピーク入力で 100 dB 100 μV ピーク入力で 0 dB
データレコーダ	2 ch で記録, 周波数特性 200 Hz ~ 700 kHz
計数器	カウント数 1 ~ 999,999, 周波数特性 DC ~ 2 MHz 動作形式 (トータルカウント, レイトカウント) しきい値 1 V を越えた AE 波はすべて計数する。
信号弁別解析器	○ AE 事象の位置標定 (トランスジューサ間を 0 から 100 に区分し AE 事象を標定する) ○ リングダウン計測による 1 事象のカウント数を検出する。 ○ 1 事象における AE 波の最大振幅の検出 ○ 雑音除去のための空間フィルタ
外部メモリー	A E 信号解析結果の記憶
モニタオシロスコープ	A E 波形の観察
X Y レコーダ	A E 発生挙動の表示
ディスプレイ モニタスコープ	A E 発生挙動の表示



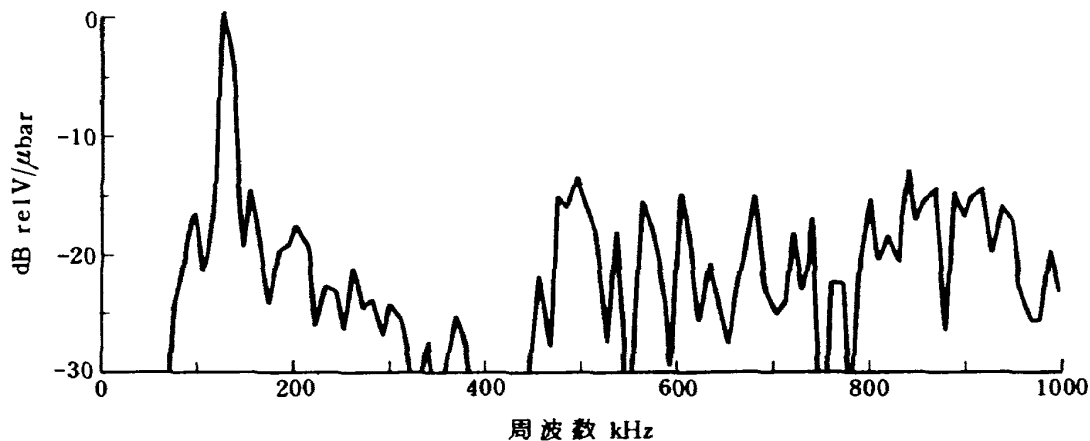


図7 超小型トランスジューサの周波数応答特性図

なお、増幅後のAEは1Vのしきい値電圧を越えたものだけを計測の対象とする。AE計数総数の計測はAE計測器の機能上の制約から空間フィルターを用いることができないため外部雑音を含んだものである。

4. AEの計測結果と考察

4.1 片持ち曲げ疲れの履歴がある翼の場合

この供試翼は図2に示した条件で片持ち曲げ疲れを行ったが、外見的な損傷が発生しなかったものである。図8の上半に供試翼の形状、下半に2個のトランスジューサの位置、ねじり試験の支点間隔および疑似AE信号によって求めた位置標定を示す。こ

れによると断面急変部および補強リブ構造の中空部は位置6と98の間に在る。従って、断面急変部および中空部から発生するAEを識別でき発生位置を特定できる。

AE計測は図6に示した治具を用いて反時計方向ねじりと時計方向ねじりを繰返して行った。これによって、ねじりモーメントの増加に伴って生じるAE発生挙動、AE発生位置、AE事象数の最大振幅の分布などを求め、ねじりモーメントの大きさおよびねじり方向の違いによるAE特性の差異を調べた。なお、AEの発生は塑性変形によって生じるものであるから供試翼の変形状況をねじりモーメントとねじり角の関係で示し、AE発生挙動との関係を検討し

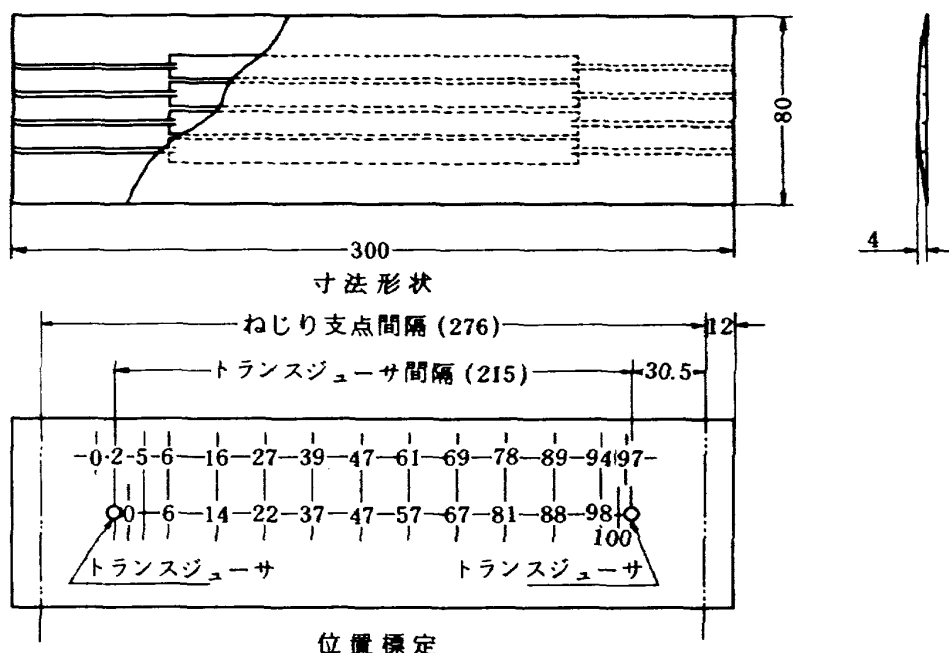


図8 曲げ疲れ履歴がある翼の疑似AE信号による位置標定

た。外見上残留ねじり角が生じていないにもかかわらず AE が発生する場合には、発生部位に低い負荷でも応力集中によって塑性変形が生じるような欠陥が在ると考えられる。表 2 にねじり試験の回数、最大ねじりモーメント、AE 事象数、ねじり方向などを示した。1 回から 6 回までは反時計方向ねじりで無負荷からそれぞれの最大ねじりモーメントまで負荷した。7 回と 8 回目は時計方向ねじりで無負荷から 10 kgf・m (98 N・m) まで行った。9 回目以降は反

時計方向ねじりと時計方向ねじりを繰返して、最大 22.4 kgf・m (220 N・m) まで行い、合計 25 回のねじり試験を行った。なお、22.4 kgf・m における翼表面の最大応力は、翼表面に接着したひずみゲージによると 72.9 kgf/mm² (714 MPa) であった。

図 9-1、図 9-2、図 9-3 にねじりモーメントとねじり支点間におけるねじり角の関係を示した。縦軸はねじりモーメント、横軸はねじり角である。図の実線はねじりモーメントの負荷過程、破線は除

表 2 曲げ疲れ履歴のある翼のねじり試験経過

試験番号	最大ねじりモーメント		AE 事象発生数	ねじり方向	
				反時計方向	時計方向
1	2.0 kgf・m	20 N・m	6 個	○	
2	5.0 "	49 "	3 "	○	
3	6.5 "	64 "	1 "	○	
4	9.8 "	96 "	2 "	○	
5	9.8 "	96 "	なし	○	
6	10.0 "	98 "	なし	○	
7	10.0 "	98 "	3 個		○
8	10.0 "	98 "	なし		○
9	10.0 "	98 "	なし	○	
10	16.0 "	157 "	8 個		○
11	15.3 "	150 "	4 "	○	
12	20.0 "	196 "	11 "		○
13	20.0 "	196 "	2 "	○	
14	20.0 "	196 "	16 "		○
15	20.0 "	196 "	なし	○	
16	20.0 "	196 "	26 個		○
17	17.0 "	167 "	なし	○	
18	20.0 "	196 "	5 個		○
19	20.0 "	196 "	なし	○	
20	21.5 "	211 "	10 個		○
21	21.5 "	211 "	5 "	○	
22	22.3 "	219 "	11 "		○
23	22.3 "	219 "	1 "	○	
24	22.4 "	220 "	6 "		○
25	22.3 "	219 "	1 "	○	

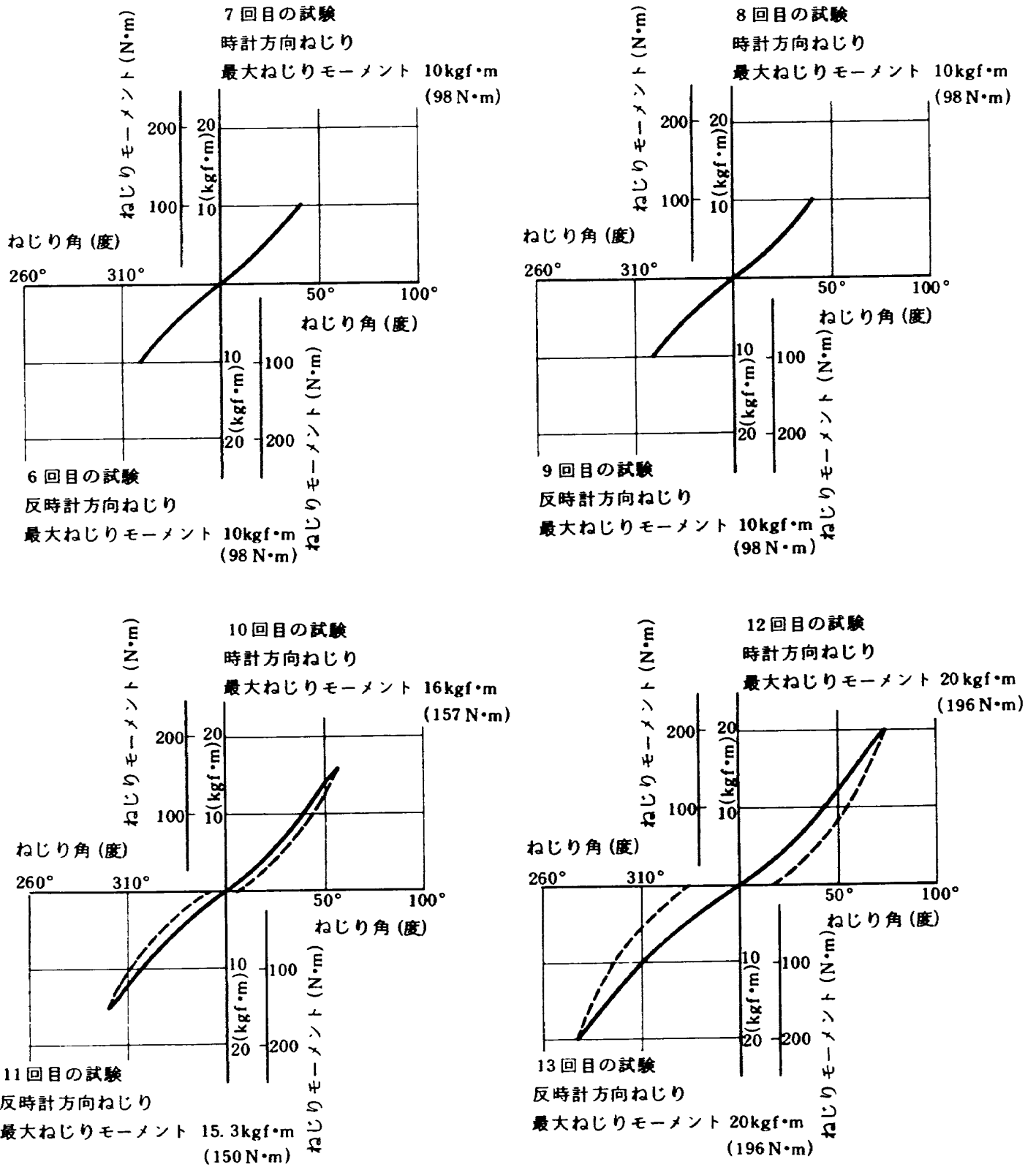


図9-1 曲げ疲れ履歴のある翼のねじりモーメントとねじり角の関係

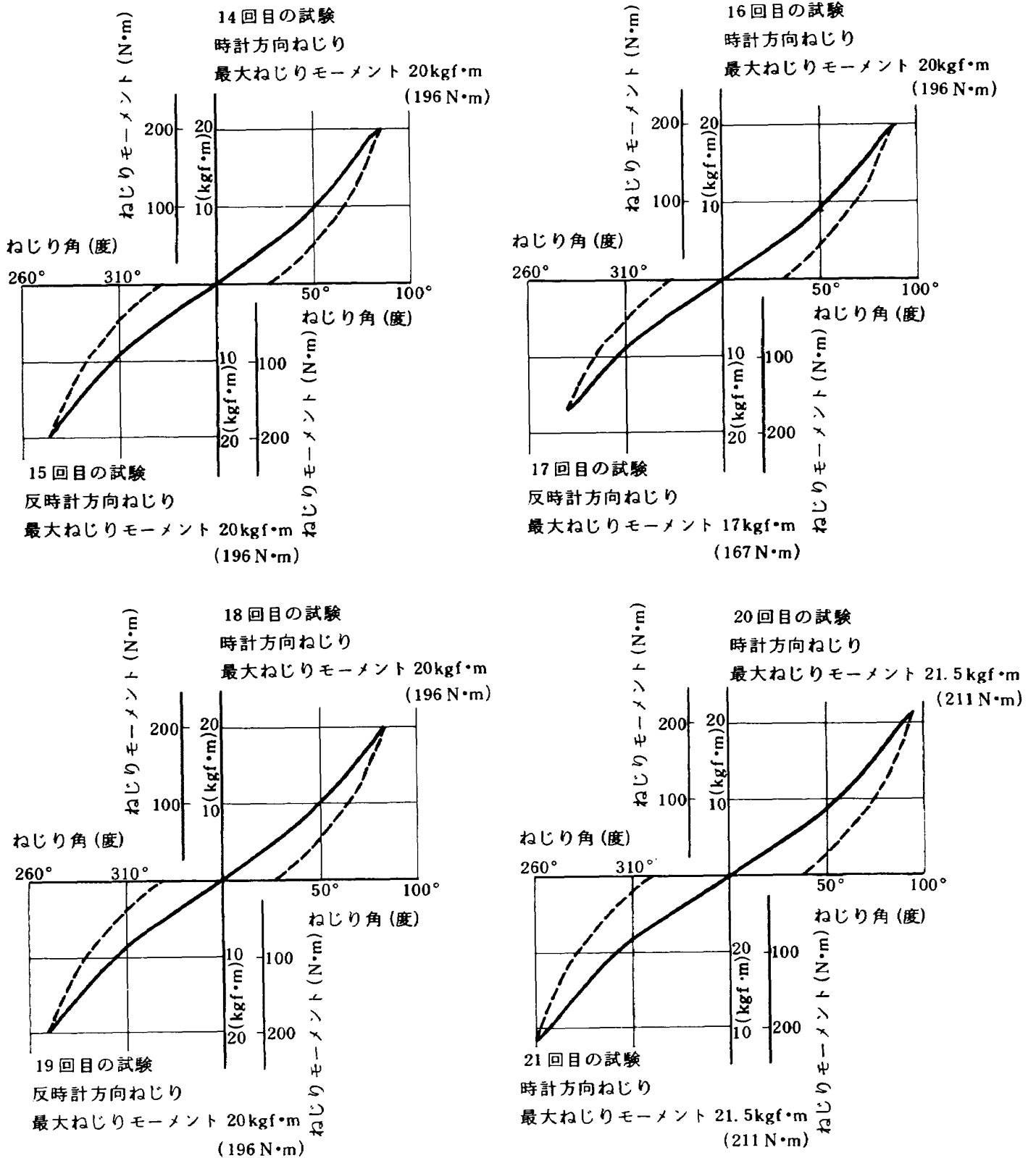


図9-2 曲げ疲れ履歴のある翼のねじりモーメントとねじり角の関係

荷過程を示す。最大ねじりモーメントを 10kgf・m とした 9 回までの試験は弾性域内のねじり負荷であり、除荷後の残留ねじり角は認められない。なお、1 回から 5 回までの軌跡は 6 回目の軌跡と同一線上をたどるので省略した。10 回目の最大ねじりモー

メント 16kgf・m (157N・m) の場合、最大ねじり角 57° に対して残留ねじり角は 5.9° であり約 10% の塑性変形が生じた。ねじり方向を交互に変えながら最大ねじりモーメントを上げてゆき 24 回目の最大ねじりモーメント 22.4kgf・m の場合では最大ねじり角 113°

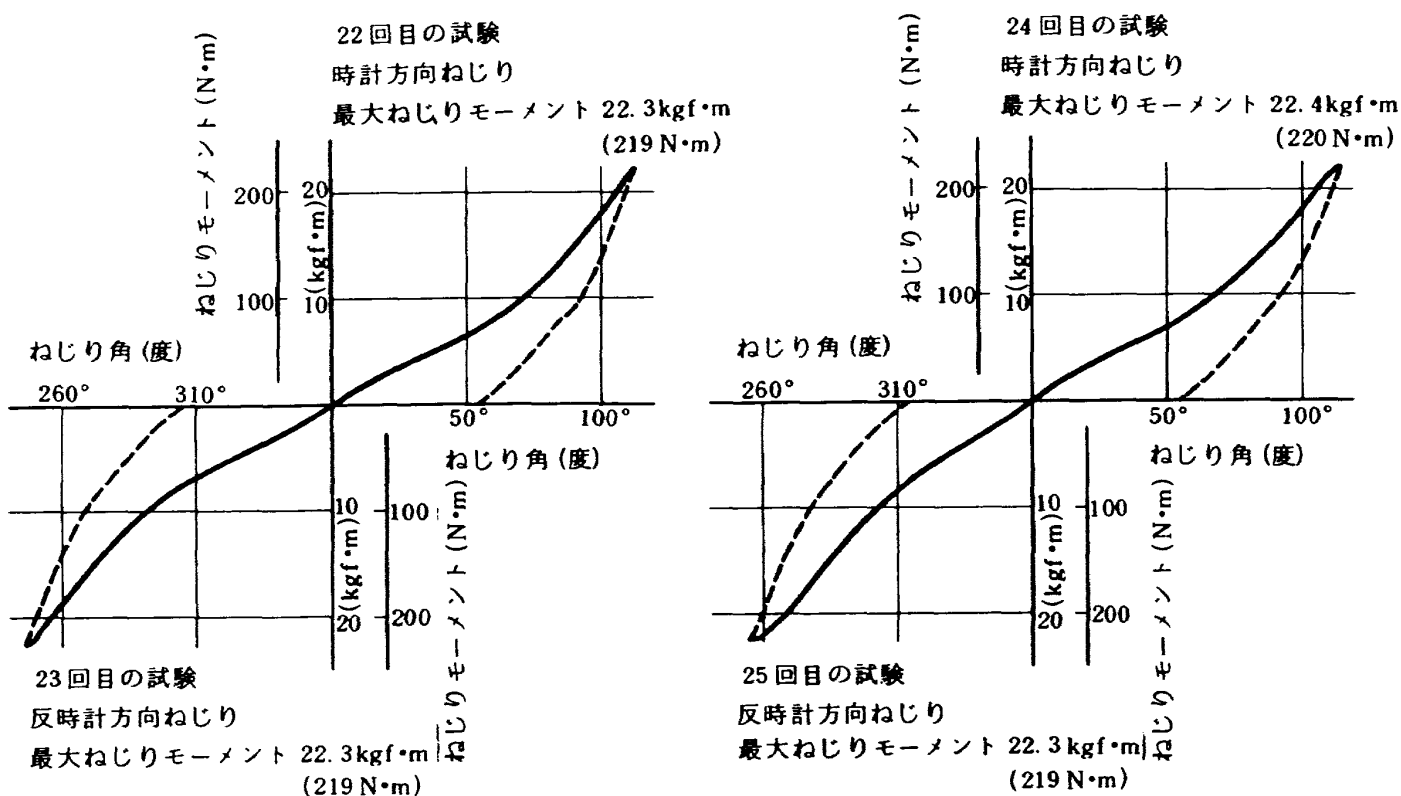


図9-3 曲げ疲れ履歴のある翼のねじりモーメントとねじり角の関係

に対して残留ねじり角は 55° となり48%も塑性変形した。塑性変形のある翼に前回と逆方向のねじりモーメントを负荷した場合のねじり角の推移を22回目の最大ねじりモーメント $22.3 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($219 \text{ N}\cdot\text{m}$) の場合で見ると、無负荷から $4 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($39 \text{ N}\cdot\text{m}$) 程度の低い负荷ではねじり角の増加率が高い。これは、前回の负荷で塑性変形した形状を逆の负荷を加えて矯正する場合には、比較的低い负荷で原形に回復するためである。原形からねじり変形を加える $19 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($186 \text{ N}\cdot\text{m}$) まではねじりモーメントの増加に対するねじり角の増加率は逡減する傾向がある。なお、 $19 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ を越え最大负荷付近になると再びねじり角の増加率が高くなり、耐力が減少するようになる。最大ねじりモーメント $20 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($196 \text{ N}\cdot\text{m}$) の负荷で反時計方向ねじり、時計方向ねじりで数回交互に繰返したが、この場合、同じ负荷でも繰返し数を増すと僅かではあるが塑性変形量が増加する傾向がある。これは上述の耐力の減少による影響と考えられる。また、18回目の試験で示すように前回の塑性変形量が少ない場合には $20 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ の同じねじりモーメントを负荷しても残留ねじり角が少なくなる。これは塑性変形の矯正量の違いによる影響である。

図10はねじりモーメントの増加に伴って発生するAE発生挙動を示したものである。縦軸はAE事象数、横軸はねじりモーメントである。AE事象数の累計値を段階状に示した。図11はAEの発生位置を示したものである。縦軸はAE事象数、横軸は位置標定によるAE発生位置で、トランスジューサ間を100分割した値で示した。図12は、AE事象数の最大振幅を振幅の分布として示したものである。縦軸はAE事象数、横軸はdB表示の振幅である。なお、図10、図11、図12は表2のAEが発生した試験だけを示し、ねじりモーメントを负荷してもAEが発生しなかったものは除いてある。図10の1回目の試験で示すように $1 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($9.8 \text{ N}\cdot\text{m}$) と僅かなねじりモーメントを负荷してもAEが発生し、 $2 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($19 \text{ N}\cdot\text{m}$) までには7個も発生した。このときのAE発生位置は、図11によると片持ち曲げ疲れにおける固定側寄りの断面急変部付近であることがわかる。なお、これと反対側の自由端寄りの断面急変部付近からは発生していない。従って、片持ち曲げ疲れによって固定側寄りの断面急変部付近に何らかの欠陥が生じたことが推定できる。また、同じ反時計方向ねじりを加えた4回目までのAE発生挙動を見ると前回の

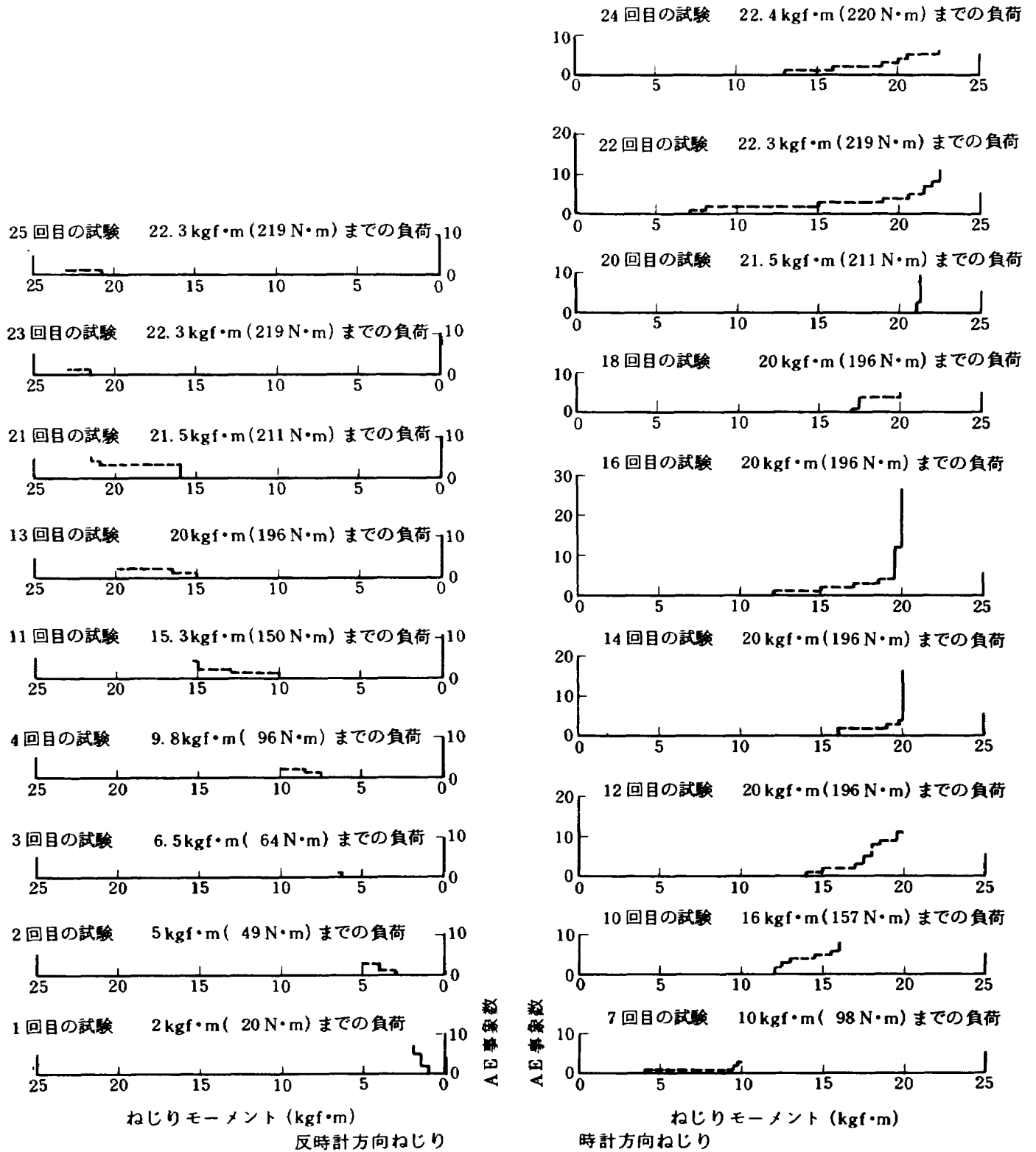


図10 曲げ疲れ履歴がある翼のねじりモーメントによるAE事象の発生挙動

最大応力値を越えなければAEが発生しないカイザ効果がある。7回目の試験は前回までと反対に時計方向ねじりを加えた場合である。AEは4 kgf・m (32 N・m), 9.5 kgf・m (93 N・m), 9.8 kgf・m (96 N・m)で各1個発生した。このように前回と反対方向にねじりを負荷する場合には前回より低い応力でAE

が発生することがある。8回および9回目の試験は10 kgf・mで時計方向ねじり、反時計方向ねじりを繰返した場合であるがAEは発生しない。残留変形が残らない程度の負荷では以前行った同じ方向のねじりを加える場合にはカイザ効果があることがわかる。10回および11回目の試験は僅かに残留ねじり角

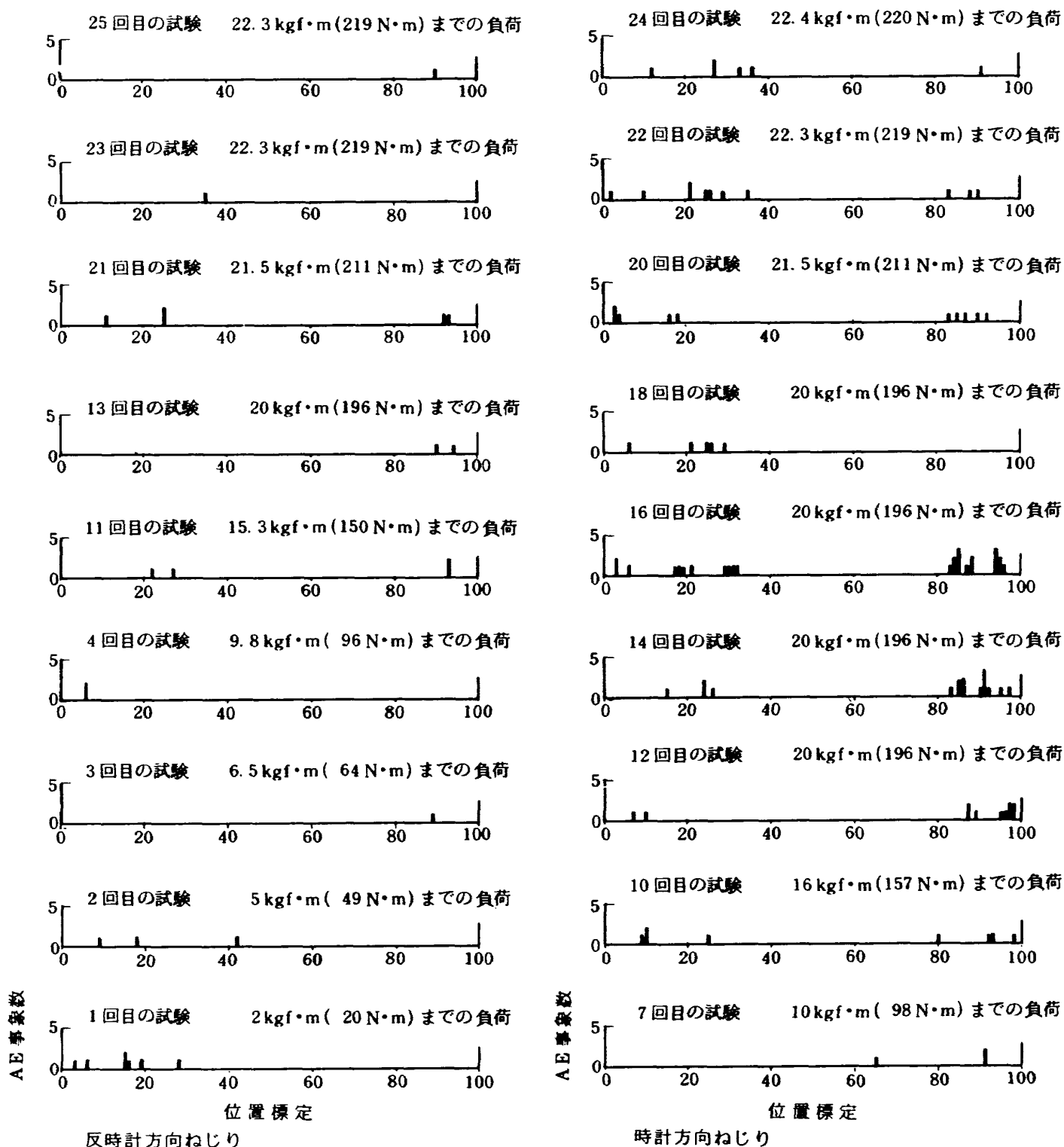


図11 曲げ疲れ履歴がある翼のAE事象発生位置

が生じる場合である。最初のAE発生はそれぞれ12 kgf・m(118 N・m)および10 kgf・mである。このように前回以前の同方向ねじりの最大応力を越えなければAEは発生しない。なお、11回目の試験は10回目と反対方向のねじりであるため10回目の最大ねじりモーメントより低い負荷で発生した。図11によ

ると10回、11回のAE発生位置は片持ち曲げ疲れにおける固定側および自由端側の両方の断面急変部付近である。なお、AE事象数の発生量は左右ほぼ同じである。従って、この負荷領域におけるAE発生は曲げ疲れの影響によるものではなく、静的ねじりの繰返しによるためと考えられる。12回目の20kgf

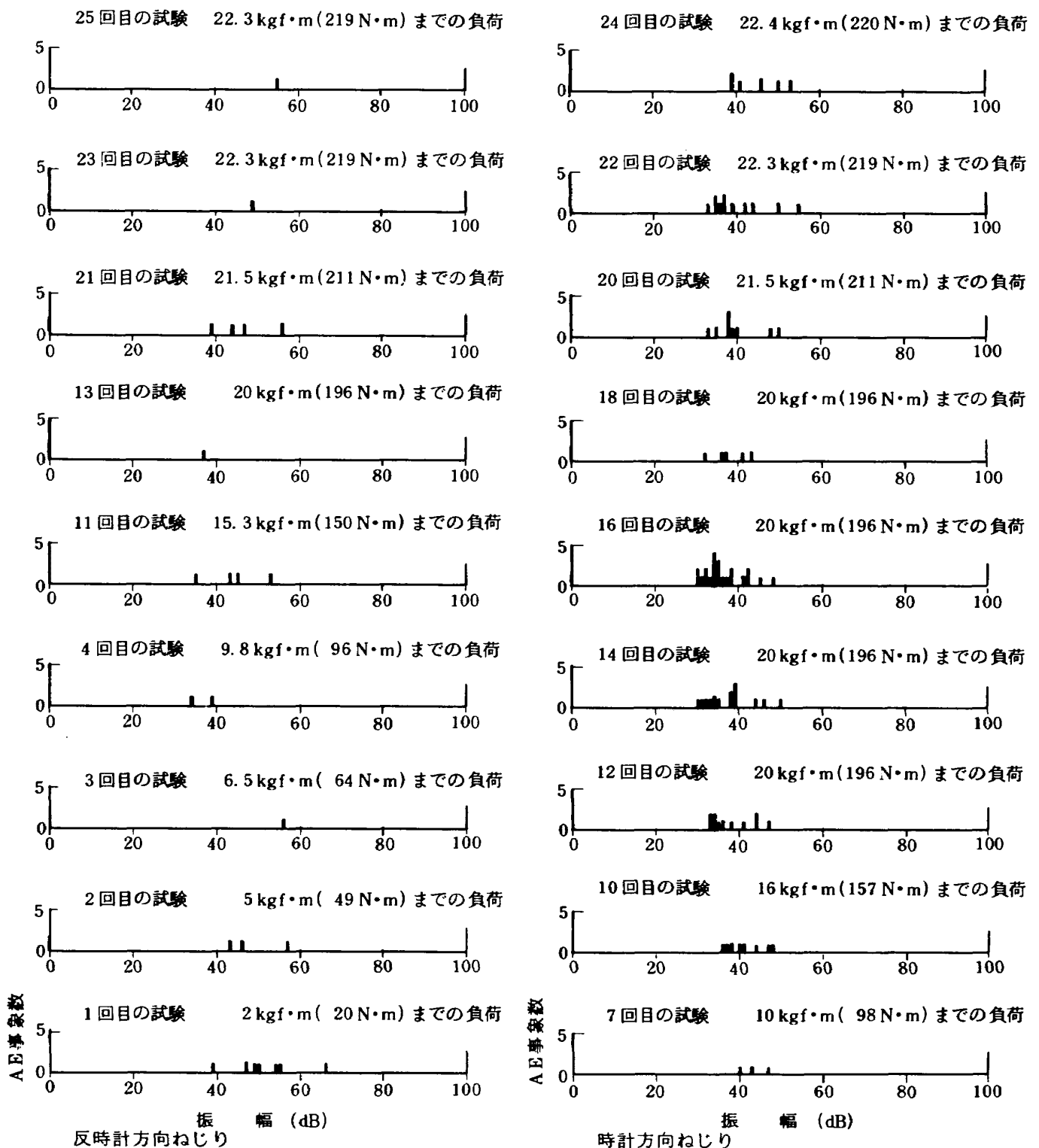


図12 曲げ疲れ履歴がある翼の振幅分布

・m までの試験では 14 kgf・m で最初の AE が発生し、17 kgf・m (177 N・m) 以降ではほぼ等頻度で発生している。14 回、16 回目の試験は 20 kgf・m の同じ負荷を繰返した場合であるが、20 kgf・m 付近で多くの AE が発生している。また、前回の同方向ねじりの最大ねじりモーメントより低い負荷でも AE が発生している。この負荷領域は、図 9-1、図 9-2 で

示したように最大負荷が同じでも塑性変形量が増加する場合であり、全面降伏が生じるような高い負荷で時計方向、反時計方向のねじりを繰返す場合には、前回の最大負荷より低い負荷でも塑性変形の増加に伴って AE が発生することがわかる。なお、18 回目の試験で示すように同じ負荷で繰返し数が増えると AE 発生数が少なくなる傾向もある。

ねじり方向を時計方向、反時計方向と交互に繰返す場合、ねじり方向によってAEの発生挙動に違いがあり、AE事象数に差が認められる。供試翼は加工上の誤差などのため正確にはねじり中心に対して対称形にならない。また、治具への取り付けも正確な対称形とすることはできない。従って、ねじり方向によってAE事象数に差があるのは、これらの影響によって応力集中による塑性変形部位がねじり方向によって異なるためと思われる。なお、本試験では時計方向ねじりで多くのAEが発生した。

以上のように、この試験では低いねじりモーメントを負荷した場合、片持ち曲げ疲れにおける固定側寄りの断面急変部付近にAEが発生し、片持ち曲げ疲れの影響によると思われるAEが発生した。また、6.5 kgf・m (64 N・m) 以上の負荷では固定側だけではなく、自由端側の断面急変部付近からも発生した。低いねじり負荷ではAEが発生しなかった場合でも、ねじり方向の交互の繰返しおよびねじり負荷によっては、応力集中が生じる断面急変部付近や補強リブと翼の上面、下面との接続部からも発生する。これらの部位からのAEは初期には断面急変部付近が多いが、負荷および繰返し数を増すと次第に中空部の

中央に向かって広がる傾向がある。これは、応力集中が生じる部位に局部的な塑性変形が生じるようになるためと考えられる。

4.2 ねじり疲れによるき裂が在る翼の場合

供試翼は図3で示したように片持ち曲げ疲れおよび片持ちねじり疲れを行ったものである。なお、供試翼は片持ち曲げ疲れで疲れき裂が生じたため、固定した中実部を翼幅方向に75 mmのき裂までの部分で切断した残りのものである。この供試翼を用いて時計方向に静的なねじりモーメントを負荷したときのAE計測を行った。ねじりモーメントによる負荷は供試翼の上面に疲れき裂が在るため、前節のような時計方向ねじり、反時計方向ねじりを交互に繰返すのではなく、無負荷から破壊まで時計方向ねじりで連続的に行った。AE計測はこの間に発生したAEを2チャンネルのデータレコーダに記録し、静的ねじり試験終了後、データレコーダを再生して行った。

図13の上半に供試翼の形状、下半に2個のトランスジューサの位置、ねじり試験の支点間隔および擬似AE信号によって求めた位置標定を示す。上面に在る疲れき裂は図の上半に示すように片持ちねじり疲れで固定した中実部寄りの中空部分に在る。下半

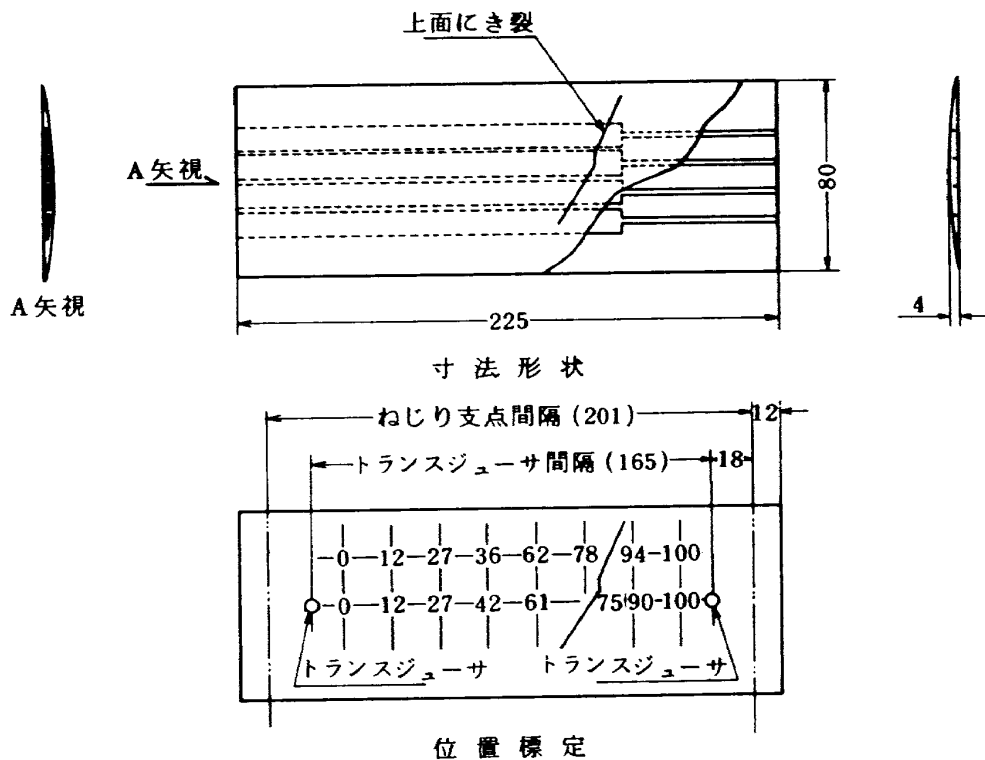


図13 疲れき裂がある翼の位置標定

の位置標定によるき裂部および断面急変部からAEが発生する場合、両者を区別することは充分可能である。

図14の上半にはねじりモーメントの負荷と支点間のねじり角の関係を示した。また、下半にはねじりモーメントの負荷とAE発生挙動の関係を示した。各ねじりモーメントにおいて発生したAE事象数を棒グラフ、AE事象数の累計を破線、AE計数総数を実線で示した。上半のねじり角の軌跡によるとねじりモーメントが $15 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($147 \text{ N}\cdot\text{m}$) を越えると単位ねじりモーメントに対するねじり角の増加率が高くなる傾向がある。下半の図によると $15.7 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($154 \text{ N}\cdot\text{m}$) では、これより低い負荷の場合と比較してAEが急に多くなった。このように、ねじり角の増加率の変化など供試翼の状況の変化に対してAE発生挙動は敏感に反応する。なお、 $12 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($118 \text{ N}\cdot\text{m}$) を越えるとそれ以前の場合と比較してAE事象数が多くなり、実際の変化以前にAE発生挙動に変化が表われている。ねじりモーメントが $18.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($181 \text{ N}\cdot\text{m}$) に達するとき裂から音が発生し、AEが頻発した。AE事象数はこれ以前に発生していた数の約1.5倍に急増し、き裂部に異常が生じたことを示している。先の $12 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ 以降から $15.7 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ までと $15.7 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から $18.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ までのAE事象数は後者の方がねじりモーメントの増分が少ないにもかかわらず約2.5倍も多くなっており、危険な状況が迫っていることを示している。このように、AE発生挙動について充分検討すれば状況の変化を予知できることがわかる。なお、音が発生した後のAE事象数は音が発生したときの発生数より少なくなるが、依然高い頻度で発生し続け破壊に到る。また、AE計数総数はAE計測装置の機能上の制約から、トランスジューサ間の設定した空間フィルタ内のAEだけではなく、供試翼と支持金具の擦れなどから発生する機械的雑音によるAEを含んだものである。図14で示すように、AE計数総数の発生挙動は空間フィルタ内のAEを扱ったAE事象数の発生挙動と類似しており、供試翼の破壊までの追跡をAE計数総数で行っても変化の状況を把握できる。

本試験ではAE計測に際しデータレコーダを用いて、ねじりモーメントの負荷により生じたAE発生

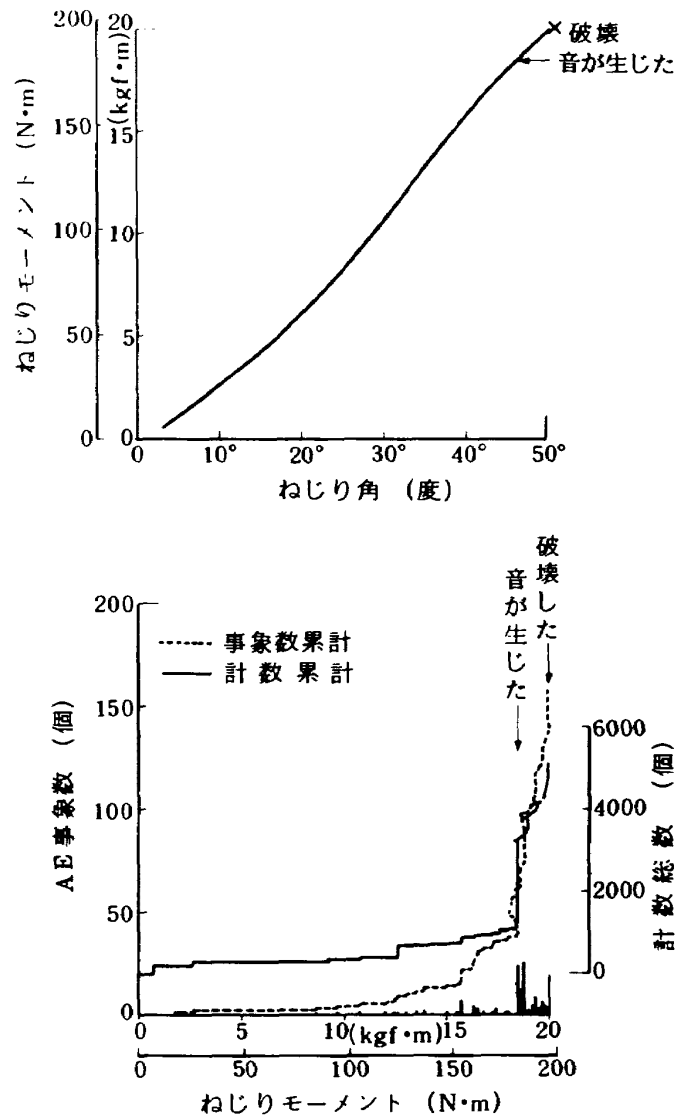


図14 疲れき裂がある翼のねじりによるAE計測

挙動を連続的に記録した。このデータを次のような六つの過程に分け、それぞれの過程におけるAEの発生位置および振幅分布の結果について検討した。負荷の区分は、①無負荷から $14.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($142 \text{ N}\cdot\text{m}$) までの負荷、② $14.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から $18 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($177 \text{ N}\cdot\text{m}$) までの負荷、③ $18 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から $18.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ までの負荷、④ $18.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から $19 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($186 \text{ N}\cdot\text{m}$) までの負荷、⑤ $19 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から $19.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($191 \text{ N}\cdot\text{m}$) までの負荷、⑥ $19.5 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ から破壊までの負荷の六区分である。図15は六つの負荷区分におけるAEの発生位置を示したものである。①の区分では位置84から96に多くのAEが発生している。なお、図14に示したように、最初のAEは $1.7 \text{ kgf}\cdot\text{m}$ ($17 \text{ N}\cdot\text{m}$) で発生しており比較的低い負荷である。この部位は片持ちねじり疲れの固定端寄りの断面急変部付近で

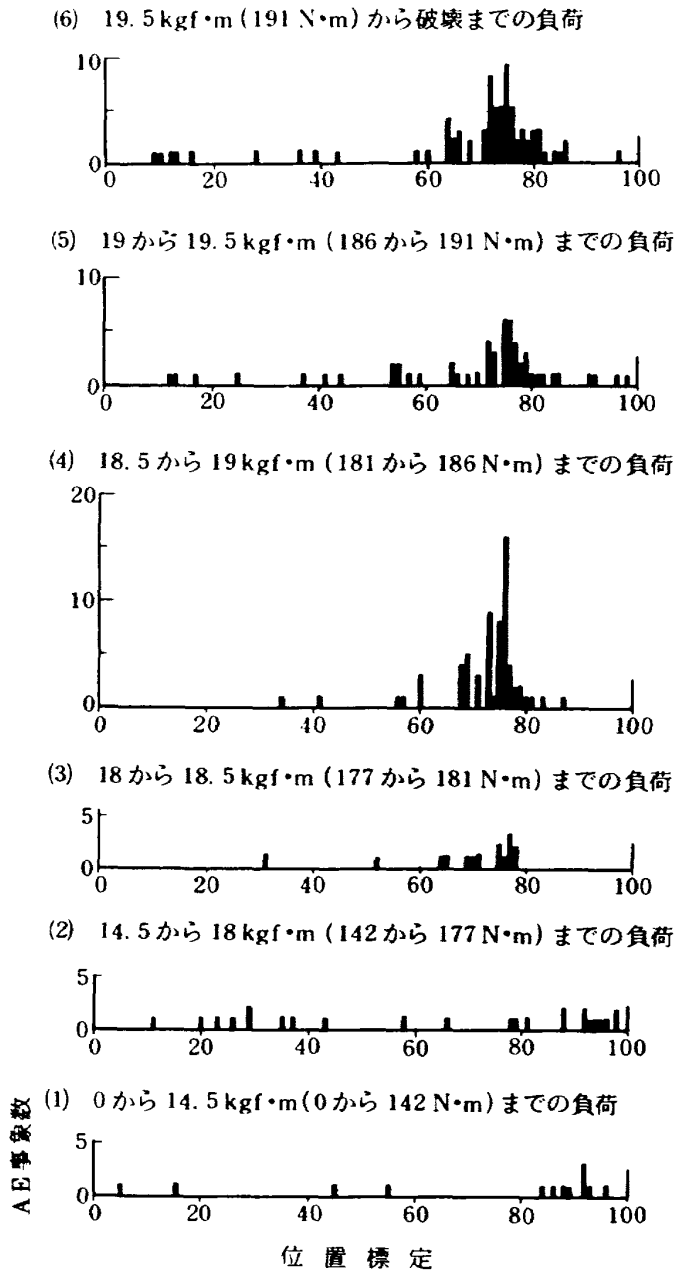


図15 疲れき裂がある翼のAE事象発生位置

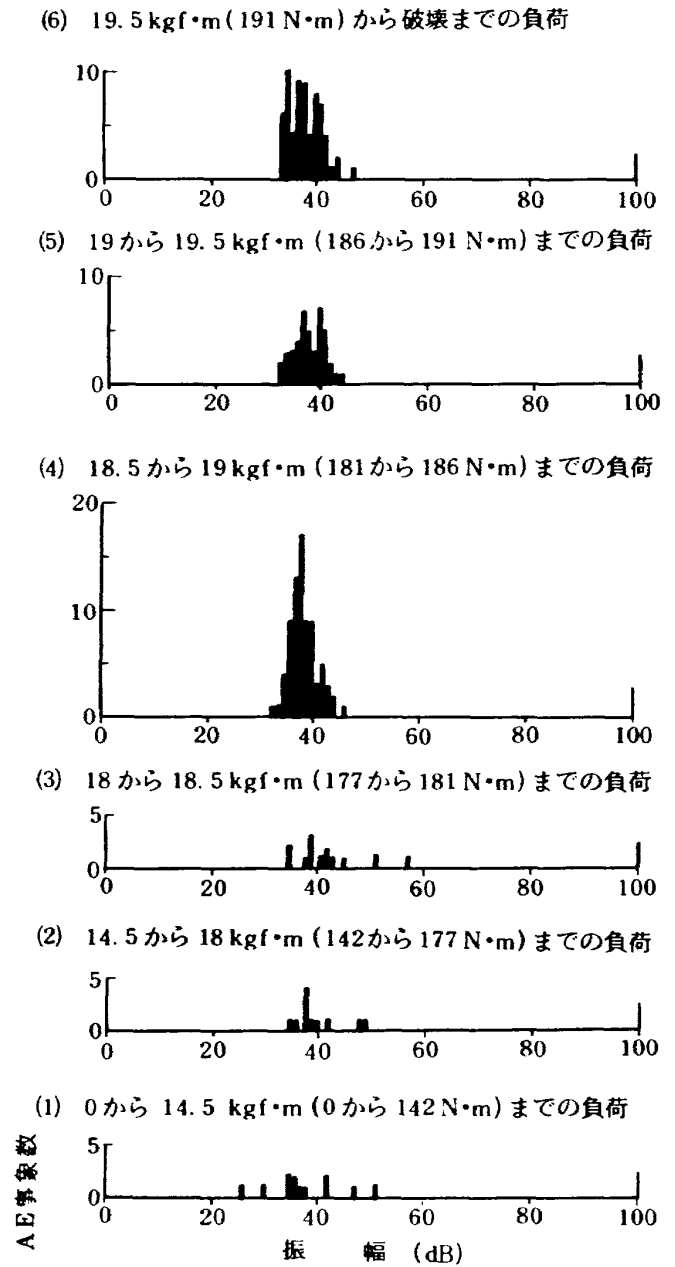


図16 疲れき裂がある翼の振幅分布

あり、片持ちねじり疲れの影響で何らかの欠陥が生じたと考えられる。なお、前節の片持ち曲げ疲れの履歴がある供試翼にも同様な傾向があった。②の区分の負荷では中空部の全域にAEが発生するようになるが、中央部分の発生は比較的小さい。この場合のAE発生要因は断面急変部や補強リブなどの応力集中による塑性変形が考えられる。また、18kgf・mは図9-1によると残留ねじり角が残る負荷領域であるから供試翼の巨視的な塑性変形による影響も考えられる。③の区分以降では、供試翼の状況の変化によるAE発生挙動の違いを調べるため0.5kgf・m(5N・m)間隔で区分して比較検討した。③の区分で

は、まだき裂からの音が発生していない場合であるが、き裂部付近にAEが発生し、き裂部の変化を予知している。なお、①、②の区分ではき裂部からのAEは認められない。④の区分は音が発生したときとその直後を含む場合である。図13の位置標定によると70から80位置付近にき裂がある。破壊時のAEは図15に示すように64から86の範囲で発生しており、破壊位置とAE発生位置は良く一致している。なお、き裂部からのAE発生は他の部位に比較して著しく多い。AEの活動度は塑性変形過程よりも微視き裂成長段階で著しく高くなるといわれており、AE計測は破壊過程を追跡する手段となっている。従って、

④の区分は微視き裂成長段階であると考えられる。
 ⑤の区分はき裂部からの AE が依然多いが、AE 発生領域は広範囲になっている。なお、④の区分と比較するとき裂部周囲の AE が多く、き裂が進展していることが推定できる。⑥の区分はき裂部が破壊し、供試翼がねじりモーメントの負荷に耐えられなくなるまでの場合である。⑤の区分と同様な傾向を示すが、き裂部付近からの AE は⑤の場合より発生頻度が高く、破壊部位の状況を表している。

図16に図15と同じ負荷区分の振幅分布を示した。振幅は④、⑤、⑥の区分では同じ程度であるが、これより低い負荷①の区分では 51 dB に 1 個、③の区分では 51 dB、57 dB に各 1 個僅かな量であるが高い振幅のものがあつた。しかし、①、③の場合でも他の振幅は、その他の区分の場合とほとんど違いはなく、負荷区分による系統的な特徴は認められなかつた。

4.3 静的および動的な負荷履歴がない翼の場合

ここで用いた供試翼は静的および動的な負荷履歴がない健全なものである。図17の上半に供試翼の形状、下半にねじりの支点間隔、トランスジューサの設置位置および擬似 AE 信号による位置標定を示す。断面急変部および中空部は位置標定 5 から 93 の中にあり、これらの部位から発生する AE はその位置を特

定できる。

この試験では時計方向ねじりで無負荷から降伏点を越えたところまで連続的に行った。なお、AE の計測には前節と同様にデータレコーダを用いて記録した。図18の上半にねじりモーメントの負荷とねじり支点間のねじり角の関係および AE 発生挙動とねじり角の関係を示した。下半にはねじりモーメントの負荷と AE 発生挙動の関係を示した。上半の図に示すようにねじりモーメントが 22.4 kgf・m になるとねじり角が増してもねじりモーメントは増加しなくなり、全面降伏したことがわかる。下半の図によると最初の AE は 16.6 kgf・m (163 N・m) で発生しており、疲れの履歴がある場合に比較して高い負荷でないと発生しない。なお、16.6 kgf・m は図9-1 に示したように残留ねじり角が残る負荷領域であり、外見的な塑性変形が生じるようにならないと AE は発生しない。それ以降は塑性変形の増加に伴って次第に増え続け、全面降伏が生じた 22.4 kgf・m では急激に増加した。これらのことから断面急変部や補強リブなどが在る場合でも欠陥が無い場合には、低い負荷では AE が発生しないことが明らかになった。この試験では上述したように比較的高い負荷でないと AE が発生せず、しかも AE の発生位置は初期から広範囲に分散しており、負荷過程による特徴的な

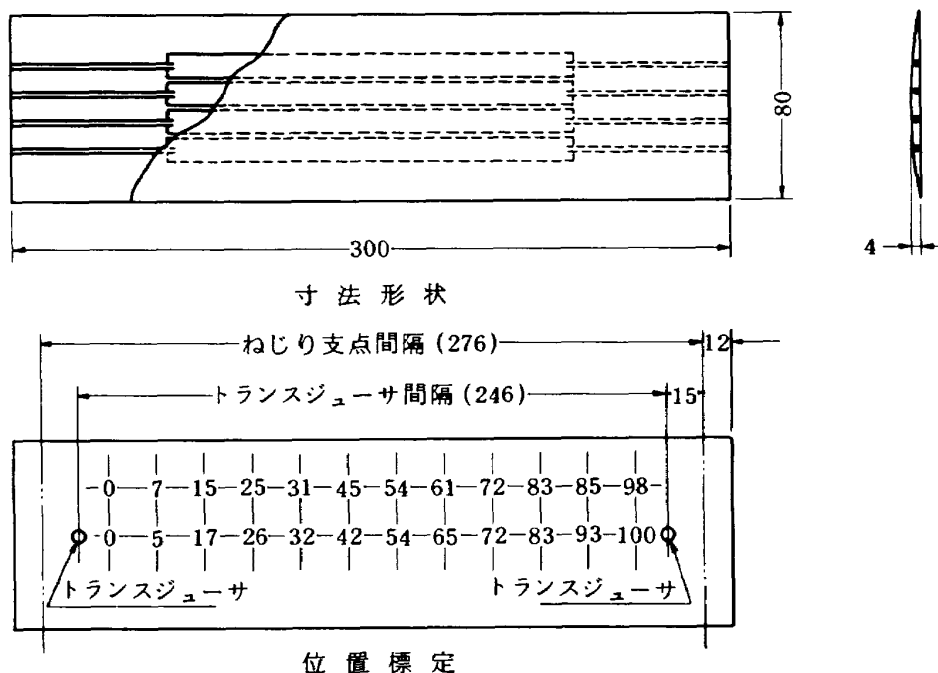


図17 静的および動的な負荷履歴がない翼の位置標定

傾向は認められなかった。このため AE の位置標定および振幅分布は前節のような負荷区分に分けるのではなく一括して表示することにした。図19の上半に AE の位置標定、下半に振幅分布を示す。上半の

位置標定に示すように AE は偏在することなく広範囲に発生し、全面降伏の状況を良く示していると考えられる。以上述べたように、この供試翼はねじり負荷が高くないと発生しないこと、AE 発生位置が偏在しないことなどから欠陥の無い健全なものであることがわかる。下半の振幅分布図によると片持ち曲げ疲れの履歴がある供試翼の振幅分布と比較しても差異はなく、き裂が進展し破壊するような状況下の振幅分布と比較しても著しい差はない。このように振幅分布からは履歴の違いによる特徴は認められなかった。

5. まとめ

本報告は、拡散接合法で製作した補強リブ構造の中空翼を用いてねじりを負荷した場合の AE 計測を行ったものである。図20に最大ねじり負荷を加えた後の各供試翼の破損状況を示した。ねじり試験によって供試翼の履歴が異なる場合の AE 発生挙動を調べ、健全性評価に関する検討を行った結果、次のことを明らかにした。

① 片持ち曲げ疲れの履歴がある外見上の損傷が無い供試翼の場合、比較的低いねじり負荷で片持ちの固定側寄りの断面急変部付近から AE が発生する。このように曲げ疲れの影響で低いねじり負荷でも応力集中によって局所的な塑性変形が生じ AE が発生することがわかった。この試験では時計方向ねじり、反時計方向ねじりを交互に繰返したが、残留ねじり角が残らない外見上弾性域内とみえる場合には、前回以前の同方向の最大応力を越えなければ AE は発生しない。しかし、20 kgf・m 程度の高い負荷になると前回と逆方向のねじりを加えると前回以前の同方向ねじりの最大応力より低い負荷でも AE が発生し、高い負荷でねじり方向を交互に変える場合にはカイザー効果が成り立たないことがあることがわかった。ねじり負荷が 10 kgf・m 程度になるとねじり方向の交互の繰返しの影響によって片持ち曲げ疲れで自由端寄りの断面急変部付近からも AE が発生するようになる。さらに負荷を高くすると断面急変部から中空部の中央に広がる傾向があった。以上のことから片持ち曲げ疲れの履歴がある供試翼では、補強リブの中空部より固定側の断面急変部付近の方に

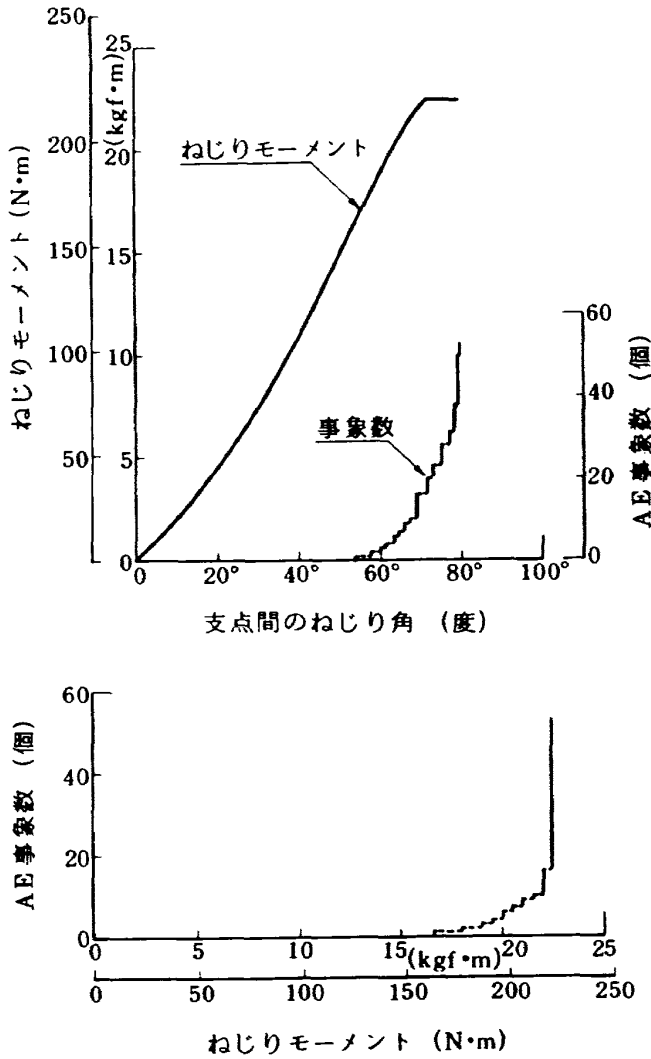


図18 静的および動的な負荷履歴がない翼のAE特性

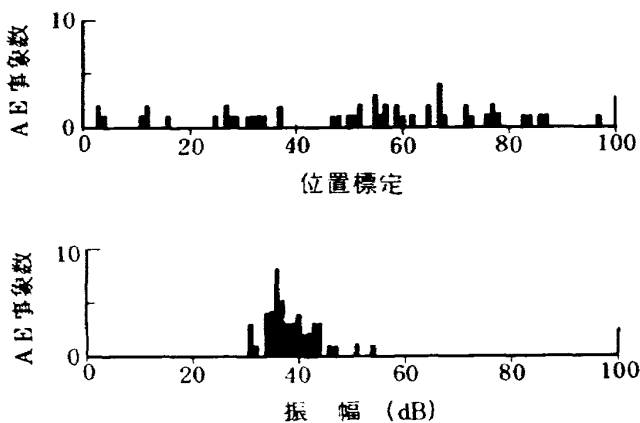
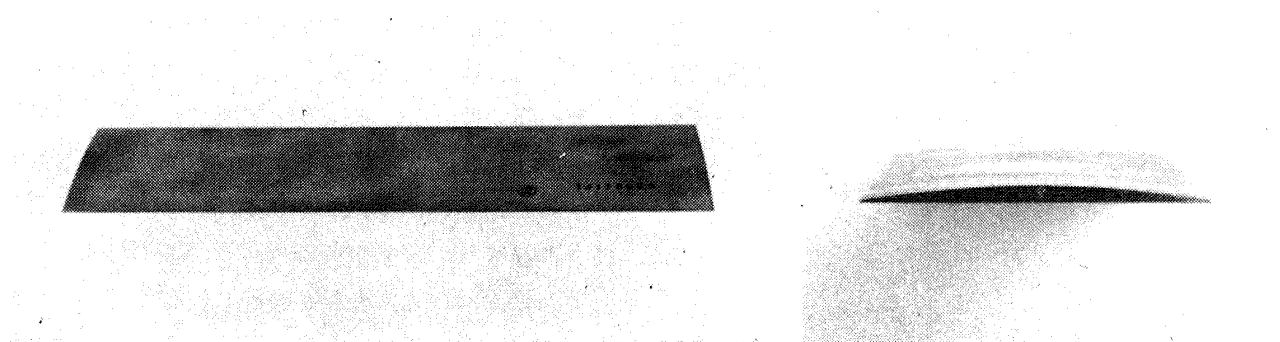
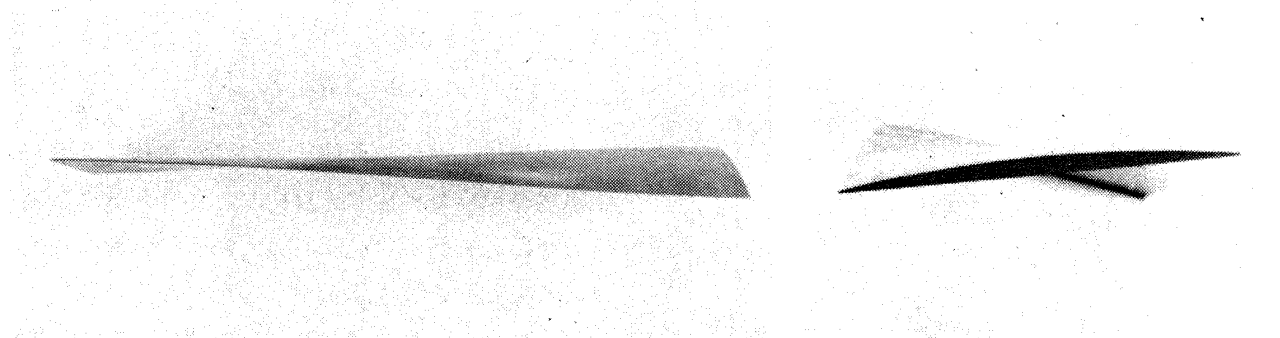


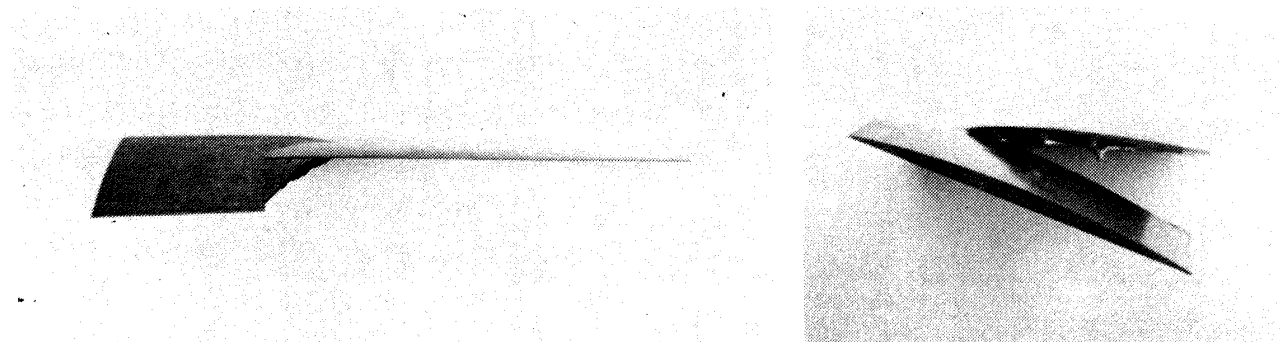
図19 静的および動的な負荷履歴がない翼のAE特性



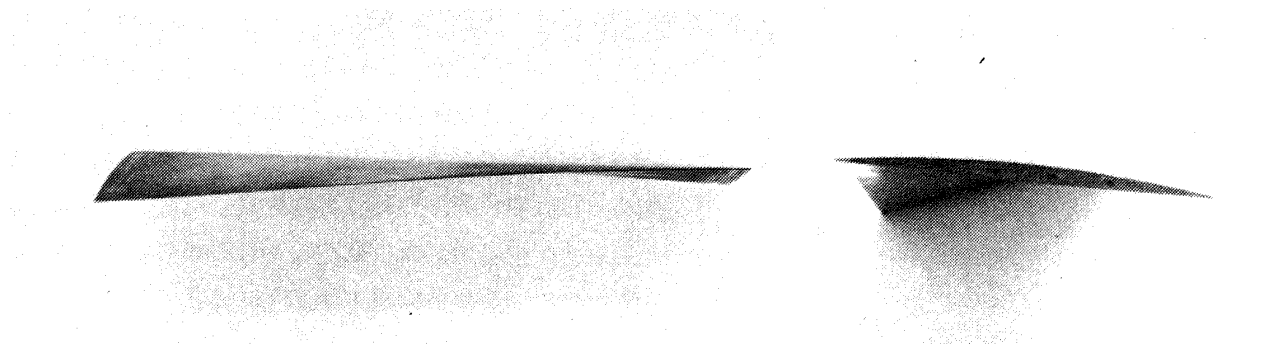
供試翼原形



4.1 片持ち曲げ疲れの履歴が在る翼の場合



4.2 ねじり疲れによるき裂が在る翼の場合



4.3 静的および動的な負荷履歴がない翼の場合

図20 最大ねじり負荷後の破損状況

欠陥が生ずることがAE計測によって明らかにできた。

② 片持ち曲げ疲れと片持ちねじり疲れの履歴があり、ねじり疲れによる疲れき裂が在る供試翼を用いて時計方向ねじりで無負荷から破壊までのAEを計測した。この試験ではAE発生挙動をデータレコーダに記録して各負荷区分における特徴を調べた。比較的低いねじり負荷では、①の場合と同様に固定側寄りの断面急変部付近からのAEが多い。従って、片持ちねじり疲れの場合でもこの部位に欠陥が生じたことがAE計測から推定できる。なお、き裂部からのAEは低いねじり負荷では発生せず、18kgf・m程度の残留ねじり角が残るような負荷でないと発生しないことがわかった。18.5kgf・mのねじり負荷でパシという音が生じ、供試翼に異常が発生した。このとき疲れき裂部からのAEが急増し、異常がき裂部から生じたことが示された。この試験ではAE計測によってき裂部の異常を予知し、破壊までのき裂の進展など状況の変化をとらえることができた。

③ 静的および動的な負荷履歴のない健全な供試翼では16.6kgf・mのねじり負荷で最初のAEが発生した。翼幅方向の両側に中実部が在る補強リブ構造の中空翼でも健全なものは低いねじり負荷ではAEが発生することはない、残留ねじり角が残るような塑性域にならなければAEが発生しないことがわかった。22.4kgf・mになると、これ以上ねじり角を増加させてもねじりモーメントは増えなくなるが、AEは急増した。このようにAE計測によって供試翼が全面降伏したことを示すことができる。なお、①の

場合でも22.4kgf・mで全面降伏域になり、供試翼の履歴の違いによる影響は認められなかった。②の場合では20kgf・mで破壊したが、疲れき裂のため供試翼の一部が弱体化したための影響であると考えられる。

AE計測で用いたデータレコーダは機体一部熱弾性研究室の林洋一主任研究官より借用したものであり、AEの記録法に関し有益な助言を受けた。また、本報告の作成に際し当研究室の宮地敏雄室長、松末勝利主任研究官、小河昭紀主任研究官から有益な助言を受けた。ここに深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 小河昭紀, 磯部俊夫, 祖父江靖; 中空翼の構造解析, 航空宇宙技術研究所報告TR-533, 1978年5月
- 2) 池田為治, 祖父江靖, 藤沢良昭, 宮地敏雄; 拡散接合ファン中空翼の構造と強度および接合に関する実験的基礎研究, 航空宇宙技術研究所資料TM-360, 1978年8月
- 3) 藤沢良昭, 池田為治, 祖父江靖, 宮地敏雄, 小河昭紀; 拡散接合構造ファン中空翼の強度試験, 航空宇宙技術研究所報告TR-585, 1979年9月
- 4) 祖父江靖, 池田為治, 藤沢良昭, 宮地敏雄; ファン中空翼の強度に関する実験的研究, 航空宇宙技術研究所報告TR-618, 1980年7月
- 5) 祖父江靖; AEによる健全性評価のための予備試験, 航空宇宙技術研究所資料TM-503, 1983年4月

航空宇宙技術研究所資料524号

昭和58年11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 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
