

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HELİKOPTER ROTOR PALİ DİNAMİK YÜKLEMESİ ALTINDA
YORULMA - ÇATLAK ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Müh. Tamer İLHAN

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 2 Ocak 1996

Tezin Savunulduğu Tarih : 29 Ocak 1996

Tez Danışmanı : Doç. Dr. A. Nihat GÜLLÜOĞLU

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. A. Nuri YÜKSEL

Doç. Dr. Y. Kemal YILLIKÇI

A. Nihat Güllüoğlu
A. Nuri Yüksel
Y. Kemal Yillikçi

OCAK 1996

ÖNSÖZ

Bu yüksek lisans tezinde, gelecek yüzyılın havacılık motosikleti olmaya aday ANKA-1 Mikro-helikopterin ana rotor spindle lug deliğinde dinamik tekrarlı yükleme altında meydana gelecek yorulma çatlaklarının ilerleme hızı değişik malzemeler için incelenmiştir. İnceleme sonunda sözkonusu mikro-helikopter parçasının, kritik çatlak boyuna ulaşma zamanı rotor dönme sayısı cinsinden tespit edilebilmekte, dolayısıyla helikopter çatlaklı olarak uçuşına rağmen herhangi bir kırığa maruz kalmadan emniyetli bir uçuşa imkan sağlanabilmektedir.

Bu tezin hazırlanması sırasında bilgi, ilgi ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. Arif Nihat Güllüoğlu'na ve Doç. Dr. Yıldırım Kemal Yıllıkçı'ya saygılarımı ve teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca tezin yazılması esnasında bana büyük yardımı dokunan Elektronik Yük. Müh. Emel Demir'e de teşekkür ederim.

İstanbul 1996

Tamer İlhan

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	ii
SEMBOL LİSTESİ	v
ŞEKİL LİSTESİ	vii
TABLO LİSTESİ	x
ÖZET	xii
SUMMARY	xiii
BÖLÜM 1. GİRİŞ	1
BÖLÜM 2. LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ VE YORULMA ÇATLAK İLERLEMESİ	5
2.1. Giriş	5
2.2. Çatlakların Gerilme (Stress) Analizi	9
2.3. Gerilme Şiddeti Faktörü (Stress Intensity Factor)	10
2.3.1. Gerilme Şiddeti Faktörünün Diğer Parametrelerle İlişkisi	13
2.3.2. Sonlu Boyutun Etkisi	17
2.4. Çatlak Ucu Plastisitesi	20
2.4.1. Irwin Yaklaşımı	20
2.4.2. Plastik Bölgenin Şekli	23
2.4.3. Kritik K Değeri	25
2.4.4. Malzeme Boyutlarının Etkisi	25
2.5. Yorulma Çatlağı İlerlemesi	26
2.5.1. Ampirik Yorulma Çatlak Denklemleri	27
2.5.2. Çatlak Kapanması ve Yorulma Başlangıcı	31
2.5.3. Çatlak Kapanması ve ΔK_{th}	33
2.6. Değişik Büyüklükte Yüklemeler ve Geciktirme Etkisi	35
2.6.1. Çatlak Ucu Ters Plastisitesi	36
2.6.2. Aşırı Yüklemelerin Etkisi	38
2.6.3. Değişken Büyüklüklü Yorulma Analizi	41
BÖLÜM 3. YORULMA ÇATLAK ANALİZİNİN ANKA-1 MİKRO HELİKOPTER PROJESİNE UYGULANMASI	44
3.1. Giriş	44
3.2. Günümüz Mikro-Helikopter Çalışmaları	45

3. 3. ANKA-1 Mikro-Helikopter Projesi	45
3. 4. Çatlak İlerleme Analizi	48
3. 5. Çatlak İlerleme Programı	51
BÖLÜM 4. UYGULAMA ÖRNEKLERİ	55
4. 1. ANKA-1 Spindle Lug Modelinin tanıtımı	55
4. 2. Uygulanan Yüklemeler	56
4. 3. Tatbik Edilen Yüklemeler Sonucunda Spindle Lug Delği Çatlak İlerlemesi	56
SONUÇLAR VE ÖNERİLER	92
KAYNAKLAR	94
EKLER	97
ÖZGEÇMİŞ	98



SEMBOL LİSTESİ

ν	: Poisson oranı
a	: çatlak boyu
a_{eff}	: Efektif çatlak boyu
β	: Modellenen parçanın geometrisine ve yükleme moduna bağlı sabiti
C, m, p	: Malzeme sabitleri
Δa	: İki çatlak boyu arasındaki fark
ΔK	: Gerilme şiddeti faktörleri aralığı
ϕ, C_p	: Geciktirme faktörleri
γ	: Malzeme şekil parametresi
K_{crit}	: Kritik gerilme şiddeti faktörü
K_{eff}	: Efektif gerilme şiddeti faktörü
K_I, II, III	: Mod durumuna bağlı gerilme şiddeti faktörleri
K_{max}, K_{min}	: Max ve min gerilme şiddeti faktörleri
K_{op}	: Açılma gerilme şiddeti faktörü
K_{th}	: Başlangıç gerilme şiddeti faktörü
μ	: Kayma modülü
N	: Tekrar sayısı
R	: Gerilme oranı
R_{eff}	: Efektif gerilme oranı
$r_{y(c)}$	: Mevcut plastik bölge boyutu

$r_{y(ol)}$	: Aşırı yükleme sonunda oluşan plastik bölge boyutu
r_y, r_p	: Çatlak ucunda meydana gelen plastik bölge boyutu
σ_{ij}	: Gerilme tensörü
σ_{max}	: Maximum gerilme
σ_{min}	: Minimum gerilme
σ_{ys}	: Malzemenin şekil değiştirme mukavemeti
τ	: Kayma gerilmesi
w	: Modellenen parçanın genişliği



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1 H-53 modeli helikopterde oluşan hasarların dağılımı	8
Şekil 2.2 Çatlak ucu koordinat eksenini gösterimi	9
Şekil 2.3 Mod tipleri	11
Şekil 2.4 Mode I durumunda çatlak düzleminin gerilme normali	13
Şekil 2.5 Sonsuz genişlikli bir levhanın çekme gerilmesi altındaki kesit çatlakları	14
Şekil 2.6 Yarı sonsuz levhadaki kenar çatlakları	15
Şekil 2.7 Kenar çatlakları ile kesit çatlaklarının karşılaştırılması	16
Şekil 2.8 Sonsuz genişlikli bir levha da gerilme yönüne dik olmayan şekilde gelişen kesit çatlakları durumu	17
Şekil 2.9 Sonlu ve sonsuz genişlikli levhalarda kesit çatlaklarının sebep olduğu gerilme konsantrasyonu etkisi	18
Şekil 2.10 Plastik bölgelerinin gösterimi (r_y ve r_p)	21
Şekil 2.11 Irwin plastik bölge düzeltmesi	22
Şekil 2.12 Elastik çözümler ve Von Mises kriterine göre tahmin edilen çatlak ucu plastik bölge şekilleri	24
Şekil 2.13 Malzeme kalınlığının Mode I kırılma tokluğuna (fracture toughness) etkisi	26
Şekil 2.14 Sabit büyüklüklü yorulma çatlakları büyümesi	27
Şekil 2.15 Değişken K ve tekrarlı yük altında oluşan plastik bölgeler	28
Şekil 2.16 Metal malzemelerde görülen tipik çatlak ilerlemesi	29
Şekil 2.17 Çatlak ilerleme esnasında çatlak kapanması	32
Şekil 2.18 Boyutsuz çatlak ilerleme eğrilerinin hesabı	34

Şekil 2.19	Yumuşak çeliğin değişik R oranlarında yorulma çatlak ilerlemesi	35
Şekil 2.20	Gerilme - Şekil değiştirme eğrisinin akma değerinin altında çekme ve basma yükleri altındaki görünümü	36
Şekil 2.21	Tekrarlı yükleme altında ters plastik bölgenin oluşumu	37
Şekil 2.22	Tekrarlı yük boyunca tek bir aşırı yüklemenin gösterimi	38
Şekil 2.23	Aşırı yükleme ertesinde çatlak ilerleme gecikmesi	39
Şekil 2.24	Yorulma çatlak gecikmesinde Wheeler modeli	40
Şekil 2.25	Wheeler geciktirme modelinde değişken büyüklüklü yorulma analizi	42
Şekil 2.26	Wheeler modelinde değişken büyüklüklü yorulma analizi akış şeması	43
Şekil 3.1	ANKA-1 Mikro-helikopterin I-DEAS modeli	47
Şekil 4.1	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotoru	57
Şekil 4.2	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug parçasının kesiti	58
Şekil 4.3	Spindle lug parçasının perpektif görünüşü	59
Şekil 4.4	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1001	60
Şekil 4.5	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1002	61
Şekil 4.6	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1003	62
Şekil 4.7	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1004	63
Şekil 4.8	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1005	64
Şekil 4.9	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1006	65
Şekil 4.10	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1007	66

Şekil 4.11	ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1008	67
Şekil 4.12	6061-T6511 EXT Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	69
Şekil 4.13	6061-T6511 EXT Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	71
Şekil 4.14	7075-T73 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	73
Şekil 4.15	7075-T73 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	75
Şekil 4.16	7075-T6511 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	77
Şekil 4.17	7075-T6511 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	79
Şekil 4.18	Ti-6-4- α - β FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	81
Şekil 4.19	Ti-6-4- α - β FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	83
Şekil 4.20	4340-150 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	85
Şekil 4.21	4340-150 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	87
Şekil 4.22	4340-180 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi	89
Şekil 4.23	4340-180 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi	91

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 2. 1 Lineer elastik izotropik bir malzemede Mode I ve II için çatlak ucu gerilme alanları	11
Tablo 2. 2 Lineer elastik izotropik bir malzemede Mode I ve II için çatlak ucu displasman alanları	12
Tablo 2. 3 Lineer elastik izotropik malzemede Mode III durumunda sıfır olmayan gerilme ve displasman alanları	12
Tablo 2 . 4 Genel bazı test parçalarının K_I çözümleri	13
Tablo 4. 1 Değişik malzeme ve çatlak yönüne göre elde edilen çatlak ilerleme hızı şekil ve tablo listesi	56
Tablo 4. 2 6061-T6511 EXT Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	68
Tablo 4. 3 6061-T6511 EXT Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları	70
Tablo 4. 4 7075-T73 FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	72
Tablo 4. 5 7075-T73 FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	74
Tablo 4. 6 7075-T6511 EXT Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	76
Tablo 4. 7 7075-T6511 EXT Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları	78
Tablo 4. 8 Ti-6-4 α - β FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	80
Tablo 4. 9 Ti-6-4 α - β FORGING Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları	82
Tablo 4. 10 4340-150 KSI FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	84

Tablo 4. 11 4340-150 KSI FORGING Malzemedede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları	86
Tablo 4. 12 4340-180 KSI FORGING Malzemedede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları	88
Tablo 4. 13 4340-180 KSI FORGING Malzemedede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları	90



ÖZET

Hava yapılarında dinamik yükler altında yorulma ve çatlak oluşumu statik yükler altındaki gerilme ve şekil değişimi problemlerinden daha hayati problemlere sebep olabilmektedir. Gerek başlangıç dizayn çalışmaları, gerekse mevcut sistemlerin modernizasyonu ve modifikasyonunda statik mukavemet analizleri kadar şiddetleri birçok statik yükten daha az olan fakat sürekli tekrarlayan dinamik yükler etkisinde uzun sürede ortaya çıkan yorulma ve nihai kırılmalar aksam tasarımında ön plana çıkmaktadır. Hava yapılarının fonksiyon dışı kalmalarından çok önce emniyetle çalıştıkları ömürlerinin tayini tasarım ve bakım idame şekillerini tayin etmektedir.

Hava yapıları içinde uçaklar ve helikopterler dinamik yük etkileri açısından önemli farklılıklar göstermektedir. Uçaklarda yük spektrumlarında uçağın kalkış ve inişi sırasında ve bazı keskin manevraları sırasında ortaya çıkan düşük tekrarlı yüksek şiddetli yüklere karşılık helikopterlerin standart uçuşlarında bile sürekli dinamik yükler bulunmaktadır. Periyodik kontrol girişleri olan ve bu girişlere periyodik hareketlerle cevap veren bir rotor ve bağlantılı olduğu döner tabla sisteminde değişik şiddetlerde periyodik yükler bulunmaktadır. Dinamik aksamaların yorulma ve çatlak ilerlemeleri üç temel kısımdan meydana gelmektedir.

Yorulma analizlerinin incelenmesinde dinamik yük spektrumlarının tayin ilk adım olup yüklemelerin frekans ve şiddet değişimi olarak gerçekçi bir modellemesi gerekmektedir. Yük spektrumları genel olarak yüklerin sayısal olarak değişik şartlar için bulunması ya da test uçuşları sırasında ölçülmesiyle tayin edilmektedir. Her iki yöntemin de çeşitli zorlukları ve sınırlamaları olduğu için ikisinin birlikte kullanımı genelde uygulanır.

Çatlak analizinde önemli bir diğer adım da malzeme çatlak ilerleme karakteristiklerinin tayini olup malzemenin mikro seviyedeki metalurjik yapısıyla yakından ilgili olmaktadır. Mikro seviyede malzeme modelleri yerine daha çok malzeme testlerinden elde edilen istatiki değişimler bu amaçla kullanılmaktadır.

Üçüncü önemli adım da yükün etkidiği yapı elemanının geometrisine ve uygulanan yükün tipine göre çatlak oluşun ve gelişen bölgede gerilme yoğunluğu etkilerinin modellenmesidir. Günümüzde çeşitli çatlak büyüme simülasyon programlarında değişik yükler ve geometri kombinasyonları için modelleme dağarcıkları bulunmaktadır.

Bu çalışma çerçevesinde helikopter dinamik aksamalarında yük spektrumları oluşturulması, aksam yüklemelerinin standart gerilme şekillerinde ve ortaya çıktıkları geometrilere bağlı olarak çatlak simülasyonları genel metodlarından Walker çatlak ilerleme ve Willenborg geciktirme modeli incelenmektedir. Örnek olarak ANKA-1 Mikro-Helikopterinin ana rotor spindle lug aksamı için gerçekleştirilmiş bir dizi çatlak ilerleme simülasyonu gösterilmiştir.

FATIGUE CRACK GROWTH ANALYSIS OF HELICOPTER MAIN ROTOR SPINDLE ASSY UNDER CYCLIC LOADING

SUMMARY

In this study, fatigue crack propagation in ANKA-1 Micro-helicopter main rotor spindle lug holes have been investigated for different materials by using a load spectrum. Basic steps of analysis are as follows.

First is the calculation of maximum and minimum stress intensity factors corresponding to the maximum and minimum stress for each segment of stress spectrum. Stress intensity factors are a function of the crack size, together with local structural geometry, crack geometry and the global stress distribution.

The next is the determination of an appropriate crack growth equation. These crack growth equations or the crack growth behavior can be described as functions of the stress intensity factors, their range, ratio to maximum stress, threshold stress intensity factors below which crack growth will not take place, nature of the variable amplitude loading and other material properties.

The third step is the selection of a damage integration routine that can integrate the crack growth equation step by step to yield a crack growth curve by using a generated stress spectrum.

The last step is to use the increasing crack length as a function of flight hours and the critical stress intensity factors to predict the number of flight hours at which failure will take place at the selected critical crack locations.

There are three different types of stress intensity factors, K_I , K_{II} and K_{III} which are defined in linear elastic fracture mechanics corresponding to three different modes in which cracks can grow in a structure. These are called mode I, mode II and mode III, and represent opening, sliding, and tearing motions, respectively.

Stresses at a crack tip are infinite when calculated on the basis of linear elasticity. They are said to be singular with a singularity of $1/r$. The stress intensity factors are mathematical descriptions of the strength of the singularity. Physically, K_I , K_{II} and K_{III} are regarded as the intensity of load transmission through the crack tip when a crack is introduced into the elastic body. Alternatively, they can also be considered as the intensities of linear elastic stress distributions surrounding a crack tip. For example, for a flat plate of width w containing a center crack of length $2a$ and subjected to a uniaxial stress of magnitude σ far away from the crack, the stress intensity factor is given by

$$K = \sigma \beta \sqrt{\pi a} \quad (1)$$

where β is a function of a and w .

Most of the available fatigue crack growth equations correspond to the mode I crack growth, typically known as the opening mode. Many fixed wing aircraft parts fail by mode I crack growth. Many helicopter fatigue critical components do not necessarily exhibit only mode I crack growth. Mode II and mode III types of crack growth are suggested in many fatigue critical components of a helicopter. In actual practices, the crack growth is in a mixed mode. Very little information is available when mixed mode, mode II or mode III behaviors are encountered. Very often a mixed mode crack growth initially leads to a mode I type of growth prior to failure. In this study, locations where mode I crack growth predominantly takes place were selected for damage tolerance analysis.

The fatigue crack growth behavior depends on the following defined parameters.

$$\Delta K = \Delta \sigma \beta \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

$$K_{\max} = \sigma_{\max} \beta \sqrt{\pi a} \quad (3)$$

$$K_{\min} = \sigma_{\min} \beta \sqrt{\pi a} \quad (4)$$

$$R = \frac{K_{\min}}{K_{\max}} = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (5)$$

where ΔK is stress intensity factor range, $\sigma_{\max}$ maximum stress, $\sigma_{\min}$ minimum stress, R stress ratio.

One way of quantitatively describing a fatigue crack growth behavior is to specify crack growth rate per cycle da/dN . The quantity N represents the number of cycles. Many curves representing crack growth rate as a function of ΔK are usually plotted for different values of R . A fatigue crack growth analysis needed for damage tolerance analysis can be performed using numerical or tabular inputs of data from curves. It is to be reiterated that these behavior is for a constant amplitude loading.

Instead of using the tabular inputs of crack growth behavior, many proposed crack growth equations are very convenient to use and yield robust crack length - flight hours variations. In this study crack growth equations used are as follows.

1 . Paris Erdogan law

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad (6)$$

where C and m are experimentally determined parameters.

2 . Walker equation, to account for the stress ratio.

$$\frac{da}{dN} = C[(1-R)^p K_{max}]^m \quad (7)$$

where C, m and p are experimentally determined constants.

Constants in these equations, that repress fatigue crack growth for constant amplitude cycling loading, are usually determined by least square fits to experimental data. These equations are also known as fatigue crack growth equations based on linear elastic fracture mechanics. They are not valid where large scale plasticity, non-linear stress-strain behavior or short cracks are present.

It is to be noted that unlike the tensile strength, the yield strength, and modulus of elasticity, fatigue crack growth constants display a certain amount of scatter and are affected by some factors such as the heat treatment of the material, orientation of the crack with respect to the grain boundaries and grain directions, method of production such as extension and forging, frequency, temperature environment, composition and inclusion content. Specific crack growth constants used in damage tolerance analysis are required to conform to the service conditions and manufacturing specifications of the particular helicopter. Very often to account for the scatter in crack growth behavior, scatter in the generated stress spectra and the knowledge of the existing crack length distributions a risk analysis is performed the following damage tolerance analysis.

Crack growth equations discussed in the previous paragraphs are valid for mode I type of fatigue crack growth and for constant amplitude cyclic loading conditions. Maximum and minimum stresses change from one mission segment to another. If there were a high amplitude load in a sequence and there were no interaction effects due to loading sequenc, one can obtain new crack lengths by means of cycle by cycle integration of crack growth equations. However, crack growth due to variable amplitude loading does exhibit interaction effects due to sequences of high and low loads.

A significant effect of high and low load sequence is retardation. When the stress history contains low constant amplitude and discrete high loads, the pattern of residual stresses and plastic deformation in front of the crack tip change due to the high amplitude load immediately after its application. The region in which changes have taken place in front of the crack tip is usually known as the perturbed zone. As the crack propagates through the perturbed zone due to low amplitude cycles, crack growth is slow or retarded. Following the propagation through the perturbed zone, crack growth rates return to their regular rate. Models to explain retardation are based on the compressive residual stresses, plastic deformation zone or a combination of both. The magnitude of the retardation effect depends on the ratio of the high stress to the low stress. It has also been observed that if a high tensile stress is followed by a compressive stress the beneficial effect of low rate of crack growth due to high tensile stress is reduced. This effect is known as annihilation of retardation.

Some mathematical equations or models have been developed to quantitatively account for retardation effects. Even though these models can be further refined to provide accurate results, the models have been found to yield conservative retardation effects. The first model is due to Wheeler and the crack growth equation of the previous equation are modified as follows :

$$\left(\frac{da}{dN}\right) = C_p \left(\frac{da}{dN}\right) \quad (8)$$

Following a high tensile stress, crack growth rates (da/dN) discussed in the previous paragraph are multiplied by a retardation factor, C_p .

$$C_p = \left[\frac{\Delta a + r_{y(e)}}{r_{y(ol)}} \right]^\gamma \quad (9)$$

In this equation,

Δa : the difference distance between the last two crack length,

$r_{y(e)}$: the plastic zone at the current cycle,

$r_{y(ol)}$: the plastic zone at the overload cycle,

γ : shape parameter determined experimentally.

Just like the Wheeler 's model is related to the plastic zone size, another model due to Willenborg also relates to the plastic zone. The magnitude of retardation has been established by Wheeler in terms of effective stress intensity factor. The effective stress intensity factor replaces the stress intensity factors used in the crack growth equations of the previous paragraph.

$$K_{\max}^{eff} = K_{\max} - K_R \quad (10)$$

$$K_R = K_{\max(ol)} \sqrt{1 - \frac{a_j - a_{ol}}{r_{y(ol)}}} - K_{\max} \quad (11)$$

where

a_{ol} : the crack size at the overload stress,

$r_{y(ol)}$: the plastic zone due to overload,

$K_{\max(ol)}$: maximum stress intensity factors.

According to this Willenborg equation retardation effects continue until the plastic zone size due to low amplitude stresses reach the boundary of the larger plastic zone created by high amplitude loads. This model, however, considers that residual stress effects are the same irrespective of the stresses involved. A modified Willenborg model due to Gallegher and Hughes uses an experimentally determined multiplication factor ϕ such that,

$$K_{\max}^{eff} = K_{\max} - \phi K_R \quad (12)$$

$$\phi = \frac{\left[1 - \frac{K_{\max}^{th}}{K_{\max}} \right]}{s - 1} \quad (13)$$

when $K_{\max}^{th}$ is the threshold stress intensity factor where no crack growth takes place and s is a material constant related to a value of high stress at which crack arrest takes place in the given material.

In this study a modified Willenborg model was used as the basis for fatigue crack growth propagation analysis. In order to account the crack growth propagation rate a lot of crack growth computer programs had been developed. MODGRO, one of these crack growth programs, is capable of using the generated stress spectra and a local structural geometry around a crack and integrating the crack growth equation with retardation effects. The output of this program consists of a history crack length vs. time. This crack growth program is required to:

1. calculate the stress intensity factor, K , as the crack length increases,
2. calculate the corresponding range of the stress intensity factors, K ,
3. correct the K range for retardation effects,
4. integrate the crack growth rate equation to obtain new crack lengths and
5. verify if the crack lengths have reached critical levels.

Crack growth program also need user specified data to define the crack model and quantify the loading conditions. Inputs take the form of :

1. applied stress spectrum,
2. local geometry surrounding the crack, where the applied stress spectrum is considered to be valid,
3. material properties such as constants in the crack growth equation, critical stress intensity factors, and retardation models, and
4. cycles or incremental steps of crack propagation length used to integrate the crack growth rate equation.

The computational details of the program begin with the calculation of stress intensity factor, K . K is a functional the applied load, crack length and local geometry. Under oscillatory loading values of $K_{\max}$ and $K_{\min}$ correspond to the highest and lowest stresses applied during one cycle. The stress ratio, R , is simple the ratio of $K_{\min}$ to $K_{\max}$. The stress intensity range factor, ΔK , is the difference between $K_{\max}$ and $K_{\min}$. For the analysis of retardation effects under the varying amplitude of the stress spectrum, these quantities are modified to obtain effective values, R_{eff} and ΔK_{eff} .

A threshold value for the stress intensity factor range, ΔK_{th} , is given as the limit below which no crack growth occurs. Similarly, a critical stress intensity factor range, ΔK_c , is defined as the failure criteria for a specific material. Physically, it is the point where the crack grows without bound and results in a catastrophic failure

of the model. If the calculated value of ΔK exceeds ΔK_c , failure has occurred and the program will stop. Otherwise, the procedure continues to the next step.

The crack growth rate, da/dN is expressed as a function of R and ΔK . By using their calculated values along with the specified material properties, the incremental crack growth is obtained by integrating the da/dN equation. Limits of integration can be specified on the basis of a selected step size or number of cycles.

A new crack length for the next loading period is found by adding the incremental growth to the previous length. The entire process repeats with the calculation of new R and ΔK values.

In this study, we first examine the crack growth of a selected component of ANKA-1 microhelicopter with known load spectrum. The second chapter is devoted to the laws and techniques of linear elastic fracture mechanics and of fatigue which constitutes a basis for this thesis. In the third chapter, the Walker method and the Willenborg retardation method of fatigue crack growth are explained. In addition, a software using these methods is explored. The fourth chapter presents applications of the two fatigue crack growth method on the spindle lug hole of the ANKA-1 microhelicopter's main rotor whose load spectrum has been known. The results and their interpretation are given in the last chapter.

BÖLÜM 1

GİRİŞ

İnsanoğlu ihtiyaçları için alet ve makinalar icat ve imal etmeye başlamasıyla beraber bu cihazların kırılma (fracture) problemleri de ortaya çıkmıştır. Yüzyıllar ilerledikçe ve teknolojik bir toplum olunmaya başlandıkça, araç ve gereçlerin hayatın vazgeçilmezlerinden olması kırılma problemlerinin önemini arttırmaktadır. Örneğin modern havacılık teknolojisi olmamış olsa, büyük uçak kazaları meydana gelmeyecektir.

Herşeye rağmen kırılma mekaniği (fracture mechanics) alanındaki gelişmeler, artan teknoloji karmaşıklığının getirdiği bazı potansiyel tehlikelerin önüne geçilmesine olanak sağlamaktadır. Tahmin edilmesi gereken nokta, malzemenin nasıl kırılmaya veya hasarlanmaya gittiğidir. Bunun bilinmeye başlamasıyla birlikte II . Dünya savaşından itibaren kırılmalarda ve hasarlarda belirgin bir azalma olmuştur.

Bu tür kırılmalar mühendisler için iyi birer çalışma kaynağı olmasına rağmen aslında ülke ekonomisine çok büyük zarar vermektedir. A.B.D. 'de yapılan bir ekonomik araştırmaya göre [1] bu tür kırılmalar 1978 yılı için 119 Milyar dolarlık bir maliyete sebep olmuştur (Bu miktar gayrisafi milli hasıla gelirin % 4 'ü kadardır.).

Meydana gelen hasar veya kırılmalar genelde aşağıda belirtilen iki sebepten dolayı olmaktadır. Bunlardan birincisi, yapının tasarımı, imalatı ve kullanılması esnasındaki insan hatası, ikincisi ise yeni bir tasarım veya malzemenin kullanılmasının doğuracağı beklenmeyen sonuçlardır.

Birinci durumda mevcut prosedürler hasarı önlemeye muktedirdir. Ancak her aşamada insan hatası ve bilgisizlik telafi edilmesi şartıyla bu mümkün olabilmektedir. Zira kötü işçilik, standart olmayan malzeme, gerilme analizinde hatalar ve kullanım hataları kırımı meydana getirmektedir.

İkinci tip hasarın önlenmesi ise oldukça zor olmaktadır. Yeni ve iyileştirilmiş bir tasarım ortaya çıkarıldığında, tasarımı ortaya atanın da önceden bilemeyeceği bazı faktörler mutlaka olacaktır. Yeni malzemelerin çok büyük avantajları olmasına karşın, beraberinde bazı potansiyel problemleri de getirebilmektedir. Tüm bunlara ek olarak, yeni bir tasarım veya malzeme, çeşitli test ve analizleri tamamlandıktan sonra servise sokulması gerekmektedir. Ancak bu şekilde, bütünüyle olmasa bile kısmi olarak hasarların önüne geçilebilmektedir.

İkinci tip hasara en iyi örnek II . Dünya savaşı sırasında Liberty Ship 'lerinde meydana gelen gevrek kırılma (brittle fracture) gösterilebilir. İngiltere II . Dünya savaşı sırasında A.B.D. 'den silah ve malzeme sevkiyatı yaparken Almanlar İngiliz gemilerini batırmaktaydı. İngilizler bu sevkiyatı aksatmamak için gemi inşasına hız vermek üzere perçinleme yerine tümüyle kaynak üzerine kurulu yepyeni bir dizayn geliştirmiş ve uygulamaya geçmişlerdir. Bu yeni dizayn ile çok hızlı bir şekilde gemi imalatı yapılabilmekteydi. Ancak kısa bir süre sonra bu gemilerden bazıları okyanusu geçerken ikiye ayrılınca [2] bu yeni dizaynı çok çabuk uygulamaya soktuklarına pişman olmuşlardır.

Birinci tip bir hasara en iyi örnek 1979 yılında Kuzey Atlantik denizinde seyreden bir Irak tankerinin ikiye ayrılması gösterilebilir [3]. Tanker içindeki ılık petrol ile dışarıdaki soğuk deniz suyunun yarattığı termal stres karın kısmındaki kötü işçilikli kaynakta çatlamaya sebep olunca geminin ikiye ayrılması kaçınılmaz olmuştur.

Bazı kazalar ise hem tip 1, hem de tip 2 kırılmaları da içerebilmektedir. Buna en iyi örnek olarak 28 Ocak 1986 'da meydana gelen Challenger Uzay Mekiği kazası gösterilebilir. Bilindiği üzere Challenger Uzay Mekiğinin havada patlamasına sebep ana booster 'lardan birinin içindeki O-ring seal 'ının soğuk hava şartlarına uygun

olmamasından ileri gelmiştir. Burada Uzay Mekiğinin nispeten yeni bir teknolojiye haiz olması dolayısı ile edinilen tecrübesinin az olması tip 2 kırılımı, booster imalatçısı mühendislerin O-ring seal 'lerle ilgili potansiyel problemlerden şüphe ederek fırlatışın geciktirilmesini tavsiye etmeleri tip 1 kırılımı temsil etmektedir. Ancak mühendislerin bu şüphelerini doğrulayacak yeterli verileri olmaması ve NASA yetkililerini ikna edememeleri maalesef bu kazaya sebep olmuştur.

Son yirmi yıldır kırılma mekaniği (fracture mechanics) araştırmaları şüphesiz olarak çok önemli miktartarlarda yapısal kırılmaların (structural failures) önüne geçmiştir. Yapılan bu araştırmaların ne kadar can ve mal kurtardığını hesabı yapılamamaktadır. Mühendislik çalışmalarında kırılma mekaniği doğru olarak uygulamaya sokulursa tip 1 kırılmaların önüne geçilmekle kalınmayacak aynı zamanda da tip 2 kırılma sıklığı da azaltılacaktır.

Bu yüksek lisans tezinde kırılma mekaniğinden yola çıkılarak helikopter yapılarında dinamik yüklemeler ve bu yüklemeler sonucunda ortaya çıkan yorulma çatlaklarının analizi yapılmaya çalışılmıştır. Hava taşıtlarında dinamik yükler altında yorulma ve çatlak oluşumu statik yükler altındaki gerilme ve şekil değişimi problemlerinden daha hayati önem taşımaktadır. Şiddetleri statik yükten daha az olan ancak sürekli tekrarlayan dinamik yükler altında ortaya çıkan yorulma ve sonucunda meydana gelen kırılmalar aksam dizaynında çok önemlidir.

Helikopterlerde klasik olarak yapısal bütünlük (structural integrity) şartları, emniyetli ömür (safe life) ve yorulma temel kriterleri yanısıra sağlamlık ve bir ölçüde hasar toleranslı (damage tolerance) şartları üzerine kurulmuştur. Son yıllarda geliştirilen askeri ve sivil helikopterlerde emniyetliliği yüksek yük spektrumları kullanılarak parçalarda uzun ömürlere ulaşılmaya çalışılmıştır. İmalatçıdan imalatçıya değişmesine rağmen yorulma açısından kritik parçaların ömürlerinin (değiştirilme süreleri) tayini ve bakım şartları bu parçaların tek baş olarak yorulma ömürleri, araç uçuş yükleri ve aracın gerçekleştireceği hareket tiplerine ait bilgilere dayanmaktadır [4]. Yapısal sağlamlığın sağlanması için emniyetli ömür prensibine göre çatlak başlangıcı zamanının tayini öngörüldüğü gibi

hasar toleransı metoduna bağı olarak oluşan çatlağın yayılma süresi de hesap edilmektedir.

Bu çalışmada başlangıç olarak aksam yükleri tespit edilmiş ANKA-1 mikro helikopterin [5] seçilen bir parçası için örnek çatlak gelişimi incelemesi yapılmıştır. İkinci bölümde bu çalışmaya temel olan kırılma mekanığı ve yorulma kanunları ele alınmıştır. Analiz yöntemleri ve kullandığı kanunlar da bu bölümde ayrıntılı olarak tanıtılmıştır. Üçüncü bölümde ise izlenen Walker ve Willenborg yorulma çatlak ilerlemesi yöntemi ve bu yöntemlere dayalı yazılım izah edilmiştir. Dördüncü bölümde daha önceden tespit edilen yük spektrumları altında ANKA-1 mikro helikopterin ana rotor spindle lug deliğine, izlenen yorulma çatlak ilerlemesi çeşitli malzemeler için tatbik edilmiş ve bulunan sonuçlar son bölümde incelenmiştir.



BÖLÜM 2

LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ VE YORULMA ÇATLAK İLERLEMESİ

2.1. Giriş

1950 'lerden itibaren hava taşıtlarının daha hızlı olması ve yapısal ağırlık / paralı ağırlık oranının düşmeye başlamasıyla birlikte yapısal bazı problemler ortaya çıkmıştır. Bu problemlerin içerisinde en önemlisi olan yorulma, hava taşıtlarında dikkati çeken büyük sayıda hasara sebebiyet vermiştir.

Söz konusu problemi araştırmak üzere bir program geliştirilmek istenmiştir. A/C Structural Integrity Program (ASIP) adı verilen bu programın üç amacı vardır. Bunlar mevcut filolarda hava taşıtlarının yapısal yorulmasını kontrol edebilmek, hava taşıtlarının servis ömürlerini tayin edebilmek ve gelecekte, yorulma problemi yaratmayacak tasarım yöntemleri geliştirmektir. Bu program yeni kontrol ve analiz yöntemleri ile (linear elastic fracture mechanics, damage-tolerant, risk assessment of structural failure ve NDT metodları) geliştirilmeye çalışılmış ve özellikle bu dönemde F-111, B-52 ve F-5 uçaklarında meydana gelen hasarların önüne geçilmeye çalışılmıştır.

Genel olarak yapılar, değişik yorulma problemleri göstermeleri bakımından ikiye ayrılırlar. İlk grubu monoblok dediğimiz ve blok bir malzemedan işlenerek veya küçük parçacıklardan kaynak edilerek elde edilen yapılar oluşturur. İkinci grubu ise kafes levha olarak adlandırabileceğimiz ve perçin veya civatalarla birleştirilmiş yapılar oluşturur. İlk gruptaki yapılarda yorulma çatlakları izafi olarak çok hızlı ilerler. İkinci grup yapılarda ise yorulma çatlakları izafi olarak daha yavaş olur [6, 7].

Yukarıda bahsedilen yapıların tasarımında, birbirine benzemeyen iki çeşit tasarım yaklaşımı mevcuttur. İlkinde, dizayn edilen parça için bir ömür tayin edilir ve tayin edilen bu ömürün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa dahi sözkonusu parça değiştirilir. İkinci çeşit tasarım yaklaşımında ise parçada çatlak tespit edilse dahi parça serviste kalır ve parça, çatlak tehlikeli bir konuma gelmeden tamir edilir. Birinci yaklaşıma literatürde “safe-life” tasarım, ikincisine ise “fail-safe” tasarım adı verilir.

“Safe-life” yaklaşımı tahmini yük dağılımı altında ölçülen veya tahmin edilen çatlak başlangıç (yorulma) ömürü üzerine dayandırılmıştır. Seçilen safe-life 'ın sonunda hava taşıtında kullanılan parçalar değişmektedir. Örneğin belirli bir iniş sayısına göre dizayn edilen iniş takımları veya belirli bir uçuş saatine göre dizayn edilen helikopter rotoru belirlenen bu “safe-life” ların sonunda mutlaka değiştirilir.

“Fail-safe” yaklaşımında ise çatlak oluşumu, çatlak ilerlemesinin yavaş olduğu ve uçuş emniyetini bozmayacağı düşünülerek tolere edilir. Çatlayan veya kırılan bir parçaya gelen yükler diğer elemanlarca karşılanarak herhangi bir kırıma müsadde edilmez. Çatlak tespit edilir edilmez parça ya tamir edilir ya da değiştirilir. Eğer çatlak tespit edilmemişse taşıt bir dahaki kontrole dek uçmaya devam eder.

Yukarıda bahsedilen “safe-life” ve “fail-safe” tasarım prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan “Damage Tolerance” tasarımı şekline dönüştürülmüştür. Damage Tolerance, hasar olduğunda bile yapının dizayn yüklemelerini taşımaya devam edebilmesi durumudur [8]. Damage Tolerance tasarımının kabulleri şunlardır :

1. Bütün önlemlerin alınmasına rağmen bir veya daha fazla sebepten dolayı hasar meydana gelir.
2. Hasar (çatlak) uygun bir kontrol yöntemiyle tespit edilir ve uygun bakımda tamiri planlanır.
3. Tamir edilene dek, hasara rağmen yapı yük taşımaya devam eder.

Bu program ile Damage Tolerance Design gerekleri yerine getirildiğinde F-15 ve F-16 'da başarılı olunmuştur.

Hava yapılarında dinamik yükler altında yorulma ve çatlak oluşumu statik yükler altında gerilme ve şekil değiştirme problemlerinden daha önemlidir. Şiddetleri genelde statik yüklerden daha az olan fakat sürekli tekrarlayan dinamik yükler etkisinde uzun sürede ortaya çıkan yorulma ve kırılmalar hava yapılarının fonksiyon dışı kalmalarına sebep olmaktadır. Hava yapıları içinde uçaklar ve helikopterler dinamik yük etkileri açısından önemli farklılıklar gösterir. Uçaklarda, yük spektrumlarında uçağın kalkış ve inişi sırasında ve bazı keskin manevraları sırasında ortaya çıkan düşük tekrarlı yüksek şiddetli yüklere karşılık helikopterlerin standart uçuşlarında bile yüksek tekrarlı dinamik yükler bulunmaktadır ve uçaklara nazaran yorulmaya daha çok maruz kalmaktadır.

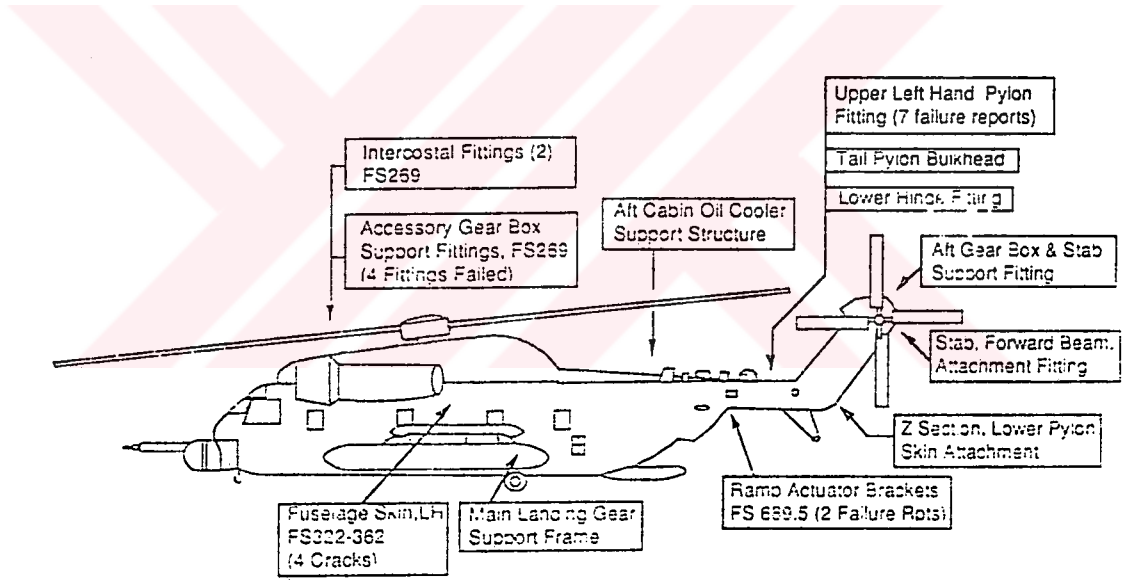
Aircraft Structural Integrity Programından yola çıkılarak helikopterler için de Helicopter Structural Integrity Program geliştirilmiştir. Bu program emniyetli ömür (safe-life), yorulma (fatigue), sağlamlık (durability) ve damage tolerance şartları üzerine kurulmuştur. Ayrıntılar imalatçıdan imalatçıya geçişte parçaların (component) hesaplanan değiştirilme süreleri parçanın mukavemetine, hava taşıtının uçuş yüklerine ve görevine göre değişiklik gösterir.

Son dönemlerde geliştirilen helikoptelerde % 99.999 değerinde bir güvenilirlik oranı arandığı için emniyetliliği yüksek yük spektrumları kullanılarak parçalarda uzun ömürlere ulaşılmaya çalışılmaktadır. Yorulma açısından kritik parçaların ömürlerinin tayini uçuş yüklerine ve hareket tiplerine ait bilgilere dayandığından bu bilgilerin istatistiksel olarak değerlendirilmesi gerekir. Sonuçta yapısal sağlamlığın elde edilmesi için emniyetli ömür prensibine göre çatlak başlangıç zamanının belirlenmesi kadar damage tolerance tasarımına göre de çatlak yayılma süresi de hesap edilmelidir.

H-53 modeli helikopterler 20 Mart 1970 ile 26 Kasım 1988 tarihleri arasında istatistiksel olarak incelendiğinde ve rapor tutulduğunda hasar sınıflandırılması ile ilgili aşağıdaki tablo ortaya çıkmıştır [9].

Hasar	Oran	Aksam	Oran
Yorulma	%40	Bolt/Nut	%14
Overload	%14	Borular	%11
Korozyon	%6	Fitting	%6
Kor. Yorul.	%5	Pylon Hinge Fitt.	%5
Diğer	%35	Pin	%4
		Diğer	%60

Bu rapor dikkate alındığında bir helikopterde meydana gelen hasarlarda yorulmanın, % 40 gibi yüksek bir oranla en büyük bir yüzdeyi oluşturduğu görülmektedir (Şekil 2.1).



Şekil 2. 1. H-53 modeli bir helikopterde oluşan hasarların dağılımı [9].

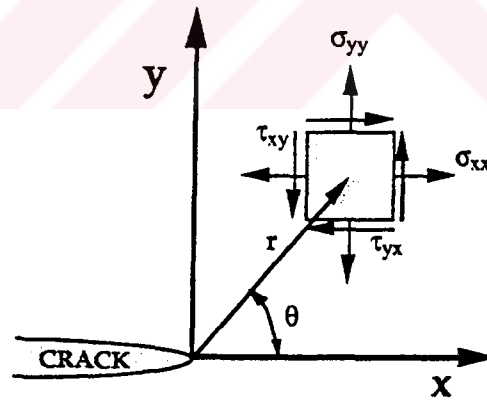
2. 2. Çatlakların Gerilme (Stress) Analizi

Malzemelerin izotropik lineer elastik özelliği gösterdiği farzedilerek, dış yüklere maruz çatlaklı yapılar için yapıdaki gerilmeler için kapalı formülü ifadeler

türetilir. Westergaard [10], Irwin [11], Sneddon [12] ve Williams [13] bununla ilgili çözümler yayınlayan araştırmacılarıdır. Çatlak ucu orijin olmak üzere kutupsal ekseninde (polar) lineer elastik çatlaklı bir yapının gerilme alanı (Şekil 2.2), aşağıdaki şekilde tanımlanabilir.

$$\sigma_{ij} = \left[\frac{k}{\sqrt{r}} \right] f_{ij}(\theta) + \text{diğer terimler} \quad (2.1)$$

σ_{ij} gerilme tensörü, r ve θ Şekil 2.2 'de gösterildiği gibi, k bir sabit ve f_{ij} ise θ 'nın boyutsuz bir fonksiyonudur. Verilmiş herhangi bir konfigürasyonda çözüm (2.1) ifadesinden de görüldüğü gibi $1/\sqrt{r}$ 'ye bağlıdır. $r \rightarrow 0$ iken çözüm sonsuz bir değer alırken diğer terimler ise sonlu bir sayıya veya sıfıra yaklaşır. Bundan dolayı çatlak ucundaki gerilme, çatlak yapının konfigürasyonundan bağımsız olarak $1/\sqrt{r}$ değerine bağlı olarak değişir. Yani çatlak ucu displasmanı $\sqrt{r}$ ile değişmektedir. (2.1) ifadesi $r = 0$ olduğunda gerilme tekilliğini (stress singularity) tanımlar.



Şekil 2.2 . Çatlak ucu koordinat eksenini gösterimi (z-ekseni sayfaya diktir)

Bir çatlak oluşumuna üç tipte yükleme yapılabilir (Şekil 2.3). Mode I yüklemesi temel yükleme olup çatlakçı açan yüklemedir (opening mode). Mode II yüklemesi ise çatlak yüzeyleri birbirini üzerinden kaydıran yüklemedir (sliding mode). Mode III

yüklemesi de yırtılma yüklemesidir (tearing mode). Çatlaklı yapı bu üç moddan herhangi birisine veya ikili veya üçlü kombinasyonuna maruz kalabilir.

2. 3. Gerilme Şiddeti Faktörü (Stress Intensity Factor)

Yukarıda bahsedilen her yükleme modu çatlak ucunda $1 / \sqrt{r}$ tekilliğine neden olur. k ve f_{ij} ise mod tipine bağlı olurlar. Bu noktadan itibaren k değerini K , gerilme şiddeti faktörü ($K = k\sqrt{2\pi}$), ile değiştirmek daha uygun olacaktır. Gerilme şiddeti faktörü genellikle mod tipine göre K_I , K_{II} , K_{III} olarak ifade edilir. Bu aşamadan sonra izotropik lineer elastik malzeme için çatlak ucundaki gerilme alanı (stress field) aşağıdaki şekilde ifade edilir :

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^{(I)} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}^{(I)}(\theta) \quad (2.2a)$$

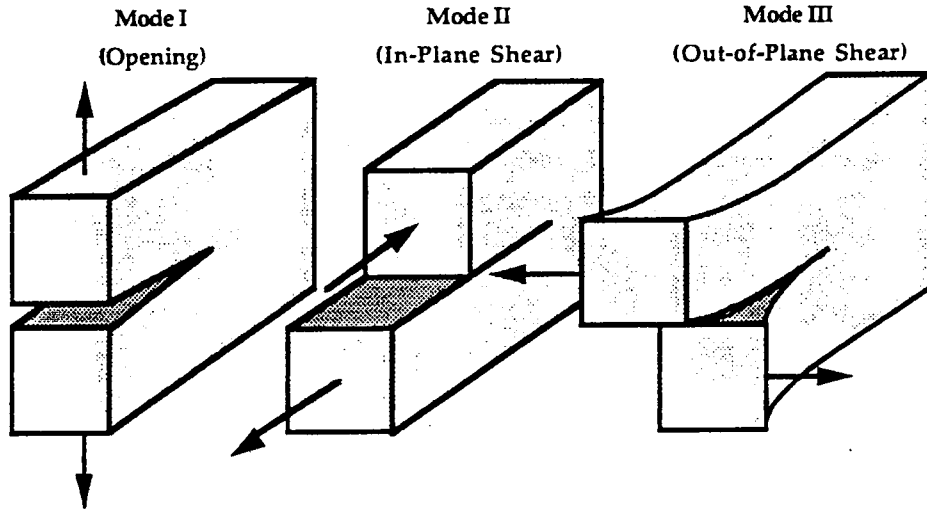
$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^{(II)} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}^{(II)}(\theta) \quad (2.2b)$$

$$\lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{ij}^{(III)} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}^{(III)}(\theta) \quad (2.2c)$$

Karışık mod problemlerinde yani ikili veya üçlü yükleme modunda gerilme alanı hesabı lineer süperpozisyon kuralı kullanılarak aşağıdaki şekilde yapılır :

$$\sigma_{ij}^{(Top)} = \sigma_{ij}^{(I)} + \sigma_{ij}^{(II)} + \sigma_{ij}^{(III)} \quad (2.3)$$

Mode I ve mode II tekil gerilme alanları (singular stress fields) için daha detaylı tanımlar Tablo 2.1 'de verilmiştir. Mode I ve II için displasman ilişkileri (displacement) Tablo 2.2 'de listelenmiştir. Tablo 2.3 'te ise Mode III için sıfır olmayan gerilme ve displasmanlar görülmektedir.



Şekil 2 . 3 . Mod tipleri [14].

Tablo 2. 1. Lineer elastik izotropik bir malzemede Mode I ve II için çatlak ucu gerilme alanları [14].

	Mode I	Mode II
σ_{xx}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right]$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[2 + \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right]$
σ_{yy}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right]$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right)$
τ_{xy}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right)$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right]$
σ_{zz}	0 (Plane Stress) $\nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$ (Plane Strain)	0 (Plane Stress) $\nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$ (Plane Strain)
τ_{xz}, τ_{yz}	0	0

ν is Poisson's ratio.

Tablo 2. 2. Lineer elastik izotropik bir malzemede Mode I ve II için çatlak ucu displasman alanları [14].

	Mode I	Mode II
u_x	$\frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa - 1 + 2 \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right]$	$\frac{K_{II}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa + 1 + 2 \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right]$
u_y	$\frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa + 1 - 2 \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right]$	$-\frac{K_{II}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa - 1 - 2 \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right]$

μ is the shear modulus

$\kappa = 3 - 4\nu$ (plane strain)

$\kappa = (3 - \nu)/(1 + \nu)$ (plane stress)

Tablo 2. 3. Lineer elastik izotropik malzemede Mode III durumunda sıfır olmayan gerilme ve displasman alanları [14].

$\tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)$
$\tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right)$
$u_z = \frac{K_{III}}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)$

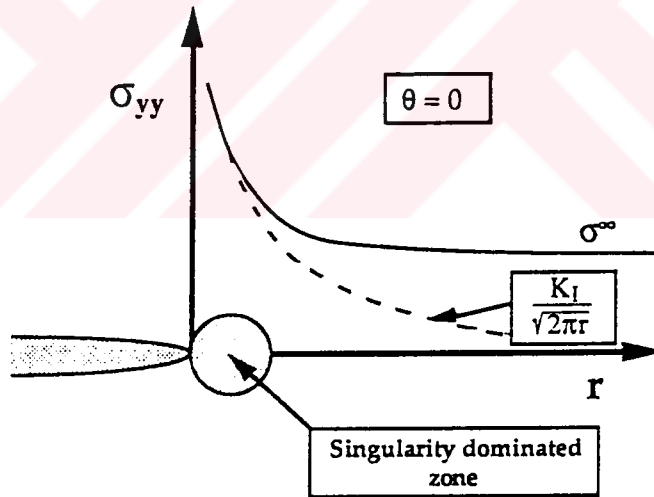
Çatlak düzleminde, $\theta = 0$ iken mode I tekil alan ele alınırsa, Tablo 2.1 'e göre x ve y yönündeki gerilmeler,

$$\sigma_x = \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (2.4)$$

şeklinde olur. $\theta = 0$ olduğunda kayma gerilmesi de (shear stress) sıfır olur yani çatlak düzlemi (crack plane) mode I yüklemesi için temel düzlemi oluşturur. Şekil

2.3 'de çatlak düzlemine dik gerilmenin, σ_{yy} , çatlak ucu mesafesine bağlı değişimi şematik olarak gösterilmiştir. (2.4) ifadesi yalnız çatlak ucu civarında, $1/\sqrt{r}$ tekil gerilme alanının hakim olduğu yerlerde geçerlidir. Çatlak ucuna uzak bölgelerdeki gerilmeler sınır şartları ile tayin edilebilir.

Örneğin çatlağı olan bir yapı düzgün yayılı bir çekme gerilmesine maruz kalırsa, σ_{yy} sabit bir değere yaklaşır. Tablo 2.1 ve 2.2 'de çatlak ucu alanlarını tanımlayan ifadelerle göre tekilliğin hakim olduğu bölgeler (singularity dominated zone) tanımlanabilir. Gerilme şiddeti faktörü, K , çatlak ucu tekilliğinin büyüklüğünü tanımlar. Bu yüzden çatlak ucu civarındaki gerilmeler K değerine oranla artarlar. Bundan başka gerilme şiddeti faktörü, çatlak ucu şartlarını tanımlar, eğer K biliniyorsa tüm parçaların gerilme (stress), şekil değiştirme (strain) ve displasmanı, r ve θ cinsinden çözülebilir. Bu yüzden bu parametrenin tanımı kırılma mekaniğinin (fracture mechanics) en önemli kavramlarından biridir.

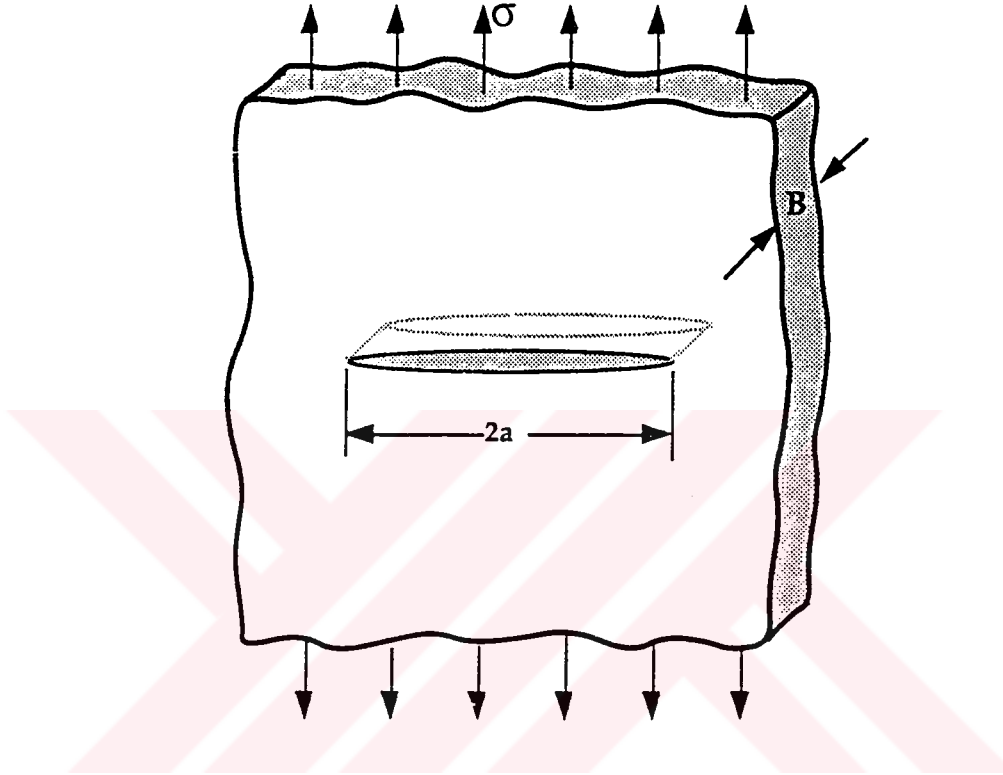


Şekil 2 . 4. Mode I durumunda çatlak düzleminin gerilme normalı [14].

2. 3. 1. Gerilme Şiddeti Faktörünün Diğer Parametrelerle İlişkisi

Gerilme şiddeti faktörünün kullanışlı olabilmesi için öncelikle tatbik edilen yüklerden K 'yı ve geometriyi tanımlamak gerekir. K 'nın kapalı form çözümleri

temel konfigürasyonlar için geliştirilmiştir. Bunlardan birine, sonsuz genişlikli bir levhaya etkiyen çekme gerilmesi altında kesit çatlağı (through crack) oluşumunun çözümü örnek verilebilir. Şekil 2.5 'de görüldüğü gibi gerilme çatlak düzlemine dik olup, yükleme tamamen mode I tipidir.



Şekil 2 . 5. Sonsuz genişlikli bir levhanın çekme gerilmesi altındaki kesit çatlağı.

Lineer elastik aksamlar gerilmeyle orantılı olarak hareket ederler yani parçaların tüm bölgelerindeki gerilme orantılı büyümek durumundadır. Bu yüzden çatlak ucu gerilmeleri, tatbik edilen gerilmeyle orantılıdır. (2.2) ifadesine göre gerilme şiddeti faktörü, gerilmeX(uzunluk)^{1/2} birimine sahiptir. Şekil (2.5) 'de ilgili uzunluk, çatlak boyu olduğuna göre K_I ile diğer parametreler arasında,

$$K_I \propto \sigma \sqrt{a} \quad (2.5)$$

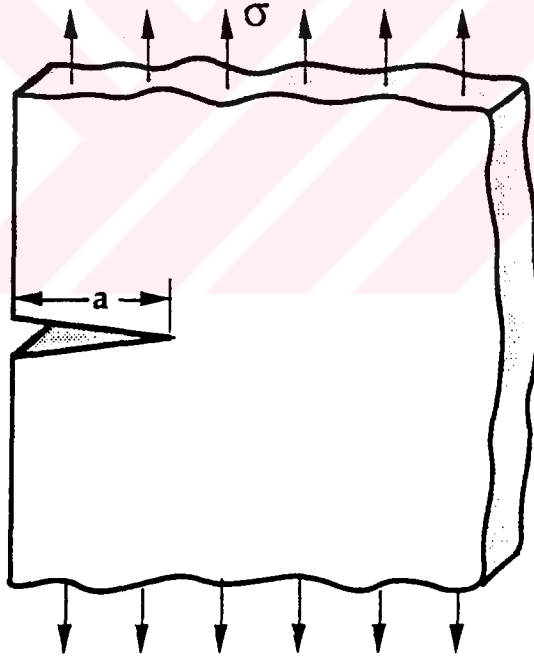
ilişkisi vardır. Buradan yola çıkarak,

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \quad (2.6)$$

yazılabilir. Bu konfigürasyonun çatlak ucu tekillik büyüklüğünün, tatbik edilen gerilmeyle ve çatlak boyunun kare köküyle orantılı olduğu ortaya çıkar. Şekil (2.5) 'de gösterilen aynı levhaya mode II tipi yükleme yapılırsa yeni K_{II} değeri (2.6) ifadesindeki σ yerine, tatbik edilen kayma gerilmesi değeri koyularak (2.8) ifadesi elde edilir. (Şekil 2.8)

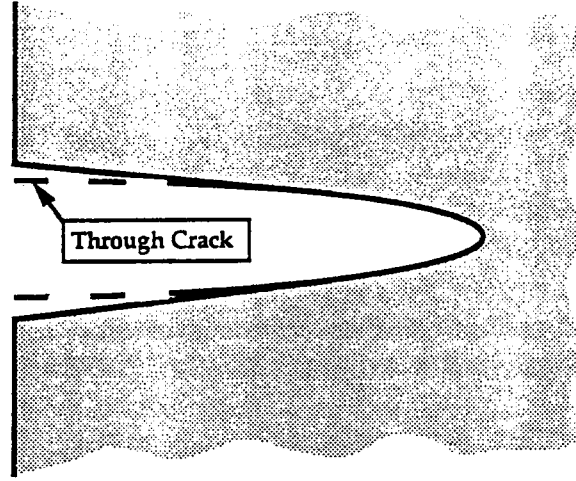
Bir başka konfigürasyonda yarı sonsuz (semi-infinite) levhadaki (Şekil 2.6) kenar çatlağıdır (edge crack). Bu konfigürasyon Şekil (2.5) 'deki levhanın ikiye ayrılmasıyla elde edilebilir. Bu tür kenar çatlağı için gerilme şiddeti faktörü, (2.6) ifadesine benzer olarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$K_I = 1.12\sigma\sqrt{\pi a} \quad (2.7)$$



Şekil 2 . 6. Yarı sonsuz levhadaki kenar çatlağı

Denklem (2.7) 'deki % 12 'lik artış serbest kenarın değişik sınır şartlarından ileri gelmektedir. Şekil (2.7) 'de resmedildiği gibi kenar çatlağı daha fazla açılmakta zira kesit çatlağında, çatlak eliptik şekil almaktadır.



Şekil 2 . 7 . Kenar çatlağı ile kesit çatlağın karşılaştırılması [14].

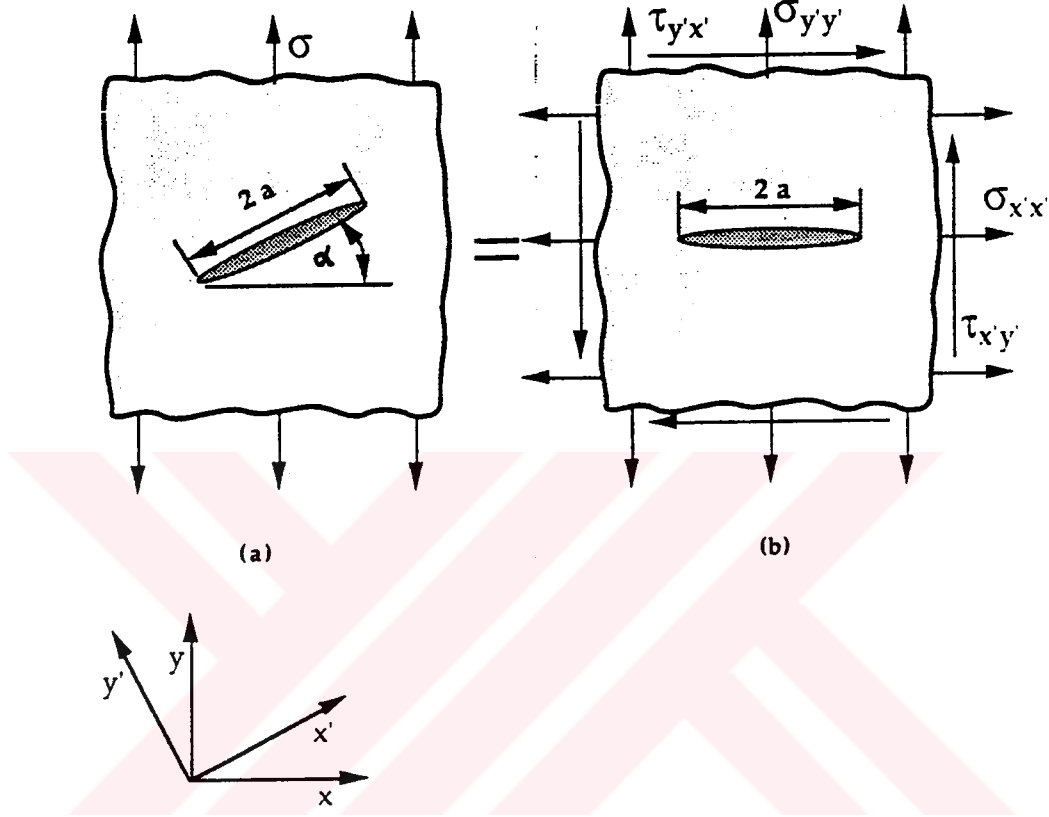
Bunlardan ayrı olarak sonsuz genişlikli bir levhada, ekseni ile α açısı yapan bir kesit çatlağı düşünülürse (Şekil 2.8a), $\alpha \neq 0$ ve hem mode I hem mode II yükleme olduğu farzedilirse ($K_{III} = 0$) çatlak yönüne uygun olarak koordinat eksenleri yeniden tanımlanabilir (Şekil 2.8b). Görüldüğü gibi tatbik edilen gerilme normal ve kayma bileşenlerine ayrılabilir. $\sigma_{y'y'}$ mode I yükleme, $\tau_{y'x'}$ mode II yüklemeyi sağlar. Şekil 2.8 'deki levhanın gerilme şiddeti faktörü Mohr dairesi kullanılarak σ ve α cinsinden,

$$\begin{aligned} K_I &= \sigma_{y'y'} \sqrt{\pi a} \\ &= \sigma \cos^2(\alpha) \sqrt{\pi a} \end{aligned} \quad (2.8a)$$

$$\begin{aligned} K_{II} &= \tau_{y'x'} \sqrt{\pi a} \\ &= \sigma \sin(\alpha) \cos(\alpha) \sqrt{\pi a} \end{aligned} \quad (2.8b)$$

şekline dönüştürülebilir.

Burada dikkat edilmesi gereken nokta $\alpha = 0^\circ$ olduğunda yükleme sadece mode I durumuna gelir, $\alpha = 45^\circ$ olduğunda maksimum K_{II} oluşur zira bu açıda maksimum kayma gerilmesi meydana gelmektedir.



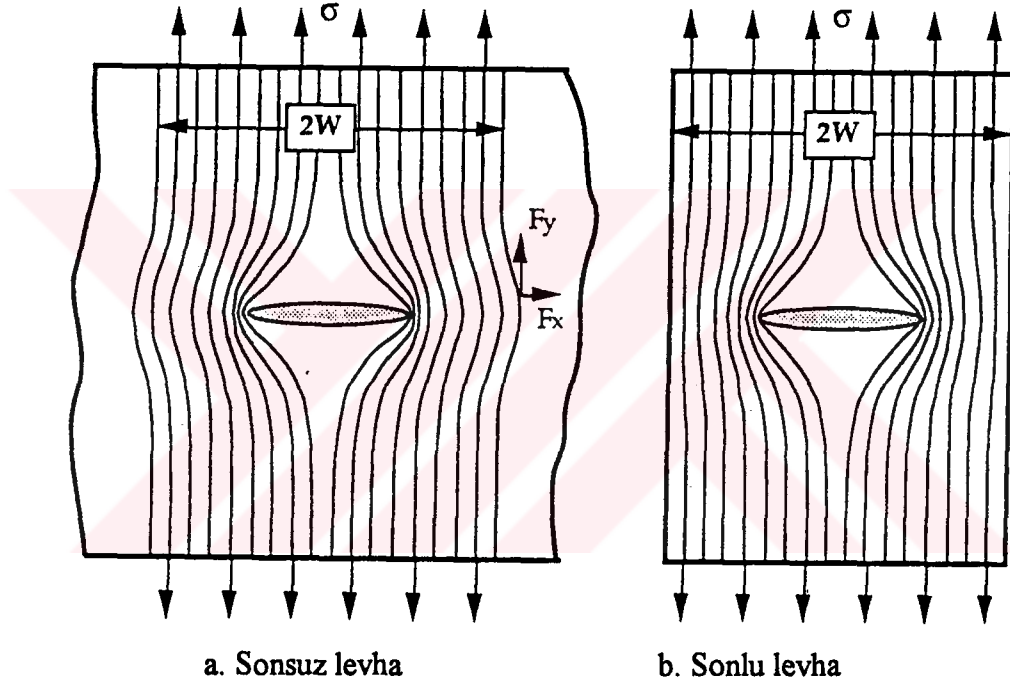
Şekil 2 . 8 . Sonsuz genişlikli bir levha da gerilme yönüne dik olmayan şekilde gelişen kesit çatlağı durumu.

2 . 3 . 2 . Sonlu Boyutun Etkisi

Sonsuz genişlikli levhalarda çoğu konfigürasyonun çatlak şekilleri basit olup dikdörtgen veya elipstir. Ayrıca levha veya plakanın boyu ile karşılaştırıldığında çatlak boyutu çok küçüktür ve bu yüzden çatlak ucu şartları dış sınırlardan etkilenmezler. Fakat çatlak boyunun artmasıyla veya levha boyutlarının azalmasıyla dış sınır şartları çatlak ucuna etki eder. Şekil (2.9) 'da sonlu genişlikli bir levhanın çatlak ucu gerilme dağılımına etkisi gösterilmiştir. Çekme gerilmesi kuvvet çizgileri

çatlak sebebiyle düz devam edemediğinden bölgesel gerilme konsantrasyonuna sebep olarak çatlak etrafından dolaşırlar. Sonsuz genişlikli bir levha incelenecek olursa ve aynı mesafedeki kuvvet çizgilerine bakılırsa burada diğerine göre daha az gerilme konsantrasyonu olduğu görülecektir, zira bir sıkışma söz konusu değildir.

a/W , çatlak boyunun genişliğe oranı gerilme konsantrasyonunu doğrudan etkileyen bir faktördür ve hesaplarda göz önüne alınmaktadır. Buna aynı zamanda sonlu genişlik düzeltme faktörü denilebilir. Çeşitli konfigürasyonlar için bulunmuş çözümleri [15] var olup bunlara birkaç örnek Tablo 2.4 'te verilmiştir.



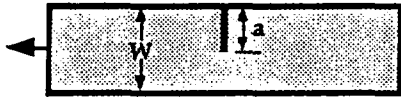
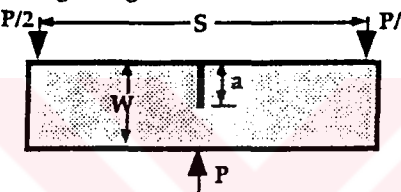
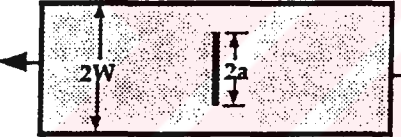
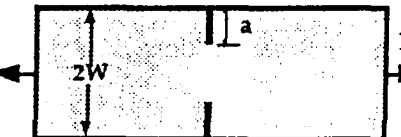
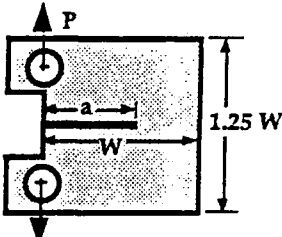
Şekil 2 . 9 . Sonlu ve sonsuz genişlikli levhalarda kesit çatlaklarının sebep olduğu gerilme konsantrasyonu etkisi.

Gerilme şiddeti faktörü çözümleri çeşitli formlar altında verilse dahi en genel olarak uygun bir düzeltme faktörü ile,

$$K_{(I,II,III)} = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (2 . 9)$$

şeklinde basite indirgenebilir. σ karakteristik gerilmeyi, a karakteristik çatlak boyutunu ve β ise geometriye ve yükleme moduna bağlı boyutsuz bir sabiti simgeler.

Tablo 2 . 4 . Genel bazı test parçalarının K_I çözümleri [15].

GEOMETRY	$f(a/W)^*$
Single Edge Notched Tension (SENT) 	$\frac{\sqrt{2 \tan \frac{\pi a}{2W}}}{\cos \frac{\pi a}{2W}} \left[0.752 + 2.02 \left(\frac{a}{W} \right) + 0.37 \left(1 - \sin \frac{\pi a}{2W} \right)^3 \right]$
Single Edge Notched Bend (SENB) 	$\frac{3 \frac{S}{W} \sqrt{\frac{a}{W}}}{2 \left(1 + 2 \frac{a}{W} \right) \left(1 - \frac{a}{W} \right)^{3/2}} \left[1.99 - \frac{a}{W} \left(1 - \frac{a}{W} \right) \left\{ 2.15 - 3.93 \left(\frac{a}{W} \right) + 2.7 \left(\frac{a}{W} \right)^2 \right\} \right]$
Center Cracked Tension (CCT) 	$\sqrt{\frac{\pi a}{4W} \sec \frac{\pi a}{2W}} \left[1 - 0.025 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 0.06 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$
Double Edge Notched Tension (DENT) 	$\frac{\sqrt{\frac{\pi a}{2W}}}{\sqrt{1 - \frac{a}{W}}} \left[1.122 - 0.561 \left(\frac{a}{W} \right) - 0.205 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 0.471 \left(\frac{a}{W} \right)^3 + 0.190 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$
Compact Specimen 	$\frac{2 + \frac{a}{W}}{\left(1 - \frac{a}{W} \right)^{3/2}} \left[0.886 + 4.64 \left(\frac{a}{W} \right) - 13.32 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 14.72 \left(\frac{a}{W} \right)^3 - 5.60 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$

$*K_I = \frac{P}{B \sqrt{W}} f(a/W)$ where B is the specimen thickness.

2 . 4 . Çatlak Ucu Plastisitesi

Keskin çatlakların lineer elastik gerilme analizi çatlak ucunda sonsuz gerilme miktarını tespit eder. Aslında gerçek malzemelerde çatlak ucu gerilmeleri sonludur, zira çatlak ucu yarıçapı sonlu olmak zorundadır.

Çatlak ucu elastik olmayan bölge büyüdükçe elastik gerilme analizi tam doğru olmamaktadır. Çatlak ucu akması (yielding) meydana geldiğinde lineer elastik kırılma mekaniğinde bazı düzeltmeler söz konusudur.

Çatlak ucu akma bölgesi tayini için mevcut yöntemlerden birisi Irwin yaklaşımı olup bu yaklaşımda elastik-plastik sınır tespiti için elastik gerilme analizi kullanılır. Bu yaklaşımda da çatlak ucu akması için bazı düzeltmeler söz konusu olur.

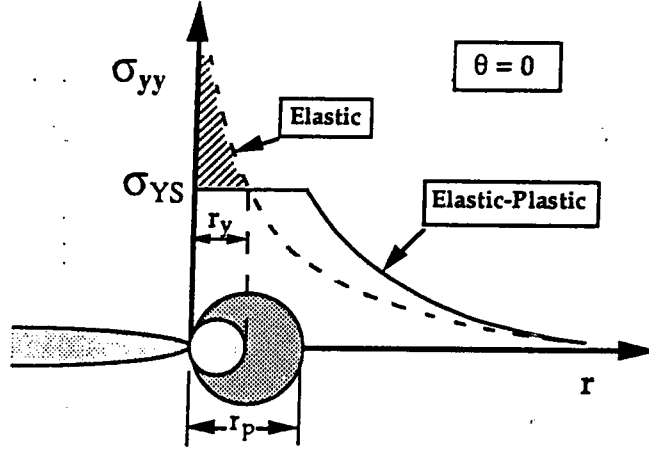
2 . 4 . 1 . Irwin Yaklaşımı

Bir çatlak düzleminde ($\theta = 0$) normal gerilme, σ_{yy} , lineer elastik malzeme için (2.4) ifadesi ile tanımlanmıştı. İlk yaklaşım olarak, elastik ve plastik davranış arasındaki sınır, (2.4) ifadesiyle verilen gerilmelerin akma değerine ulaşmasıyla oluşmaktadır denebilir. Düzlem gerilme (plane stress) şartlarında akma $\sigma_{yy} = \sigma_{ys}$ (malzemenin tek eksenli akma mukavemeti) olduğunda meydana gelir. σ_{ys} , (2.4) ifadesinde yerine yazılır ve plastik bölge tayini için r yalnız bırakılırsa ,

$$r_y = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2 . 10)$$

ifadesi elde edilir.

Şekil değiştirme sertleşmesi ihmal edilirse, $r \leq r_y$ için gerilme dağılımı Şekil 2.10'da gösterildiği gibi $\sigma_{yy} = \sigma_{ys}$ noktasında düz bir hat ile gösterilebilir. Burada çatlak ucundaki akma gerilme tekilliğinin kesilmesine sebep olmuştur.



Şekil 2 . 10 . Plastik bölgelerinin gösterimi (r_y ve r_p)

Bir önceki paragrafta anlatılan basit çözümün tam ve eksiksiz bir çözüm olduğu söylenemez. Çünkü o çözüm sadece elastik çatlak ucunu içermektedir. Oysa akma söz konusu olduğunda, gerilmelerin dengeli bir şekilde tekrar dağılım göstermeleri gerekir. Şekil 2.10 'da gösterilen çapraz taralı bölge elastik bir malzemedeki kuvvetleri temsil etmektedir. Ancak bu bölge elastik-plastik malzemeye taşınamaz. Zira gerilme akmayı aşamaz. Plastik bölge, bu kuvvetleri birbirine uygun hale getirmek için boyutunu büyötmek zorundadır. Basit bir kuvvet dengesi ile plastik bölge boyutu, r_p , tanımlanabilir.

$$\sigma_{ys} r_p = \int_0^{r_y} \sigma_{yy} dr = \int_0^{r_y} \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} dr \quad (2.11)$$

Bu integral çözüldüğünde r_p aşağıdaki gibi bulunur.

$$r_p = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2.12)$$

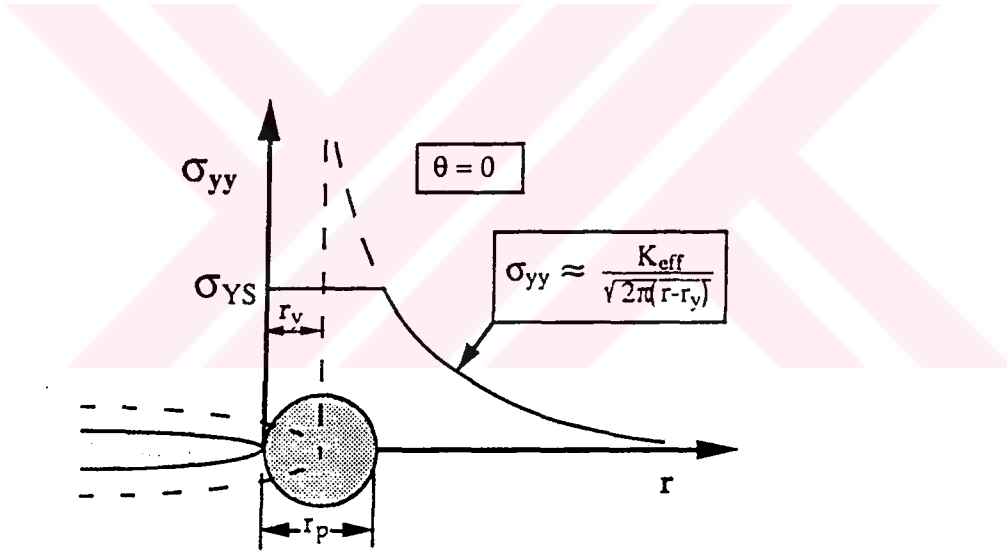
Bulunan bu r_p denklem (2.10) 'da bulunan r_y 'nin tam iki katı büyüklüğündedir. Şekil (2.10) 'a bakıldığında elastik bölgedeki gerilmelerin (2.4) ifadesinde tahmin edilenlerden daha büyük yüksek efektif gerilme şiddeti faktörü ortaya çıkar. Irwin [16], K 'daki artışı mevcut çatlak boyundan biraz daha büyük bir efektif çatlak

boyu ile izah etmektedir. K_{eff} 'in en iyi yaklaşımla elde edilebilmesi efektif çatlak boyunu Şekil 2.11 'deki plastik bölgenin ortaya koyulmasıyla mümkündür. Bu yüzden efektif çatlak boyu, mevcut çatlak boyunun plastik bölge düzeltmesiyle toplamı olarak elde edilebilir.

$$a_{eff} = a + r_y \quad (2.13)$$

r_y değeri düzlem stress (plane stress) için (2.10) ifadesiyle verilmiştir. Düzlem şekil değiştirmede (plane strain) akma üç eksenli gerilme altında bastırıldığından, r_y , plastik bölge düzeltmesi üçe bölünerek küçültülür :

$$r_y = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K_I}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2.14)$$



Şekil 2 . 11 . Irwin plastik bölge düzeltmesi

Efektif gerilme şiddeti faktörünün (K_{eff}) elde edilişi mevcut K formülünde a_{eff} 'in yerine koyulmasıyla olur.

$$K_{eff} = \beta (a_{eff}) \sigma \sqrt{\pi a_{eff}} \quad (2.15)$$

Efektif çatlak boyu, geometri düzeltme faktörü β 'nın içinde hesaba katıldığına göre K_{eff} çözümünde iteratif çözüm gerekir. K_{eff} çözümünde ilk önce a_{eff} (2.10) ve

(2.13) ifadelerinden bulunur. Yeni a_{eff} 'in çözümündeyse K_{eff} kullanılır ve bu işlem K_{eff} yakınsayana dek devam eder.

2 . 4 . 2 . Plastik Bölgenin Şekli

Şimdiye dek bahsi geçen plastik bölgelerin tanımı hep çatlak düzlemine ($\theta = 0$) göre yapılmıştır. θ 'nın değişik değerlerine göre de Tablo 2.1 ve 2.3 'den faydalanarak ve akma kriterini kullanarak plastik bölge hesabı yapılabilir. Von Mises ifadesine göre efektif gerilme aşağıdaki gibidir.

$$\sigma_e = \frac{1}{\sqrt{2}} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 \right]^{1/2} \quad (2.16)$$

Burada, σ_e efektif gerilme, σ_1 , σ_2 ve σ_3 ise üç temel normal gerilmelerdir. Von Mises kriterine göre akma $\sigma_e = \sigma_{ys}$ değerinde meydana gelir. Plane stress veya plane strain koşullarına göre iki boyutlu Mohr dairesinden faydalanarak,

$$\sigma_1, \sigma_2 = \frac{\sigma_{xx} + \sigma_{yy}}{2} \pm \left[\left(\frac{\sigma_{xx} - \sigma_{yy}}{2} \right)^2 + \tau_{xy}^2 \right]^{1/2} \quad (2.17)$$

ifadesi elde edilir. Plane stress durumunda $\sigma_3 = 0$, plane strain durumunda $\sigma_3 = \nu(\sigma_1 + \sigma_2)$ 'dir. Mode I gerilmeleri ise aşağıdaki gibi olur :

$$\sigma_1 = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (2.18a)$$

$$\sigma_2 = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (2.18b)$$

$$\sigma_3 = 0 \quad (\text{plane stress}) \quad (2.18c)$$

$$\sigma_3 = \frac{2\nu K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (\text{plane strain}) \quad (2.18d)$$

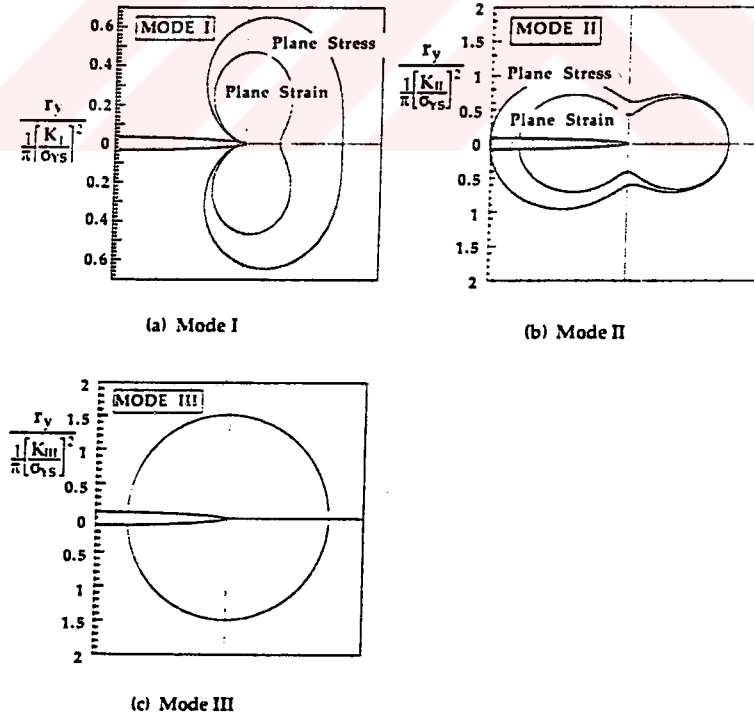
(2.18) denklemleri (2.16) denkleminde yerine koyulduğunda ve $\sigma_e = \sigma_{ys}$ değişimi yapıldığında Mode I için plastik bölgenin çözümü θ 'nın fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi bulunur.

$$r_y(\theta) = 1/4\pi (K_I / \sigma_{ys})^2 (1 + \cos\theta + 3/2 \sin^2\theta) \quad (2.19a)$$

$$r_y(\theta) = 1/4\pi (K_I / \sigma_{ys})^2 [(1-2\nu)^2 (1 + \cos\theta) + 3/2 \sin^2\theta] \quad (2.19b)$$

(2.19a) ve (2.19b) denklemlerinden elde edilen değerler Şekil 2.12 'de çizilmiştir. Bu şekil tahmini elastik ve plastik davranış özelliğini tanımlamaktadır.

Mode I plastik bölgelerinde plane stress ve plane strain farkı boyut ve şekil açısından çok açık olarak görülmektedir.



Şekil 2.12. Elastik çözümler ve Von Mises kriterine göre tahmin edilen çatlak ucu plastik bölge şekilleri [14].

2 . 4 . 3 . Kritik K Değeri

Bölüm 2.2.1 'de teklik baskın bölge kavramı ve çatlak ucu şartları karakterizasyonu anlatılmıştı. Lineer elastik bir malzemede çatlak ucu civarındaki gerilmeler $1/\sqrt{r}$ ile değişkenlik göstermektedir, ve gerilme şiddeti faktörü ise tekliğin büyüklüğünü tanımlamaktadır. Tablo 2.1 'den Tablo 2.3 'e kadar olan tablolarda verilen denklemler eğer gerilme şiddeti faktörü biliniyorsa teklik baskın bölgedeki gerilmeleri, şekil değiştirmeleri, deplasmanları tanımlamaktadır. Eğer bir malzeme kısmi olarak bazı gerilme ve şekil değiştirme altında kırılma uğruyorsa, çatlak büyümesi kritik bir K değerinde olmaktadır. Bu K_{crit} değeri kırılma tokluğunun (fracture toughness) bir göstergesi olup çatlak yapının boyut ve geometrisinden bağımsız bir malzeme sabitidir.

Kritik gerilme şiddeti faktörü malzeme sabiti olmasına rağmen yükleme tipine göre değişiklik gösterir. ($K_{ICrit} \neq K_{IICrit} \neq K_{IIICrit}$)

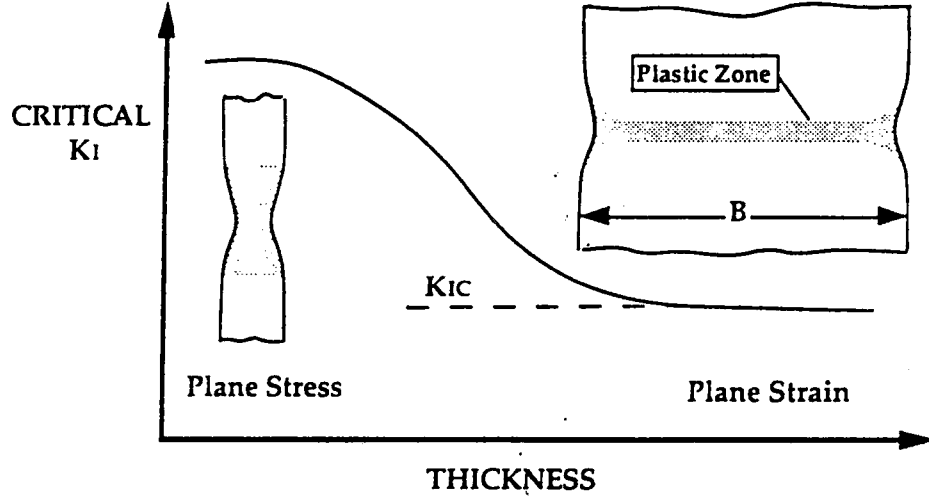
Malzemelerin bir çoğu kayma gerilmelerine nazaran normal çekme gerilmeleri altında kırılma daha dayanıksızdır. Bu yüzden Mode I yüklemenin pratik olarak büyük önemi vardır. Zira Mode II ve Mode III yükleme genelde çatlak başlangıcına sebep olmazlar. Başka bir deyişle K_{IICrit} ve $K_{IIICrit}$ genelde K_{ICrit} 'den daha büyüktür. Pratik uygulamaların birçoğunda kırılma mekaniği Mode I yüklemeyi gözönüne alır.

2 . 4 . 4 . Malzeme Boyutlarının Etkisi

Kritik gerilme şiddeti faktörü yalnız bazı koşullar yerine getirildiğinde malzeme sabiti olmakta, aksi takdirde K_{crit} değerleri geometriye bağımlı olmaktadır.

Çatlak ucunda plane strain şartlarına ulaşmak için plastik bölgenin malzeme kalınlığına göre daha küçük olması gerekmektedir. Eğer malzeme kalınlığı çok az olursa veya plastik bölge çok büyük olursa çatlak ucu zorlaması ortadan kalkar ve

bu da yüksek tokluk değerlerine ulaşılmasına neden olur. Şekil 2.13 'de kritik Mode I gerilme şiddeti faktörünün kalınlıkla değişen ilişkisi görülmektedir.



Şekil 2 . 13 . Malzeme kalınlığının Mode I kırılma tokluğuna (fracture toughness) etkisi [14].

İnce malzemeler söz konusu olduğunda plane stress kırılma koşulları oluşur. Kırılma tokluğu, malzeme kalınlaştıkça azalır. Ancak belirli bir kalınlıktan sonra kalınlık artışının fazla bir etkisi olmaz. Bu kalınlıktaki kritik Mode I gerilme şiddeti değerine plane strain kırılma tokluğu adı verilir.

2 . 5 . Yorulma Çatlağı İlerlemesi

1960 'larda Paris ve arkadaşları [17, 18] kırılma mekaniğinin yorulma çatlak büyümesi karakterizasyonunda kullanılabileceğini göstermiştir. Sabit büyüklükte tekrarlı gerilme şiddeti faktörü değerlerinde çatlak büyümesi Şekil 2.14 'de gösterilmiştir. Çatlak ucunda tekrarlı plastik bölge oluşmakta ve büyüyen çatlak plastik dalgasının arkasında kalmaktadır.

Eğer plastik bölge, elastik tekillik bölgesinin içinde kalacak şekilde yeterince küçük ise çatlak ilerleme hızı sadece K_{max} ve K_{min} değerlerine bağlı olacaktır. Çatlak ilerleme hızı aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$da/dN = f(\Delta K, R) \quad (2.20)$$

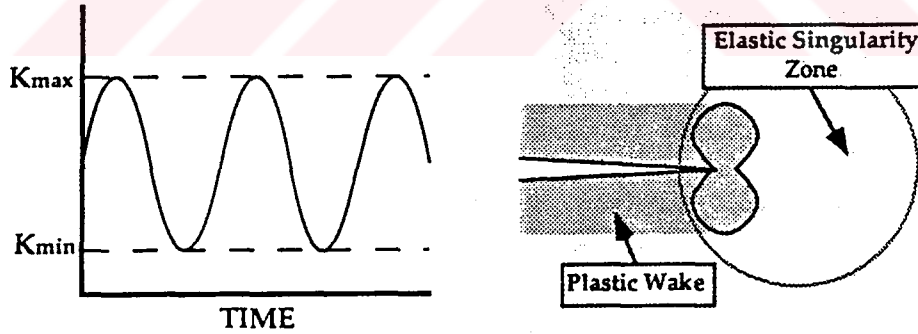
$$\Delta K = K_{max} - K_{min} \quad (2.21)$$

$$R = K_{min} / K_{max} \quad (2.22)$$

da/dN ise tekrar başına çatlak ilerlemesidir. Denklem (2.20) integre edilirse tahmini yorulma ömrü tayin edilebilir. Çatlağın ilk boyuna a_0 , son boyuna a_f denirse, yorulma ömrü tekrar cinsinden ,

$$N = \int_{a_0}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \quad (2.23)$$

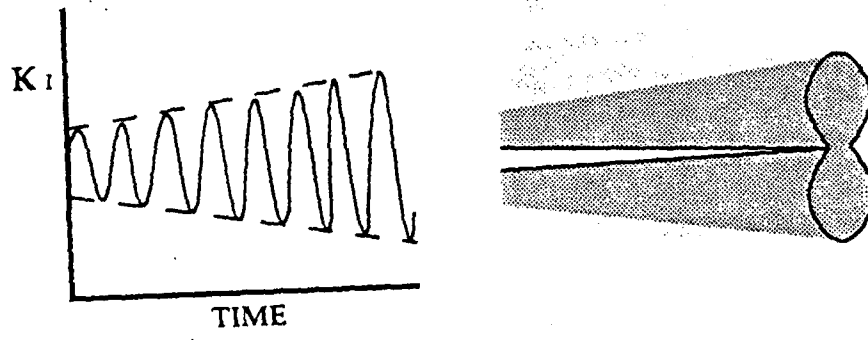
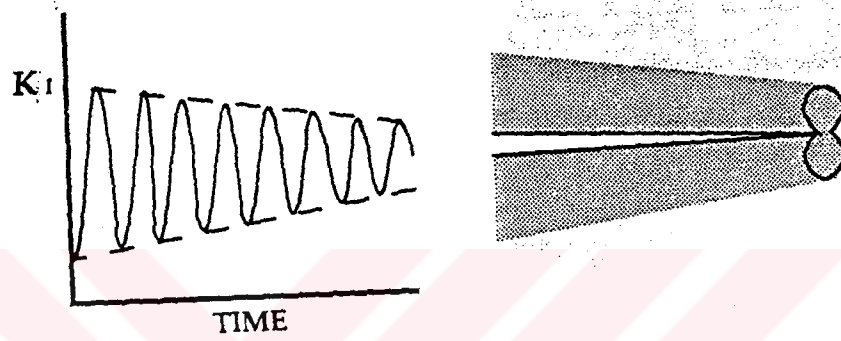
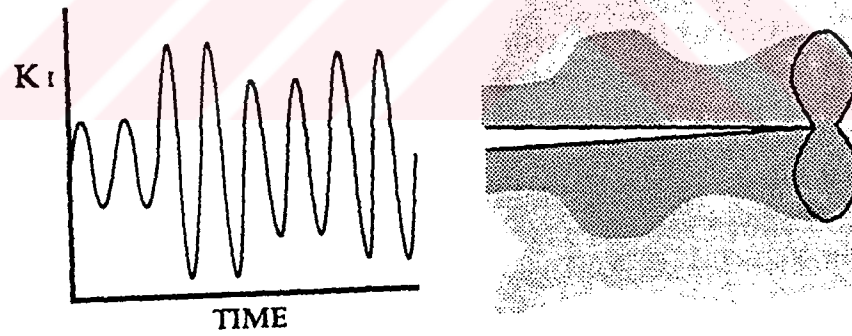
olarak hesaplanabilir. Eğer K_{max} veya K_{min} tekrarlı yükleme esnasında değişkenlik gösteriyorsa her tekrarda K_{max} ve K_{min} değerlerinin çatlak boyuna etkisi gözönüne alınır. Şekil (2.15) 'de değişik yükleme (artan, azalan, karışık) konfigürasyonlarında oluşan görüntü gösterilmiştir.



Şekil 2 . 14 . Sabit büyüklüklü yorulma çatlak büyümesi [14].

2 . 5 . 1 . Ampirik Yorulma Çatlak Denklemleri

Şekil 2.16 'da da/dN ile ΔK değerlerinin logaritmik çizimi gösterilmiştir. Bu çizim metallerde görülen tipik yorulma çatlak ilerlemesini tasvir etmektedir. Söz konusu

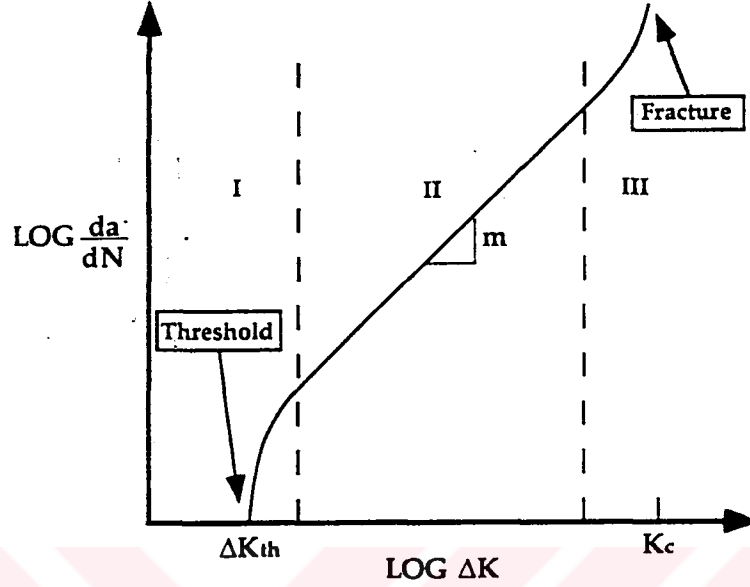
(a) K increasing.(b) K decreasing

(c) Random loading.

Şekil 2 . 15 . Değişken K ve tekrarlı yük altında oluşan plastik bölgeler [14].

grafik birbirinden ayrı üç bölümden oluşmaktadır. Orta seviyedeki ΔK değerlerinde eğri, doğrusal ancak küçük ve büyük ΔK değerlerinde doğrusal olmayan özellik gösterir. K_{max} , K_{crit} değerine yaklaştığında çatlak ilerleme hızı artar. Diğer taraftan da/dN , başlangıç (threshold)'da, ΔK , sıfıra yaklaşır. Bu grafiğin doğrusal bölümü bir kuvvet kuralı ile tanımlanabilir.

$$da/dN = C\Delta K^m \quad (2.24)$$



Şekil 2.16 . Metal malzemelerde görülen tipik çatlak ilerlemesi [14].

C ve m malzeme sabitleri olup deneysel olarak tayin edilmektedirler. (2.24) ifadesine göre çatlak ilerleme hızı sadece ΔK 'ye bağlıdır.

Paris ve Erdoğan [18, 19, 20, 21], ikinci bölgedeki bu ilişkiyi keşfetmişlerdir. Genel olarak (2.24) denkleminde Paris kanunu denir. Denkleminde verilen m değeri malzeme çeşidine göre 2 ila 7 arasında bir değer alır.

Şekil 2.16 'da verilen grafiğin II ve III. bölgeleri için Forman' da [22] bir ilişki geliştirmiştir.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^m}{(1-R)K_{crit} - \Delta K} \quad (2.25)$$

aynı denklem şu şekilde de yazılabilir :

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^{m-1}}{\frac{K_{crit}}{K_{max}} - 1} \quad (2.26)$$

(2.25) denkleminde anlaşılabileceği gibi K_{max} , K_{crit} değerine yaklaştıkça çatlak ilerleme hızı sonsuza gider. Forman denklemindeki C ve m katsayıları Paris-Erdoğan kanunundaki değerlerden farklıdır.

Aynı grafiğin II. ve III. bölgeleri için Walker [23] aşağıda verilen modeli geliştirmiştir.

$$\frac{da}{dN} = C[\Delta K(1-R)^{p-1}]^m \quad (2.27)$$

Buradaki ΔK ve R değerleri yerlerine (2.21) ve (2.22) eşitlikleri yazılırsa (2.27) ifadesi aşağıdaki şekle dönüşür.

$$\frac{da}{dN} = C[(1-R)^p K_{max}]^m \quad (2.28)$$

Yukarıdaki ifadelerdeki C, p ve m katsayıları deneysel olarak tespit edilmiş sabitler olup diğer çatlak ilerleme hızı denklemlerindeki benzer katsayılardan farklıdır.

Weertman [24] da aynı bölgeler için yarı ampirik bir denklem geliştirmiştir.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^4}{K_{crit}^2 - K_{max}^2} \quad (2.29)$$

Daha önce de belirtildiği gibi her denklemdeki C ve m sabitleri birbirinden farklıdır. Forman ve Weertman denklemlerinin her ikisinde de $K_{max} = K_{crit}$ civarında eğri asimptotiktir. Ayrıca her iki denklem de başlangıç (threshold) ΔK hakkında bir tahmin yapamaz.

Klesnil ve Lucas [25], Paris kanunu denilen (2.24) ifadesini modifiye ederek,

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K^m - \Delta K_{th}^m) \quad (2.30)$$

ifadesini elde etmiştir. Bu ifadede ise ΔK_{th} genelde R oranına bağlı olmaktadır.

Priddle ise tüm eğri boyunca geçerli, içinde hem ΔK_{th} hem de K_{crit} olan bir ifade geliştirmiştir.

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K - \Delta K_{th}}{K_{crit} - K_{max}} \right]^m \quad (2.31)$$

McEvily [26] de tüm eğri boyunca geçerli bir model geliştirmiştir:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K - \Delta K_{th})^2 \left(1 + \frac{\Delta K}{K_{crit} - K_{max}} \right) \quad (2.32)$$

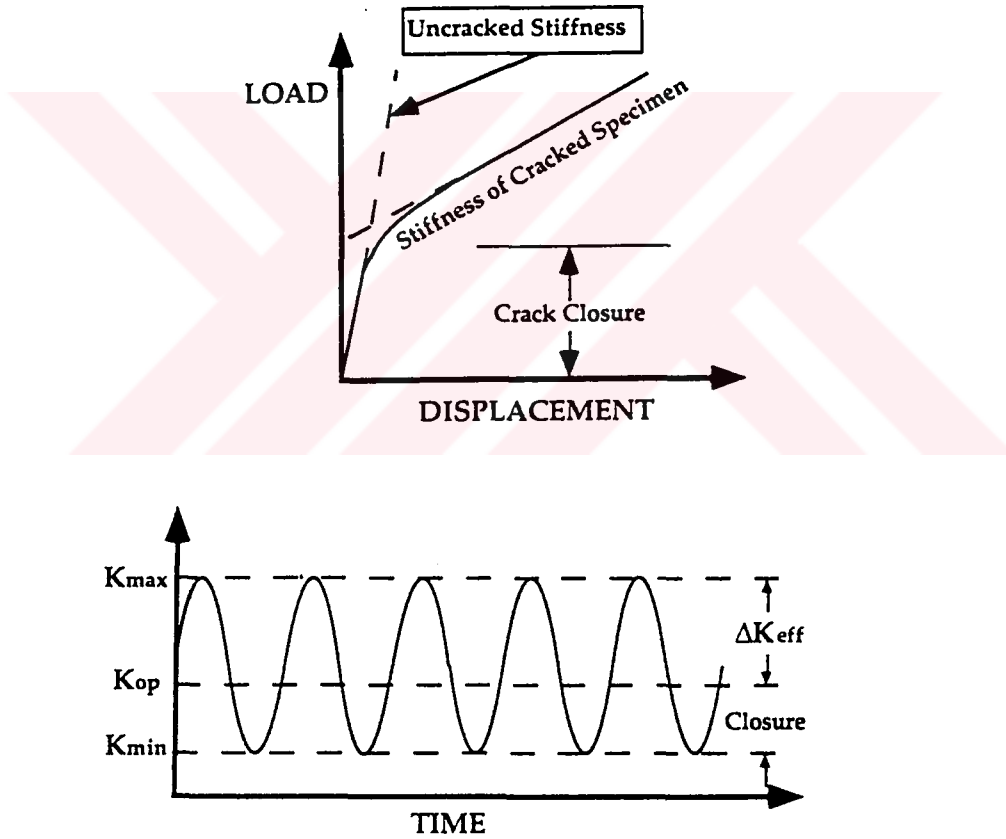
Görüldüğü gibi (2.24) 'ten (2.32) 'ye kadar olan denklemlerin hepsi (2.20) formunda olup yorulma ömrü tayini için (2.23) ile integre edilebilir. Yukarıda bahsi geçen tüm denklemler genel olarak dört adet malzeme sabiti içermektedir. C, m, K_{crit} ve ΔK_{th} bu dört sabittir. Yukarıda verilen (2.24) 'ten (2.32) 'ye kadar olan denklemlerden görüldüğü gibi çatlak ilerleme hızı ΔK ve R parametrelerine bağlıdır.

2.5.2. Çatlak Kapanması ve Yorulma Başlangıcı

Paris kanunu olarak bilinen (2.24) ifadesi yorulma çatlak ilerlemesi tayininde herkes tarafından kabul görmesine rağmen bu basit ifade uygulanabilir değildir. Şekil 2.16 'da gösterilen da/dN - ΔK logaritmik gösteriminin doğrusal olan kısmında bu ifadeye

göre doğru sonuçlar elde edilebilmektedir. Ancak söz konusu eğrinin her iki ucundaki bölgede eğri R oranına bağlılık göstermektedir.

Elber [27] R oranı ve yorulma başlangıcı (fatigue threshold) etkilerine biraz olsun açıklık getirmiştir. Elber, Şekil 2.17 'deki grafiği, çeşitli test parçaları üzerinde yorulma çalışması yaparken elde etmiştir. Büyük yüklerde, test parçaları kırılma mekaniğindeki standart ifadelerle uyum gösterdiği halde küçük yüklerde çatlaklı test parçasının çatlağı olmayanlarla yakın özellikler gösterdiğini fark etmiştir. Elber bu değişikliği düşük ancak sıfırdan büyük yüklerde çatlak yüzeylerinin birbirleriyle temas etmesi - çatlak kapanması - ile izah etmiştir.



Şekil 2 . 17 . Çatlak ilerleme esnasında çatlak kapanması [14].

Elber, çatlak ilerleme hızının çatlak kapanması ile yavaşlamasını efektif stress intensity aralığının azalmasına bağlamıştır. Şekil 2.17b çatlak kapanmasını tasvir etmektedir. Bir çatlaklı parça tekrarlı olarak K_{max} ve K_{min} ile yüklendiğinde, çatlak

yüzeyler, çatlakların açıldığı gerilim şiddeti değerinin, K_{op} , altında birbiriyle temas ederler. Elber tüm bunların sonucu olarak K_{op} değerinin altında etkiyen yüklemelerin yorulma çatlak ilerlemesine bir etkisi olmadığını özetlemiştir. Kendisi efektif gerilim şiddeti aralığını,

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{op} \quad (2.33)$$

olarak ifade etmiştir. Ayrıca efektif gerilim şiddeti oranını,

$$\begin{aligned} U &= \Delta K_{eff} / \Delta K \\ &= K_{max} - K_{op} / K_{max} - K_{min} \end{aligned} \quad (2.34)$$

olarak göstermiştir. Son olarak da Paris-Erdoğan [18] ifadesini modifiye ederek,

$$da/dN = C \Delta K_{eff}^m \quad (2.35)$$

formuna getirmiştir. (2.35) ifadesi değişik R oranlarında çok başarılı yorulma çatlak ilerlemesi verileri vermektedir.

2.5.3. Çatlak Kapanması ve ΔK_{th}

Çatlak kapanması çatlak ilerlemesi hızını azaltır ve ΔK_{th} 'yi ortaya çıkarır. Çatlak kapanmasının etkileri iki şekilde sıralanabilir. Birincisi, açılma (opening) gerilim şiddeti, K_{op} , bir malzeme sabiti ve K_{min} ve K_{max} 'tan bağımsız olmasıdır. İkincisi, malzeme için bir öz ΔK_{th} değerinin olmaması ve $\Delta K_{eff} > 0$ olması durumunda (2.35) ifadesinin geçerliliğinin olmasıdır. Bu durumda (2.35) Elber ifadesi,

$$\frac{da}{dN} = C (U \Delta K)^m \quad (2.36)$$

olarak yazılabilir. U , $K_{min} < K_{op}$ olmak kaydıyla (2.34) ifadesiyle verilmiştir. $K_{min} \geq K_{op}$ olması durumunda, $U = 1$ olur ve kapanmanın çatlak ilerleme hızına bir etkisi olmaz. Bu durumda Paris-Erdoğan [18] denklemi geçerli olur. ΔK ve R terimleri (2.34) ifadesinde yerlerine koyulup tekrar yazılırsa,

$$U = \frac{1}{1-R} - \frac{K_{op}}{\Delta K} \quad (2.37)$$

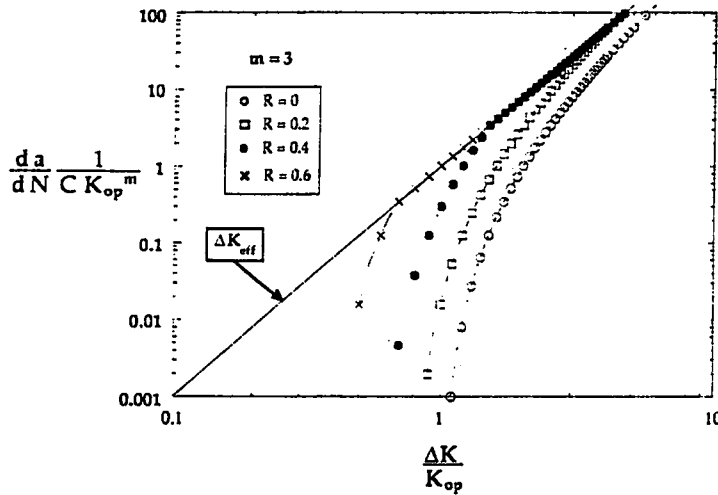
ifadesi elde edilir. ΔK_{th} değeri ise $U = 0$ yapılarak,

$$\Delta K_{th} = K_{op}(1-R) \quad (2.38)$$

şeklinde bulunur. (2.37) ifadesinin geçerliliği aşağıda belirtilen aralıklarda gerçekleşir.

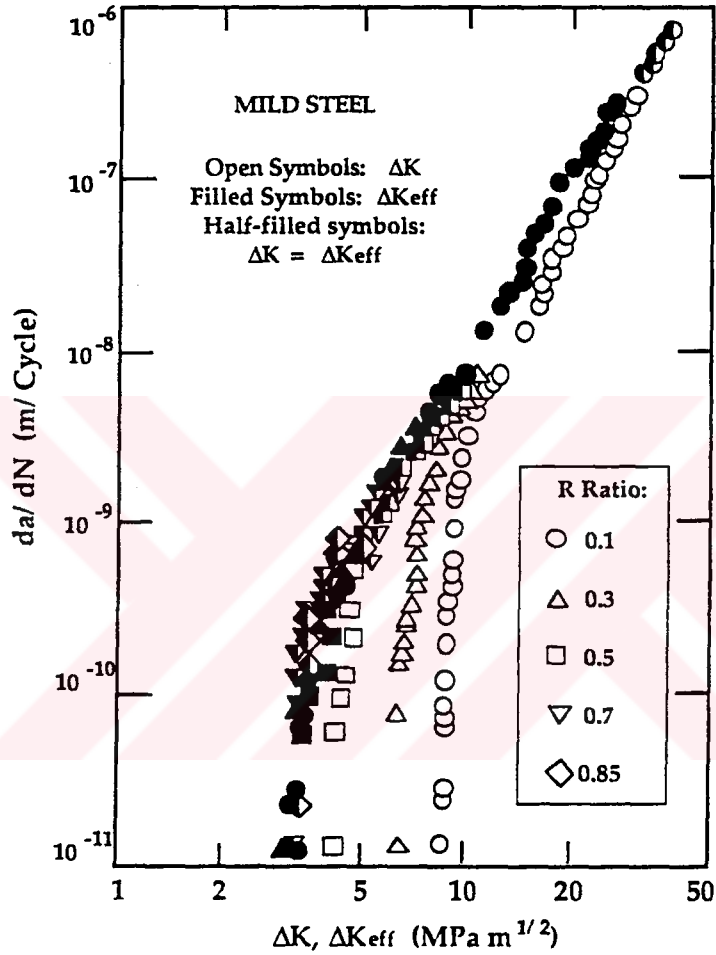
$$K_{op}(1-R) \leq \Delta K \leq K_{op} \left(\frac{1}{R} - 1 \right) \quad (2.39)$$

Şekil 2.18 'de (2.36) ifadesinin değişik R oranları için elde edilmiş boyutsuz grafiği görülmektedir. Bu grafikteki eğriler tipik I. ve II. bölge davranış özelliği göstermektedirler. Başlangıç gerilim şiddeti aralığı, R oranının artmasıyla azalma göstermektedir. Oysa Paris kanununda çatlak ilerlemesi R oranından bağımsızdır.



Şekil 2.18. Boyutsuz çatlak ilerleme eğrilerinin hesabı

Şekil 2.19 'dan da görüldüğü gibi yumuşak çelik üzerinde yapılan bir deneysel çalışma [28], Elber 'in çalışması (2.35) ile aynı yolu izlemekte dolayısıyla yapılan analizin doğruluğunu ispatlamaktadır.



Şekil 2 . 19 . Yumuşak çeliğin değişik R oranlarında yorulma çatlak ilerlemesi [28]

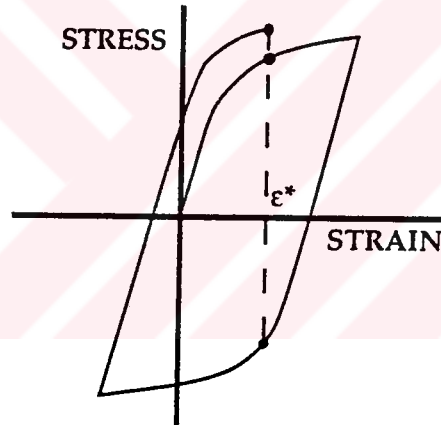
2 . 6 . Değişik Büyüklükte Yüklemler ve Geciktirme Etkisi

Sabit büyüklüklü yüklemeli ($dK/da = 0$) çatlak ucu şartlarında da/dN , ΔK ve R arasında bir tane ilişki vardır. Ancak gerçekte bu ideal şartları sağlayan pek az örnek vardır. Yapılar ömürleri boyunca çok çeşitli gerilmelere maruz kalırlar. Bu

durumda, çatlak ilerleme hızı sadece o anki yükleme durumuna bağlı olmaz, aynı zamanda bir önceki yükleme şartlarına da bağlıdır.

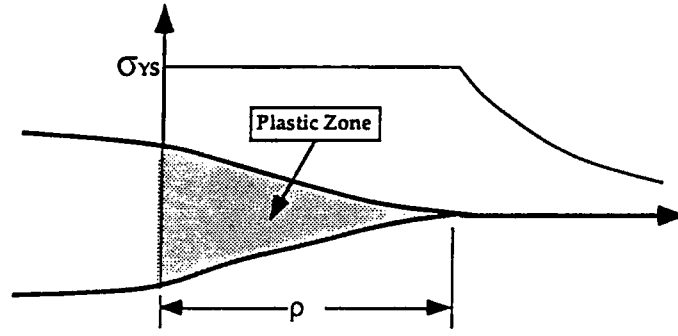
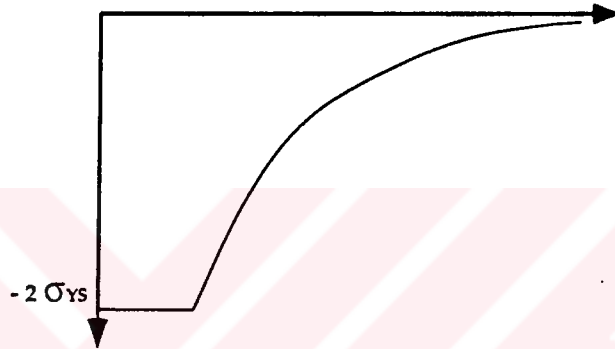
2 . 6 . 1 . Çatlak Ucu Ters Plastisitesi

Elastik-plastik bir malzemenin akma değerinin altında çekme ve basma ile yüklenmesiyle ortaya çıkan gerilme-şekil değiştirme (stress-strain) ilişkisi Şekil 2.20 'deki gibidir. Belli bir şekil değiştirmedeki, ϵ^* , gerilmeyi bulmak için sadece şekil değiştirmeyi (strain) tayin etmek yeterli olmayacaktır. Zira Şekil 2.20 'de de görüldüğü üzere ϵ^* değerine karşı gelen üç ayrı gerilme mevcuttur. O halde ϵ^* 'ın yanında şekil değiştirmeye neden olan deformasyonu da tayin etmek gereklidir.

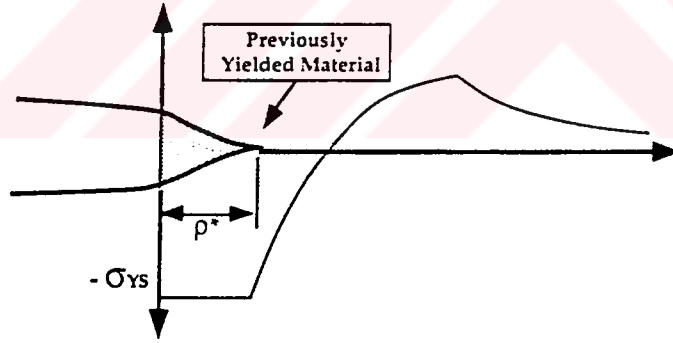


Şekil 2 . 20 . Gerilme - Şekil değiştirme eğrisinin akma değerinin altında çekme ve basma yükleri altındaki görünümü [14].

Şekil 2.21 'de tek bir gerilme tekrarında çatlak ucu plastik deformasyonu görülmektedir. K_{max} yüklendiğinde çatlak ucunda plastik bir bölge oluşmaktadır. Yükleme kalktığında, çatlak ucu civarındaki malzeme ters plastisite özelliği gösterir ve bası plastik bölgeye sebep olur. Bu bası gerilmesi alanı bir sonraki deformasyonu ve çatlak büyümesini etkiler. Aşırı yükleme sonrası çatlak ilerlemesi gecikmesi (Bölüm 2.6.2) buna örnek olarak verilebilir.

(a) Crack loaded to K_{max} .

(b) Superimposed stress field.



(c) Stress field after unloading.

Şekil 2 . 21 . Tekrarlı yükleme altında ters plastik bölgenin oluşumu [14].

Rice 'a göre [29] yapı K_{max} ile yüklendiğinde (Şekil 2.21a) ve küçük ölçekli bir akmanın olduğu farzedildiğinde plastik bölgenin boyutu,

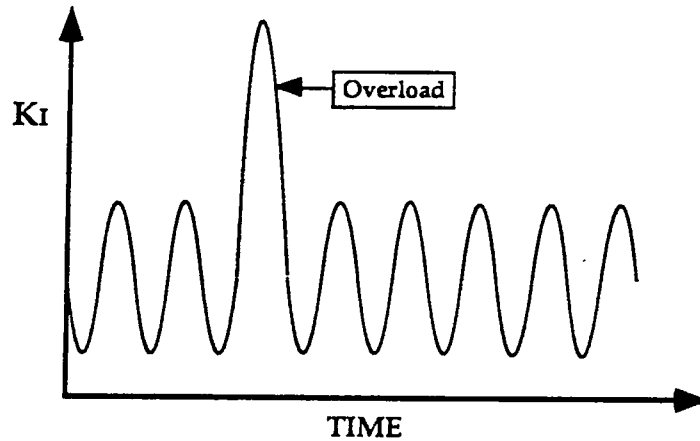
$$\rho = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2 . 40)$$

olur. Üzerine $-\Delta K$ bası gerilim şiddeti ilave edildiğinde efektif akma gerilmesi ters akma için $-2\sigma_{ys}$ olur. Zira bası plastik bölgede bulunan malzeme bir ilk başlangıç $+\sigma_{ys}$ 'den $-\sigma_{ys}$ değerine gerilmek zorundadır. Şekil 2.21b 'de ilave edilmiş gerilme alanı ve Şekil 2.21c 'de yükleme boşalması sonucunda kalan net gerilme alanı görülmektedir. Tahmin edilen bası plastik bölgenin boyutu (2.41) ifadesindeki gibi olur.

$$\rho^* = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{max}}{2\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2.41)$$

2.6.2. Aşırı Yüklemlerin Etkisi

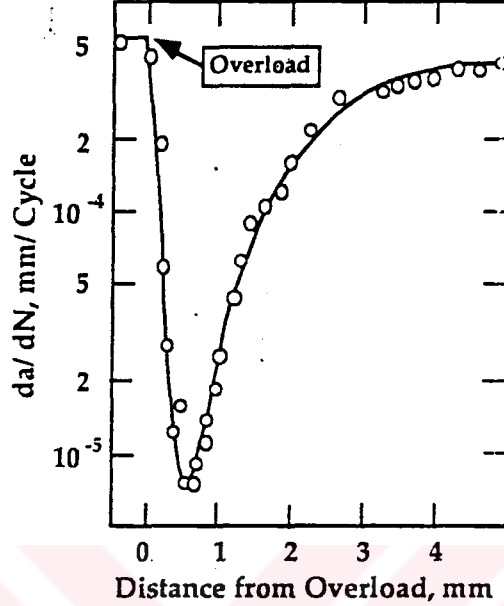
Şekil 2.22 'de sabit büyüklüklü yüklemenin tek bir aşırı yükleme ile kesilmesi, daha sonra ise sabit büyüklüğüne dönmesi görülmektedir. Aşırı yükleme öncesi plastik bölgenin boyu olağan (steady state size) boyutuna ulaşmıştır. Ancak bu boyut aşırı yükleme sonucu farkedilir bir büyüklüğe ulaşır. Olağan K_{max} ve K_{min} değerlerine dönülmesine rağmen aşırı yükleme plastik bölgesi, sonraki yorulma özelliklerini etkileyecektir (Şekil 2.21).



Şekil 2.22. Tekrarlı yük boyunca tek bir aşırı yüklemenin gösterimi [14].

Şekil 2.23'de sabit büyüklüklü yükleme esnasında tek bir aşırı yükleme sonunda elde edilen deney sonucu gösterilmiştir [30]. Aşırı yüklemenin hemen ardından,

da/dN hemen durmuştur. Çatlak ucunda oluşan artık bası gerilmeleri (residual compressive stresses) yorulma çatlak ilerlemesini geciktirmiştir.



Şekil 2 . 23 . Aşırı yükleme ertesinde çatlak ilerleme gecikmesi [30].

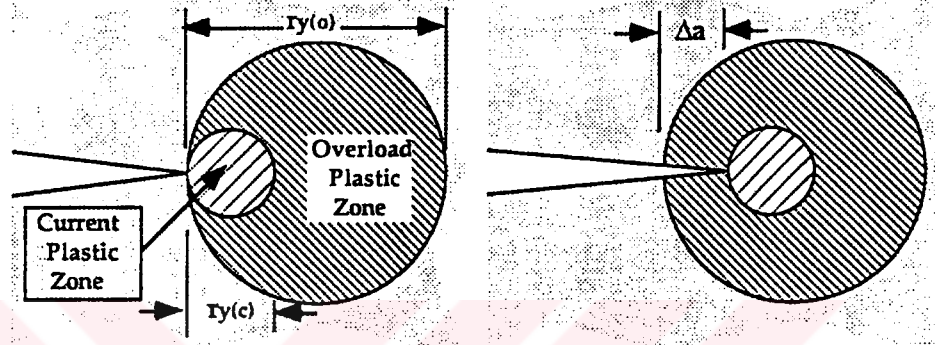
Aşırı yükleme sonrası ortaya çıkan çatlak ilerleme gecikmesini tanımlayan ve içerisinde deneysel elde edilmesi gereken parametreler içeren birçok ampirik ve yarı ampirik modeller mevcuttur. Wheeler [31] modeli bunlar içerisinde basit ve kullanışlı olanlarından biridir. Wheeler modeli çatlak ilerleme hızını aşırı yükleme plastik bölgesi boyutu ve mevcut plastik bölge boyutu ile ilişkilendirir (Şekil 2.24). Aşırı yükleme esnasında K_{ol} , aşırı yükleme gerilim şiddeti olmak üzere oluşan plastik bölgenin boyutu,

$$r_{y(ol)} = \frac{1}{\phi\pi} \left(\frac{K_{ol}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2.42)$$

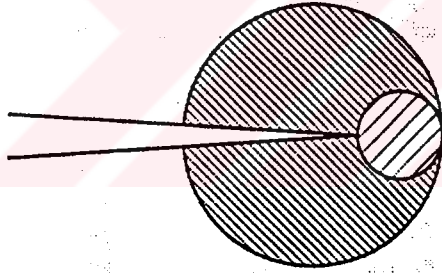
olur. ϕ değeri plane stress için 2, plane strain için 6'dır. K_{max} 'ın etkili olduğu mevcut plastik bölge boyutu ise,

$$r_{y(c)} = \frac{1}{\phi\pi} \left(\frac{K_{\max}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (2.43)$$

olarak ifade edilir. Wheeler modelinde geciktirme etkisi $r_{y(c)}$, $r_{y(ol)}$ içerisinde kaldığı müddetçe etkilidir (Şekil 2.24a ve 2.24b). Ancak $r_{y(c)}$, $r_{y(ol)}$ sınırına dokunduğunda aşırı yükleme geciktirme etkisi ortadan kalkar (Şekil 2.24c).



(a) Immediately following the overload. (b) After the crack propagates Δa .



(c) Propagation through the overload plastic zone.

Şekil 2.24. Yorulma çatlak gecikmesinde Wheeler modeli [14].

Aşırı yükleme olmasından itibaren Δa kadar ilerleyen çatlak için Wheeler bir geciktirme faktörü tanımlamıştır.

$$C_p = \left(\frac{\Delta a + r_{y(c)}}{r_{y(ol)}} \right)^{\gamma} \quad (2.44)$$

γ sayısı aksamın şekil parametresidir. Çatlak ilerlemesi C_p çarpanı oranında yavaşlamış olur.

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_R = C_p \frac{da}{dN} \quad (2.45)$$

Yorulma çatlaklı ilerlemesi kısmında (Bölüm 2.5) çatlak ilerleme hızı tanımında temel bir denklem (2.20) elde edilmişti. Tek bir aşırı yükleme için, aşırı yükleme plastik bölgeden, $r_{y(ol)}$, çıkmak için gerekli tekrar sayısı,

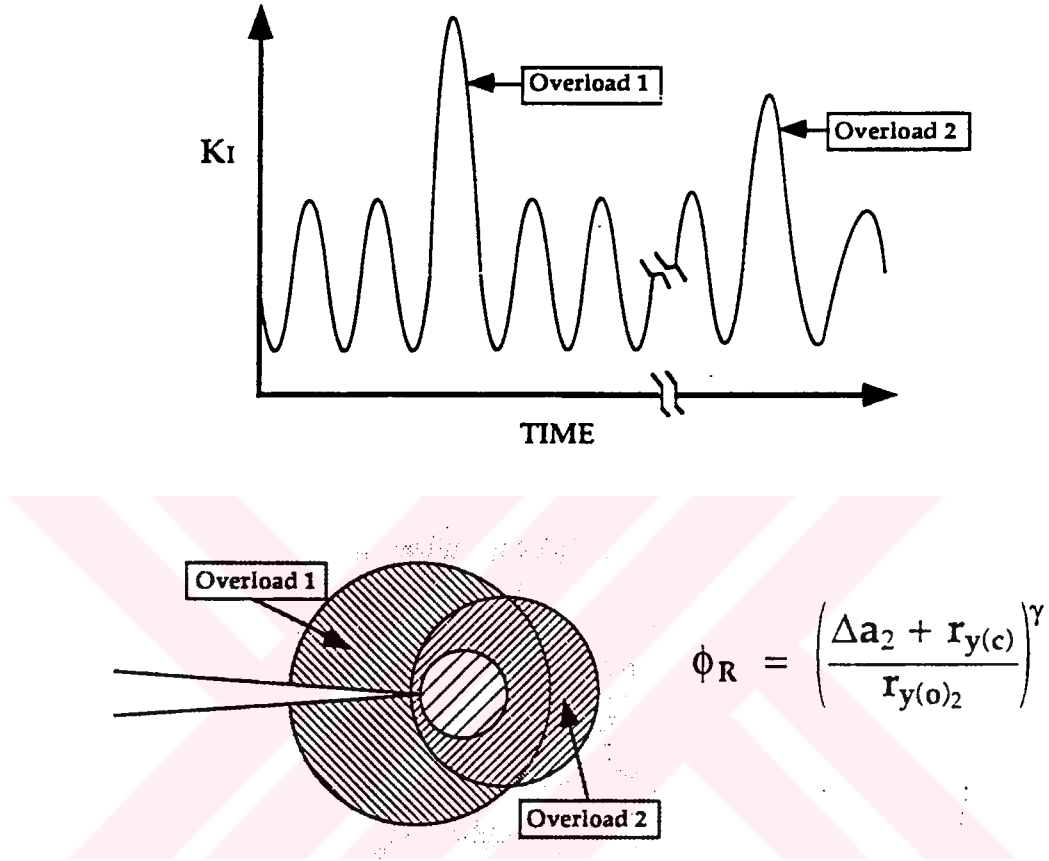
$$N_R = \int_{a_0}^{a^*} \frac{da}{C_p \{r_{y(ol)}, r_{y(c)}, \Delta a\} f(\Delta K, R)} \quad (2.46)$$

denklemi integre edilerek bulunabilir. a_0 , aşırı yükleme olduğundaki çatlak boyunu, $f(\Delta K, R)$ temel çatlak ilerleme kuralını (2.20) ve $a^* = a_0 + r_{y(ol)} - r_{y(c)}$ ifade eder.

2.6.3. Değişken Büyüklüklü Yorulma Analizi

Değişken büyüklüklü yorulma, düzenli tekrarlı gerilmeler veya rasgele yükler altında oluşabilir. Şekil 2.15 'de değişik büyüklüklü yükleme örnekleri gösterilmiştir. Gerçek malzemelerdeki çatlak ilerlemesi (2.20) ifadesi yardımıyla simüle edilerek incelenebilir. Ancak (2.20) ifadesi değişken büyüklüklü ve aşırı yüklemeli bir yük dağılımında kullanılırsa çok konservatif olacaktır. Değişken büyüklüklü yüklemeli bir parçanın yorulma ömrünün hesabı geciktirme modelinin her tekrarda integre edilmesiyle elde edilir. Değişken büyüklüklü yüklemelerde Wheeler geciktirme modeli, aşırı yükleme modelinden farklı olarak aşırı yükleme plastik bölge, $r_{y(ol)}$ ve mevcut plastik bölge, $r_{y(c)}$, değerlerini her tekrarda gözönüne almak durumundadır. Şekil 2.25 'te tipik bir yükleme örneği verilmiştir. Yüklemenin başlangıcında çok yüksek gerilme tekrarı, ardından daha orta şiddetli gerilme tekrarı görülmektedir. Aşırı yükleme plastik bölge, geciktirme faktörü C_p minimize olacak şekilde seçilir. Ancak yüksek yüklemenin ardından daha düşük bir

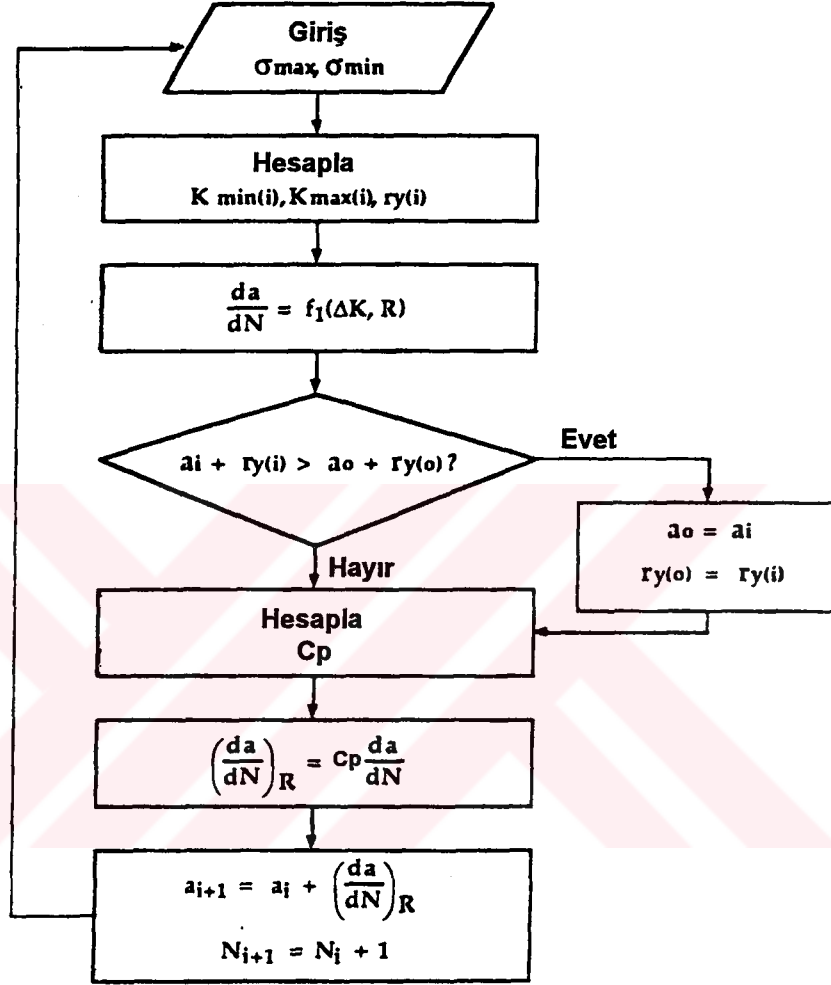
yüklemeye geliyorsa seçilecek olan plastik bölge küçüğününkü, yani en yeni yüklemeli plastik bölgedir.



Şekil 2 . 25 . Wheeler geciktirme modelinde değişken büyüklüklü yorulma analizi [14].

Şekil 2.26 'da Wheeler modeli kullanılarak yorulma çatlak ilerlemesi hesabını gösteren bir akış şeması verilmiştir. Algoritma basit görünmesine rağmen analizin tamamlanması her tekrarda çok zaman almaktadır. Gerilme girişi iki bölümden, spektrum ve ardışıklıktan meydana gelir. Spektrum, gerilme büyüklüğünün, düşük, orta ve yüksek olmasını tarif eder. Ardışıklık ise değişik gerilme büyüklüklerinin sıralamasını yani düzenli veya rasgele olmasını tarif eder. Wheeler modelinde dikkat edilmesi gereken husus, malzeme özelliklerine ve gerilme spektrumuna bağlı olan (2.44) ifadesindeki γ değeridir. Bu yüzden bu değer, yapıya etkiyen benzer karakterde gerilme spektrumlu deney parçasından ampirik olarak elde edilmesi

gerekir. Değişken büyüklüklü yükleme analizinde, doğru bir çatlak ilerleme tahmini için öncelikle γ değerinin saptanması şarttır. Ancak bundan sonra model gerçek yapılara tatbik edilebilir.



Şekil 2 . 26 . Wheeler modelinde değişken büyüklüklü yorulma analizi akış şeması [14].

BÖLÜM 3

YORULMA ÇATLAK ANALİZİNİN ANKA-1 MİKRO-HELİKOPTER PROJESİNE UYGULANMASI

3.1. Giriş

Bilindiği üzere günümüzde dünya havacılık ve uzay sanayiinde hafif/küçük uçak ve helikopterler çok önemli bir yer ve konuma sahip olmaya başlamışlardır. Bunun yanısıra, yakın bir geleceğe, sözgelimi 2000 yılına doğru genel bir projeksiyon yapıldığında, kullanım alanlarının giderek yaygınlaşmasına ve türevlerinin çoğalmasına binaen, anılan küçük sistemlerin önemleri daha da artacaktır.

Ülkemizde önemli bir potansiyele sahip olmasına karşılık, ihmal edilmiş olan küçük hava araçları araştırma ve geliştirme alanında bir başlangıç projesi olmak üzere İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesinde ANKA-1 Mikro-Helikopter Tasarım ve Prototip İmalî Projesi, DPT desteğiyle başlamış bulunmaktadır[5].

Projenin başlangıç ve temel amacı, günümüz helikopter teknolojilerinin bütünlük arzedeabilecek bir bölümü, ilgili teorik bilgi birikimi ve uygulama teknikleriyle kazanılması, hava araçlarının efektif kullanımı, bakım-idamesi, modifikasyonu ve tasarımı konularında özgüvene sahip, çekirdek milli mühendis ve araştırmacı kadrolarının yetiştirilmesidir. Yukarıda bahsedilen bu hedeflere ulaşılırken, aynı zamanda ülkemizin kısa vadeli havacılık ihtiyaçlarından biri olmaya aday bir hava aracının seri üretime yönelik olarak hazırlanması da projenin amaçlarından biri olarak belirlenmiştir. Kendine özgü tasarım, imalat ve kullanım özelliklerine sahip olacak ve 21. yüzyıl ile birlikte yaygın olarak kullanılması ve bir nevi hava araçlarının motosikleti olabilmesi beklenen mikro-helikopter çok önemli bir girişim olarak değerlendirilmektedir.

3.2. Günümüz Mikro-Helikopter Çalışmaları

Herkesin rahatlıkla sahip olup, kullanabileceği mikro ve küçük helikopterler, helikopter teknolojisinin hızla gelişmeye başladığı 1950'li yıllarda birçok kimsenin hayallerini süslemiştir. Hem helikopter hem araba olabilen, değişik araç konseptleri II. Dünya Savaşı sonrasında uzun yıllar popüler bilim dergilerinde yer almıştır.

O zaman ki teknolojik gelişmelerin yetersiz kalmaları nedeniyle birçok tasarımcı ve girişimcinin başlattığı dikine havalanan mikro-helikopter hava aracı (VTOL) projesi seri üretim safhasına gelememiştir. Soğuk savaş döneminde dünya helikopterciliği çok yoğun bir şekilde askeri helikopter üretimiyle gelişirken sivil helikopterler de genel olarak başka bir hava aracının kullanılmadığı yerler için geliştirilmiştir.

80'li yıllar ile tekrar gündeme gelen mikro-helikopterlerin yakın bir gelecekte, yeni ve en geniş kullanıma ulaşacağı iddia edilmektedir. Sabit kanatlı küçük uçaklar, pist-havaalanı gibi alt yapılar gerektirdiği için kullanımları sınırlı seviyede kalmış, buna karşılık bunun gibi alt yapılara ihtiyacı olmayan mikro-helikopterler noktadan noktaya şahsi ulaşımında cazip hale gelmiştir. Günümüz bilgisayar destekli tasarım-imalat ve kompozit malzeme teknolojilerindeki gelişmeler neticesinde, hava araç tasarımı ve geliştirilmesi büyük havacılık şirketlerinin tekelinden çıkmıştır. Özellikle küçük helikopter/uçak ve mikro araba projeleri küçük ölçekli ihtisas kuruluşları tarafından gerçekleştirilebilmektedir.

Havacılığın motosikleti olmaya aday mikro-helikopterlere olacak talebin yüksekliği ve helikopter teknolojisinin günümüzde sunduğu imkanlar, mikro-helikopter tasarım ve seri üretimini cazip hale getirmektedir.

3.3. ANKA-1 Mikro-Helikopter Projesi

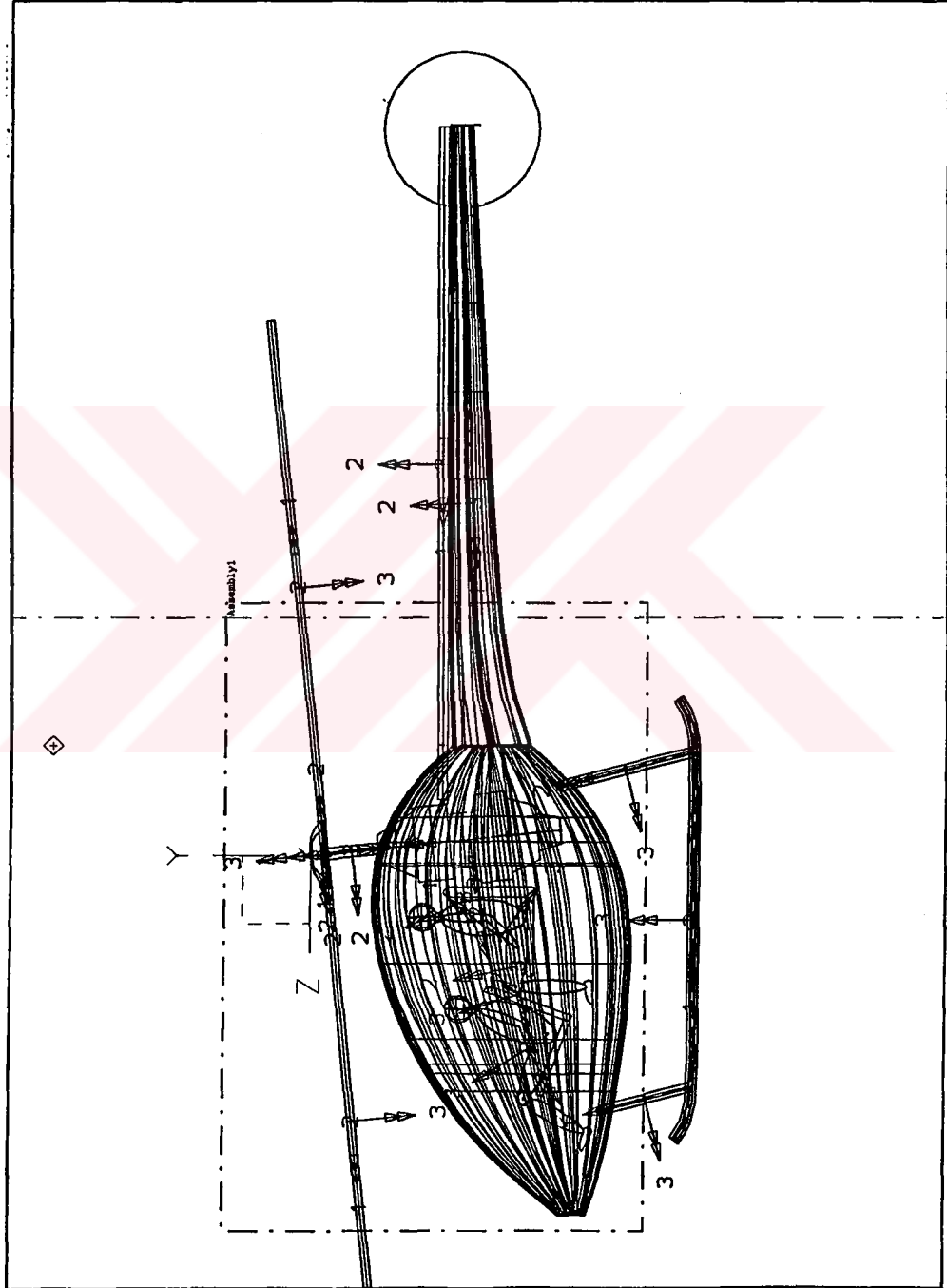
ANKA-1 mikro-helikopter projesi ile öncelikle 21. yüzyılda kullanılması beklenen küçük ve mikro-helikopter konseptine uygun bir başlangıç konfigürasyonu

geliştirilmesi ve ön prototipinin imal edilmesi amaçlanmıştır. ANKA-1, bir-iki kişilik mikro-helikopterleri günümüz en ileri helikopter teknolojileri ve tasarım metodlarının kullanımı ile üstün uçuş performans özelliklerinde, kullanımı kolay, yüksek uçuş emniyet ve kar getirici şekilde imal edilebilir ve bunların yanında birim fiyatı ve işletim maliyeti, geniş kabul görmesini sağlayacak şekilde düşük seviyede olması amaçlanmıştır.

ANKA-1 mikro-helikopter projesiyle dünya helikopter teknolojisiyle, ülkemiz arasındaki mevcut boşluğun yalnızca mühendislik alanında değil, aynı zamanda özgün teorik araştırma seviyesinde en azından belli konularda kapatılması hedeflenmiştir. Ticari mikro-helikopter konfigürasyonundan istenilen optimize edilmiş kalkış ve uçuş karakteristikleri, yüksek hız ve uzun menzil özelliklerinin gerçekleştirilmesi için en uygun çözüm olarak ortaya çıkan kanard, ek kuyruk itkisi uygulamaları aynı zamanda duran rotor konseptinde de yer almakta olması temel bir konfigürasyon geliştirilmesi fikrini birlikte getirmiştir. Sonuç olarak, proje çerçevesinde gelecekte yaygın kullanım alanı bulacak olan ve havacılığın motosikleti olmaya aday, seri üretilecek ticari, bir-iki kişilik mikro-helikopter ve yeni helikopter teknolojileri olan flap kontrol ve duran rotor konseptlerinin kolaylıkla geliştirilip, denenebileceği ek taşıma yüzeyli (burun kanardlı) ve ek kuyruk itkisine sahip bir konfigürasyon konsepti geliştirilmiştir.

Hedeflenen üstün manevra kabiliyeti, aeromekanik kararlılık ve geniş ikincil kontrol (helikopter pal titreşimlerinin rotor dönme frekansından daha yüksek frekanslarda kontrol girdileriyle sönmölendirilmesi uygulamasında olduğu gibi) ihtiyaçları flap kontrollu rotor konseptini her iki konfigürasyon içinde en uygun kontrol sistemi konumuna getirmiştir. Helikoptercilikte klasik olarak kullanılmakta olan pal dönme frekansındaki hat ve kontrol girişleri yerine, pal firar kenarlarında yer alan elastik flap yüzeylerinin geniş bir frekans aralığında hareket ettirilmeleri prensibine dayanan flap kontrol konseptiyle ilgili çalışmalar projenin akademik yönünü oluşturmuştur. Konsept geliştirmesi, dizayn metodoloji, ilgili analiz bilgisayar yazılımları ve sistematik parametrik incelemeler sonucunda istenilen konfigürasyona ait temel parametreler belirlenmiştir. Tespit edilen

konfigürasyonun gövde ve kompozit pal modellemeleri, statik yapı analizleri I-DEAS paket yazılımı ile yapılmıştır. Ön tasarım çalışmaları sonucunda belirlenen konfigürasyona göre 1:1 ölçekli model imal edilmiştir [5].



Şekil 3.1. ANKA-1 Mikro-Helikopterinin I-DEAS Modeli

3.4. Çatlak İlerleme Analizi

Çatlak ilerleme hızının tahmin edilmesi ilk önce hava taşıtının maruz kaldığı gerilme dağılımının her kademesindeki maksimum ve minimum gerilmelere bağlı maksimum ve minimum gerilme intensity faktörlerinin bulunmasıyla başlar. İkinci bölümde detaylı olarak anlatıldığı gibi K , gerilme şiddeti faktörü çatlak boyuna, yapısal geometriye, çatlak geometrisine ve genel yük dağılımına bağlı bir fonksiyondur.

İkinci aşama ise uygun bir çatlak ilerleme denkleminin tanımlanmasıdır. Tanımlanacak olan çatlak ilerleme denklemi, K , gerilme şiddeti faktörlerinin ve aralıklarının, gerilme oranının, başlangıç gerilme şiddeti faktörünün değişken büyüklüklü yükleme dağılımının ve diğer malzeme özelliklerinin bir fonksiyonu olacaktır.

Üçüncü aşamada ise gerilme dağılımı altında çatlak büyümesi eğrisi oluşturacak şekilde çatlak ilerleme denklemini adım adım integre edecek yol tespit edilmelidir.

Son aşamada ise kırılmanın olacağı uçuş saatini belirlemek üzere kritik gerilme şiddeti faktörüne ve uçuş saatine bağlı olarak çatlak boyu ilerlemesi tespit edilmelidir.

İkinci bölümde detaylı olarak anlatıldığı üzere, lineer elastik kırılma mekaniğinde tanımlı olarak, herhangi bir yapıda çatlak üç kademeden (mode) geçerek büyür. Bu kademeler sırasıyla açılma (opening - mode I), kayma (sliding - mode II) ve yırtılma (tearing - mode III) 'dır. Her üç kademe için ayrı ayrı gerilme şiddeti faktörü, K_I , K_{II} ve K_{III} mevcuttur. Lineer elastik kanunlara göre hesaplanırsa çatlak ucundaki gerilmeler sonsuzdur. Zira $1/r$ tekilliğine sahiptirler. Elastik bir yapıda çatlak oluştuğunda, K_I , K_{II} ve K_{III} çatlak ucu yük transferi şiddeti olarak tanımlanabilir. Buna göre w genişliğinde, $2a$ çatlak boyuna sahip bir malzemeye σ

büyükliğünde gerilme tatbik edilirse K, gerilme şiddeti faktörü (2.9) eşitliğinde tanımlandığı gibidir.

Mevcut yorulma çatlakları ilerleme denklemlerinin çoğu mode I kademesine göre düzenlenmiştir. Uçak sabit parçalarının büyük bir çoğunluğu mode I durumunda kırılmaktadır. Helikopterlerde ise kırılmalar mode I ve II arasında meydana gelmektedir. Ancak kırılma olayının büyük bir çoğunluğu mode I kademesinde geçtiğinden bu çalışmada mode I dikkate alınmıştır. Çatlak ilerleme hızı denklemleri ikinci bölümde (2.20) ve (2.24) ile verilen temel denklemlerle tanımlanmıştır.

Miner 'a [32] göre n kadar tekrar eden yük sonrasında a_0 başlangıç çatlak boyu olan yapının, çatlak boyu aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

$$a_n = a_0 + \sum_{i=1}^n f(\Delta K_i) \quad (3.1)$$

Yukarıda verilen ifadedeki ilişki doğrusaldır. Diğer bir deyişle gelen yüklemelerin sıralamasının bir önemi yoktur. Ancak deneysel olarak yapılan çalışmalar sonucunda yüksek şiddetli yükleme sonunda çatlak ilerlemesinin yavaşladığı görülmüştür. Bu konu (2.6) bölümünde detaylı olarak anlatılmıştır. Böylece çatlak ilerlemesi C_{pi} geciktirme parametresi ile yavaşlamış olup (3.1) ifadesi aşağıdaki şekle dönüşür [31].

$$a_n = a_0 + \sum_{i=1}^n C_{pi} f(\Delta K_i) \quad (3.2)$$

Söz konusu C_{pi} değeri 0 ila 1 arasında değişmektedir. Şiddeti yüksek bir yükleme sonrasında bu değer aniden yükselmektedir. Geciktirme parametresi C_{pi} ,

$$C_p = \left[\frac{r_{y(c)} + \Delta a}{r_{y(ol)}} \right]^\gamma \quad r_{y(c)} + \Delta a < r_{y(ol)} \quad (3.3)$$

$$C_p = 1 \quad r_{y(e)} + \Delta a \geq r_{y(ol)} \quad (3.4)$$

olarak tanımlanabilir. $r_{y(e)}$ mevcut plastik bölgeyi, γ geometri katsayısını ve $r_{y(ol)}$ çatlak ucu ile elastik-plastik bölge sınırı arasındaki mesafeyi tanımlar (bkz. Şekil 2.24 ve 2.25).

Wheeler [31] modeline benzer şekilde plastik bölge büyüklüğüne bağlı olarak Willenborg da [33] bir model geliştirmiştir. Wheeler 'dan farklı olarak efektif gerilme şiddeti faktör değerlerini kullanmıştır.

$$K_{\max}^{eff} = K_{\max} - K_R \quad (3.5)$$

$$K_{\min}^{eff} = K_{\min} - K_R \quad (3.6)$$

$$K_R = K_{\max(ol)} \sqrt{1 - \frac{a_j - a_{ol}}{r_{y(ol)}}} - K_{\max} \quad (3.7)$$

Burada,

a_j : j. tekrardaki çatlak boyu,

a_{ol} : aşırı yükleme olduğundaki çatlak boyu,

$r_{y(ol)}$: aşırı yüklem sonucunda meydana gelen plastik bölge,

$K_{\max(ol)}$: Aşırı yükleme halindeki $K_{\max}$ değeridir.

Willenborg modeline göre geciktirme etkisi, düşük şiddetli gerilmenin oluşturduğu plastik bölgenin, $r_{y(e)}$, daha önceden yüksek şiddetli gerilmenin meydana getirdiği plastik bölgenin, $r_{y(ol)}$, sınırına temasına dek sürer.

Willenborg modelini geliştirmek üzere Gallegher ve Hughes [34] ϕ deneysel çarpanını gözönüne almışlardır. Bu yeni geliştirilmiş model aşağıdaki gibidir.

$$K_{\max}^{eff} = K_{\max} - \phi K_R \quad (3.8)$$

$$K_{\min}^{eff} = K_{\min} - \phi K_R \quad (3.9)$$

$$\phi = \frac{\left[1 - \frac{K_{\max}^{th}}{K_{\max}} \right]}{s - 1} \quad (3.10)$$

Burada $K_{\max}^{th}$, çatlak ilerlemesinin devam etmediği başlangıç gerilme şiddeti faktörü, s ise çatlak ilerlemesinin durduğu yüksek gerilmeye bağlı malzeme sabitidir.

3.5. Çatlak İlerleme Programı

Çatlak ilerlemesi hesabında kullanılacak bilgisayar programı çatlak civarı geometrisini, tatbik edilen yük dağılımını, çatlak ilerleme denklemini geciktirme etkisi ile integre eden basic dilinde yazılmış bir programdır. Söz konusu programın çıkışları çatlak boyunun zamana veya rotor palinin dönme sayısına bağlı olup aşağıdaki aşamalardan geçer :

- Çatlak boyu büyüdükçe, her büyümede K, gerilme şiddeti faktör hesaplanır.
- Bir önceki adımda hesaplanan K gerilme şiddeti faktörlerinin aralığı, ΔK , bulunur.
- Geciktirme etkisi varsa ΔK düzeltilir.
- Yeni çatlak boyuna ulaşmak üzere çatlak ilerleme denklemi integre edilir.
- Çatlak boyunun kritik değere ulaşp ulaşmadığı kontrol edilir.

Çatlak ilerleme programının bunların dışında çatlak modelini ve yükleme durumunu tanımlayan çeşitli giriş verilerine ihtiyacı vardır. Bunlar;

- Tatbik edilen yük dağılımı,
- Tatbik edilen yükün etkidiği çatlak civarı geometrisi,

- c) Çatlak ilerleme denkleminde kullanılan malzeme sabitleri, kritik gerilme şiddeti faktörü ve Willenborg geciktirme modeli,
- d) Çatlak ilerleme hızı denklemini integre etmek üzere çatlak ilerleme adımlarıdır. Yükün etkidiği her tekrarda sayısal integre edilerek bulunan çatlak ilerlemesinin hesabı aşağıda detaylı olarak verilmiştir.

Adım 1 . Çatlak ilerleme analizi yapılacak parçada bir başlangıç çatlak boyu, a_1 , tespit edilir. Yük dağılımındaki ilk $\Delta\sigma_1$, gerilme aralığı belirlenir. Daha sonra gerilme şiddeti faktör aralığı, ΔK_1 , aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$\Delta K_1 = \beta \Delta \sigma_1 \sqrt{\pi a_1} \quad (3.11)$$

Buradaki β değeri bölgesel yapısal geometriye ve çatlak geometrisine bağlıdır.

Adım 2. Çatlak ilerleme hızı $(da/dN)_1$ ikinci bölümde bahsi geçen denklemler içerisinde Walker denklemini (2.27) kullanarak birinci adımdaki ΔK_1 değeri için hesaplanır. Daha sonra çatlak büyümesi, $\Delta a_1 = (da/dN)_1 \cdot 1$ olarak bulunur ve yeni çatlak boyu olan a_2 aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$a_2 = a_1 + \Delta a_1 \quad (3.12)$$

Adım 3 . Bu adımda, ilk gerilme aralığında ortaya çıkan plastik bölge,

$$r_2 = a_1 + r_{y1} \quad (3.13)$$

olarak hesaplanır. r_{y1} değeri ise,

$$r_{y1} = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K_{\max,1}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (3.14)$$

ile bulunur.

Adım 4 . Bu adımda gelecek tekrardaki $\Delta\sigma_2$ gerilme farkı kullanılarak yeni gerilme şiddeti faktör aralığı, ΔK_2 , bulunur.

$$\Delta K_2 = \beta \Delta \sigma_2 \sqrt{\pi a_2} \quad (3.15)$$

Bu tekrardaki yeni $K_{\max,2}$ hesap edilerek üçüncü adımdaki formül yardımıyla bu $K_{\max}$ için plastik bölge, r_{22} , hesaplanır.

$$r_{22} = a_2 + r_{y2} \quad (3.16)$$

Adım 5 . $r_{22} < r_2$ ise geciktirme etkisi var demektir ve geciktirme modeli olarak Willenborg modeli kullanılacağından R_{eff} aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$R_{eff} = \frac{K_{\min,2} - K_R}{K_{\max,2} - K_R} \quad (3.17)$$

K_R değeri (3.7) eşitliğiyle tanımlanmıştır. Ayrıca (3.10) eşitliğiyle verilen ϕ değeri de kullanılarak da/dN çatlak ilerleme hızı,

$$\frac{da}{dN} = \phi f(\Delta K_1) R_{eff} \quad (3.18)$$

şeklinde bulunur ve 6. adım atlanarak 7. adıma geçilir. Eğer $r_{22} \geq r_2$ ise 6. adımdan devam edilir.

Adım 6 . Eğer $r_{22} \geq r_2$ ise $(da/dN)_2$, ΔK_2 yardımıyla bulunur ve yeni çatlak boyu,

$$a_3 = a_2 + (da/dN)_2 * 1 \quad (3.19)$$

haline gelir ve daha sonra r_2 yerine r_{22} değeri, a_1 yerine a_2 değeri kullanılır ve buradan 8. adıma geçilir.

Adım 7 . Bu adımda geciktirme etkisi altında çatlak ilerleme hızı $(da/dN)_2$ beşinci adımda anlatılan şekilde bulunur. Daha sonra yeni çatlak boyu a_3 ,

$$a_3 = a_2 + \Delta a_2 = a_2 + (da/dN)_2 * 1 \quad (3 . 20)$$

şeklinde bulunur.

Adım 8 . Geri kalan tüm gerilme tekrarları için 4. adımdan 8. adıma kadar olan işlemler tekrarlanır.

Bu programın sayısal hesabı K , gerilme şiddeti faktörünün hesabı ile başlar. K , uygulanan yükün, çatlak boyunun ve bölgesel geometrinin fonksiyonudur. Tatbik edilen gerilmelerin K_{max} ve K_{min} değerleri bir tekrarda uygulanan en yüksek ve en düşük gerilme şiddeti faktörleri, R ise K_{min} / K_{max} oranıdır. ΔK ise, K_{max} ile K_{min} değerlerinin farkıdır. Geciktirme etkisini kullanmak için bu değerler modifiye edilerek R_{eff} ve ΔK_{eff} haline dönüştürülür. Ayrıca öyle bir ΔK_{th} (başlangıç gerilme şiddeti faktör aralığı) değeri vardır ki bu değer altında çatlak ilerlemesi söz konusu değildir. Benzer olarak öyle bir K_{crit} değeri mevcuttur ki buna kırılma kriteri denir. Bu noktada çatlak sınırsız olarak büyür ve parça kırılmaya gider. Hesaplanan ΔK değeri ΔK_{crit} değerini aşarsa kırılma meydana gelir ve program durur.

Çatlak ilerleme hızı, da/dN , R ve ΔK 'nın fonksiyonu olarak verilmişti. Malzeme özellikleriyle birlikte çatlak ilerlemesi, da/dN 'nin integre edilmesiyle hesaplanabilir. İntegrasyonun limitleri tatbik edilen gerilmelerin tekrar sayısı ile sınırlandırılabilir. Yeni çatlak boyu eski çatlak boyuna ekleme yapılarak bulunur. Tüm bu işleme, yeni R ve ΔK değerlerinin hesaplanması da denilebilir.

BÖLÜM 4

UYGULAMA ÖRNEKLERİ

4.1. ANKA-1 Spindle Lug Modelinin tanıtımı

ANKA-1 Mikro-helikopterinin dinamik tekrarlı yüklemeye maruz kalacak en hassas parçalardan biri ana rotor spindle lug komponentidir. Üçüncü bölümde de anlatıldığı gibi ANKA-1 Mikro-Helikopteri üç pallidir ve bu paller ana rotor şaftına Şekil 4.1. ve Şekil 4.2. 'de gösterildiği gibi 0.375 inch çapında iki bağlantı elemanı ile bağlanmıştır. Spindle lug şekillerden de görüldüğü gibi iki parçadan meydana gelmekte ve pali tutmaktadır. Şekil 4.2'de görüldüğü üzere iki parçanın toplam kalınlığı 0.813 inch ve AA kesitine bakılırsa spindle lug'ın genişliği 2.0 inch olduğu görülmektedir. Söz konusu spindle lug'ın ilk deliğinin yüklemesi %60 civarında olup çatlak oluşumu ve ilerlemesi bu delikte meydana gelecektir. Üçüncü bölümde de izah edildiği üzere oluşan çatlak ilerlemesinde Walker ifadesi ve geciktirme modeli olarak da Willenborg ifadesi kullanılmıştır. Bu çalışmada spindle lug'ın ilk deliğinde 0.01 inch uzunluğunda hem yüzey hem kesit çatlağı olduğu farzedilmektedir. Ayrıca tek ve çift yönlü çatlakların aynı yüklemeler altında nasıl bir farklılık gösterdiğini anlamak için her ikisi de değişik malzemeler için incelenmiş olup kullanılan malzemeler Tablo.4.1'de verilmiştir. Özellikle farklı malzemelerin incelenmesi, çatlak ilerleme hızının değişik malzemelerde nasıl bir gelişme gösterdiğini anlamak içindir. Model olarak seçilen spindle lug parçasına etkiyen yüklemelerin nasıl elde edildiği Bölüm 4.2.'de kısaca anlatılmış olup ayrıca incelenen modelin perspektif görünüşü Şekil.4.3.'de verilmiştir.

Tablo 4.1. Değişik malzeme ve çatlak yönüne göre elde edilen çatlak ilerleme hızı
şekil ve tablo listesi

Malzeme	Çatlak Yönü	Tablo No.	Şekil No.
6061-T6511 EXT	Tek Yönlü	4.2	4.12
6061-T6511 EXT	Çift Yönlü	4.3	4.13
7075-T73 FORGING	Tek Yönlü	4.4	4.14
7075-T73 FORGING	Çift Yönlü	4.5	4.15
7075-T6511 EXT	Tek Yönlü	4.6	4.16
7075-T6511 EXT	Çift Yönlü	4.7	4.17
Ti-6-4 α - β FORGING	Tek Yönlü	4.8	4.18
Ti-6-4 α - β FORGING	Çift Yönlü	4.9	4.19
4340-150 KSI FORGING	Tek Yönlü	4.10	4.20
4340-150 KSI FORGING	Çift Yönlü	4.11	4.21
4340-180 KSI FORGING	Tek Yönlü	4.12	4.22
4340-180 KSI FORGING	Çift Yönlü	4.13	4.23

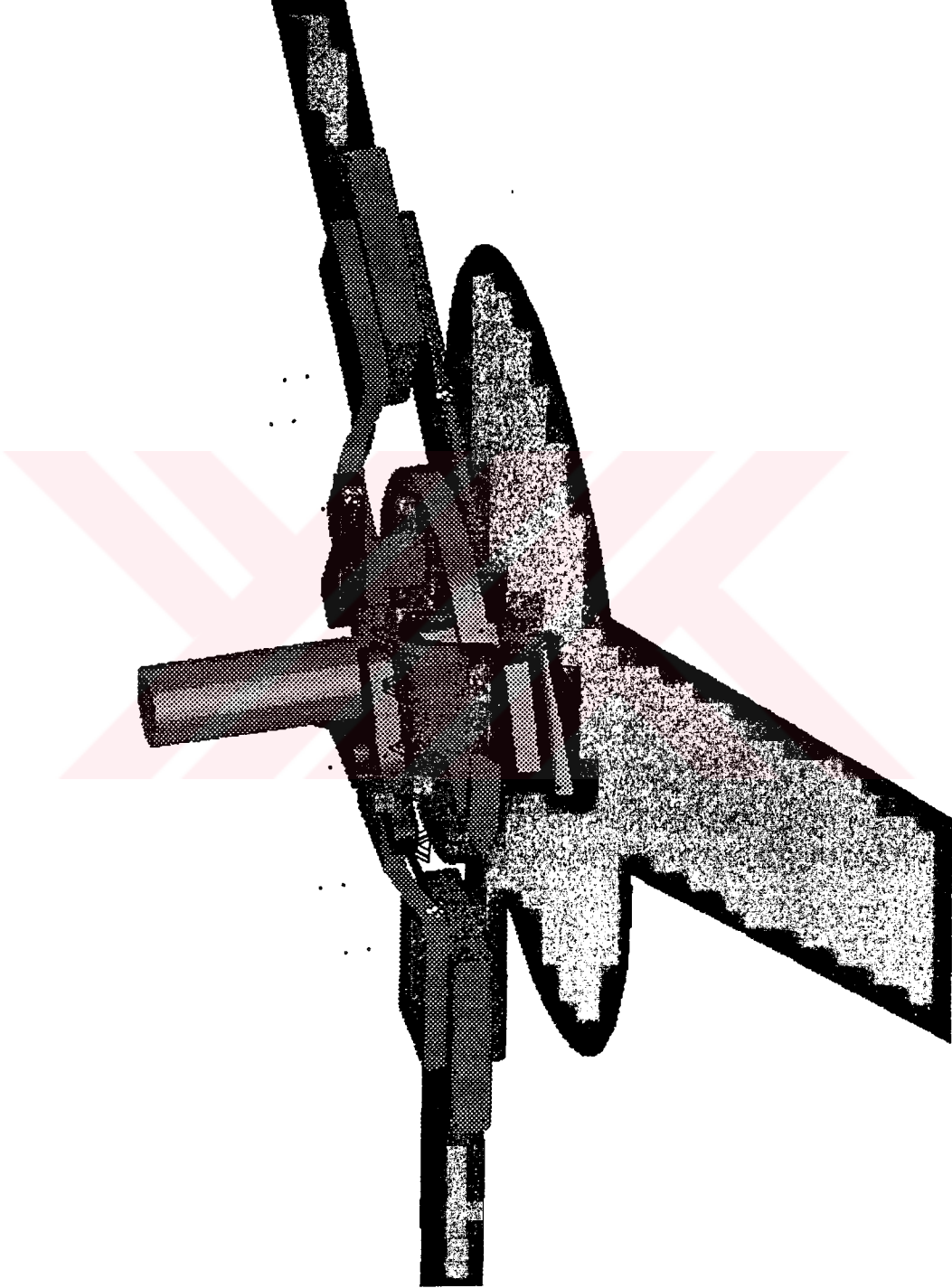
4.2. Uygulanan Yüklemeler

ANKA-1 Mikro-Helikopter spindle lug deliğine etki eden yüklemeler mevcut MH-53J helikopter yüklemeleri(9) simüle edilerek belli bir katsayı ile çarpılarak elde edilmiştir. Spindle lug parçasına gelecek yüklemeler 8 bölüm olarak düzenlenmiştir. Bu sekiz yükleme bölümlerinde yaklaşık olarak 60 ayrı maksimum ve minimum ve her biri farklı tekrar sayısında gerilme mevcuttur. Söz konusu yüklemeler tekrar sayılarıyla beraber Şekil 4.4'den Şekil 4.11'e kadar gösterilmiştir.

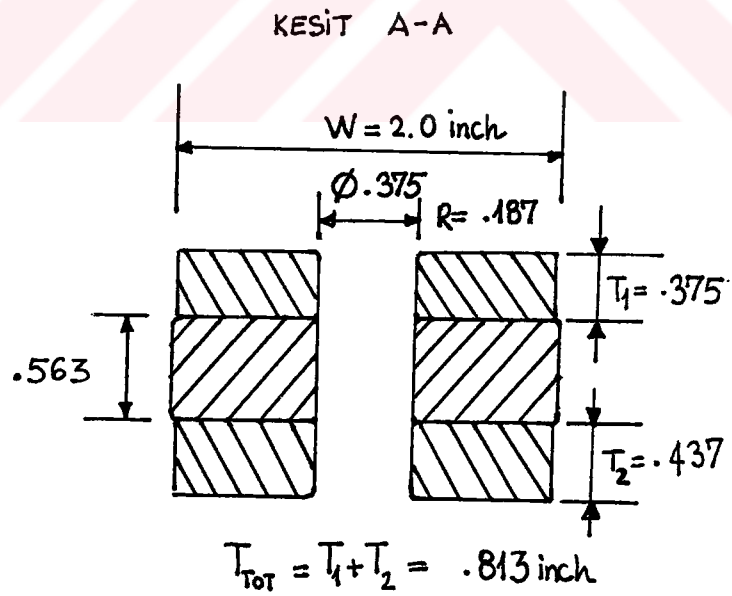
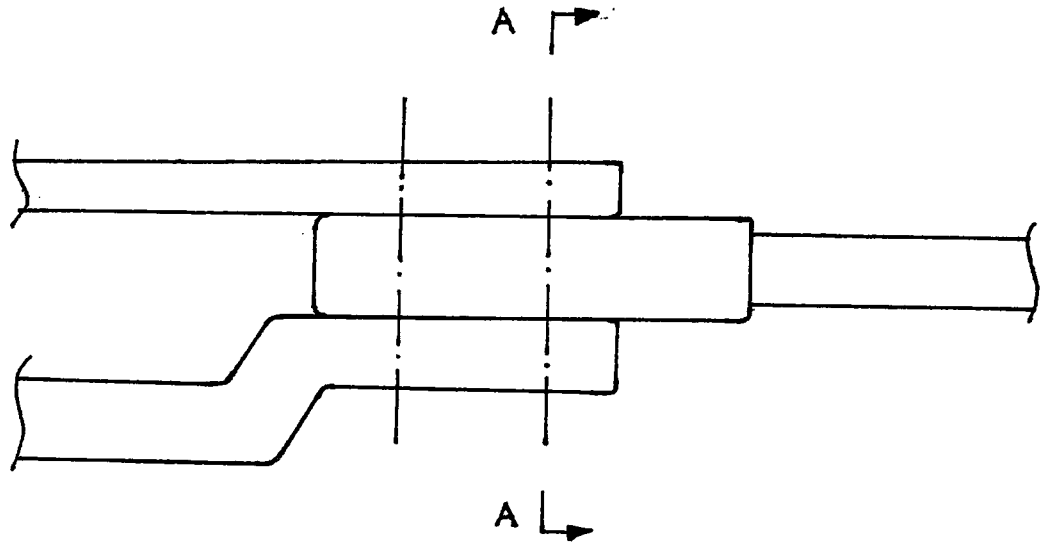
4.3. Tatbik Edilen Yüklemeler Sonucunda Spindle Lug Deliği Çatlak İlerlemesi

Şekil 4.12'den Şekil 4.23'e kadar olan grafiklerde Spindle Lug deliğinde hem tek hem çift yönlü çatlak ilerlemesi uçuş saati cinsinden gösterilmiştir. ANKA-1 Mikro-Helikopteri ana rotorunun saatte 13000 devir yaptığı farzedilmiştir. Tablo 4.2'den

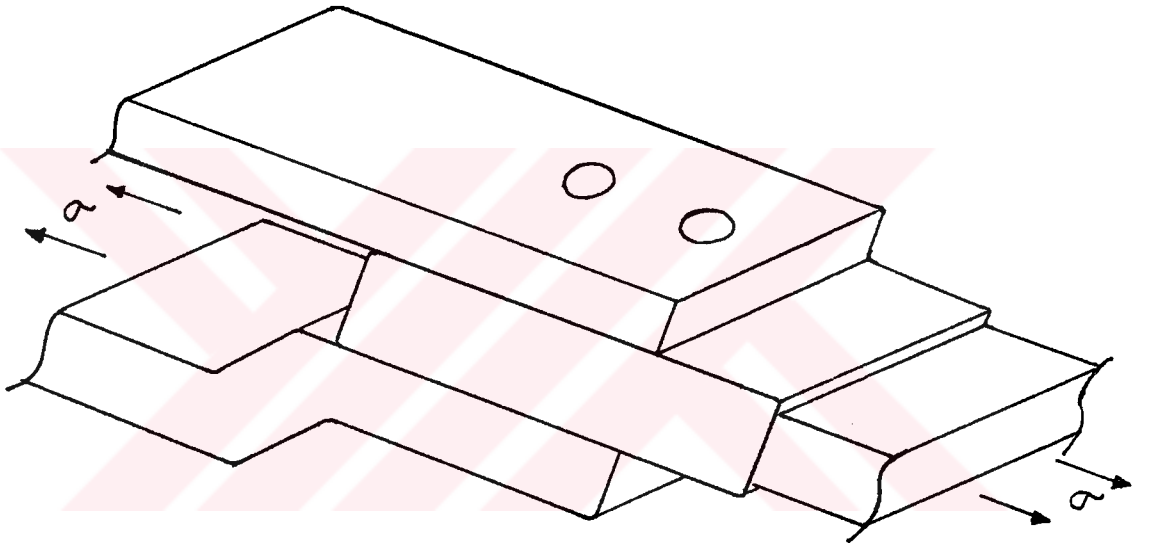
Tablo 4.9'a kadar olan tablolarda ise sözkonusu çatlakların hem devir hem uçuş saatine bağlı her çatlak ilerleme hızı sayısal olarak gösterilmiştir. Hazırlanan tablo ve grafiklerde çatlağın her 0.01 inch ilerlemesi adım adım gösterilmiştir.



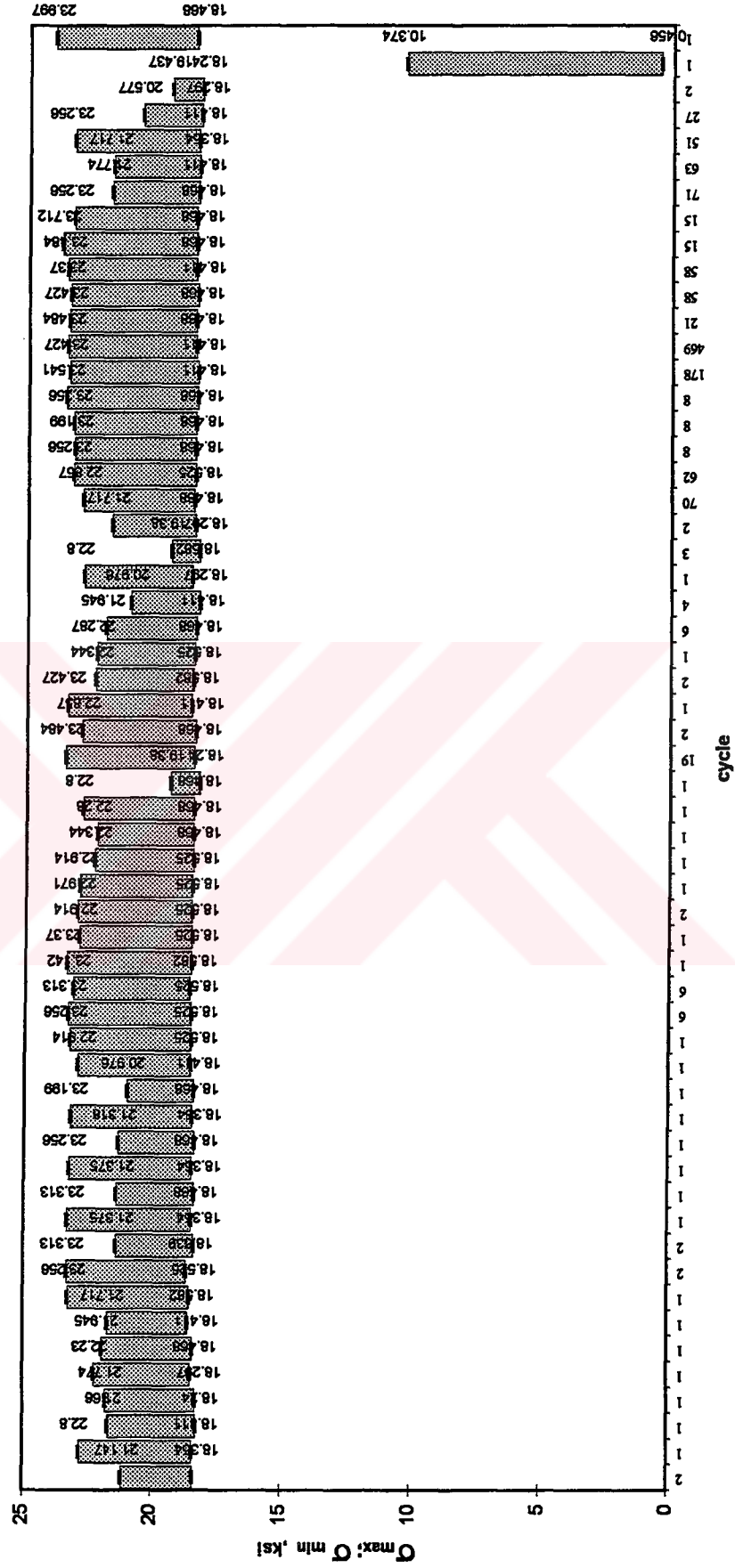
Şekil 4.1 ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotoru



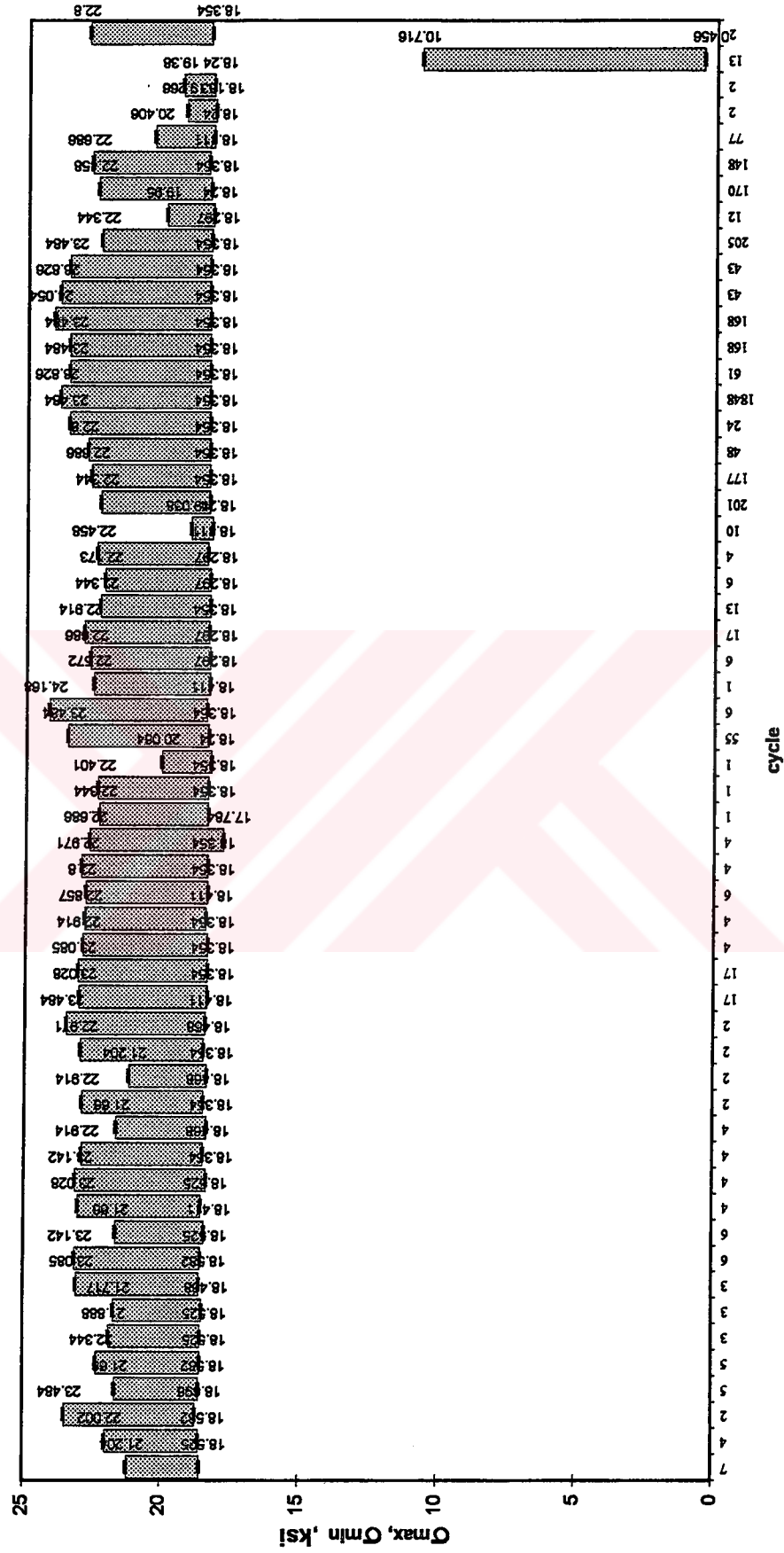
Şekil 4.2 ANKA-1 Mikro-helikopteri ana rotor spindle lug parçasının kesiti



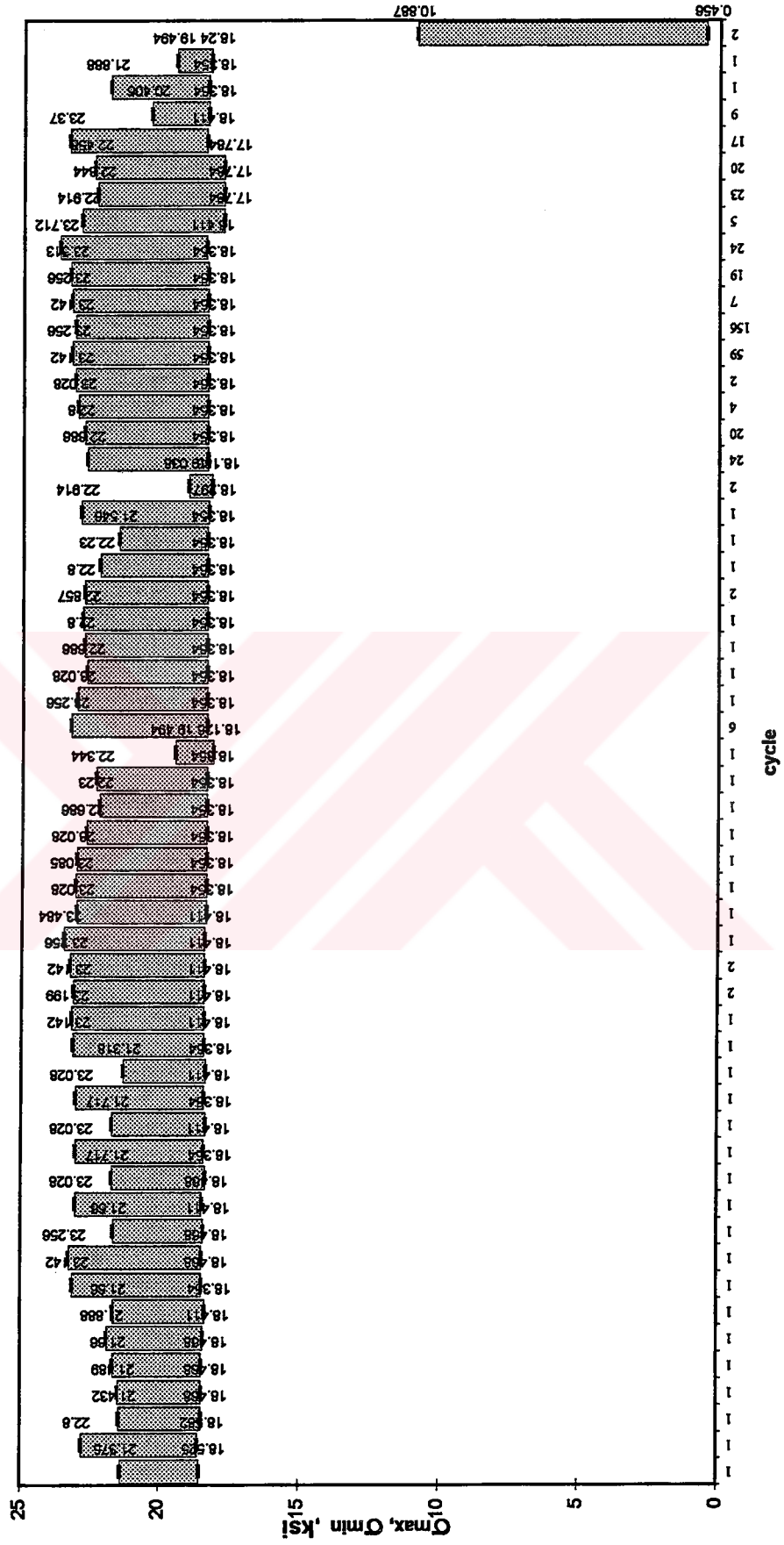
Şekil 4.3 Spindle lug parçasının perpektif görünüşü



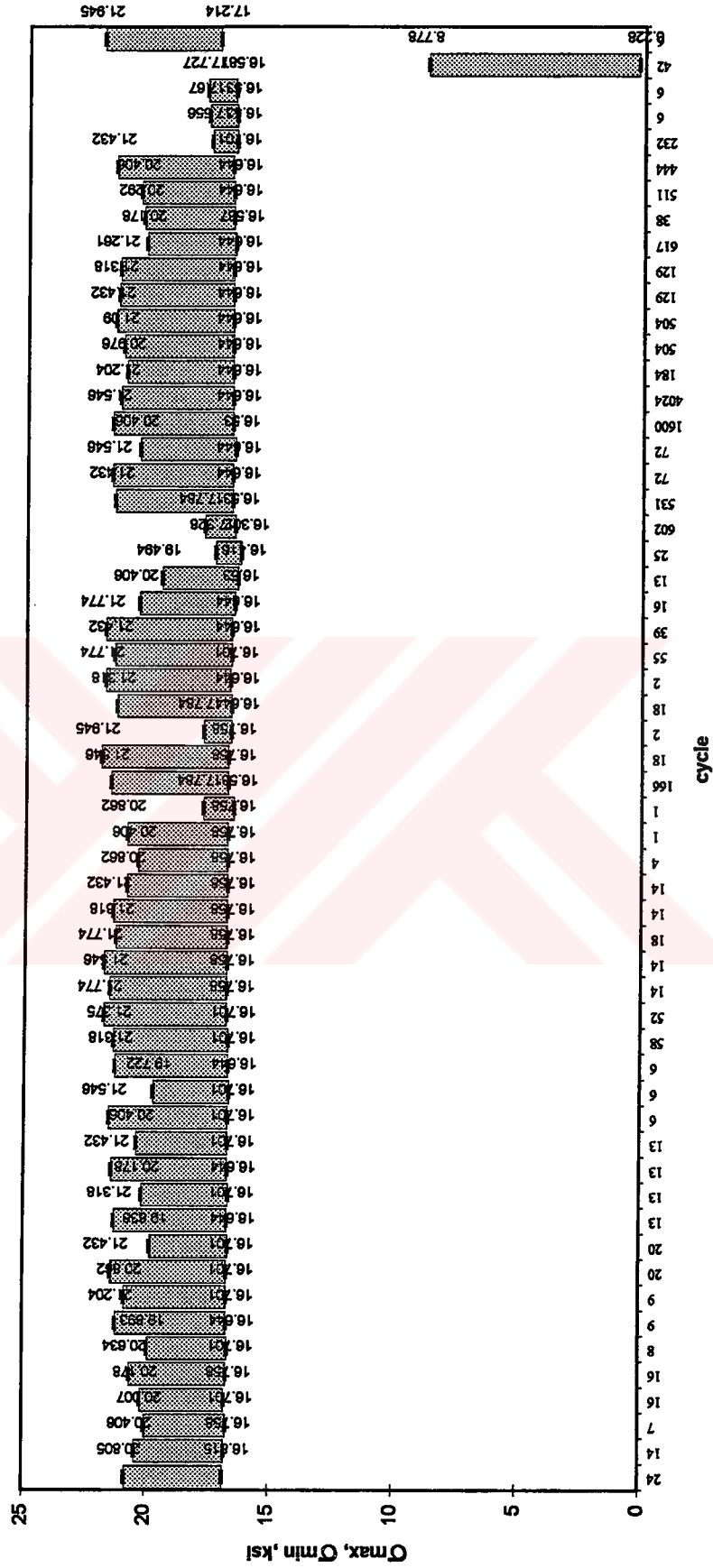
Şekil 4. 4. ANKA-1 Mikro-helikopter ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1001



Şekil 4. 5. ANKA-1 Mikro-Helikopter ana rotor spindlle lug deliği yük dağılımı 1002

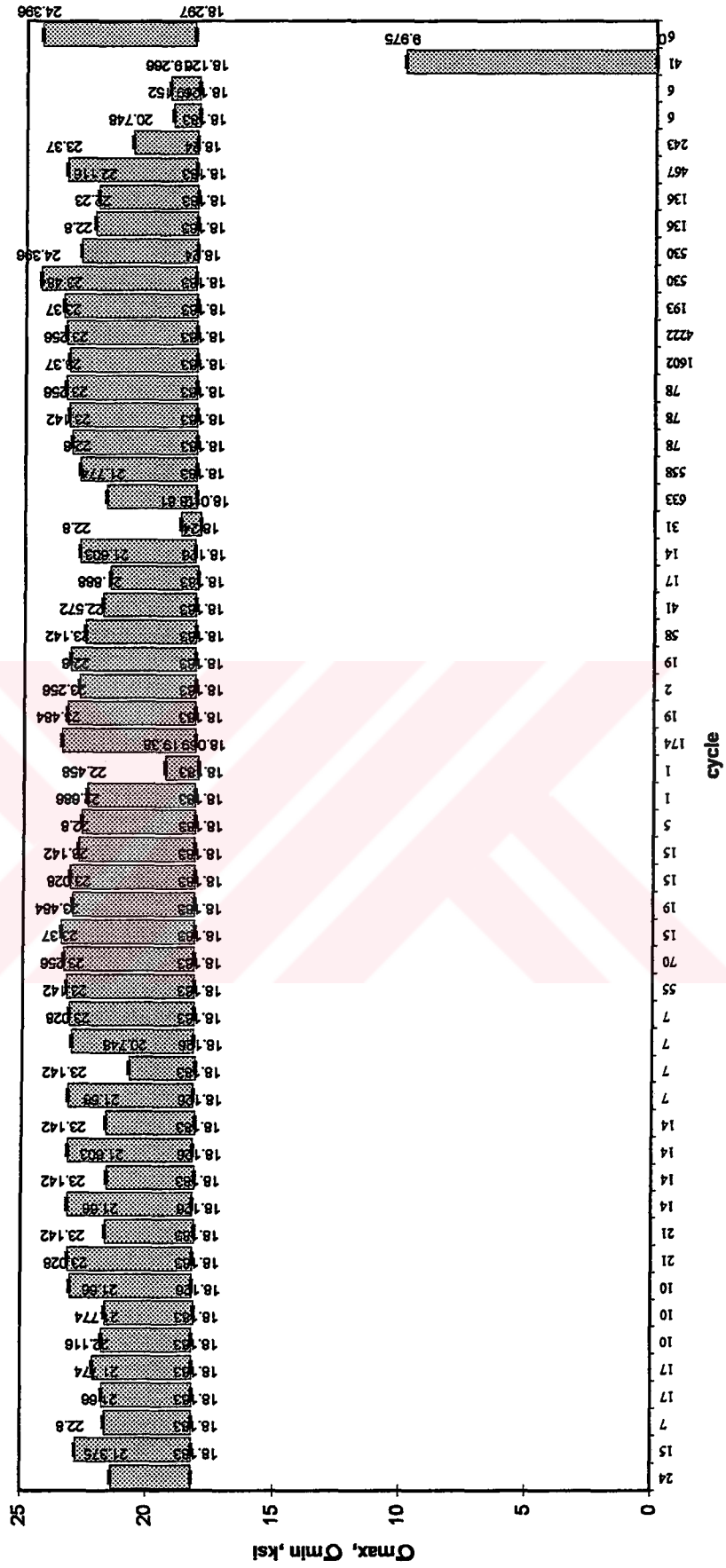


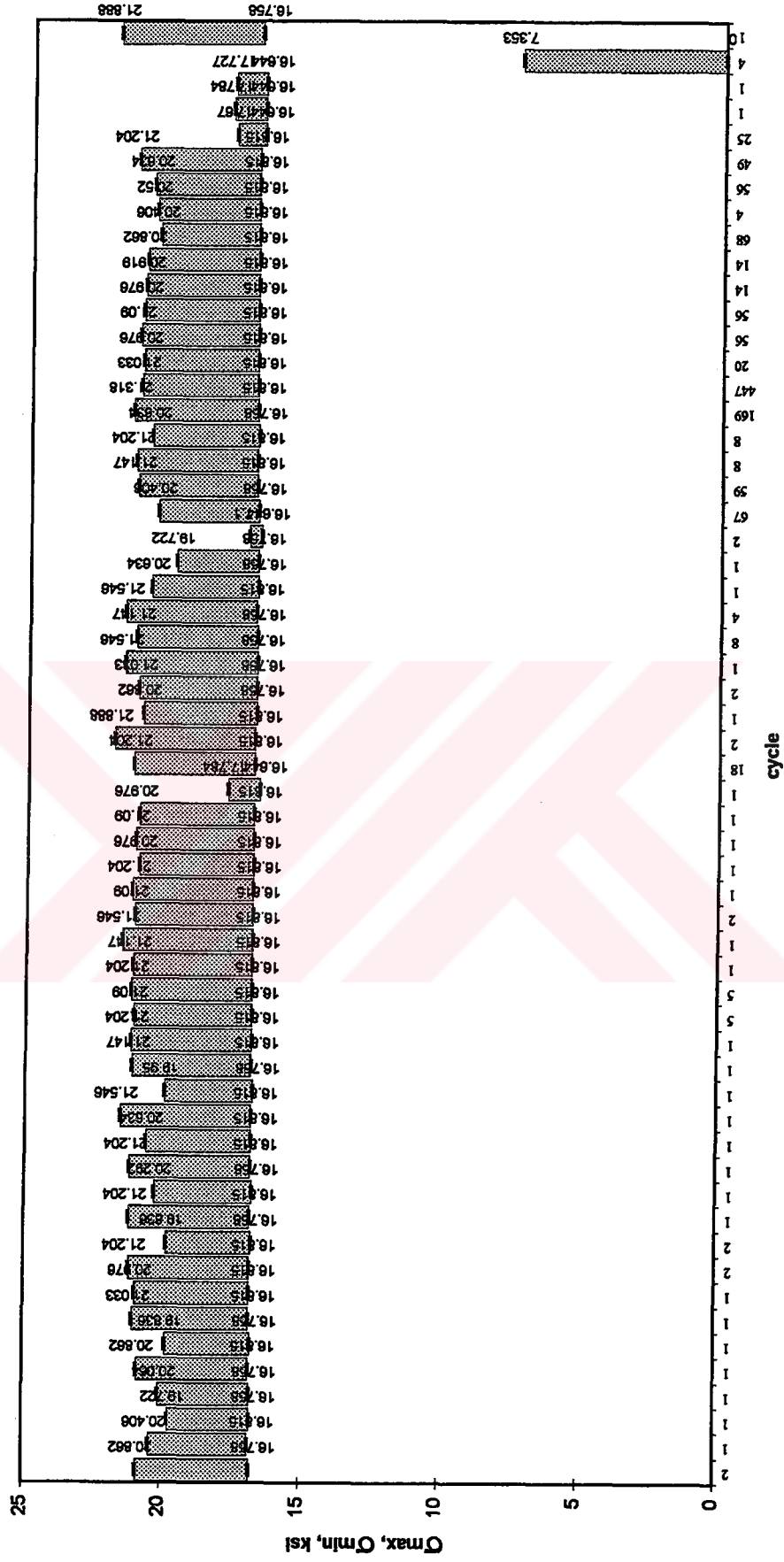
Şekil 4. 6. ANKA-1 Mikro-helikopter ana rotor spindile lug deliği yük dağılımı 1003



Şekil 4. 7. ANKA-1 Mikro-helikopter ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1004



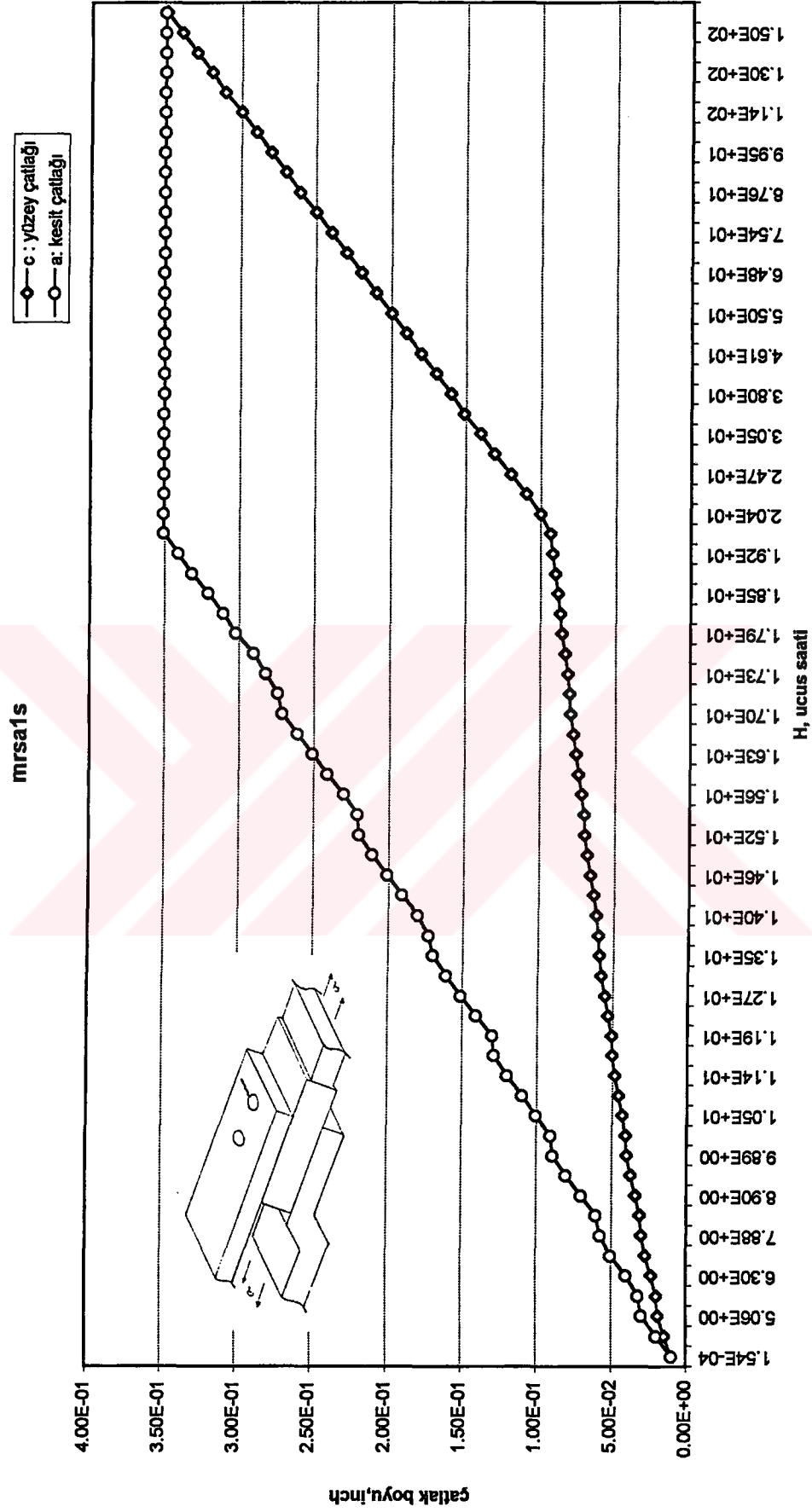




Şekil 4. 11. ANKA-1 Mikro-helikopter ana rotor spindle lug deliği yük dağılımı 1008

Tablo 4.2. 6061-T6511 EXT Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

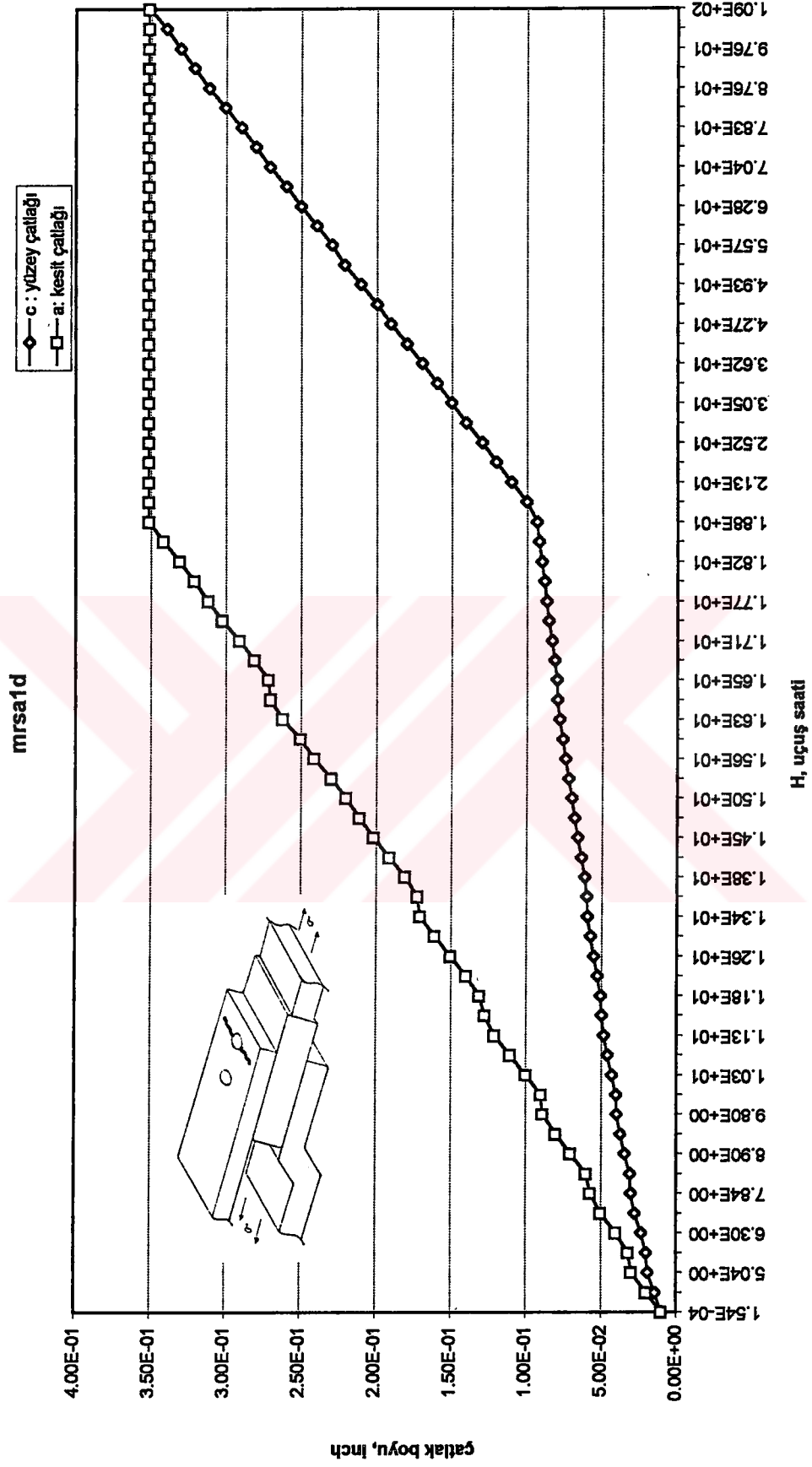
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
3.31E+00	1.44E-02	2.01E-02	43045
5.06E+00	1.91E-02	3.00E-02	65718
5.25E+00	2.00E-02	3.20E-02	68292
6.30E+00	2.34E-02	4.01E-02	81861
7.26E+00	2.74E-02	5.01E-02	94415
7.88E+00	3.02E-02	5.76E-02	102500
8.12E+00	3.12E-02	6.05E-02	105532
8.90E+00	3.43E-02	7.03E-02	115704
9.50E+00	3.75E-02	8.04E-02	123447
9.89E+00	4.01E-02	8.91E-02	128591
9.99E+00	4.06E-02	9.08E-02	129846
1.05E+01	4.34E-02	1.01E-01	136216
1.09E+01	4.58E-02	1.10E-01	142168
1.14E+01	4.83E-02	1.20E-01	147788
1.18E+01	5.03E-02	1.29E-01	153955
1.19E+01	5.06E-02	1.30E-01	154919
1.23E+01	5.30E-02	1.41E-01	159933
1.27E+01	5.53E-02	1.51E-01	165435
1.32E+01	5.77E-02	1.61E-01	171095
1.35E+01	5.95E-02	1.70E-01	175502
1.36E+01	6.01E-02	1.73E-01	177406
1.40E+01	6.14E-02	1.80E-01	181863
1.43E+01	6.37E-02	1.91E-01	186371
1.46E+01	6.60E-02	2.01E-01	189939
1.49E+01	6.81E-02	2.11E-01	194326
1.52E+01	7.00E-02	2.20E-01	197313
1.52E+01	7.01E-02	2.21E-01	197481
1.56E+01	7.22E-02	2.30E-01	202440
1.60E+01	7.43E-02	2.41E-01	207656
1.63E+01	7.61E-02	2.51E-01	211608
1.66E+01	7.80E-02	2.61E-01	215209
1.70E+01	7.98E-02	2.71E-01	220791
1.71E+01	8.03E-02	2.74E-01	221720
1.73E+01	8.17E-02	2.82E-01	224413
1.75E+01	8.33E-02	2.90E-01	227948
1.79E+01	8.54E-02	3.02E-01	232869
1.82E+01	8.69E-02	3.11E-01	236267
1.85E+01	8.85E-02	3.21E-01	240065
1.89E+01	9.03E-02	3.32E-01	245244
1.92E+01	9.20E-02	3.41E-01	249541
1.94E+01	9.35E-02	3.51E-01	251898
2.04E+01	1.00E-01	3.51E-01	265176
2.25E+01	1.10E-01	3.51E-01	292038
2.47E+01	1.20E-01	3.51E-01	320891
2.76E+01	1.31E-01	3.51E-01	358449
3.05E+01	1.40E-01	3.51E-01	395880
3.45E+01	1.51E-01	3.51E-01	447859
3.80E+01	1.60E-01	3.51E-01	494405
4.21E+01	1.70E-01	3.51E-01	546813
4.61E+01	1.80E-01	3.51E-01	599238
5.03E+01	1.90E-01	3.51E-01	653800
5.50E+01	2.00E-01	3.51E-01	714969
5.99E+01	2.10E-01	3.51E-01	778590
6.48E+01	2.20E-01	3.51E-01	842052
6.99E+01	2.30E-01	3.51E-01	908056
7.54E+01	2.40E-01	3.51E-01	980224
8.08E+01	2.50E-01	3.51E-01	1050598
8.76E+01	2.61E-01	3.51E-01	1139205
9.34E+01	2.70E-01	3.51E-01	1213854
9.95E+01	2.80E-01	3.51E-01	1293412
1.07E+02	2.90E-01	3.51E-01	1385053
1.14E+02	3.00E-01	3.51E-01	1479539
1.22E+02	3.11E-01	3.51E-01	1590565
1.30E+02	3.20E-01	3.51E-01	1695398
1.40E+02	3.30E-01	3.51E-01	1819785
1.50E+02	3.40E-01	3.51E-01	1951977
1.61E+02	3.50E-01	3.51E-01	2094333



Şekil 4.12 6061-T6511 EXT Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.3. 6061-T6511 EXT Malzemedede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

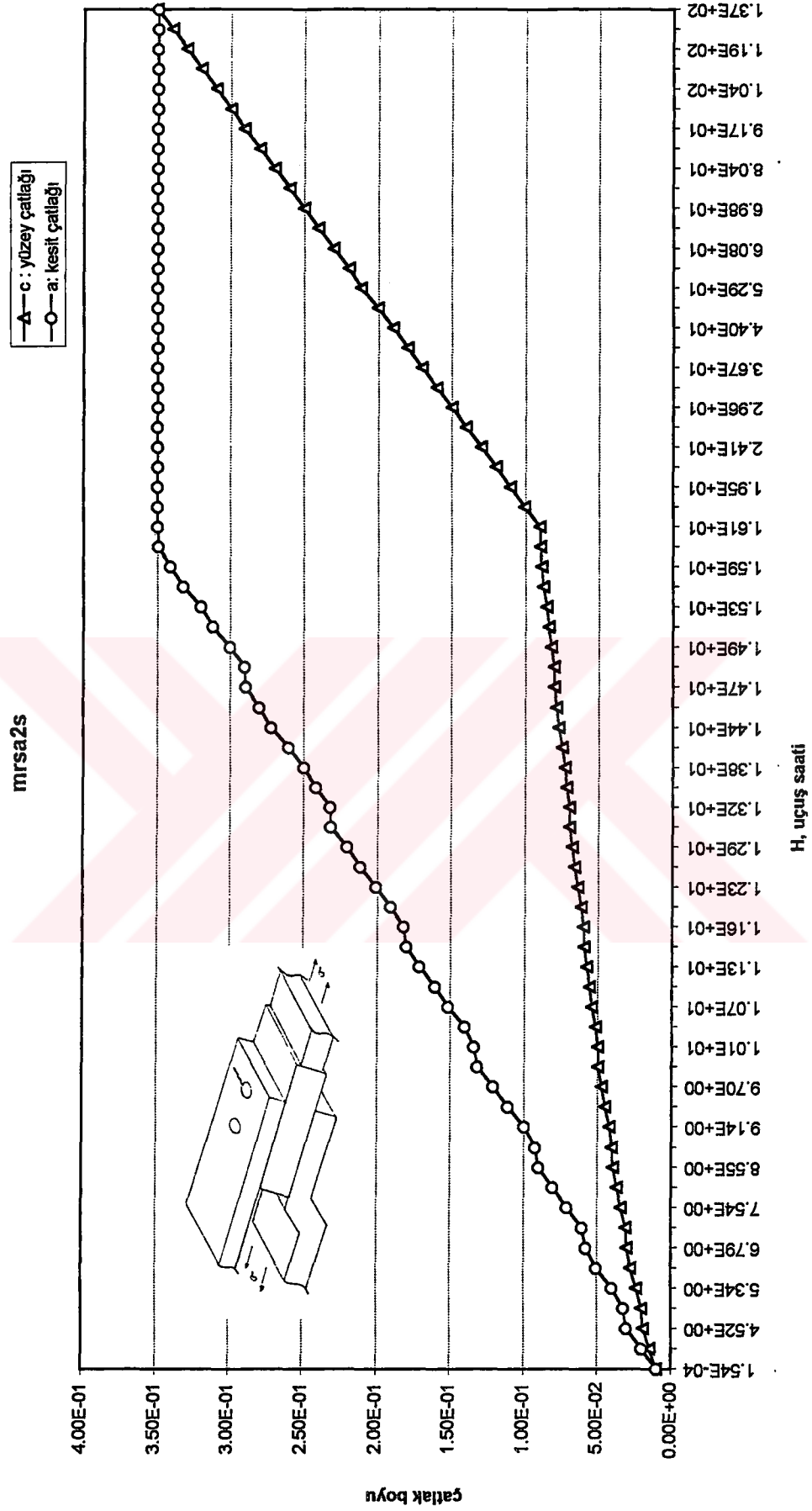
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
3.31E+00	1.44E-02	2.02E-02	43037
5.04E+00	1.91E-02	3.00E-02	65503
5.25E+00	2.01E-02	3.21E-02	68292
6.30E+00	2.35E-02	4.02E-02	81860
7.26E+00	2.75E-02	5.02E-02	94402
7.84E+00	3.01E-02	5.72E-02	101872
8.07E+00	3.11E-02	6.01E-02	104876
8.90E+00	3.45E-02	7.07E-02	115698
9.46E+00	3.75E-02	8.01E-02	122981
9.80E+00	4.01E-02	8.88E-02	127445
9.90E+00	4.04E-02	9.00E-02	128723
1.03E+01	4.32E-02	1.00E-01	134313
1.09E+01	4.59E-02	1.11E-01	141527
1.13E+01	4.84E-02	1.21E-01	147352
1.16E+01	5.01E-02	1.28E-01	150729
1.18E+01	5.08E-02	1.31E-01	153934
1.22E+01	5.29E-02	1.40E-01	158530
1.26E+01	5.53E-02	1.50E-01	163734
1.30E+01	5.77E-02	1.61E-01	169167
1.34E+01	5.97E-02	1.71E-01	174071
1.34E+01	6.00E-02	1.73E-01	174760
1.38E+01	6.17E-02	1.81E-01	179516
1.42E+01	6.38E-02	1.92E-01	184788
1.45E+01	6.63E-02	2.02E-01	188519
1.47E+01	6.83E-02	2.11E-01	191192
1.50E+01	7.00E-02	2.20E-01	195332
1.53E+01	7.22E-02	2.30E-01	198270
1.56E+01	7.44E-02	2.41E-01	203443
1.59E+01	7.61E-02	2.51E-01	207152
1.63E+01	7.84E-02	2.62E-01	211656
1.64E+01	7.98E-02	2.70E-01	213791
1.65E+01	8.01E-02	2.72E-01	214475
1.69E+01	8.16E-02	2.81E-01	219181
1.71E+01	8.35E-02	2.91E-01	222590
1.74E+01	8.56E-02	3.03E-01	226550
1.77E+01	8.70E-02	3.12E-01	229575
1.79E+01	8.86E-02	3.21E-01	232816
1.82E+01	9.04E-02	3.31E-01	236339
1.85E+01	9.22E-02	3.42E-01	240065
1.88E+01	9.36E-02	3.51E-01	244144
1.96E+01	1.00E-01	3.51E-01	255142
2.13E+01	1.11E-01	3.51E-01	276838
2.33E+01	1.21E-01	3.51E-01	303031
2.52E+01	1.30E-01	3.51E-01	327417
2.79E+01	1.41E-01	3.51E-01	363051
3.05E+01	1.50E-01	3.51E-01	395880
3.35E+01	1.60E-01	3.51E-01	435934
3.62E+01	1.70E-01	3.51E-01	471148
3.94E+01	1.80E-01	3.51E-01	512339
4.27E+01	1.91E-01	3.51E-01	555059
4.57E+01	2.00E-01	3.51E-01	594032
4.93E+01	2.11E-01	3.51E-01	641299
5.27E+01	2.22E-01	3.51E-01	685749
5.57E+01	2.30E-01	3.51E-01	723496
5.93E+01	2.40E-01	3.51E-01	770452
6.28E+01	2.50E-01	3.51E-01	816620
6.65E+01	2.60E-01	3.51E-01	863981
7.04E+01	2.71E-01	3.51E-01	915744
7.41E+01	2.80E-01	3.51E-01	963699
7.83E+01	2.90E-01	3.51E-01	1017904
8.27E+01	3.01E-01	3.51E-01	1074725
8.76E+01	3.11E-01	3.51E-01	1139205
9.26E+01	3.21E-01	3.51E-01	1203685
9.76E+01	3.31E-01	3.51E-01	1268165
1.03E+02	3.40E-01	3.51E-01	1336614
1.09E+02	3.51E-01	3.51E-01	1415059



Şekil 4.13 6061-T6511 EXT Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.4. 7075-T73 FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

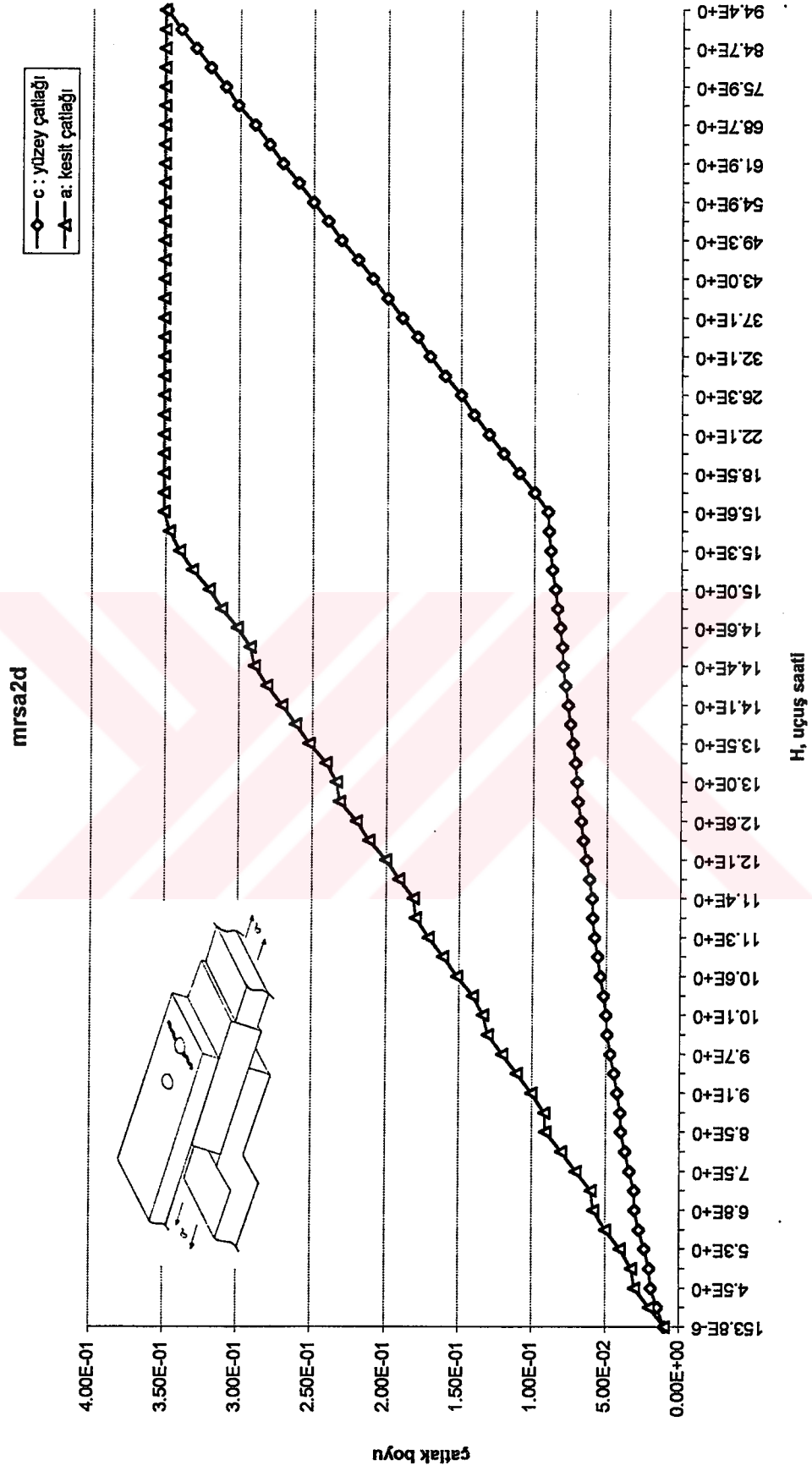
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlakı	a: kesit çatlakı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
2.84E+00	1.46E-02	2.01E-02	36967
4.52E+00	1.92E-02	3.03E-02	58748
4.67E+00	2.01E-02	3.22E-02	60752
5.34E+00	2.34E-02	4.00E-02	69445
6.29E+00	2.74E-02	5.04E-02	81794
6.79E+00	3.00E-02	5.80E-02	88207
6.97E+00	3.07E-02	6.02E-02	90657
7.54E+00	3.40E-02	7.07E-02	98045
8.07E+00	3.69E-02	8.04E-02	104885
8.55E+00	3.96E-02	9.02E-02	111105
8.66E+00	4.01E-02	9.22E-02	112574
9.14E+00	4.21E-02	1.00E-01	118843
9.47E+00	4.49E-02	1.11E-01	123155
9.70E+00	4.73E-02	1.21E-01	128111
1.01E+01	4.96E-02	1.31E-01	131263
1.01E+01	5.02E-02	1.34E-01	131944
1.03E+01	5.16E-02	1.40E-01	134042
1.07E+01	5.40E-02	1.52E-01	139313
1.10E+01	5.58E-02	1.60E-01	143176
1.13E+01	5.80E-02	1.71E-01	147307
1.16E+01	5.97E-02	1.80E-01	150181
1.16E+01	6.01E-02	1.82E-01	151020
1.20E+01	6.18E-02	1.91E-01	156018
1.23E+01	6.39E-02	2.01E-01	159700
1.26E+01	6.62E-02	2.12E-01	164169
1.29E+01	6.77E-02	2.20E-01	167277
1.32E+01	7.00E-02	2.32E-01	171787
1.32E+01	7.01E-02	2.32E-01	172005
1.35E+01	7.18E-02	2.41E-01	175534
1.38E+01	7.33E-02	2.50E-01	179588
1.42E+01	7.51E-02	2.60E-01	184037
1.44E+01	7.74E-02	2.72E-01	186957
1.45E+01	7.88E-02	2.80E-01	188734
1.47E+01	8.05E-02	2.89E-01	190539
1.47E+01	8.07E-02	2.90E-01	190662
1.49E+01	8.24E-02	3.00E-01	194326
1.52E+01	8.43E-02	3.12E-01	197029
1.53E+01	8.57E-02	3.20E-01	199375
1.57E+01	8.77E-02	3.32E-01	203566
1.59E+01	8.90E-02	3.41E-01	206464
1.61E+01	9.02E-02	3.49E-01	209524
1.61E+01	9.03E-02	3.50E-01	209941
1.78E+01	1.01E-01	3.50E-01	231053
1.95E+01	1.10E-01	3.50E-01	253852
2.13E+01	1.20E-01	3.50E-01	277526
2.41E+01	1.30E-01	3.50E-01	312841
2.64E+01	1.40E-01	3.50E-01	343435
2.96E+01	1.50E-01	3.50E-01	384632
3.32E+01	1.60E-01	3.50E-01	431991
3.67E+01	1.70E-01	3.50E-01	477101
4.00E+01	1.80E-01	3.50E-01	520340
4.40E+01	1.90E-01	3.50E-01	572597
4.81E+01	2.00E-01	3.50E-01	625431
5.29E+01	2.12E-01	3.50E-01	687563
5.61E+01	2.20E-01	3.50E-01	728898
6.08E+01	2.30E-01	3.50E-01	789844
6.55E+01	2.40E-01	3.50E-01	851264
6.98E+01	2.50E-01	3.50E-01	907648
7.49E+01	2.60E-01	3.50E-01	973135
8.04E+01	2.70E-01	3.50E-01	1044704
8.57E+01	2.80E-01	3.50E-01	1113737
9.17E+01	2.91E-01	3.50E-01	1191613
9.76E+01	3.00E-01	3.50E-01	1268165
1.04E+02	3.10E-01	3.50E-01	1353095
1.12E+02	3.20E-01	3.50E-01	1449533
1.19E+02	3.30E-01	3.50E-01	1551332
1.28E+02	3.40E-01	3.50E-01	1665284
1.37E+02	3.51E-01	3.50E-01	1784005



Şekil 4.14 7075-T73 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.5. 7075-T73 FORGING Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

H: Uçuş saati	c : yüzey çatlak	a: kesit çatlak	N: cycles
153.8E-6	1.00E-02	1.00E-02	2
2.8E+0	1.46E-02	2.01E-02	36957
4.5E+0	1.91E-02	3.00E-02	58412
4.7E+0	2.01E-02	3.22E-02	60743
5.3E+0	2.35E-02	4.01E-02	69310
6.3E+0	2.72E-02	5.00E-02	81477
6.8E+0	3.01E-02	5.83E-02	88195
6.9E+0	3.07E-02	6.01E-02	90221
7.5E+0	3.40E-02	7.04E-02	97502
8.0E+0	3.68E-02	8.01E-02	104248
8.5E+0	3.98E-02	9.08E-02	110944
8.6E+0	4.00E-02	9.18E-02	111494
9.1E+0	4.23E-02	1.01E-01	118009
9.4E+0	4.47E-02	1.10E-01	122362
9.7E+0	4.71E-02	1.20E-01	125652
10.0E+0	4.94E-02	1.30E-01	129820
10.1E+0	5.02E-02	1.34E-01	131254
10.2E+0	5.17E-02	1.41E-01	133001
10.6E+0	5.40E-02	1.52E-01	137870
10.9E+0	5.60E-02	1.61E-01	141914
11.3E+0	5.80E-02	1.71E-01	146369
11.4E+0	5.98E-02	1.80E-01	148275
11.4E+0	6.00E-02	1.81E-01	148566
11.8E+0	6.19E-02	1.91E-01	153951
12.1E+0	6.39E-02	2.00E-01	157482
12.4E+0	6.62E-02	2.12E-01	161448
12.6E+0	6.78E-02	2.20E-01	164342
13.0E+0	7.00E-02	2.31E-01	168513
13.0E+0	7.05E-02	2.34E-01	169381
13.2E+0	7.18E-02	2.41E-01	171829
13.5E+0	7.37E-02	2.52E-01	175369
13.8E+0	7.54E-02	2.61E-01	179664
14.1E+0	7.71E-02	2.70E-01	183323
14.3E+0	7.89E-02	2.81E-01	185717
14.4E+0	8.04E-02	2.89E-01	187488
14.5E+0	8.10E-02	2.92E-01	188117
14.6E+0	8.26E-02	3.01E-01	189939
14.8E+0	8.44E-02	3.12E-01	191931
15.0E+0	8.57E-02	3.20E-01	194732
15.2E+0	8.78E-02	3.32E-01	197103
15.3E+0	8.92E-02	3.41E-01	199375
15.5E+0	9.03E-02	3.47E-01	201569
15.6E+0	9.08E-02	3.51E-01	202288
16.9E+0	1.00E-01	3.51E-01	219835
18.5E+0	1.10E-01	3.51E-01	240065
20.1E+0	1.21E-01	3.51E-01	261383
22.1E+0	1.31E-01	3.51E-01	287288
24.4E+0	1.41E-01	3.51E-01	317497
26.3E+0	1.50E-01	3.51E-01	342413
29.4E+0	1.61E-01	3.51E-01	382835
32.1E+0	1.72E-01	3.51E-01	417853
34.4E+0	1.80E-01	3.51E-01	447740
37.1E+0	1.90E-01	3.51E-01	482333
40.0E+0	2.00E-01	3.51E-01	519652
43.0E+0	2.10E-01	3.51E-01	559437
45.7E+0	2.20E-01	3.51E-01	594536
49.3E+0	2.32E-01	3.51E-01	641299
52.0E+0	2.40E-01	3.51E-01	675773
54.9E+0	2.50E-01	3.51E-01	713092
58.3E+0	2.60E-01	3.51E-01	758334
61.9E+0	2.71E-01	3.51E-01	804733
64.8E+0	2.80E-01	3.51E-01	842449
68.7E+0	2.90E-01	3.51E-01	893161
72.8E+0	3.02E-01	3.51E-01	945765
75.9E+0	3.10E-01	3.51E-01	986988
80.4E+0	3.20E-01	3.51E-01	1044704
84.7E+0	3.30E-01	3.51E-01	1101398
89.6E+0	3.40E-01	3.51E-01	1164452
94.4E+0	3.50E-01	3.51E-01	1227012



Şekil 4.15 7075-T73 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.6. 7075-T6511 EXT Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

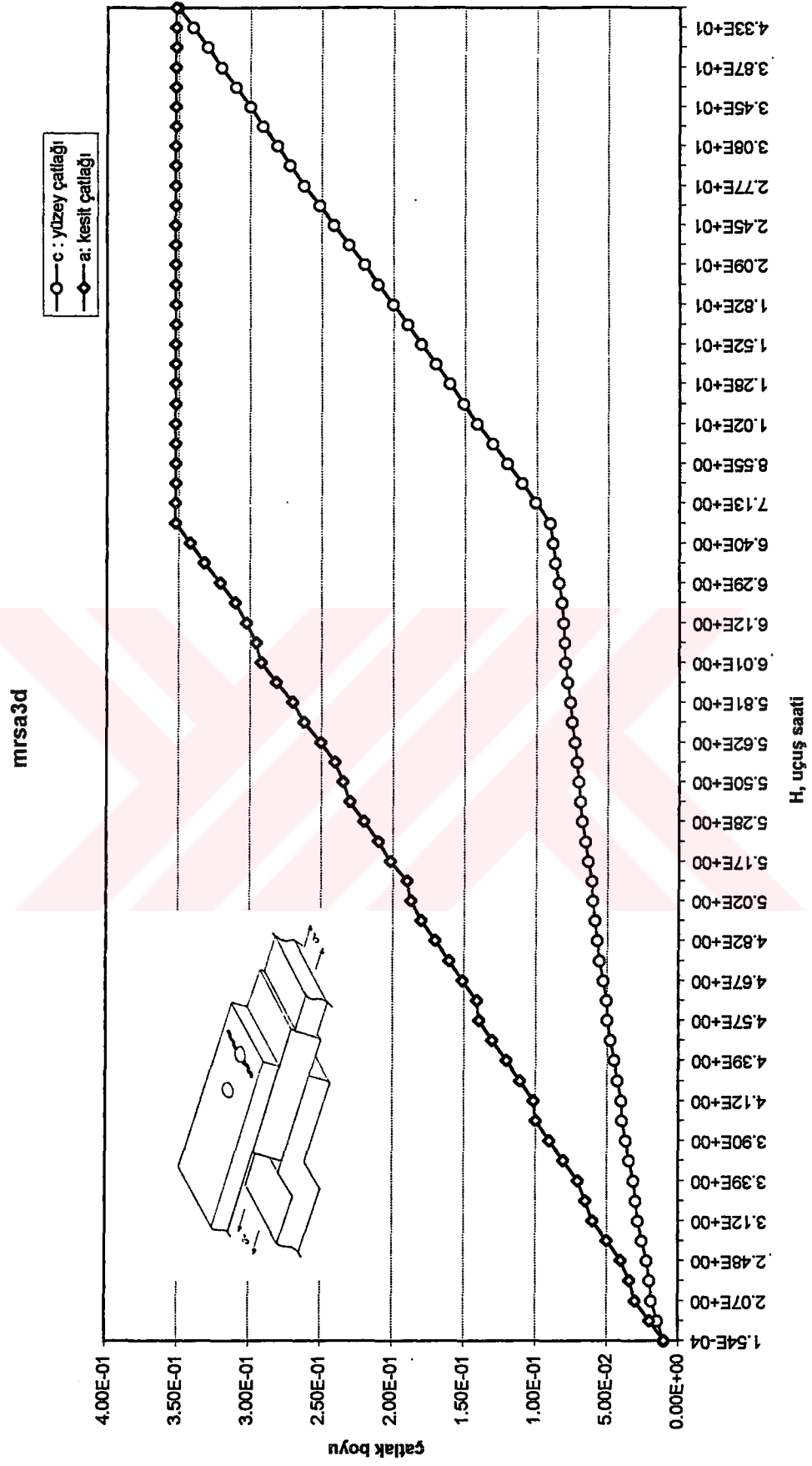
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
1.36E+00	1.47E-02	2.01E-02	17683
2.07E+00	1.86E-02	3.00E-02	26922
2.24E+00	2.00E-02	3.42E-02	29172
2.48E+00	2.22E-02	4.03E-02	32241
2.83E+00	2.54E-02	5.01E-02	36842
3.14E+00	2.86E-02	6.05E-02	40880
3.28E+00	3.01E-02	6.55E-02	42600
3.41E+00	3.15E-02	7.03E-02	44349
3.62E+00	3.45E-02	8.01E-02	47014
3.91E+00	3.69E-02	9.03E-02	50889
4.12E+00	3.98E-02	1.00E-01	53529
4.18E+00	4.02E-02	1.02E-01	54344
4.31E+00	4.27E-02	1.11E-01	56000
4.41E+00	4.54E-02	1.21E-01	57392
4.51E+00	4.79E-02	1.31E-01	58673
4.60E+00	5.02E-02	1.40E-01	59812
4.69E+00	5.26E-02	1.50E-01	60970
4.77E+00	5.54E-02	1.61E-01	61948
4.88E+00	5.71E-02	1.70E-01	63420
5.01E+00	5.87E-02	1.80E-01	65099
5.11E+00	6.01E-02	1.88E-01	66372
5.12E+00	6.06E-02	1.90E-01	66615
5.20E+00	6.30E-02	2.00E-01	67542
5.27E+00	6.53E-02	2.10E-01	68521
5.37E+00	6.70E-02	2.20E-01	69846
5.55E+00	6.93E-02	2.32E-01	72172
5.59E+00	7.02E-02	2.37E-01	72732
5.64E+00	7.11E-02	2.41E-01	73263
5.73E+00	7.25E-02	2.51E-01	74440
5.84E+00	7.42E-02	2.61E-01	75889
5.95E+00	7.59E-02	2.72E-01	77384
6.04E+00	7.71E-02	2.80E-01	78490
6.19E+00	7.86E-02	2.91E-01	80480
6.29E+00	8.06E-02	3.01E-01	81760
6.35E+00	8.26E-02	3.12E-01	82491
6.40E+00	8.44E-02	3.21E-01	83185
6.45E+00	8.62E-02	3.30E-01	83881
6.55E+00	8.78E-02	3.40E-01	85199
6.66E+00	8.91E-02	3.51E-01	86540
6.89E+00	9.08E-02	3.51E-01	89596
7.49E+00	1.00E-01	3.51E-01	97428
8.51E+00	1.11E-01	3.51E-01	110644
9.47E+00	1.21E-01	3.51E-01	123148
1.02E+01	1.30E-01	3.51E-01	132772
1.15E+01	1.40E-01	3.51E-01	148896
1.34E+01	1.50E-01	3.51E-01	174071
1.52E+01	1.61E-01	3.51E-01	197252
1.69E+01	1.70E-01	3.51E-01	219181
1.89E+01	1.80E-01	3.51E-01	246343
2.05E+01	1.90E-01	3.51E-01	266920
2.32E+01	2.02E-01	3.51E-01	300965
2.48E+01	2.10E-01	3.51E-01	322817
2.72E+01	2.21E-01	3.51E-01	353373
2.95E+01	2.31E-01	3.51E-01	383379
3.14E+01	2.40E-01	3.51E-01	407959
3.40E+01	2.50E-01	3.51E-01	442035
3.62E+01	2.60E-01	3.51E-01	470339
3.91E+01	2.70E-01	3.51E-01	508117
4.14E+01	2.80E-01	3.51E-01	537609
4.44E+01	2.91E-01	3.51E-01	576819
4.70E+01	3.00E-01	3.51E-01	611293
4.99E+01	3.10E-01	3.51E-01	649009
5.34E+01	3.20E-01	3.51E-01	693854
5.69E+01	3.31E-01	3.51E-01	740253
6.01E+01	3.40E-01	3.51E-01	781016
6.39E+01	3.50E-01	3.51E-01	830517



Şekil 4.16 7075-T6511 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.7. 7075-T6511 EXT Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

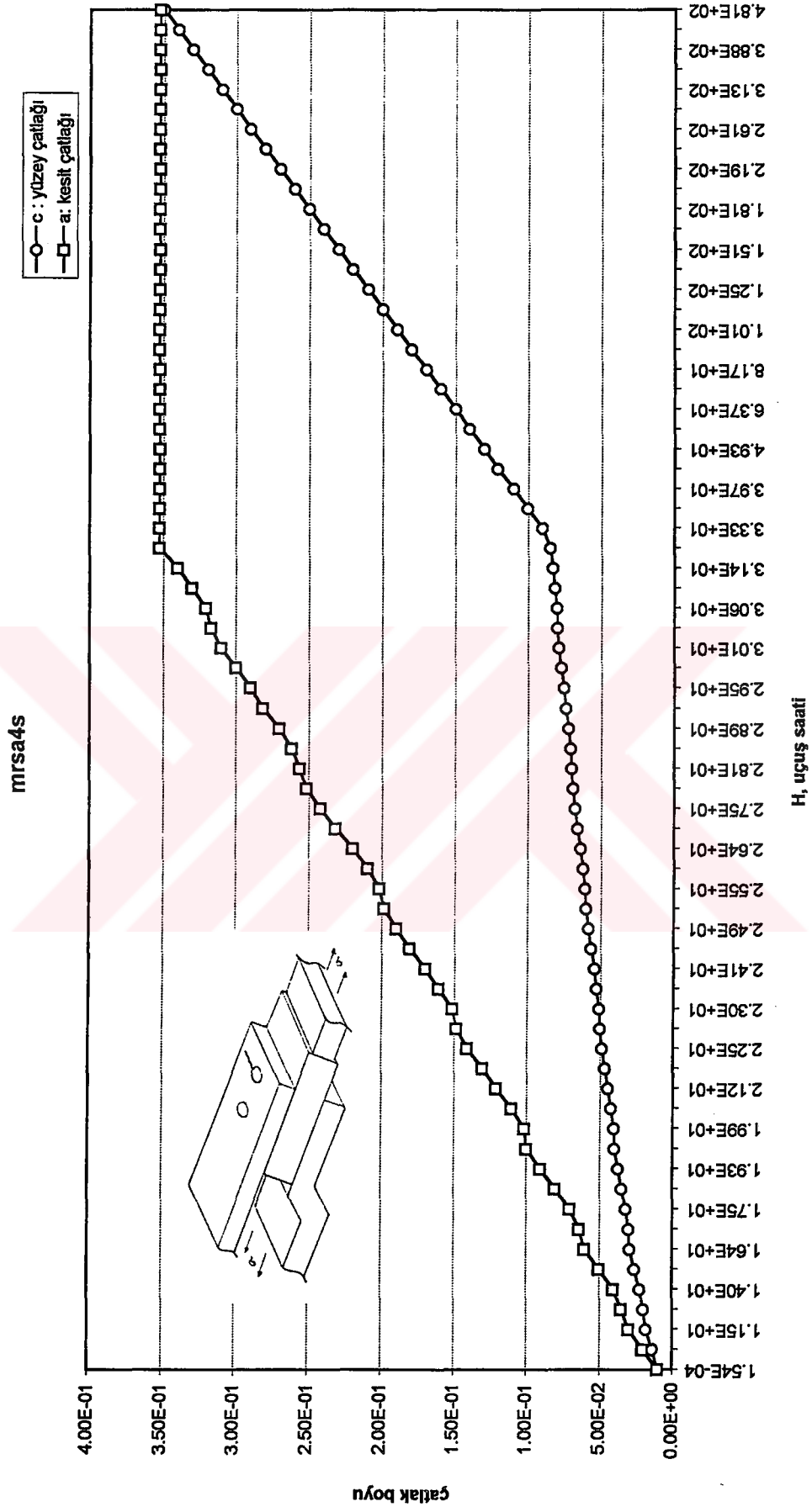
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlak	a: kesit çatlak	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
1.36E+00	1.47E-02	2.01E-02	17682
2.07E+00	1.86E-02	3.01E-02	26920
2.24E+00	2.01E-02	3.43E-02	29159
2.48E+00	2.22E-02	4.04E-02	32233
2.83E+00	2.54E-02	5.03E-02	36810
3.12E+00	2.85E-02	6.01E-02	40603
3.25E+00	3.01E-02	6.51E-02	42299
3.39E+00	3.15E-02	7.02E-02	44090
3.60E+00	3.45E-02	8.03E-02	46838
3.90E+00	3.69E-02	9.05E-02	50704
4.10E+00	3.98E-02	1.00E-01	53318
4.12E+00	4.01E-02	1.01E-01	53497
4.28E+00	4.26E-02	1.11E-01	55653
4.39E+00	4.53E-02	1.20E-01	57067
4.49E+00	4.79E-02	1.30E-01	58314
4.57E+00	5.02E-02	1.40E-01	59418
4.58E+00	5.05E-02	1.41E-01	59577
4.67E+00	5.29E-02	1.51E-01	60697
4.73E+00	5.52E-02	1.61E-01	61478
4.82E+00	5.73E-02	1.71E-01	62676
4.95E+00	5.88E-02	1.80E-01	64399
5.02E+00	6.02E-02	1.87E-01	65290
5.06E+00	6.08E-02	1.90E-01	65718
5.17E+00	6.35E-02	2.02E-01	67177
5.22E+00	6.54E-02	2.10E-01	67882
5.28E+00	6.75E-02	2.20E-01	68671
5.40E+00	6.93E-02	2.30E-01	70229
5.50E+00	7.03E-02	2.35E-01	71484
5.55E+00	7.13E-02	2.41E-01	72122
5.62E+00	7.30E-02	2.51E-01	73055
5.73E+00	7.51E-02	2.63E-01	74500
5.81E+00	7.64E-02	2.70E-01	75503
5.90E+00	7.80E-02	2.81E-01	76744
6.01E+00	7.97E-02	2.92E-01	78080
6.04E+00	8.03E-02	2.96E-01	78503
6.12E+00	8.13E-02	3.03E-01	79571
6.22E+00	8.23E-02	3.10E-01	80850
6.29E+00	8.42E-02	3.21E-01	81748
6.35E+00	8.67E-02	3.32E-01	82511
6.40E+00	8.86E-02	3.42E-01	83168
6.45E+00	9.05E-02	3.52E-01	83795
7.13E+00	1.01E-01	3.52E-01	92691
7.71E+00	1.10E-01	3.52E-01	100274
8.55E+00	1.20E-01	3.52E-01	111105
9.47E+00	1.31E-01	3.52E-01	123073
1.02E+01	1.41E-01	3.52E-01	132716
1.14E+01	1.51E-01	3.52E-01	147659
1.28E+01	1.61E-01	3.52E-01	166161
1.43E+01	1.70E-01	3.52E-01	185717
1.52E+01	1.81E-01	3.52E-01	197252
1.64E+01	1.90E-01	3.52E-01	213046
1.82E+01	2.00E-01	3.52E-01	236485
1.96E+01	2.11E-01	3.52E-01	255142
2.09E+01	2.20E-01	3.52E-01	272136
2.27E+01	2.31E-01	3.52E-01	294568
2.45E+01	2.42E-01	3.52E-01	317970
2.58E+01	2.52E-01	3.52E-01	335424
2.77E+01	2.62E-01	3.52E-01	360170
2.95E+01	2.72E-01	3.52E-01	383259
3.08E+01	2.81E-01	3.52E-01	399904
3.27E+01	2.91E-01	3.52E-01	425610
3.45E+01	3.00E-01	3.52E-01	448052
3.63E+01	3.10E-01	3.52E-01	471465
3.87E+01	3.20E-01	3.52E-01	503398
4.08E+01	3.30E-01	3.52E-01	530314
4.33E+01	3.40E-01	3.52E-01	562465
4.56E+01	0.3506	0.3523	593344



Şekil 4.17 7075-T6511 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.8. Ti-6-4 α - β FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

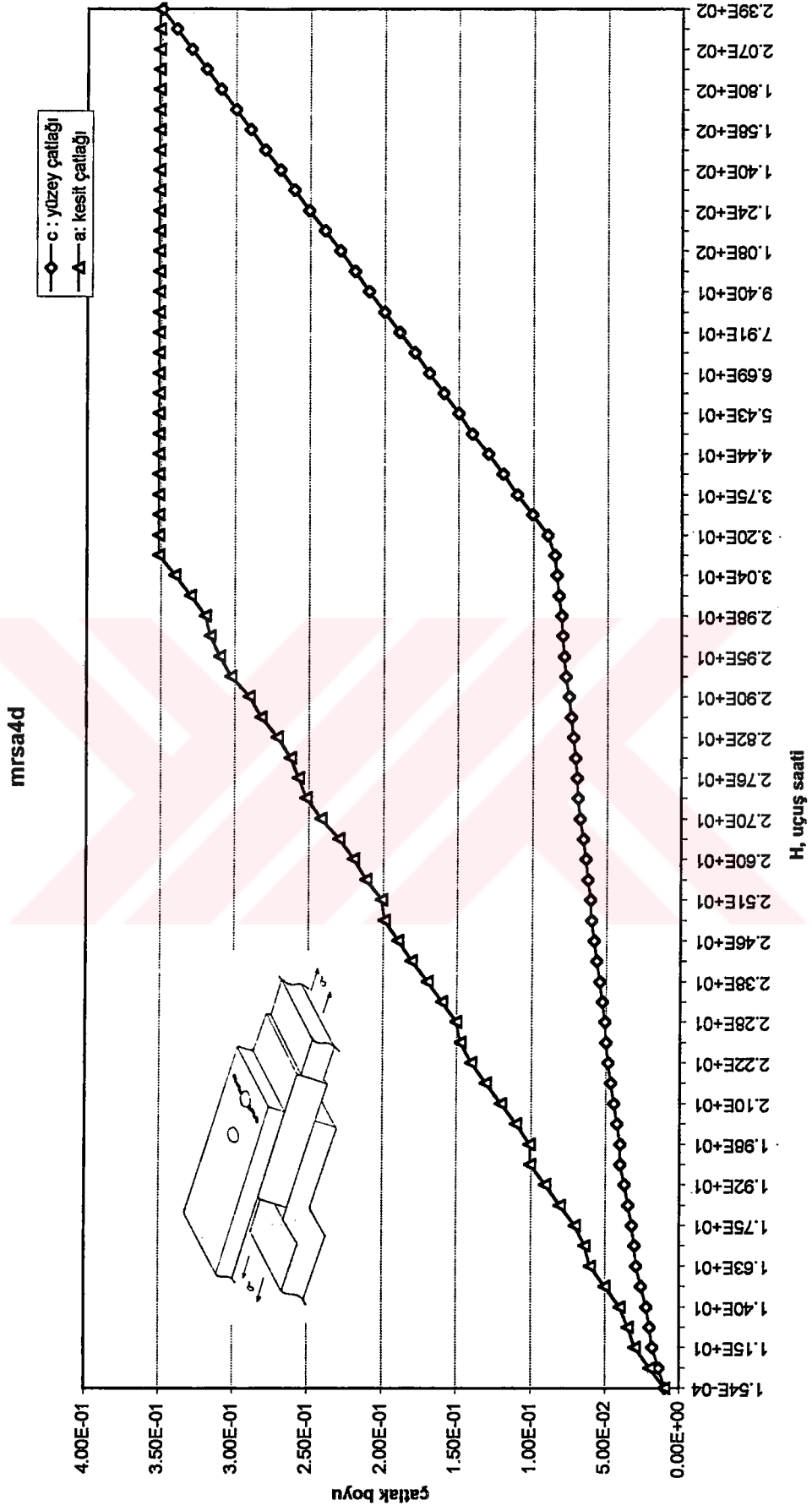
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
8.12E+00	1.37E-02	2.01E-02	105554
1.15E+01	1.81E-02	3.00E-02	149679
1.29E+01	2.01E-02	3.50E-02	167337
1.40E+01	2.21E-02	4.01E-02	182489
1.52E+01	2.58E-02	5.02E-02	197252
1.64E+01	2.90E-02	6.00E-02	212798
1.69E+01	3.00E-02	6.38E-02	219835
1.75E+01	3.19E-02	7.05E-02	227769
1.84E+01	3.46E-02	8.04E-02	239385
1.93E+01	3.73E-02	9.05E-02	250817
1.98E+01	3.98E-02	1.00E-01	257888
1.99E+01	4.01E-02	1.01E-01	258806
2.05E+01	4.24E-02	1.11E-01	266164
2.12E+01	4.46E-02	1.21E-01	275497
2.19E+01	4.65E-02	1.30E-01	284097
2.25E+01	4.88E-02	1.41E-01	292066
2.29E+01	5.02E-02	1.48E-01	297426
2.30E+01	5.08E-02	1.51E-01	298596
2.36E+01	5.26E-02	1.61E-01	306589
2.41E+01	5.44E-02	1.70E-01	313853
2.45E+01	5.64E-02	1.81E-01	318475
2.49E+01	5.82E-02	1.90E-01	323438
2.53E+01	6.01E-02	1.99E-01	328335
2.55E+01	6.07E-02	2.02E-01	331127
2.59E+01	6.23E-02	2.10E-01	336745
2.64E+01	6.39E-02	2.20E-01	342619
2.70E+01	6.60E-02	2.32E-01	351639
2.75E+01	6.78E-02	2.42E-01	357645
2.79E+01	6.93E-02	2.52E-01	362949
2.81E+01	7.00E-02	2.56E-01	365445
2.84E+01	7.10E-02	2.62E-01	368986
2.89E+01	7.24E-02	2.70E-01	375413
2.92E+01	7.42E-02	2.81E-01	380133
2.95E+01	7.57E-02	2.90E-01	383379
2.99E+01	7.74E-02	3.00E-01	388118
3.01E+01	7.90E-02	3.10E-01	391787
3.04E+01	8.00E-02	3.17E-01	395649
3.06E+01	8.06E-02	3.21E-01	397504
3.10E+01	8.19E-02	3.30E-01	402964
3.14E+01	8.35E-02	3.40E-01	407915
3.19E+01	8.50E-02	3.52E-01	414726
3.33E+01	9.03E-02	3.52E-01	433505
3.62E+01	1.00E-01	3.52E-01	470278
3.97E+01	1.10E-01	3.52E-01	515471
4.44E+01	1.21E-01	3.52E-01	576819
4.93E+01	1.30E-01	3.52E-01	641299
5.56E+01	1.40E-01	3.52E-01	722304
6.37E+01	1.50E-01	3.52E-01	828681
7.28E+01	1.60E-01	3.52E-01	945765
8.17E+01	1.70E-01	3.52E-01	1062653
9.09E+01	1.80E-01	3.52E-01	1181905
1.01E+02	1.90E-01	3.52E-01	1310299
1.13E+02	2.00E-01	3.52E-01	1472110
1.25E+02	2.10E-01	3.52E-01	1625024
1.37E+02	2.21E-01	3.52E-01	1784005
1.51E+02	2.30E-01	3.52E-01	1965373
1.66E+02	2.40E-01	3.52E-01	2158813
1.81E+02	2.50E-01	3.52E-01	2352253
1.98E+02	2.60E-01	3.52E-01	2580165
2.19E+02	2.70E-01	3.52E-01	2840932
2.38E+02	2.80E-01	3.52E-01	3098852
2.61E+02	2.90E-01	3.52E-01	3396005
2.85E+02	3.00E-01	3.52E-01	3706333
3.13E+02	3.10E-01	3.52E-01	4066052
3.47E+02	3.20E-01	3.52E-01	4517412
3.88E+02	3.30E-01	3.52E-01	5046044
4.33E+02	3.40E-01	3.52E-01	5627337



Şekil 4.18 Ti-6-4- α - β FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.9. Ti-6-4 α - β FORGING Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

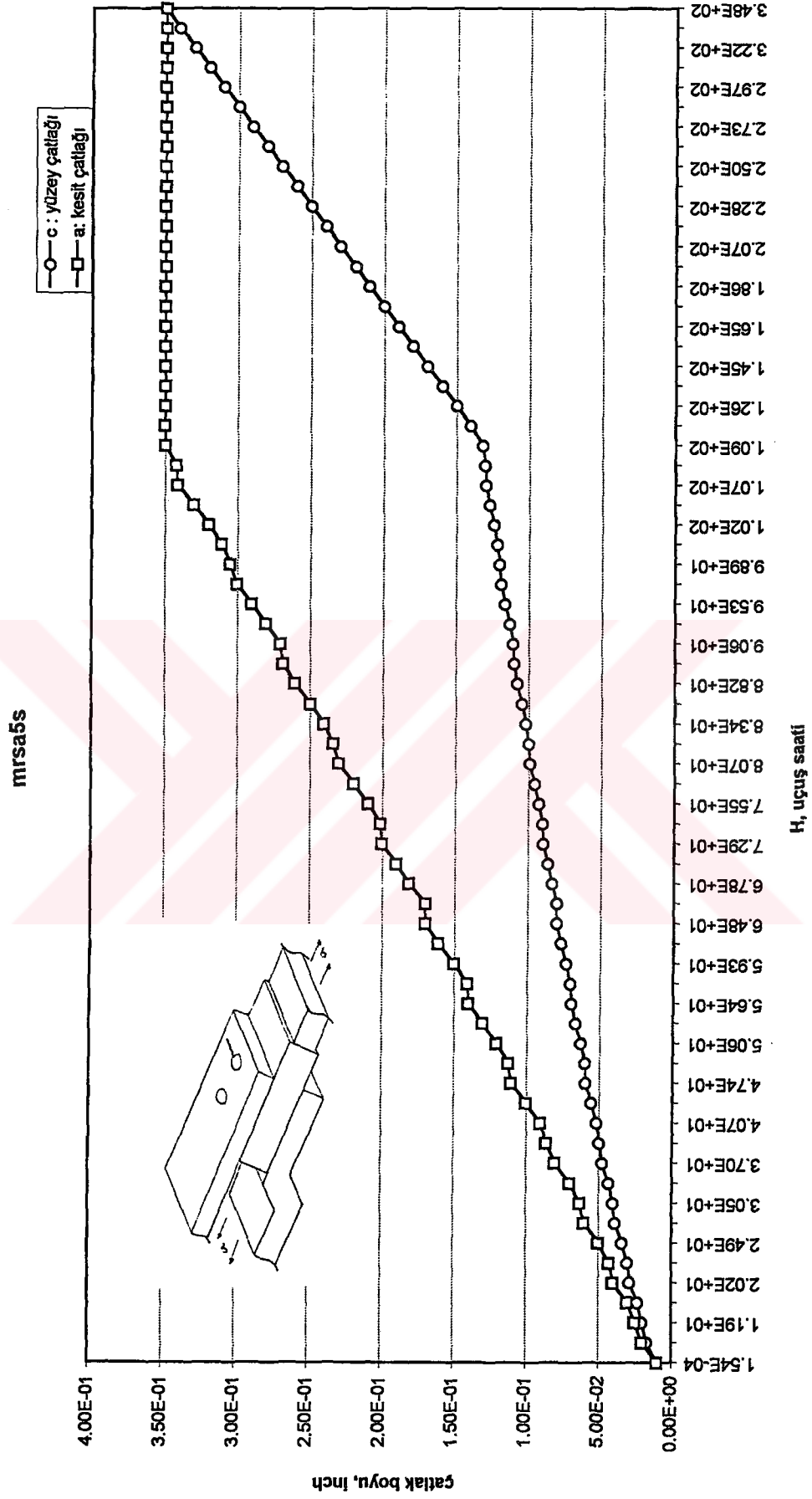
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
8.12E+00	1.37E-02	2.02E-02	105526
1.15E+01	1.81E-02	3.00E-02	149227
1.28E+01	2.00E-02	3.48E-02	166254
1.40E+01	2.21E-02	4.00E-02	182174
1.51E+01	2.58E-02	5.02E-02	196922
1.63E+01	2.90E-02	6.00E-02	212286
1.69E+01	3.01E-02	6.39E-02	219181
1.75E+01	3.19E-02	7.05E-02	226912
1.84E+01	3.46E-02	8.05E-02	238551
1.92E+01	3.72E-02	9.02E-02	249867
1.97E+01	4.00E-02	1.00E-01	256411
1.98E+01	4.00E-02	1.01E-01	257104
2.03E+01	4.23E-02	1.10E-01	263669
2.10E+01	4.45E-02	1.20E-01	272394
2.17E+01	4.67E-02	1.31E-01	282066
2.22E+01	4.86E-02	1.40E-01	288868
2.26E+01	5.01E-02	1.47E-01	294024
2.28E+01	5.07E-02	1.50E-01	296097
2.33E+01	5.26E-02	1.60E-01	303031
2.38E+01	5.44E-02	1.70E-01	309958
2.43E+01	5.65E-02	1.81E-01	316135
2.46E+01	5.84E-02	1.90E-01	319622
2.50E+01	6.03E-02	1.99E-01	325190
2.51E+01	6.08E-02	2.01E-01	326037
2.56E+01	6.27E-02	2.12E-01	332593
2.60E+01	6.41E-02	2.20E-01	337491
2.64E+01	6.60E-02	2.30E-01	343277
2.70E+01	6.80E-02	2.42E-01	351098
2.74E+01	6.95E-02	2.52E-01	355819
2.76E+01	7.04E-02	2.57E-01	358481
2.78E+01	7.13E-02	2.62E-01	361387
2.82E+01	7.27E-02	2.71E-01	365997
2.86E+01	7.44E-02	2.82E-01	371256
2.90E+01	7.56E-02	2.90E-01	376763
2.93E+01	7.79E-02	3.02E-01	381076
2.95E+01	7.91E-02	3.10E-01	383379
2.96E+01	8.02E-02	3.17E-01	385371
2.98E+01	8.08E-02	3.20E-01	387297
3.01E+01	8.26E-02	3.30E-01	390692
3.04E+01	8.42E-02	3.41E-01	395546
3.08E+01	8.57E-02	3.51E-01	399904
3.20E+01	9.04E-02	3.51E-01	415772
3.45E+01	1.01E-01	3.51E-01	447859
3.75E+01	1.11E-01	3.51E-01	486913
4.04E+01	1.20E-01	3.51E-01	524840
4.44E+01	1.30E-01	3.51E-01	576819
4.93E+01	1.41E-01	3.51E-01	641299
5.43E+01	1.50E-01	3.51E-01	706502
6.05E+01	1.60E-01	3.51E-01	786784
6.69E+01	1.70E-01	3.51E-01	869213
7.30E+01	1.80E-01	3.51E-01	949345
7.91E+01	1.90E-01	3.51E-01	1028372
8.67E+01	2.00E-01	3.51E-01	1127133
9.40E+01	2.11E-01	3.51E-01	1221619
1.00E+02	2.20E-01	3.51E-01	1302808
1.08E+02	2.30E-01	3.51E-01	1409001
1.16E+02	2.40E-01	3.51E-01	1504809
1.24E+02	2.51E-01	3.51E-01	1608499
1.32E+02	2.61E-01	3.51E-01	1719525
1.40E+02	2.70E-01	3.51E-01	1824755
1.49E+02	2.80E-01	3.51E-01	1938212
1.58E+02	2.90E-01	3.51E-01	2059859
1.68E+02	3.00E-01	3.51E-01	2189542
1.80E+02	3.10E-01	3.51E-01	2334304
1.93E+02	3.20E-01	3.51E-01	2503226
2.07E+02	3.30E-01	3.51E-01	2697209
2.23E+02	3.40E-01	3.51E-01	2898099



Şekil 4.19 Ti-6-4- α - β FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.10. 4340-150 FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

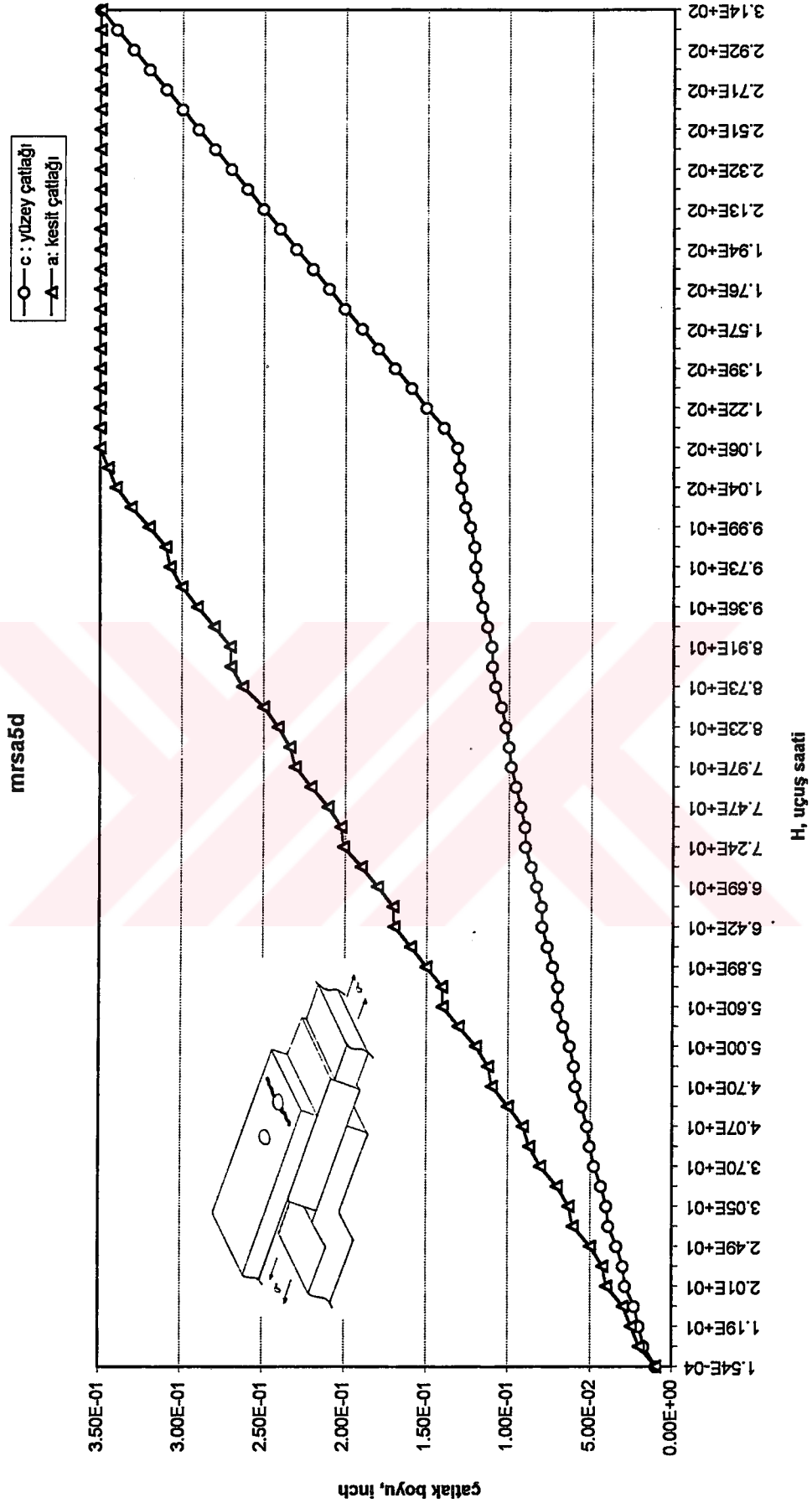
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
8.55E+00	1.69E-02	2.01E-02	111105
1.19E+01	2.01E-02	2.51E-02	154701
1.49E+01	2.31E-02	3.00E-02	193071
2.02E+01	2.87E-02	4.00E-02	261961
2.14E+01	3.00E-02	4.25E-02	278187
2.49E+01	3.39E-02	5.00E-02	324115
2.94E+01	3.88E-02	6.03E-02	381865
3.05E+01	4.00E-02	6.30E-02	395880
3.33E+01	4.33E-02	7.03E-02	433505
3.70E+01	4.74E-02	8.01E-02	481303
3.93E+01	5.01E-02	8.66E-02	511436
4.07E+01	5.17E-02	9.05E-02	528864
4.40E+01	5.55E-02	1.00E-01	572597
4.74E+01	5.94E-02	1.11E-01	615808
4.80E+01	6.01E-02	1.12E-01	623365
5.06E+01	6.32E-02	1.21E-01	657824
5.34E+01	6.64E-02	1.30E-01	693854
5.64E+01	7.00E-02	1.40E-01	733426
5.65E+01	7.01E-02	1.41E-01	735021
5.93E+01	7.34E-02	1.50E-01	770259
6.23E+01	7.70E-02	1.61E-01	810443
6.48E+01	8.00E-02	1.70E-01	842052
6.48E+01	8.00E-02	1.70E-01	842113
6.78E+01	8.35E-02	1.82E-01	881285
7.01E+01	8.64E-02	1.90E-01	911720
7.29E+01	8.97E-02	2.00E-01	947831
7.32E+01	9.00E-02	2.01E-01	951774
7.55E+01	9.28E-02	2.10E-01	981545
7.82E+01	9.59E-02	2.20E-01	1016254
8.07E+01	9.89E-02	2.30E-01	1049257
8.17E+01	1.00E-01	2.34E-01	1062653
8.34E+01	1.02E-01	2.40E-01	1083718
8.57E+01	1.05E-01	2.50E-01	1113737
8.82E+01	1.08E-01	2.60E-01	1146864
9.03E+01	1.10E-01	2.69E-01	1173664
9.06E+01	1.11E-01	2.70E-01	1178217
9.31E+01	1.13E-01	2.80E-01	1209694
9.53E+01	1.16E-01	2.90E-01	1239336
9.78E+01	1.19E-01	3.00E-01	1271745
9.89E+01	1.20E-01	3.05E-01	1286099
1.00E+02	1.22E-01	3.11E-01	1302624
1.02E+02	1.24E-01	3.20E-01	1330099
1.05E+02	1.27E-01	3.30E-01	1359396
1.07E+02	1.30E-01	3.42E-01	1395010
1.07E+02	1.30E-01	3.42E-01	1397125
1.09E+02	1.32E-01	3.50E-01	1418419
1.16E+02	1.40E-01	3.50E-01	1514013
1.26E+02	1.50E-01	3.50E-01	1636146
1.35E+02	1.60E-01	3.50E-01	1761065
1.45E+02	1.70E-01	3.50E-01	1888838
1.55E+02	1.80E-01	3.50E-01	2014964
1.65E+02	1.90E-01	3.50E-01	2143924
1.75E+02	2.00E-01	3.50E-01	2277835
1.86E+02	2.10E-01	3.50E-01	2416733
1.96E+02	2.20E-01	3.50E-01	2545693
2.07E+02	2.30E-01	3.50E-01	2686725
2.17E+02	2.40E-01	3.50E-01	2823344
2.28E+02	2.50E-01	3.50E-01	2962579
2.39E+02	2.60E-01	3.50E-01	3104040
2.50E+02	2.70E-01	3.50E-01	3250395
2.61E+02	2.80E-01	3.50E-01	3396005
2.73E+02	2.90E-01	3.50E-01	3544152
2.84E+02	3.00E-01	3.50E-01	3697129
2.97E+02	3.10E-01	3.50E-01	3855024
3.09E+02	3.20E-01	3.50E-01	4016678
3.22E+02	3.30E-01	3.50E-01	4183477
3.36E+02	3.41E-01	3.50E-01	4363205
3.48E+02	3.50E-01	3.50E-01	4526624



Şekil 4.20 4340-150 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.11. 4340-150 FORGING Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

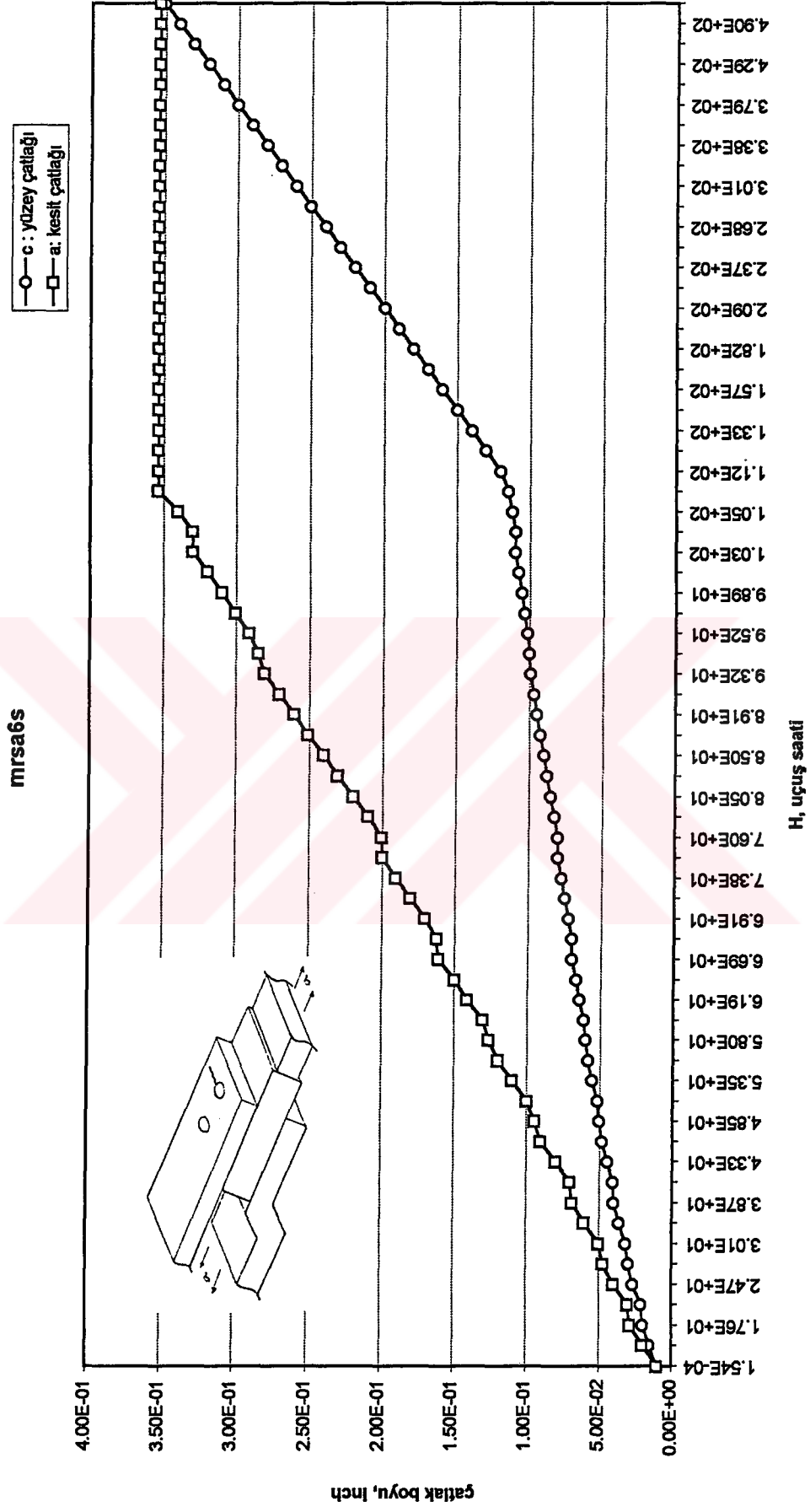
H: Uçuş saati	c : yüzey çatlakı	a: kesit çatlakı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
8.55E+00	1.69E-02	2.02E-02	111105
1.19E+01	2.01E-02	2.51E-02	154701
1.48E+01	2.31E-02	3.00E-02	192624
2.01E+01	2.87E-02	4.00E-02	261732
2.14E+01	3.00E-02	4.25E-02	277856
2.49E+01	3.39E-02	5.00E-02	323453
2.94E+01	3.88E-02	6.04E-02	381855
3.05E+01	4.01E-02	6.32E-02	395880
3.32E+01	4.32E-02	7.02E-02	431991
3.70E+01	4.75E-02	8.03E-02	481282
3.93E+01	5.02E-02	8.69E-02	511415
4.07E+01	5.18E-02	9.09E-02	528845
4.39E+01	5.54E-02	1.00E-01	570203
4.70E+01	5.92E-02	1.10E-01	610933
4.77E+01	6.00E-02	1.12E-01	620264
5.00E+01	6.28E-02	1.20E-01	650322
5.32E+01	6.65E-02	1.30E-01	691425
5.60E+01	6.99E-02	1.40E-01	728198
5.61E+01	7.00E-02	1.41E-01	728886
5.89E+01	7.34E-02	1.50E-01	766037
6.16E+01	7.66E-02	1.60E-01	800155
6.42E+01	7.99E-02	1.70E-01	834739
6.43E+01	8.00E-02	1.71E-01	835992
6.69E+01	8.31E-02	1.80E-01	869213
6.93E+01	8.62E-02	1.90E-01	901507
7.24E+01	8.99E-02	2.01E-01	940725
7.28E+01	9.04E-02	2.03E-01	945765
7.47E+01	9.28E-02	2.10E-01	971012
7.73E+01	9.60E-02	2.21E-01	1005103
7.97E+01	9.90E-02	2.31E-01	1035492
8.06E+01	1.00E-01	2.34E-01	1047320
8.23E+01	1.02E-01	2.41E-01	1070004
8.43E+01	1.05E-01	2.50E-01	1096221
8.73E+01	1.08E-01	2.63E-01	1135283
8.90E+01	1.10E-01	2.70E-01	1157139
8.91E+01	1.11E-01	2.70E-01	1157862
9.13E+01	1.13E-01	2.80E-01	1186381
9.36E+01	1.16E-01	2.91E-01	1217397
9.57E+01	1.19E-01	3.00E-01	1244038
9.73E+01	1.21E-01	3.07E-01	1264448
9.78E+01	1.21E-01	3.10E-01	1271745
9.99E+01	1.24E-01	3.20E-01	1298600
1.02E+02	1.27E-01	3.31E-01	1329866
1.04E+02	1.29E-01	3.40E-01	1353871
1.05E+02	1.30E-01	3.45E-01	1367104
1.06E+02	1.32E-01	3.50E-01	1380475
1.13E+02	1.40E-01	3.50E-01	1471614
1.22E+02	1.51E-01	3.50E-01	1590565
1.31E+02	1.60E-01	3.50E-01	1697515
1.39E+02	1.70E-01	3.50E-01	1812696
1.49E+02	1.80E-01	3.50E-01	1930899
1.57E+02	1.90E-01	3.50E-01	2043991
1.67E+02	2.01E-01	3.50E-01	2170885
1.76E+02	2.10E-01	3.50E-01	2282977
1.85E+02	2.20E-01	3.50E-01	2399976
1.94E+02	2.30E-01	3.50E-01	2520655
2.03E+02	2.40E-01	3.50E-01	2643311
2.13E+02	2.50E-01	3.50E-01	2764917
2.22E+02	2.60E-01	3.50E-01	2887824
2.32E+02	2.70E-01	3.50E-01	3013094
2.41E+02	2.80E-01	3.50E-01	3138085
2.51E+02	2.90E-01	3.50E-01	3267045
2.61E+02	3.00E-01	3.50E-01	3396005
2.71E+02	3.10E-01	3.50E-01	3527031
2.82E+02	3.20E-01	3.50E-01	3661584
2.92E+02	3.30E-01	3.50E-01	3800819
3.03E+02	3.40E-01	3.50E-01	3939015
3.14E+02	3.50E-01	3.50E-01	4081158



Şekil 4.21 4340-150 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.12. 4340-180 FORGING Malzemede tek yönlü çatlak ilerleme aralıkları

H: Uçuş saati	c : yüzey çatlağı	a: kesit çatlağı	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
1.10E+01	1.50E-02	2.00E-02	142672
1.76E+01	2.00E-02	2.86E-02	229396
1.87E+01	2.09E-02	3.02E-02	242494
2.47E+01	2.64E-02	4.00E-02	320891
2.86E+01	3.01E-02	4.71E-02	371454
3.01E+01	3.16E-02	5.02E-02	390692
3.48E+01	3.62E-02	6.00E-02	452547
3.87E+01	4.01E-02	6.88E-02	503398
3.93E+01	4.07E-02	7.02E-02	511096
4.33E+01	4.47E-02	8.01E-02	562465
4.70E+01	4.85E-02	9.04E-02	610623
4.85E+01	5.01E-02	9.46E-02	631024
5.02E+01	5.18E-02	1.00E-01	652056
5.35E+01	5.53E-02	1.10E-01	695504
5.62E+01	5.82E-02	1.20E-01	731049
5.80E+01	6.01E-02	1.26E-01	754391
5.92E+01	6.13E-02	1.30E-01	769260
6.19E+01	6.42E-02	1.41E-01	804453
6.42E+01	6.68E-02	1.50E-01	834739
6.69E+01	6.97E-02	1.61E-01	869121
6.73E+01	7.01E-02	1.63E-01	874279
6.91E+01	7.23E-02	1.71E-01	898852
7.14E+01	7.47E-02	1.80E-01	928461
7.38E+01	7.74E-02	1.91E-01	959477
7.60E+01	7.99E-02	2.00E-01	987613
7.60E+01	8.00E-02	2.00E-01	988421
7.85E+01	8.27E-02	2.10E-01	1020827
8.05E+01	8.51E-02	2.20E-01	1046771
8.29E+01	8.78E-02	2.31E-01	1078305
8.50E+01	9.02E-02	2.40E-01	1105160
8.72E+01	9.25E-02	2.51E-01	1133330
8.91E+01	9.47E-02	2.60E-01	1157862
9.13E+01	9.71E-02	2.70E-01	1186381
9.32E+01	9.93E-02	2.80E-01	1211344
9.40E+01	1.00E-01	2.85E-01	1221619
9.52E+01	1.02E-01	2.91E-01	1238144
9.72E+01	1.04E-01	3.01E-01	1263393
9.89E+01	1.06E-01	3.10E-01	1286099
1.01E+02	1.08E-01	3.20E-01	1310635
1.03E+02	1.10E-01	3.30E-01	1336225
1.03E+02	1.10E-01	3.30E-01	1337003
1.05E+02	1.12E-01	3.40E-01	1361336
1.07E+02	1.15E-01	3.53E-01	1393004
1.12E+02	1.20E-01	3.53E-01	1461605
1.22E+02	1.30E-01	3.53E-01	1590565
1.33E+02	1.40E-01	3.53E-01	1725534
1.44E+02	1.50E-01	3.53E-01	1875669
1.57E+02	1.60E-01	3.53E-01	2041925
1.69E+02	1.70E-01	3.53E-01	2201320
1.82E+02	1.80E-01	3.53E-01	2366391
1.95E+02	1.90E-01	3.53E-01	2533638
2.09E+02	2.00E-01	3.53E-01	2715488
2.23E+02	2.10E-01	3.53E-01	2901633
2.37E+02	2.20E-01	3.53E-01	3082598
2.53E+02	2.30E-01	3.53E-01	3284979
2.68E+02	2.40E-01	3.53E-01	3485732
2.84E+02	2.50E-01	3.53E-01	3688384
3.01E+02	2.60E-01	3.53E-01	3913911
3.19E+02	2.70E-01	3.53E-01	4150866
3.38E+02	2.80E-01	3.53E-01	4388452
3.57E+02	2.90E-01	3.53E-01	4644452
3.79E+02	3.00E-01	3.53E-01	4922540
4.02E+02	3.10E-01	3.53E-01	5227089
4.29E+02	3.20E-01	3.53E-01	5576253
4.59E+02	3.30E-01	3.53E-01	5963133
4.90E+02	3.40E-01	3.53E-01	6375797
5.24E+02	3.50E-01	3.53E-01	6813445

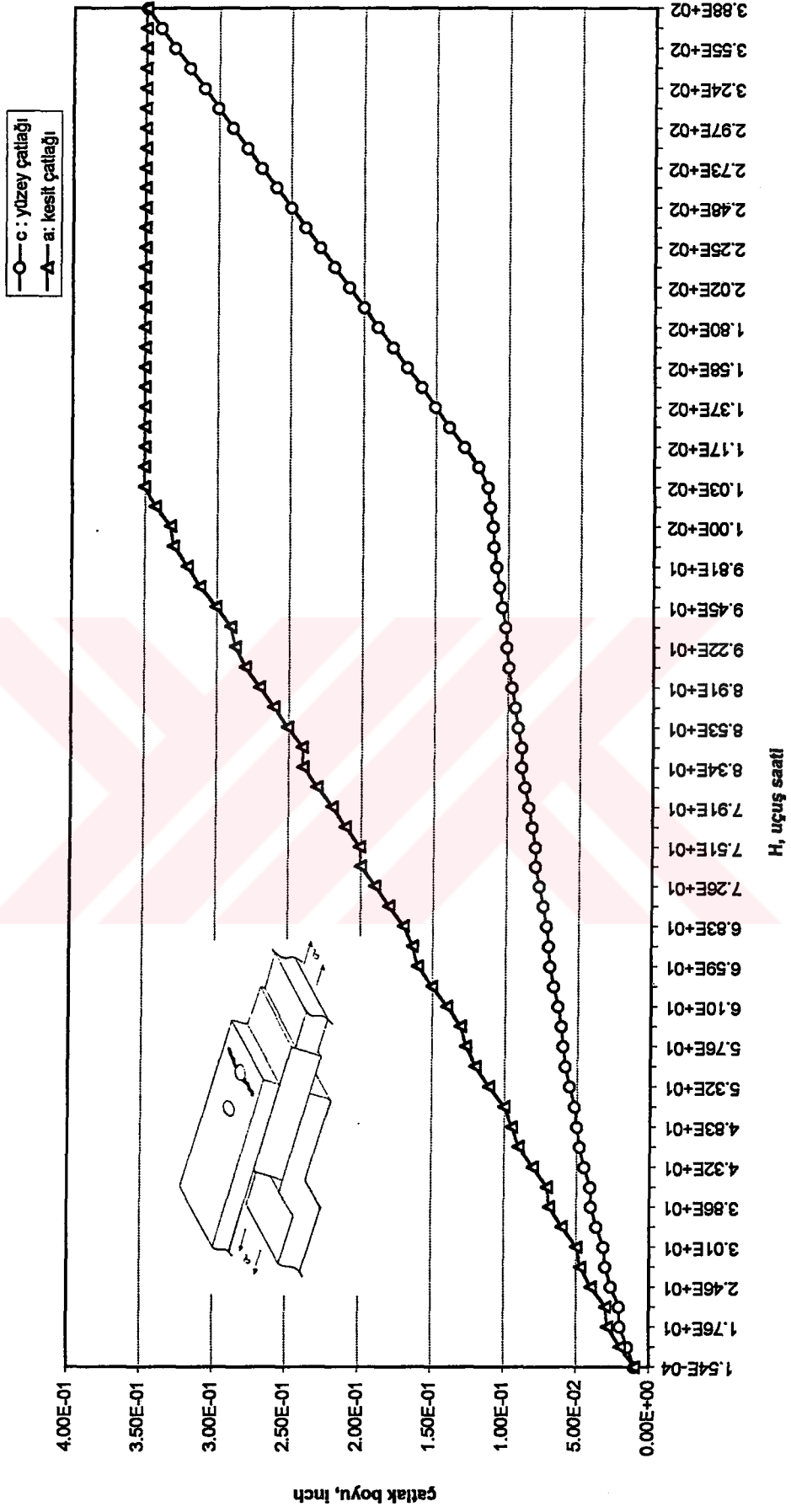


Şekil 4.22 4340-180 FORGING Malzeme için tek yönlü çatlak ilerlemesi

Tablo 4.13. 4340-180 FORGING Malzemede çift yönlü çatlak ilerleme aralıkları

H: Uçuş saati	c : yüzey çatlak	a: kesit çatlak	N: cycles
1.54E-04	1.00E-02	1.00E-02	2
1.10E+01	1.50E-02	2.00E-02	142672
1.76E+01	2.00E-02	2.87E-02	229391
1.87E+01	2.09E-02	3.02E-02	242494
2.46E+01	2.64E-02	4.00E-02	320424
2.86E+01	3.01E-02	4.72E-02	371454
3.01E+01	3.16E-02	5.02E-02	390692
3.48E+01	3.62E-02	6.00E-02	451777
3.86E+01	4.01E-02	6.87E-02	502064
3.93E+01	4.08E-02	7.05E-02	511052
4.32E+01	4.47E-02	8.01E-02	560951
4.67E+01	4.83E-02	9.00E-02	606715
4.83E+01	5.00E-02	9.46E-02	627334
4.99E+01	5.18E-02	1.00E-01	648612
5.32E+01	5.53E-02	1.10E-01	691425
5.59E+01	5.82E-02	1.20E-01	726277
5.76E+01	6.01E-02	1.26E-01	749299
5.87E+01	6.12E-02	1.30E-01	763643
6.10E+01	6.39E-02	1.40E-01	793548
6.37E+01	6.68E-02	1.50E-01	828681
6.59E+01	6.94E-02	1.60E-01	857158
6.68E+01	7.04E-02	1.64E-01	868934
6.83E+01	7.21E-02	1.70E-01	887294
7.04E+01	7.46E-02	1.81E-01	915744
7.26E+01	7.72E-02	1.91E-01	944373
7.48E+01	7.98E-02	2.00E-01	972030
7.51E+01	8.01E-02	2.01E-01	976200
7.72E+01	8.25E-02	2.11E-01	1003763
7.91E+01	8.48E-02	2.20E-01	1028179
8.13E+01	8.74E-02	2.30E-01	1057421
8.34E+01	8.99E-02	2.40E-01	1083718
8.36E+01	9.01E-02	2.41E-01	1086601
8.53E+01	9.23E-02	2.51E-01	1109184
8.72E+01	9.45E-02	2.60E-01	1133574
8.91E+01	9.68E-02	2.70E-01	1157862
9.08E+01	9.89E-02	2.80E-01	1180907
9.22E+01	1.01E-01	2.87E-01	1198259
9.28E+01	1.01E-01	2.90E-01	1205751
9.45E+01	1.03E-01	3.00E-01	1228932
9.66E+01	1.06E-01	3.12E-01	1256093
9.81E+01	1.08E-01	3.20E-01	1275824
9.99E+01	1.10E-01	3.30E-01	1298600
1.00E+02	1.10E-01	3.32E-01	1302624
1.02E+02	1.13E-01	3.43E-01	1327964
1.03E+02	1.14E-01	3.50E-01	1344521
1.09E+02	1.20E-01	3.50E-01	1410837
1.17E+02	1.30E-01	3.50E-01	1526085
1.27E+02	1.41E-01	3.50E-01	1655045
1.37E+02	1.51E-01	3.50E-01	1784005
1.47E+02	1.60E-01	3.50E-01	1916545
1.58E+02	1.70E-01	3.50E-01	2055637
1.69E+02	1.80E-01	3.50E-01	2191951
1.80E+02	1.90E-01	3.50E-01	2334304
1.91E+02	2.00E-01	3.50E-01	2481213
2.02E+02	2.10E-01	3.50E-01	2628254
2.13E+02	2.20E-01	3.50E-01	2770392
2.25E+02	2.30E-01	3.50E-01	2921206
2.37E+02	2.40E-01	3.50E-01	3075671
2.48E+02	2.50E-01	3.50E-01	3223631
2.60E+02	2.60E-01	3.50E-01	3383933
2.73E+02	2.70E-01	3.50E-01	3542899
2.85E+02	2.80E-01	3.50E-01	3706333
2.97E+02	2.90E-01	3.50E-01	3865492
3.11E+02	3.00E-01	3.50E-01	4040805
3.24E+02	3.10E-01	3.50E-01	4215346
3.39E+02	3.20E-01	3.50E-01	4403955
3.55E+02	3.31E-01	3.50E-01	4621125
3.71E+02	3.40E-01	3.50E-01	4826441
3.88E+02	3.50E-01	3.50E-01	5042464

mrsa6d



Şekil 4.23 4340-180 FORGING Malzeme için çift yönlü çatlak ilerlemesi

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu yüksek lisans tez çalışmasında hava araçları yapısal tasarımında önemli bir yer tutan dinamik yük altında yorulma ve çatlak ilerleme analizi ve sayısal simülasyon metodu geliştirilmesi amaçlanmıştır. Yorulma ve çatlak simülasyon çalışmaları,

i. Dinamik yük spektrumu,

ii. Parçanın yüklenme mekanizması ve geometrisine bağlı olarak gerilme dağılımı ve çatlak ilerlemesi,

iii. Malzeme özelliklerinin

modellenmesi aşamalarından oluşmaktadır.

İncelenecek parçalara etki eden dinamik yüklerin mümkün olduğunca gerçeğe yakın modellenmesi yorulma ve çatlak ilerlemesi simülasyonlarının doğruluk ve hassaslık derecesini belirlemektedir. Özellikle eğilme - burulma yüklerine maruz yapılarda yük spektrumunun ve çatlak mekanizmasının modellenmesi oldukça karmaşık olup ancak gelişmiş bilgisayar donanım ve yazılımları ile gerçekleştirilmektedir. Özellikle helikopter dinamik parçalarının çatlak ve yorulma incelemelerinde sayısal simülasyonlar aynı zamanda parça ve kupon testleriyle kontrol edilmektedir. Çatlak - yorulma simülasyonunun bir bütün olarak ele alınabilmesi için yük spektrumu ve çatlak modellemesi akademik çalışma imkanları ile elde edilebilecek olan helikopter ana rotor pal "spindle lug", hub (taç) bağlantı elemanı incelenmiştir. Spindle lug elemanına gelen temel yük, rotorun dönmesinden dolayı ortaya çıkan merkezkaç kuvveti olmaktadır. Spindle lug elemanına gelen sabit ve dinamik yükler karakteristik olarak her helikopter için birbirine oldukça yakındır. Bu nedenle MH-53J helikopteri için bilinen "spindle lug" yük spektrumu ölçeklendirilerek ANKA-1 mikroheliikopterine uyarlanmıştır.

İkinci olarak spindle lug parçasına etki eden yükleme, merkezkaç kuvveti ağırlıklı olduğu için normal gerilmeye dayalı delik etrafında tek veya çift taraflı çatlak gelişmesi olarak modellenmiştir. Elastomerik kök mafsallı rotor pallerinde kök kısmından hub mekanizmasına iletilen moment yataksız-mafsalsız (hingeless-bearingless) rotorlara kıyasla daha düşüktür. Bu açıdan eğilme gerilmelerinin etkileri, çekme gerilmesi etrafındaki değişimleri oluşturmaktadır.

Yorulma analizinin üçüncü parçasını teşkil eden malzemeye ait yorulma özellikleri deneysel metodlar ile tespit edilmiş tablo değerleri olarak kullanılmıştır. Oluşturulan yorulma-çatlak sayısal simülasyon programı aşağıda verilen tabloda gösterildiği gibi altı değişik malzeme ve iki çatlak ilerleme modeli için ANKA-1 helikopteri spindle lug parçası geometrisine uygulanmıştır.

Malzeme	Çatlak Yönü	Tablo No.	Şekil No.	Kırım öncesi kritik çatlak boyu	Uçuş saati
6061-T6511 EXT	Tek Yönlü	4.2	4.12	0,350 inch	161
6061-T6511 EXT	Çift Yönlü	4.3	4.13	0,351 inch	109
7075-T73 FORGING	Tek Yönlü	4.4	4.14	0,351 inch	137
7075-T73 FORGING	Çift Yönlü	4.5	4.15	0,350 inch	95
7075-T6511 EXT	Tek Yönlü	4.6	4.16	0,350 inch	64
7075-T6511 EXT	Çift Yönlü	4.7	4.17	0,350 inch	46
Ti-6-4 α - β FORGING	Tek Yönlü	4.8	4.18	0,350 inch	481
Ti-6-4 α - β FORGING	Çift Yönlü	4.9	4.19	0,350 inch	239
4340-150 KSI FORGING	Tek Yönlü	4.10	4.20	0,350 inch	348
4340-150 KSI FORGING	Çift Yönlü	4.11	4.21	0,350 inch	314
4340-180 KSI FORGING	Tek Yönlü	4.12	4.22	0,350 inch	524
4340-180 KSI FORGING	Çift Yönlü	4.13	4.23	0,350 inch	388

Yukarıdaki tablodan ayrıca her malzeme ve her çatlak modeli için kritik çatlak ve kırılma öncesi çatlak boyuna ulaşma uçuş saatlerini görmek mümkündür. Tablodan da açıkça görüldüğü gibi 6000 ve 7000 serisi Alüminyum alaşımları kritik çatlak boyları 46 ila 161 uçuş saatinde meydana gelmektedir. Titanyum malzemede ise

kritik boyuna tek taraflı çatlak modelinde 481 uçuş saatinde, çift taraflı çatlak modelinde ise 239 uçuş saatinde ulaşmaktadır.

Çelik malzemelerde ise 180 ksi 'a yükseltilmiş 4340 malzeme kritik çatlak boyu tek taraflı çatlak modelinde 524 uçuş saatinde, çift taraflı çatlak modelinde 388 uçuş saatinde meydana gelmektedir.

Tablodan da açık olarak görüldüğü gibi ANKA-1 mikrohelikoterinin en kritik parçalarından biri olan spindle lug aksamı için yorulma-çatlak ilerleme analizi açısından en zayıf malzeme alüminyumdur. Zira kritik çatlak boyuna ve kırma diğerlerine nazaran çok kısa bir sürede ulaşmaktadır. Titanyum malzeme ise kritik çatlak boyuna çeliklere nazaran daha kısa sürede erişmekte ancak nihai kırım açısından fazla bir fark göstermemektedir. Gözle görülebilir çatlak boyuna 100 uçuş saati civarında ulaşmakta, kırma ise tek taraflı çatlak modelinde 524 uçuş saatinde, çift taraflı çatlak modelinde 388 uçuş saatinde ulaşmaktadır. Titanyum malzemenin ağır ve işlenmesinin zor olduğu düşünülürse tasarım aşamasında bu parçanın 4340 çelikten yapılmasının daha uygun olacağı açıktır. Zira analiz sonuçlarından da anlaşılabileceği gibi incelenen malzemeler içerisinde çatlak ilerlemesine en iyi direnci 4340 çeliği göstermektedir. Hasar toleransı (damage tolerance) felsefesine göre gerçek hayatta çatlak bulunan spindle lug parçasının sözü edilen uçuş saatini doldurmadan değiştirilmesi gerekmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] DUGA, J.J., FISHER, W.H., BUXBAUM, R.W., ROSENFELD, A.R., BURH, A.R., HONTON, E.J. and MCMILLAN, S.C., 'The Economic Effects of Fracture in the US', NBS Special Publication 647-2, US Dept. of Commerce, Washington DC, March 1983.
- [2] BANNERMAN, D.B. and YOUNG, R.T., 'Some Improvements Resulting From Studies of Welded Ship Failures', Welding Journal, Vol.25, 1946.
- [3] GARWOOD, S.J., Private Communication, 1990.
- [4] HERTZBERG, R.W., 'Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials', John & Wileys, Newyork, 1990.
- [5] YILLIKCI, Y.K., SCHRAGE, D.P., UGUR, Y. and YUKSEL, S., 'ANKA-1 Micro-Helicopter Design and Develop. Project', 20th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, 1994.
- [6] PAYNE, A.O., 'The Fatigue of Aircraft Structures', Eng. Fracture Mech., 8, Tech. Memo ARL-Struc. 256, Melbourne, 1976.
- [7] HARRIS, W.J., 'Metallic Fatigue', Pergomon Press, Oxford, 1961.
- [8] TOOR, M.P., PAYNE, B.M., Lockheed-Georgia Company, Marietta, Georgia, 1989.
- [9] Specialized Eng. Service Supporting Dev. of a USAF MH-53J ASIP Final Tech. Report, GTRI Project A-8222, May 1990.
- [10] WESTERGAARD, H.M., 'Bearing Pressures and Cracks', Journal of Applied Mech., Vol.6, 1939, pp.49-53.
- [11] IRWIN, G.R., 'Analysis of Stresses and Strains Near The End of a Crack Transversing a Plate', Journal of Applied Mech., Vol.24, 1957, pp.361-364.
- [12] SNEDDON, I.N., 'The Distribution of Stress in The Neighbourhood of a Crack in an Elastic Solid Proceeding', Royal Society of London, Vol. A-187, 1946, pp.229-260.
- [13] WILLIAMS, M.L., 'On The Stress Distribution At The Base of a Stationary Crack', Journal of App. Mech., Vol.24, 1957, pp.109-114.

- [14] ANDERSON, T., 'Fundamentals and Applications of Fracture Mechanics', Dept. of CRC Press, Boca Raton, 1991.
- [15] TADA, H., PARIS, P.C. and IRWIN, G.R., 'The Stress Analysis of Cracks Handbook', Paris Productions Inc., St. Louis, 1985.
- [16] IRWIN, G.R., 'Plastic Zone Near a Crack and Fracture Toughness', Sagamore Research Conf. Proceeding, Vol.4, 1961.
- [17] PARIS, P.C., GOMEZ, M.P. and ANDERSON, W.P., 'A Rational Analytic Theory of Fatigue', The Trend in Eng., Vol.13, 1961, pp.9-14.
- [18] PARIS, P.C. and ERDOGAN, F., 'A Critical Analysis of Crack Propagation Laws', Journal of Basic Eng., Vol.85, 1960, pp.528-534.
- [19] PARIS, P.C. and ERDOGAN, F., J. Basic Eng. Trans., ASME Series D, 85 (4), 1963, pp.528.
- [20] PARIS, P.C., 'The Fracture Mechanics Approach to Fatigue', Syracuse University Press, Syracuse, 1964.
- [21] PARIS, P.C., 'The Growth of Cracks Due to Variations in Load', Ph.D. Dissertation, Lehigh University, Lehigh, 1962.
- [22] FORMAN, R.G., KEARNEY, V.E. and ENGLE, R.M., 'Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic Loaded Structures', Trans. of the ASME, Journal of Basic Eng., 89, No.3, 1967, pp.459-464.
- [23] WALKER, E.K., 'The Effect of Stress-Ratio During Crack Propagation and Fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 Aluminium', ASTM STP 462, 1970, pp.1-4.
- [24] WEERTMAN, J., 'Rate of Growth of Fatigue Cracks Calculated From the Theory of Infinitesimal Dislocation Distributed On a Plane', Int. Journal of Fracture Mech., Vol.2, 1966, pp.460-467.
- [25] KLESNIL, M. and LUKAS, P., 'Influence of Strenght and Stress History On Growth and Stabilisation of Fatigue Cracks', Eng. Fracture Mech., Vol.4, 1972, pp.77-92.
- [26] McEVILY, A.J., 'On Closure In Fatigue Crack Growth', ASTM STP 982, Philedelphia, 1988, pp.35-43.
- [27] ELBER, W., 'Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension', Eng. Fracture Mech., Vol.2, 1970, pp.37-45.
- [28] TANAKA, K., 'Mechanics and Micromechanics of Fatigue Crack Propagation', ASTM STP 1020, Philedelphia, 1989, pp.151-183.

- [29] RICE, J.R., 'Mech. of Crack Tip Deformation and Extension By Fatigue', ASTM STP 415, 1967, pp.247-309.
- [30] HERTZBERG, R.W., NEWTON, C.H. and JACCARD, R., 'Crack Closure: Correlation and Confusion', ASTM STP 982, Philadelphia, 1988, pp.139-148.
- [31] WHEELER, O.E., 'Spectrum Loading and Crack Growth', Journal of Basic Eng., Vol.94, 1972, pp.181-186.
- [32] MINER, M.A., 'Cumulative Damage In Fatigue', Journal of Applied Mech., Vol.12, 1945, pp.159-164.
- [33] WILLENBORG, J.D., ENGLE, R.M. and WOOD, H.A., 'A Crack Growth Retardation Model', AFFDL-TM-71-1, 1971.
- [34] GALLAGHER, J.P. and HUGHES, T.F., 'Influence of Yield Strength and Overload On Fatigue Crack Growth', AFFDL-TR-74-27, 1976.



EK A: BİRİM DÖNÜŞÜMÜ

İngiliz Birim Sistemi

SI Birim Sistemi

1 inch

0.0254 m

1 lb

0.4536 Kg

1 ft

0.3048 m

1 ft / dak

18.288 m/s

1 litre

 $1 \times 10^{-3} \text{ m}^3$

1 PSI

703.1 N/ m² (Pa)

1 PSI

 $703.1 \times 10^{-6} \text{ N/ m}^2$ (MPa)

1 PSI

 $703.1 \times 10^{-9} \text{ N/ m}^2$ (GPa)

ÖZGEÇMİŞ

Tamer İlhan, 1968 yılında Mersin’de doğdu. 1987 yılında Ankara Özel Tevfik Fikret Lisesinden iyi derece ile mezun oldu. Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü 'nde lisans öğrenimine başladı.

1991 yılında "Ultra-Light Dizaynı" konulu bitirme ödevi ile lisans öğrenimini dönem onuncusu olarak iyi derece ile tamamladı.

Mezuniyetinden hemen sonra İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı Uçak Mühendisliği Programı 'nda yüksek lisans öğrenimine başladı.

Halen yüksek lisans öğrenimine devam etmekte olup 1991 yılından bu yana Türk Hava Yolları A. O. İstanbul Bakım Merkezi 'nde Yapısal Sistemler Mühendisi olarak görev yapmaktadır.