

106002

**UÇAK JET MOTORU BAKIMINDA
YORULMA HASARLARININ İNCELENMESİ**

Alper ULUDAĞ
Yüksek Lisans Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Ağustos-2002

62-63

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Alper Uludağ'ın "Uçak Jet Motoru Bakımında Yorulma Hasarlarının İncelenmesi" başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans tezi.26.09/2002 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı - Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Yard. Doç. Dr. Müge A. KAYRAK	
Üye	: Yard. Doç. Dr. Dilek TURAN	
Üye	: Yard. Doç. Dr. Melih C. KUŞHAN	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
.26.09.2002..... tarih ve33/13..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü
Prof. Dr. Orhan ÖZER
Fen Bilimleri Enstitüsü
Müdürü

ÖZET
Yüksek Lisans Tezi

**UÇAK JET MOTORU BAKIMINDA YORULMA HASARLARININ
İNCELENMESİ**

ALPER ULUDAĞ

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Yard. Doç. Dr. Müge A. KAYRAK
2002, 168 sayfa

Bu tezde uçak jet motoru bakımında yorulma hasarlarının önemi ele alınmıştır. Çalışma dört ana kısımda toplanmıştır. Birinci kısımda yorulma hasarının tanımı, özellikleri, yorulma deneyleri ve yorulma olayını etkileyen faktörler ele alınmıştır.

İkinci kısımda uçak jet motor malzemelerinin özellikleri, jet motor malzemelerinde oluşan hasarlar ve jet motor bakımında yorulma hasarının önemi incelenmiş, jet motor bakım faaliyetlerine ve yorulma hasarlarının önlenmesine yönelik uygulanan bakım yaklaşımlarına, programlarına örnekler verilmiştir. Ayrıca, jet motor parçalarının ömürlerinin ve uygulanacak bakım aralıklarının belirlenmesi konuları incelenmiştir.

Üçüncü kısımda uçak jet motor bakımında yorulma hasarlarının belirlenmesinde kullanılan tahribatsız kontrol yöntemleri, bu yöntemlerin avantaj ve dezavantajları incelenmiş ve kullanım alanlarına örnekler verilmiştir.

Dördüncü kısımda Türk Hava Kuvvetleri envanterinde bulunan F-16 savaş uçaklarında kullanılan ve General Electric firması tarafından üretilen F110-GE-100 turbofan motorlarının revizyon faaliyetlerinde yorulma hasarlarının belirlenmesi için, Eskişehir 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Jet Revizyon Müdürlüğü'nde uygulanan tahribatsız kontrol yöntemlerine örnekler verilmiştir.

Sonuç bölümünde de, uçak jet motoru bakımında yorulma hasarının önlenmesine yönelik yapılan uygulamalar değerlendirilerek elde edilen sonuçlar verilmiştir.

**Anahtar Kelimeler: Jet Motoru, Yorulma Hasarları, Tahribatsız Kontrol Yöntemleri,
Uçak Jet Motor Bakımı, Yorulma Ömrü**

ABSTRACT**Master of Science Thesis****STUDY OF FATIGUE FAILURES IN AIRCRAFT JET ENGINE
MAINTENANCE****ALPER ULUDAĞ****Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program****Supervisor: Assist. Prof. Dr. Müge A. KAYRAK
2002, 168 pages**

In this thesis, importance of fatigue failures in aircraft jet engine maintenance is considered. This study consists of four main sections. In the first section, definition of fatigue failure, its characteristics, fatigue tests and factors affecting fatigue event are explained.

In the second section, the properties of jet engine materials, the failures experienced in jet engine materials and importance of fatigue failures in jet engine maintenance is studied, examples of jet engine maintenance activities and maintenance programs, approaches which are used in prevention of fatigue failures are given. Furthermore, the determination of the life of jet engine parts and periods of maintenance are studied.

In the third section, nondestructive inspection methods used in jet engine maintenance to detect fatigue failures, advantages and disadvantages of these methods are studied and examples of applications are given.

In the fourth section, some examples of nondestructive inspection methods regarding fatigue failures detection are given. These examples are implemented in Eskişehir 1st Air Support and Maintenance Center for the overhaul activities of F110-GE-100 turbofan engines of F-16 fighter aircraft in Turkish Air Force inventory.

In conclusion, these applications performed in jet engine maintenance to prevent fatigue failures are evaluated and their results are presented.

Keywords: Jet Engine, Fatigue Failures, Nondestructive Inspection Methods, Jet Engine Maintenance, Fatigue Life

TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanmasında yardımlarından dolayı tez danışmanım Yard. Doç. Dr. Müge A. KAYRAK'a, Sivil Havacılık Anabilim Dalı Başkanı Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI'ya, Yard. Doç. Dr. Dilek TURAN'a ve 1. H.İ.B.M. Tahribatsız Muayene Atelyesine teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmam boyunca bana her türlü desteği veren ve en az benim kadar bu çalışmaya emek sarf eden aileme ve hayat arkadaşım Nurgül Akmanoğlu'na sonsuz teşekkürler.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
2. YORULMA HASARI.....	4
2.1. Yorulma Hasarının Tanımı.....	4
2.2. Yorulma Kırılmalarının Aşamaları.....	5
2.2.1. Yorulma çatlak oluşumu ve başlangıcı.....	5
2.2.2. Çatlak ilerleme aşaması.....	9
2.2.3. Kırılma aşaması.....	13
2.3. Yorulma Kırılmalarının Makroskobik Karakteristikleri.....	14
2.4. Yorulma Kırılmalarının Mikroskobik Karakteristikleri.....	20
2.5. Yorulma Deneyleri.....	22
2.5.1. Yorulma deneyi ile ilgili temel kavramlar.....	23
2.5.2. Yorulma ömürlerinin belirlenmesi.....	26
2.6. Malzemede Yorulma Olayına Etki Eden Faktörler.....	30
2.6.1. Malzeme bileşiminin ve mikro yapısının etkisi.....	31
2.6.2. Yüzey özelliklerinin etkisi.....	35
2.6.3. Çentik etkisi.....	36
2.6.4. Gerilmelerin etkisi.....	37
2.6.5. Korozyonun etkisi.....	40
2.6.6. Sıcaklığın etkisi.....	43

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3. UÇAK JET MOTORU MALZEMELERİ ve YORULMA	
DAVRANIŞLARI.....	46
3.1. Jet Motor Parçalarında Kullanılan Malzemeler ve Özellikleri.....	46
3.2. Jet Motor Malzemelerinde Oluşan Yorulma Hasar Çeşitleri.....	53
3.2.1. Kısa ömürlü yorulma.....	53
3.2.2. Uzun ömürlü yorulma.....	54
3.2.3. Isıl yorulma.....	56
3.2.4. Isıl mekanik yorulma.....	56
3.2.5. Korozyon yorulması.....	57
4. JET MOTORU BAKIMINDA YORULMA HASARININ ÖNEMİ..	59
4.1. Jet Motor Bakım Faaliyetleri.....	62
4.2. Jet Motor Bakımında Yorulma Hasarlarının Önlenmesi İçin	
Uygulanan Bakım Politikalar.....	64
4.2.1. Jet motor tasarımında uygulanan yaklaşımlar.....	65
4.2.1.1. Emniyetli ömür yaklaşımı.....	65
4.2.1.2. Hasar toleransı yaklaşımı.....	67
4.2.2. Sebepli kal etme metodu.....	69
4.2.3. Uçak motor yapısal bütünlük programı.....	70
4.2.4. Güvenirlik merkezli bakım programı.....	74
4.2.5. Motor izleme sistemleri.....	79
4.3. Jet Motor Parça Ömürlerinin Belirlenmesi.....	83
4.4. Programlı Bakım Aralıklarının Belirlenmesi.....	85
5. JET MOTOR BAKIMINDA YORULMA HASARININ	
BELİRLENMESİ.....	98
5.1. Yorulma Hasarının Belirlenmesinde Kullanılan Yöntemler.....	100

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
5.1.1. Gözle kontrol yöntemi.....	100
5.1.2. Optik aletlerle kontrol yöntemi.....	101
5.1.3. Penetran sıvı ile kontrol yöntemi.....	102
5.1.4. Manyetik parçacık metodu ile kontrol yöntemi.....	105
5.1.5. Girdap akımları ile kontrol yöntemi.....	109
5.1.6. Ultrasonik kontrol yöntemi.....	111
5.2. Diğer Kontrol Yöntemleri.....	114
5.2.1. Radyografik kontrol yöntemleri.....	114
5.2.2. Akustik emisyon kontrol yöntemi.....	117
5.2.3. X ışını tomografisi ile kontrol yöntemi.....	118
5.2.4. Yüzey kopyası ile kontrol yöntemi.....	120
5.2.5. Termografi ile kontrol yöntemi.....	122
5.2.6. Optik holografi ile kontrol yöntemi.....	123
5.3. Tahribatsız Kontrol Yöntemlerinin Kısıtları ve Karşılaştırılması.....	124
5.4. Uygulanacak Tahribatsız Kontrol Yöntemlerinin Seçimi.....	130
6. F110-GE-100 MOTORU BAKIMINDA YORULMA HASARLARININ İNCELENMESİ.....	133
7. SONUÇLAR ve ÖNERİLER.....	144
7.1. Genel Değerlendirme.....	144
7.2. Tasarım ve Üretim Esnasında Alınabilecek Önlemler.....	145
7.3. Bakım Faaliyetleri ile Alınabilecek Önlemler.....	153
KAYNAKLAR.....	161

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1.	Tekrarlı kesme kuvvetlerinin kristal kafes yüzeyine etkisi	7
2.2.	Kayma olayı sonucunda yüzeyde oluşan girinti ve çıkıntılar.....	8
2.3.	Çatlak başlangıcına sebep olabilecek çeşitli bölgeler.....	9
2.4.	Farklı iki tip yorulma çatlağının ilerleme aşamaları.....	10
2.5.	Çevrimsel kayma hareketleri sonucunda çatlak ilerlemesi.....	11
2.6.	Yorulma çatlak ilerleme hızının gerilme şiddet faktörü ile değişimi...	12
2.7.	Yorulma olayı ile kırılmış parça kesiti ve "V" biçimindeki yorulma çizgileri.....	13
2.8.	7075-T6 alüminyum levhanın kırılma yüzeyi.....	16
2.9.	Serviste hasara uğramış 4130 çelik şafttaki yorulma kırığı yüzeyi.....	16
2.10.	Yorulma yükünün sürekli uygulaması sonucunda numunede oluşan kırık yüzeyi.....	17
2.11.	Farklı yük koşulları altında yorulma çatlak ilerleme şemaları.....	18
2.12.	Bir dişli çark dışında eğilme gerilmeleri etkisiyle oluşan yorulma kırığı yüzeyi.....	19
2.13.	Eğilme gerilmeleri altında bir milde oluşan yorulma kırığı yüzeyi.....	19
2.14.	Burulma gerilmeleri altında bir milde oluşan yorulma kırığı yüzeyi.	20
2.15.	Yorulma izlerinin oluşumunun şematik gösterimi.....	21
2.16.	Yumuşak ve yüksek mukavemetli iki malzemede oluşan yorulma izleri.....	21
2.17.	Zamanla sinüzoidal olarak değişen sabit genlikli gerilme.....	23
2.18.	Zamanla düzensiz olarak değişen değişken genlikli gerilme.....	24
2.19.	Yorulma deneyi ile ilgili temel terimler.....	25
2.20.	Gerilme-kırılma çevrim sayısı grafiği.....	27
2.21.	Gerilme-kırılma çevrim sayısı bilgilerinin kırılma olasılıkları ile değişimi.....	28
2.22.	Şekil değişim genliği-kırılma çevrim sayısı grafiği.....	29
2.23.	Şekil değişim kontrollü deneydeki gerilme-şekil değişim grafiği.....	30

2.24. Değişik malzemelerin S-N eğrileri.....	31
2.25. Bir metal malzemedeki yorulma hasarı sonucunda oluşan çatlak.....	32
2.26. Kompozit ve metal malzemelerin yorulma davranışları.....	33
2.27. Bir kompozit yapıda yorulma hasarı sonucunda oluşan hasar tipleri.....	33
2.28. Kompozit yorulmasına farklı elyaf malzemelerin etkisi.....	34
2.29. Kompozit yorulmasına farklı matris malzemelerin etkisi.....	35
2.30. Çentik çevresindeki gerilme yığılması değişimi.....	37
2.31. İki farklı büyüklükteki gerilme altında yorulma çatlak boyutunun değişimi.....	38
2.32. Farklı ortalama gerilme değerleri için S-N eğrileri.....	39
2.33. Farklı gerilme oranları için S-N eğrileri	39
2.34. Çevre koşullarının yorulma çatlak başlangıcına etkisi.....	41
2.35. Korozif çevre koşullarının yorulma olayına etkileri	42
2.36. Inconel 718 alaşımının çatlak başlangıç davranışına sıcaklığın etkisi.	45
2.37. Udimet 700 alaşımının çatlak başlangıç davranışına sıcaklığın etkisi.	45
3.1. Gelecekte jet motorlarında kullanılacak malzemelerin tahmin edilen kullanım eğilimleri.....	49
3.2. Gelecekteki jet motor parçalarında potansiyel kompozit malzeme uygulamaları.....	49
3.3. Bazı jet motorlarında çatlak ilerleme dirençlerinin yıllara bağlı değişimi.....	50
3.4. Bazı jet motor malzemelerinde yüzde akma gerilmelerinin, kritik çatlak derinliği ile değişimi.....	51
3.5. Bazı metal alaşımların yorulma çatlak ilerleme hızları.....	52
3.6. Inconel 718 alaşımının S-N eğrisi.....	52
3.7. Korozyon yorulması nedeniyle kırılmış birinci kademe kompresör paleleri.....	58
4.1. Çatlak boyutunun ve kalan malzeme mukavemetinin zamanla yada çevrim sayısı ile değişimi.....	59
4.2. Periyodik bakımlarla hata oranının değişimi.....	60
4.3. Çatlak ilerleme modları.....	61

4.4.	Jet motor tasarımında uygulanan emniyetli ömür yaklaşımı	66
4.5.	Jet motor tasarımında uygulanan hasar toleransı yaklaşımı.....	69
4.6.	Jet motorunun uçuş esnasındaki ve hızlandırılmış hizmet testinde uygulanan çalışma profili.....	72
4.7	Kritik parçalar için uçak motor yapısal bütünlük prensibi.....	73
4.8.	Bakım yönlendirme kılavuzu 2'nin akış şeması.....	76
4.9.	Bakım yönlendirme kılavuzu 3'ün motor ve sistemler için uygulama süreci	77
4.10.	Yapı mukavemetinin çatlak boyutu ile değişimi.....	87
4.11.	Yorulma çatlaklarının servis esnasında zamanla değişimi.....	89
4.12.	Çatlak boyutuna bağlı olarak çatlak tespit olasılığının değişimi.....	91
4.13.	Farklı kontrol metotlarına göre bakım aralıklarının belirlenmesi.....	93
4.14.	Farklı çatlak ilerleme eğrilerine göre kontrol aralıklarının değişimi...	94
4.15.	Personel eğitim düzeyinin, hata tespit olasılığına etkileri.....	95
4.16.	Farklı kontrol yöntemlerinin A çatlağının ilerleme eğrisi için kontrol aralığı uzunluğuna etkisi.....	96
4.17.	Farklı kontrol yöntemlerinin B çatlağının ilerleme eğrisi için kontrol aralığı uzunluğuna etkisi.....	96
4.18.	Farklı kontrol yöntemlerinin A çatlağının ilerleme eğrisi ve ulaşılabilirlikleri farklı iki yer için, kontrol aralığı uzunluğuna etkisi.....	97
5.1.	Malzeme yüzeyinin gözle kontrolü.....	100
5.2.	Sabit baroskop.....	101
5.3	Esnek baroskop.....	102
5.4	Penetran sıvı ile kontrolde uygulanan işlemler.....	103
5.5	Manyetizasyon şekilleri....	106
5.6	Farklı biçimdeki parçalar için uygulanan manyetizasyon metodları...	107
5.7	Silindirik parça üzerinde girdap akımlarının oluşturulması.....	109
5.8	Ultrasonik kontrolün temel prensibi.....	111
5.9	Daldırma metodu.....	113
5.10	Bir malzemenin radyografik muayene düzeneği	116
5.11.	Tomografi ile kontrol yönteminin uygulanma prensibi.....	119

5.12	Türbin pale imalatında yapıdaki boşlukların X ışını tomografisi ile tespiti.....	120
5.13	Plastik yüzey kopya yönteminin uygulanma prensibi.....	121
5.14	Holografik kontrolün prensip şeması	123
6.1	F110 GE-100 Turbofan Motorunun genel görünüşü.....	134
6.2.	F110-GE-100 Turbofan motorunun ana komponentleri.....	134
6.3	Bir uçak motorunun revizyon iş akış modeli	135
6.4	Fan kısmındaki parçalar (F110 GE-100).....	138
6.5.	Kompresör kısmındaki parçalar (F110 GE-100).....	139
6.6	Yanma Odası kısmındaki parçalar (F110 GE-100).....	140
6.7	Türbin kısmındaki parçalar (F110 GE-100).....	141
7.1	Değişik yapıdaki süperalaşımın sürünme, ısıl yorulma ve korozyon direnç özellikleri.....	146
7.2	Aynı yük altında farklı kesit değişimlerine sahip benzer komponentlerde oluşan gerilmeler.....	148
7.3	Bir malzemenin yorulma dayanımının artırılmasının bakım aralık uzunluğu üzerindeki etkisi.....	148
7.4	Yüzeyde bulunan süreksizliklerin tespitinde kullanılan yöntemler.....	154
7.5	Yorulma çatlaklarının tespitinde daha hassas TKY yöntem kullanımının bakım aralıklarına etkisi.....	156

ÇİZELGELER DİZİNİ

1.1	Jet motor komponentlerinde serviste karşılaşılan hasar türleri.....	2
6.1	Fan Kısımındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100).....	136
6.2.	Kompresör kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100).....	137
6.3	Yanma odası kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100).....	139
6.4	Türbin kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100).....	140
7.1	Yorulma çatlaklarının tespitinde kullanılan TKY'lerinin boyut bakımından yorulma çatlak tespit hassasiyetleri.....	156
7.2	Yorulma ile ilgili hasarların TKY ile tespit edilebilirliği.....	157
7.3	Kompozit yapılardaki yorulma ile ilgili hasar çeşitlerinin TKY tespit edilebilirliği.....	158

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

α	: Çatlak tespit olasılığı grafik çizim parametresi
da	: Çatlak boyutundaki değişim (mm)
dN	: Çevrim sayısındaki değişim
$\frac{da}{dN}$: Çatlak ilerleme oranı (mm/çevrim sayısı)
Δa	: Çatlak ilerleme mesafesi (mm)
ΔK	: Gerilme şiddet faktörü aralığı (MPa \sqrt{m})
ε	: Şekil değişimi, uzama (mm)
λ	: Çatlak tespit olasılığı grafik çizim parametresi
σ	: Gerilme (MPa)
%	: Yüzde
a	: Çatlak boyutu (mm)
A	: Malzeme sabiti
C	: Sıcaklık birimi (santigrat derece)
g	: Kalan emniyet faktörü katsayısı
H	: Kontrol aralığı uzunluğu (gün, ay, yıl)
j	: Emniyet faktörü katsayısı
K	: Gerilme şiddet faktörü (MPa \sqrt{m})
m	: Metre
mm	: Milimetre
MPa	: Mega pascal
N	: Çevrim sayısı
O	: Kırılma olasılığı
P	: Toplam çatlak tespit olasılığı
Pa	: Pascal
P	: Çatlak tespit olasılığı
P	: Malzeme sabiti
Q	: Toplam çatlak tespit edilememe olasılığı
q	: Çatlak tespit edilememe olasılığı

R	: Gerilme oranı
S	: Gerilme (MPa)
s	: Hata sınırı
T	: Bakım aralıkları
t	: Zaman (gün, ay, yıl)
V	: Yorulma çatlak başlangıcı işareti
CM	: Condition Monitoring- Durumun Zaman İçinde İzlenmesi
CRT	: Catot Ray Tube-Katot Işın Tüpü
CIC	: Cruise Intermediate Cruise- Gaz Kolunun Pozisyon Değiştirilmesi
FAA	: Federal Aviation Administration – Federal Havacılık Dairesi
GMB	: Güvenirlilik Merkezli Bakım
HT	: Hard Time-Zaman Sınırlı Bakım
JAA	: Joint Aviation Authorities- Birleşik Havacılık Otoriteleri
KSY	: Kısa Ömürlü Yorulma (Low Cycle Fatigue)
MSG	: Maintenance Steering Guide-Bakım Yönlendirme Kılavuzu
MSI	: Maintenance Significant Item-Bakım Açısından Önemli Parçalar
MÜYBP	: Mekanik Üniteler Yapısal Bütünlük Programı
OC	: On Condition- Uygun Durum Kontrolüne Dayanan Bakım
RPM	: Revolution Per Minute-Dakikadaki Devir Sayısı
SSI	: Structure Significant Item-Yapısal Açısından Önemli Parçalar
TBO	: Time Between Overhaul-İki Revizyon Arası Geçen Süre
TAC	: Total Accumulated Cycle-Toplam Gerçekleşen Çevrim
TKY	: Tahribatsız Kontrol Yöntemleri
UMYBP	: Uçak Motor Yapısal Bütünlük Programı
UYBP	: Uçak Yapısal Bütünlük Programı

Alt ve üst indisler

a	: Genlik
d	: Belirlenebilir
e	: Elastik şekil değişimi
kal	: Kalıntı
m	: Ortalama
max	: Maksimum
min	: Minimum
o	: Başlangıç boyutu
p	: Müsaade edilebilir maksimum boyut,
r	: Aralık
th	: Eşik değeri

1. GİRİŞ

Uçak jet motor parçaları, imal edilip, hizmete verilmelerinden sonra, kullanım ömürleri boyunca çalışmaları esnasında, değişik çalışma şartlarına ve çalışma gerilmelerine maruz kalır. Motor içersindeki hareket eden ve dönen parçaların yarattığı merkezkaç gerilmeleri, çalışmaları sırasında komponentlere etkiyen aerodinamik gerilmeler, titreşim ve sarsıntı yüklerinin oluşturduğu gerilmeler, yüksek sıcaklıklardan kaynaklanan ısı gerilmeler bu gerilmelere örnek olarak verilebilir. Bu gerilmelerin yanında bazı etkenlerden dolayı komponentler, sistemleri üzerinde yorulma, sürünme, korozyon, aşınma gibi mekanik malzeme hasarları meydana gelir. Bu etkenler motor içersine girerek darbe hasarına yol açan yabancı maddeler, uçuş sırasında motorlara aşırı yüklenilmesi, atmosfer ve çevre koşulları şeklinde sıralanabilir. Uçak jet motor komponentleri, çalışmaları esnasında maruz kaldıkları dinamik gerilmeler sebebiyle yorulma hasarlarına maruz kalırlar.

Yorulma, tekrarlı gerilmeler yada şekil değişimlerin etkisi altında malzeme yapısında meydana gelen ve daha sonra çatlak oluşmasına yada malzemenin kırılmasına yol açan değişiklikler olarak tanımlanır [1]. Yorulma süreci, maruz kalınan dinamik gerilmeler nedeniyle yapının bazı bölgelerinde hasar birikiminin oluşmasıyla başlar, hasar birikimi yüzey çatlaklarının oluşmasına ve bu çatlakların yeteri kadar ilerlemesine yol açar. Çatlakların, kalan yapı kesitinin uygulanan yükü taşıyamayacak seviyeye kadar ilerlemesi ile ani bir kırılma olayı gerçekleşir [2].

Yorulma hasarı, uçak jet motorları gibi mühendislik komponentlerinin servis ömürlerinde karşılaştığı mekanik malzeme hasarlarının en azından % 90'ının başlıca sebebini oluşturur [3]. Çizelge 1.1'de servis esnasında jet motor komponentlerinde karşılaşılan mekanik hasar çeşitleri gösterilmektedir. Çizelgeden de görüldüğü gibi jet motor komponentlerinde serviste karşılaşılan hasarların büyük bir çoğunluğunu yorulma sebepli hasarlar oluşturmaktadır. Çizelgede komponentlerde daha sık oluşan hasarlar birincil hasar türü şeklinde, daha az sıklıkta oluşan hasarlar ise ikincil hasar türü şeklinde tanımlanmıştır.

Çizelge 1.1. Jet motor komponentlerinde serviste karşılaşılan hasar türleri [4]

KOMPONENT		HASAR TÜRÜ	
		Birincil Hasar Türü	İkincil Hasar Türü
Fan	Paleler	Kısa Ömürlü Yorulma, Uzun Ömürlü Yorulma, Yabancı Madde Hasarı,	Aşınma, Korozyon
	Diskler		
Kompresör	Paleler	Kısa Ömürlü Yorulma, Uzun Ömürlü Yorulma, Yabancı Madde Hasarı	Aşınma, Korozyon, Uzun Ömürlü Yorulma,
	Diskler		
Yanma Odası	Muhafazalar	Isıl Yorulma, Aşırı Isınma,	
Türbin	Paleler	Isıl Yorulma, Kısa Ömürlü Yorulma, Isıl Mekanik Yorulma, Sürünme, Aşınma	Yabancı Madde Hasarı, Kısa Ömürlü Yorulma, Sürünme, Korozyon
	Diskler		
	Lüleler Kanatçıklar	Isıl Yorulma, Korozyon, Aşırı Isınma, Sürünme	Eğilme, Yabancı Madde Hasarı,
Alçak Basınç Şaftları		Kısa Ömürlü Yorulma,	Sürünme
Yüksek Basınç Şaftları		Kısa Ömürlü Yorulma, Sürünme	
Motor Muhafazaları Bağlantılar Yatak Destekleri		Kısa Ömürlü Yorulma Korozyon Kısa Ömürlü Yorulma, Sürünme	Pale Hasarları

Bu gibi uçak jet motor komponentlerinde servis esnasında meydana gelen yorulma hasarlarının, uçuş emniyetini tehlikeye sokacak daha önemli problemlere yol açmaması için zamanında belirlenmeleri gerekir. Yorulma hasarı, kendini yüzeyden başlayan çatlaklar şeklinde göstermesinden dolayı, servis esnasında parça yada komponent yüzeylerinin ve iç yapılarının çatlak açısından kontrolü ile yorulma hasarlarının varlığı belirlenebilir. Yorulma çatlaklarının tespiti ve ilerlemesinin izlenmesi, üretici firmalar tarafından belirlenmiş ve kullanıcıların bakım programlarında ve el kitaplarında yer alan aralıklarla uygulanan kontrol ve bakım faaliyetleri bünyesindeki Tahribatsız Kontrol Yöntemleri'nin (NDI Nondestructive Inspection) uygulanması ile gerçekleştirilir.

Tanım olarak Tahribatsız Kontrol, herhangi bir malzemenin bileşimi, geometrisi, imalat ve yapı hataları hakkında bilgi edinmek amacıyla malzemenin

fiziksel ve fonksiyonel özelliklerine zarar verecek herhangi bir hasara uğratmadan yapılan deneylerdir [5]. Yorulma hasarı nedeniyle hasara uğradıklarında uçuş emniyetini tehlikeye sokabilecek kritik komponentlerde oluşan yorulma çatlaklarının, kırılma olayının gerçekleştiği kritik bir büyüklüğe ulaşmadan önce tahribatsız kontrol yöntemleri ile tespit edilmesi ve uygun önlemlerin alınmasıyla, komponentin serviste çalışması sırasında hasara uğraması engellenerek, uçuş için yeterli ve gerekli emniyet, güvenilirlik sağlanmış olur.

Havacılıkta daha yüksek tepki/ağırlık oranına sahip daha verimli jet motorlarının kullanılmaya başlamasıyla, jet motor komponentleri daha yüksek sıcaklıklarda ve çalışma yükleri altında çalışmaya başlamıştır. Bu sebeple jet motor komponentlerinde karşılaşılan yorulma hasarları artmıştır. Artan yorulma sebepli hasarların azaltılmasına yönelik, yorulma olayı üzerinde bir çok araştırma yapılmıştır.

Yorulma konusunda elde edilen bilgilerin artması ve kırılma mekaniği bilimindeki gelişmelere paralel olarak uçak jet motor bakım faaliyetleri de gelişmiştir. Jet motor komponentlerinde yorulma hasarının önlenmesine yönelik çeşitli tasarım yaklaşımları geliştirilmiştir. Bu tasarım yaklaşımları, uçak ve sistemlerindeki teknolojik gelişmelere paralel olarak sürekli gelişen bakım yöntemleri ve prosedürleri ile birlikte tasarım esnasında motor parçalarının servis ömürlerinin, uygulanacak programlı bakım aralıklarının, bakım politikalarının belirlenmesi gibi uygulamalarda temel alınarak kullanılmıştır.

Dijital elektronik teknolojisindeki hızlı gelişmeler gibi teknolojik ilerlemeler sonucunda havacılıktaki bakım programlarını hem felsefi hem de teknolojik açıdan değiştirmiştir. Elektronik çiplerin kullanılmaya başlamasıyla motor izleme sistemleri olarak adlandırılan sistemler geliştirilerek uçak jet motor bakım faaliyetleri bünyesinde kullanılmaya başlanmıştır. Bu sistemler ile, uçuş esnasında bazı motor parametreleri kaydedilerek ve uçuş sırasında eş zamanlı olarak yada uçuş sonrasında kayıt edilmiş bilgilerinin değerlendirilerek ömürlü motor parçalarının izlenmesi ile bazı amaçlara ulaşılmaya çalışılmıştır. Bu amaçlar, uçuş emniyetinin artırılması, bakım faaliyetlerinin desteklenmesi, ömürlü motor parçalarının daha verimli kullanılması ile maliyetlerinin azaltılması, yeni nesil motorlar için değerli bilgilerin elde edilmesi şeklinde sıralanabilir.

2. YORULMA HASARI

2.1. Yorulma Hasarının Tanımı

Zamanla büyüklüğü ve yönü değişen, tekrarlı gerilmelerin ve şekil değişmelerin etkisi altında malzemede meydana gelen bölgesel, kalıcı yapısal değişiklikler sonucunda yüzey çatlaklarının oluşması ve belirli bir gerilme, şekil değişimi tekrar sayısından sonra bu çatlakların ilerleyerek malzemenin kırılması yorulma hasarı yada yorulma kırılmaları şeklinde tanımlanır [6]. Yorulma olayı, maruz kalınan dinamik yükler nedeniyle yapının bazı bölgelerinde hasar birikiminin oluşmasıyla başlar, hasar birikimi çevrimsel gerilmelerin etkisiyle çatlakların oluşmasına ve bu çatlakların ilerlemesine yol açar. Bu çatlaklardan biri baskın hale gelerek, dinamik gerilmelerin etkisiyle ilerler ve en sonunda kırılma olayı, yapının maruz kalınan yükleri taşıyamadığı anda meydana gelir [2].

Yorulma olayı sonucunda oluşan çatlak, genellikle malzemenin akma mukavemetinin altındaki çevrimsel gerilmelere maruz kalması sonucunda oluşur. Fakat kısa ömürlü yorulma şeklinde adlandırılan yorulma olayında veya malzemenin önemli derecede sertleşmesi durumunda, yorulma olayına sebebiyet veren gerilmeler malzemenin akma gerilmesinin üzerindeki değerlerde olabilir [7].

Yorulma olayı tamamen mekanik yükler altında olabileceği gibi, maruz kalınan sıcaklık değişimleri sonucunda ısıl yorulma, sıcaklık değişimlerinin mekanik gerilmelerle beraber etkimesi sonucunda ısıl-mekanik yorulma, korozyon aktif çevre koşulları ile temas halinde iken korozyon yorulması, birbiri üzerinde kayan ve sürtünen yüzeylerin arasında aşınma yorulması, yuvarlanan yüzeylerin temas noktalarında temas yorulması, şeklinde de oluşabilir [1,6,8].

Yorulma hasarları ya da başka bir deyişle yorulma kırılmaları uçak motor komponentlerinde servisleri, çalışmalarını boyunca meydana gelen kırılmaların en ciddi tipi olarak ele alınır. Bunun nedeni, yorulma kırılmalarının serviste, normal çalışma koşullarında, aşırı yük koşulları olmaksızın ve herhangi bir şeyin kötü yada yanlış gittiğini gösteren bir uyarı olmaksızın meydana gelebilmesidir [8].

2.2. Yorulma Kırılmalarının Aşamaları

Yorulma olayında çatlaklar genellikle yüzeydeki bir pürüz, bir çentik veya ani kesit değişimlerinin olduğu yerde başlar. Yorulma kırılmaları plastik şekil değişiminin, çekme gerilmesinin ve çevrimsel gerilmelerin eş zamanlı etkisi sonucunda meydana gelir. Yani bu üç etkenden birinin olmaması durumunda yorulma çatlakları başlamayacak ve ilerlemeyecektir. Çevrimsel gerilme ve plastik şekil değişimi çatlak oluşumunu başlatır, çekme gerilmesi de çatlak ilerlemesini meydana getirir. Basma gerilmeleri, meydana getirdikleri çekme yönündeki kalıntı gerilmeleri nedeniyle yorulma hasarına yol açabilir. Fakat, basma gerilmeleri yorulma çatlaklarının ilerlemesine yol açmaz [6].

Yorulma kırılması üç aşamadan meydana gelir;

- Yorulma çatlak oluşumu ve başlangıcı,
- Çatlağın kritik bir boyuta kadar ilerlemesi,
- Kırılma.

2.2.1. Yorulma çatlak oluşumu ve başlangıcı

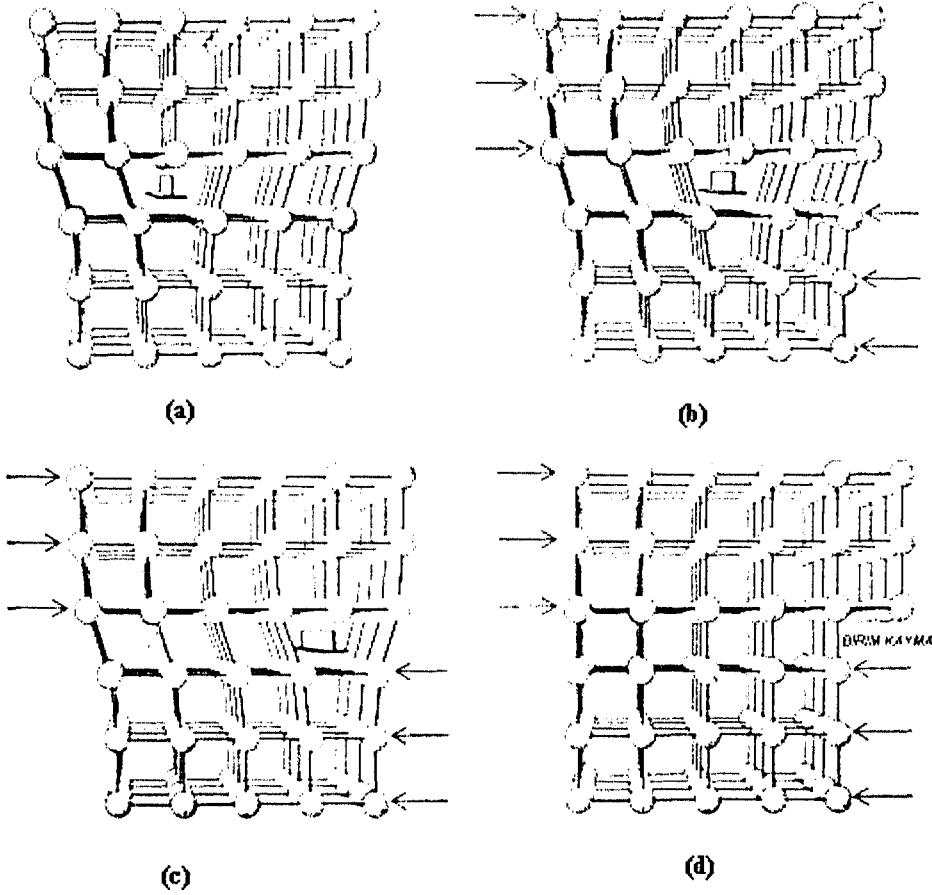
Yorulma çatlakları bölgesel gerilmenin maksimum olduğu ve bölgesel mukavemetin ise minimum olduğu nokta yada noktalarından başlar. Bölgesel gerilme değeri, yük büyüklüğü, yük tipi ve makroskobik gerilmeleri yoğunlaştıran metalürjik ve yüzey kusurları gibi bölgesel özellikler ile ilgili parça biçimi ile belirlenir. Bölgesel mukavemet ise, mevcut heterojenliklerin ve tüm süreksizliklerin bulunduğu malzemenin kendisiyle belirlenir. Malzeme yüzeyindeki çizikler, çapaklar, şekil bozuklukları ve diğer imalat hataları gibi bölgesel yüzey kusurları, yorulma çatlaklarının oluşmaya başlayacağı en açık bölgelerdir. Yabancı malzeme kalıntıları, sert tortular, çökelti, parçacıklar, tane sınırları gibi kristal süreksizlikler malzeme yapısı içerisindeki yorulma çatlak oluşumuna sebep olan mikroskobik gerilme yığılmalarına örneklerdir [6].

Çevrimsel gerilmeler etkisiyle kristal düzlemlerinin kayması sonucunda çentik benzeri girintiler, çıkıntılar gibi yüzeyde oluşan süreksizliklerde çatlak başlangıç bölgeleri olabilir [6]. Yorulma çatlakları, çevrimsel gerilmelerin etkisi altında meydana gelen çevrimsel kalıcı şekil değişimleri sonucu oluşabilir.

Bölgesel kalıcı şekil değişimi sonucu yorulma çatlaklarının başlangıcı, kayma hareketleri sonucunda yüzeyde girinti ve çıkıntılarının oluşmasıyla açıklanmıştır.

Sürekli artan gerilmelerin etkisiyle meydana gelen şekil değişimi tek yönlü olmasına karşın, yorulma olayına sebep olan gerilmelerde, yükler dolayısıyla oluşan şekil değişimi, sürekli yön değiştirerek büyüklük açısından artıp azalma gösterir. Söz konusu şekil değişimleri, malzemenin kristal kafesi tarafından tam elastik olarak karşılanabildikleri sürece tehlikeli değildir. Fakat maruz kalınan gerilmeler elastik sınır altında olsa bile gerilme yığılmalarına bağlı olarak, malzeme kusurlarına etkileyen gerilmeler akma sınırının üzerinde olabilir. Bu gerilmeler etkisinde, yapı içerisinde mikro boyutta, bölgesel kalıcı şekil değişimleri meydana gelir. Küçük, kalıcı şekil değişimleri kırılma olayı olmaksızın kristal kafes tarafından karşılanabilir. Kalıcı şekil değişimleri, kristal kafesin değişik bölümlerinin yeni bir denge durumu sağlanıncaya kadar ötelenmesi yoluyla oluşur. Kafes kısımlarının birbirlerine göre ötelenmelerine kayma adı verilir ve olay kayma düzlemleri olarak adlandırılan düzlemlerde olur. Bir metal malzemede, maruz kalınan elastik sınır altındaki gerilmeler de bile yapı içerisindeki mevcut dislokasyonlar bölgesel olarak hareket ederler ve kayma bantları oluştururlar. Kayma bantları, maruz kalınan tekrarlı gerilmelerin etkisiyle malzeme yüzeyinde girintilerin ve çıkıntılarının dolayısıyla da çatlak oluşmasına sebep olabilecek gerilme yığınlarının oluşmasına neden olur [8-10].

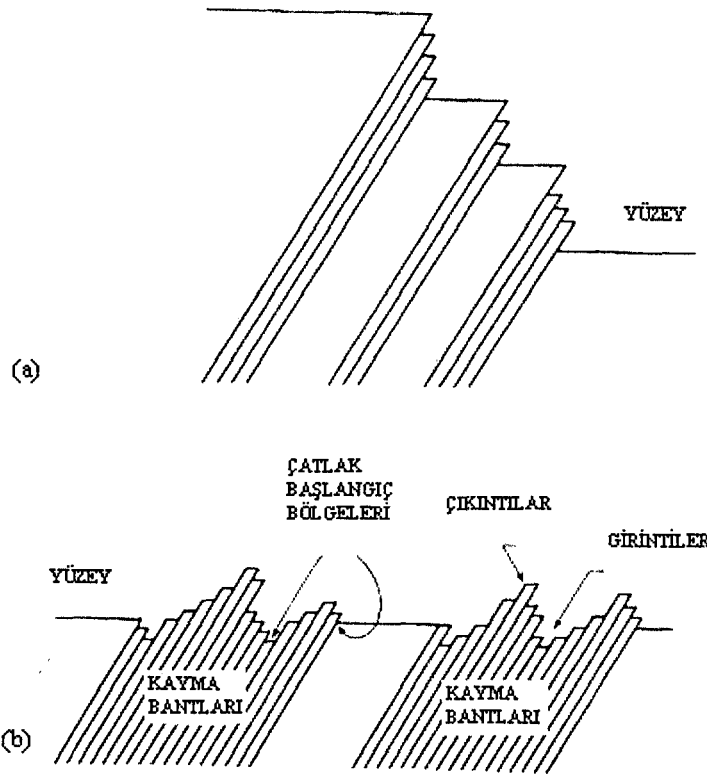
Şekil 2.1'de bir yapının maruz kalınan tekrarlı kesme ya da kayma gerilmeleri sonucunda kristal kafeste meydana gelen mikro yapısal değişiklikler şematik olarak gösterilmektedir. Ters "T" sembolü ile gösterilmiş bir kenar dislokasyonu kristal yapı içerisinde bir kusur olarak tanımlanır. Tekrarlı kesme kuvvetleri uygulandığında Şekil 2.1 a ve Şekil 2.1 b'deki gibi atomik bağların hareket etmesi dislokasyonun bir hücreden yanındaki bir hücreye geçmesine yol açar. Tekrarlı kesme kuvvetlerinin devam etmesi, Şekil 2.1 c ve Şekil 2.1 d'de görüldüğü gibi birim kayma meydana gelerek dislokasyonun kristalin sınırına ulaşmasına yol açar. Bu etkinin bir çok kristalde devam etmesi ile dislokasyonlar birleşerek mikroskobik çatlakları oluşturabilirler.



Şekil 2.1. Tekrarlı kesme kuvvetlerinin kristal kafes yüzeyine etkisi [8]

- Kristal kafes yapısındaki bir dislokasyon
- Tekrarlı kesme kuvvetlerinin etkisiyle dislokasyonun hareket etmesi
- Tekrarlı kesme kuvvetlerinin etkisiyle dislokasyonun hareketinin devam etmesi
- Birim kaymanın oluşumu

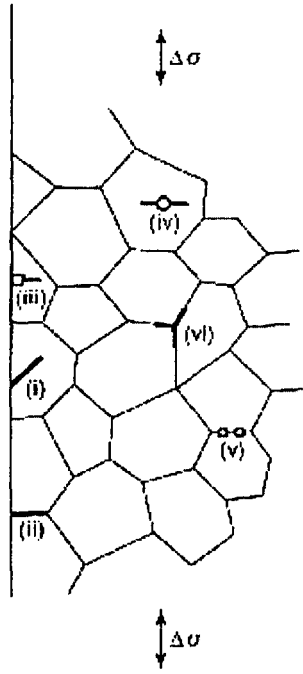
Yükün tek bir kez uygulanması yapıda küçük değişikliklere neden olur. Fakat yükün binlerce, milyonlarca defa tekrarının toplam etkisi birçok mikro değişikliklere neden olacaktır. Bunların her biri ayrı ayrı önemli değildir. Fakat hepsinin beraber etkide bulunması sonucunda bir ya da birkaç kristalde yorulma çatlğının oluşmasına yol açabilecek değişiklikler meydana gelir [8]. Statik ve dinamik yüklerin etkisiyle meydana gelen şekil değişimi esnasında çok kristalli bir malzemede oluşan kaymalar Şekil 2.2'de verilmektedir. Şekil 2.2'de görüldüğü gibi meydana gelen kaymalar üçgensel çıkıntılarının oluşmasına yol açar. Şekil 2.2'de görülen kayma bantları pürüzlü bir yüzeyin oluşmasına yol açar, oluşan girintiler ise çatlak başlangıcı için potansiyel bölgelerdir.



Şekil 2.2. Kayma olayı sonucunda yüzeyde oluşan girinti ve çıkıntılar [2]

- a) Statik yükün etkisinde oluşan şekil değişimi
- b) Dinamik yükün etkisinde oluşan şekil değişimi

Şekil 2.3'te yorulma çatlaklarının oluşmaya başlayabileceği çeşitli çatlak başlangıç bölgeleri gösterilmektedir. Şekil 2.3'te sırasıyla (i) taneleri kesen yapıda bir çatlak, (ii) taneler arası yapıda bir çatlak, (iii) yüzey kalıntısını göstermektedir. Bunların ilk ikisi kalıcı kayma bantlarının oluşturduğu yüzey çatlaklarıdır, üçüncüsü ise bazı ticari alaşımlarda gözlemlenir. Şekil 2.3'teki (iv) çatlak başlangıcına sebep olabilecek malzemenin iç yapısındaki kalıntıları, (v) tane sınırlarındaki boşluklarını, (vi) ise 3 kısımlı tane sınırı kesişme kesitini göstermektedir. Malzeme yapısında bu süreksizliklerin varlığı yorulma çatlak oluşma ihtimalini artırır.

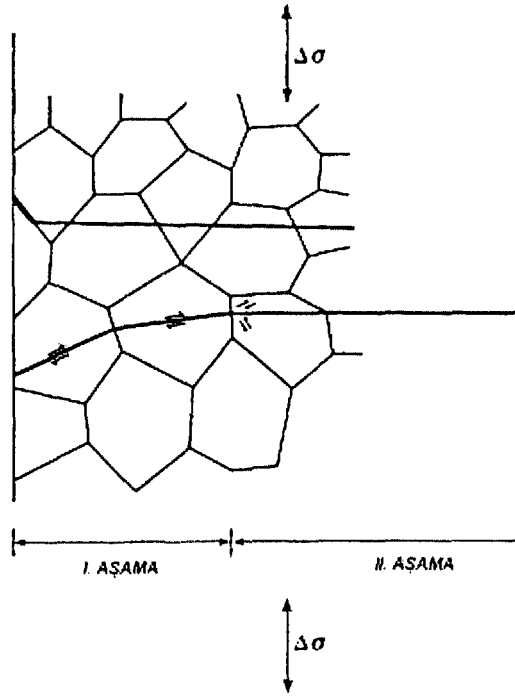


Şekil 2.3. Çatlak başlangıcına sebep olabilecek çeşitli bölgeler [2]

2.2.2. Çatlak ilerleme aşaması

Malzeme yapısında oluşan yorulma çatlakları, tekrarlı gerilmelerin ve şekil değişimlerin etkisiyle ilerleyebilir. Çatlakların ilerleme yönü ve ilerleme hızı bölgesel gerilmelere ve malzemenin çatlak ucundaki yapısına bağlıdır. Çatlak ilerleme aşaması çatlakların ilerleme yönüne göre üç aşamaya ayrılabilir. İlk aşamada çatlak, uygulanan gerilme ile normaline 45°'lik açı yapan maksimum kesme gerilmesi yönünde ilerler. Daha sonra, tekrarlı yük koşulları devam ettikçe, kesme gerilmelerine paralel yöndeki küçük çatlaklar yön değiştirerek çekme gerilmesine dik doğrultuda ilerler. Son aşamada çatlak ilerleme yönü, çevre koşullarına ve maruz kalınan gerilme koşullarına bağlı olarak uygulanan gerilme yönü ile 45° 'lik açı yapan bir açılı düzleme doğru değişebilir [6,8].

Şekil 2.4'te taneler arası ve taneleri kesen yapıda ilerleyen yorulma çatlaklarının ilerlemesindeki 1. kademe ve 2. kademe ilerleme aşamaları ve çatlak ilerlemesindeki yön değişimi gösterilmektedir. Şekil 2.4'te görüldüğü gibi tek eksenli yüklemde maksimum kesme gerilmesinin normaline uygulanan gerilme ile 45 derecelik bir açı yapar. Böylece mikro çatlaklar, 45 derece açıyla yönlendirilmiş kristallerdeki aktif kesme kayma bantları boyunca başlar.

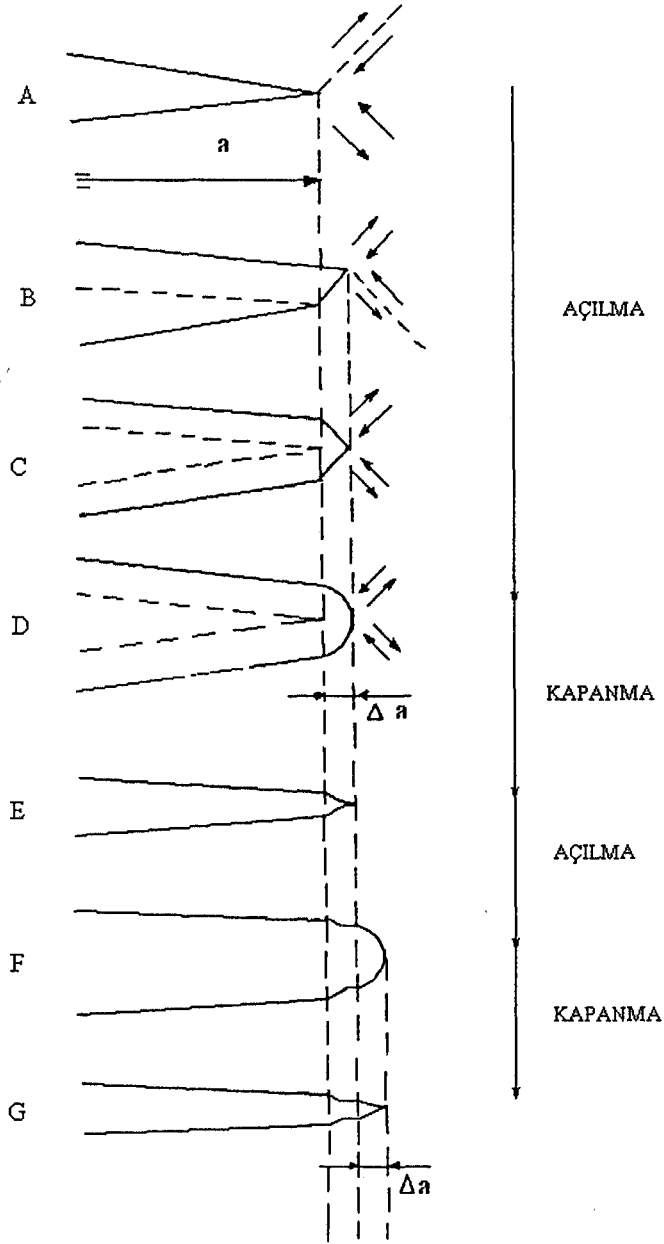


Şekil 2.4. Farklı iki tip yorulma çatlakının ilerleme aşamaları [2]

Meydana gelen çevrimsel deformasyonla, oluşan çatlakların birkaçı başlangıçta kayma bantları boyunca ilerler. Yorulma çatlakları oluştuğundan sonra çevrimsel olarak meydana gelen kayma hareketleri sonucunda ilerleyebilir.

Çevrimsel kayma hareketleri sonucunda meydana gelen çatlak ilerlemesinin aşamaları Şekil 2.5'te gösterilmektedir. Çekme bölgesindeki keskin çatlak, kayma hareketlerinin kolaylıkla meydana gelebileceği çatlak uc kısmında büyük bir gerilme yığılmasına neden olur. Çatlak ucunda kayma, Şekil 2.5'te gösterilen A ve B aşamalarında olduğu gibi en büyük kayma gerilmesi yönündeki kayma düzleminde meydana gelir. Kayma hareketi ile çatlak açılırken boyu da artar. Kayma hareketi daha sonra Şekil 2.5'te C aşamasında gösterilen diğer düzleminde meydana gelir. Şekil değişim sertleşmesi ve artan gerilme diğer paralel kayma düzlemlerini aktif hale getirir. Sonuçta çatlak ucu Şekil 2.5'teki D aşamasındaki gibi körelir. Çevrimdeki yükün arttığı kısımda çatlak Δa kadar ilerler. Çatlak ucunda maruz kalınan gerilmelerin etkisiyle etrafı elastik bölge ile çevrelenmiş bir plastik bölge oluşur. Elastik bölge, yükün azaldığı kısımda plastik bölgeye basma yönünde gerilmeler uygular. Çatlak ucundaki akma gerilmesinin üzerinde bir değerde olan basma gerilmesi, Şekil 2.5'te E aşamasıyla gösterilen

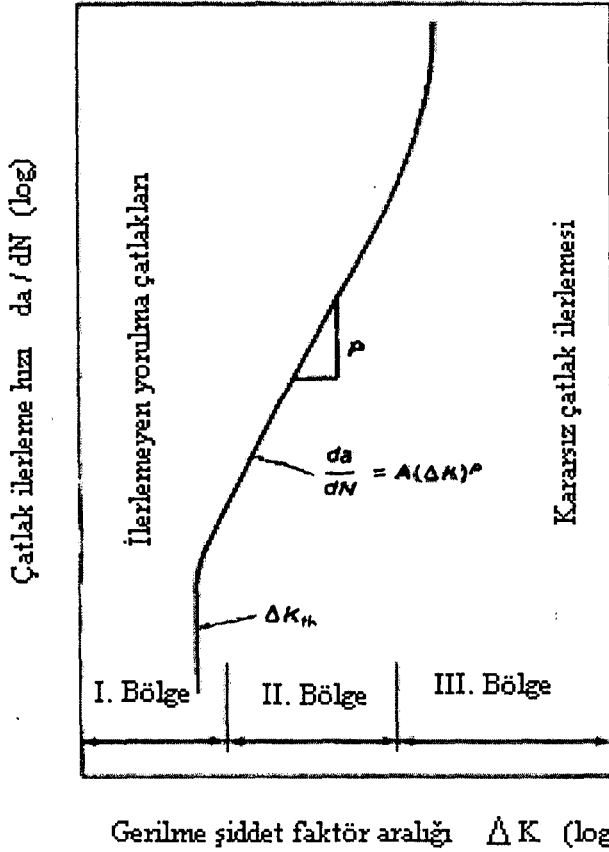
çatlağın kapanmasına ve çatlak ucunun tekrar keskinleşmesine yola açan ters yönde bir plastik bölge oluşturur. Şekil 2.5'teki A-E ve F-G aşamaları sırasında çevrimsel olarak kayma hareketleri ile meydana gelen çatlağın körelmesi ve keskinleşmesi olayları ile çatlak ilerlemesi meydana gelir [11].



Şekil 2.5. Çevrimsel kayma hareketleri sonucunda çatlak ilerlemesi [11]

Çatlak belirli bir boyuta ilerledikten sonra baskın olan çatlak yavaş yavaş ortaya çıkar ve yönünü değiştirerek Şekil 2.4'teki gibi çekme yükü eksenine dik hale gelir. Bu olay, aktif kayma yönünde birkaç tane büyüklüğü boyunca gerçekleşir. Bu aşamanın uzunluğu malzemeye ve yükün genliğine bağlı olup genellikle 3 ya da 4 adet tane büyüklüğüne eşittir. Birinci aşamada, çatlak uzunluğu malzemenin ortalama tane büyüklüğünün artışıyla ve gerilme yada uzama genliğinin azalmasıyla artar [2].

Yorulma olayı süresince, çatlağın ilerleme hızı yada çatlak ilerleme oranı ($\frac{da}{dN}$), gerilme şiddet faktörü (K) olarak tanımlanan bir parametreye bağlı olarak ifade edilebilir. Buradaki a çatlak boyu, N çevrim sayısıdır. Çevrim başına çatlak ilerleme hızının gerilim şiddet faktörüne bağlı olarak değişimi Şekil 2.6'daki gibi gösterilebilir.



Şekil 2.6. Yorulma çatlak ilerleme hızının gerilme şiddet faktörü ile değişimi [3]

Gerilme şiddet faktörünün büyüklüğü uygulanan gerilmeye, parça geometrisine ve çatlak boyutuna bağlıdır . Çevrim başına çatlak ilerleme hızı ile gerilim şiddet faktörünün arasındaki ilişki aşağıdaki eşitlikteki gibi ifade edilebilir [3,6,12].

$$\frac{da}{dN} = A (\Delta K)^p \quad (2.1)$$

A ve p ile gösterilen parametreler malzeme sabitleri olup çevresel etkilere, frekansa, gerilim oranına bağlı olarak farklı değerler alırlar. Şekil 2.6'daki grafik üç ayrı bölümden oluşur. Grafiğin 1. bölümünün son kısmında gerilme şiddet faktörünün bir alt sınır değeri vardır. K_{th} ile gösterilen bu değer, gerilme şiddet faktörünün eşik değeridir. Gerilme şiddet faktörü, bu eşik değerini aşmadığı sürece çatlakla etkiyen gerilme seviyeleri düşüktür. Çatlaklar küçük boyutlardadır ve ilerleme hızları ihmal edilebilir düzeydedir. İkinci bölgede değişim şekilden görüldüğü gibi doğrusaldır. Üçüncü bölgede gerilme şiddet faktörünün büyük değerlerinde doğrusal olmayan bir değişim meydana gelecektir ve gerilme şiddet faktörünün belirli bir kritik değere yaklaşması ile de çatlak ilerleme hızı artar. Kırılma olayı gerilme şiddet faktörünün bu kritik değer ulaşması durumunda meydana gelir. Gerilme şiddet faktörünün bu değerine kırılma tokluğu K_c denir. Kırılma tokluğu bir malzeme özelliği olup malzemenin çatlak direncinin bir ölçüsüdür [6,10-12].

2.2.3. Kırılma aşaması

Yorulma çatlakları ilerledikçe malzemenin çatlaksız kesiti azalacaktır. Parçanın kalan kısmı zayıflayacak ve belirli bir noktaya gelindiğinde, parça sadece birkaç yük uygulaması ile kırılabilir hale gelecektir. Bu üçüncü aşama, kırılma aşaması olarak tanımlanır.

Son kırılma bölgesinin büyüklüğü maruz kalınan yükün büyüklüğüne, biçimi ise kırılan parçaya uygulanan yükün biçimine, büyüklüğüne ve yönüne bağlıdır. Sert, tok malzemelerin kalın yada dairesel kesitlerindeki son kırılma bölgeleri, iki farklı kırılma şekline sahiptir. Bunlar yorulma bölgesiyle aynı

kırılması şeklindeki gerilme düzlemi formundadır. Bu iki form Şekil 2.7'deki kalın kesitli yorulma kırık yüzeyi üzerinde gösterilmiştir. Şekil 2.7'deki son kırılma bölgesindeki iki özellik kırılma başlangıcının belirlenmesine yardımcı olur. Çekme kırılmasındaki karakteristik "V" işaretinin varlığı yorulma çatlak başlangıcını işaret eder. Şekil 2.7'de gösterilen oklar yapı çevresi boyunca oluşan kesme kırılmasını tanımlar [6].

Yeteri kadar tokluğa sahip ince levha metal parçalardaki kırılma aşaması, biraz daha farklı şekilde oluşur. Çatlak, parçanın yük taşıma kapasitesini değiştirdiği belirli bir boyuta ilerlemesinden sonra maruz kalınan gerilmelere bağlı olarak, çekme gerilmesine dik olan çatlak ilerleme yönü bu düz düzlemle 45°'lik bir açı yapacak şekilde tekrar yön değiştirebilir. Gerilme seviyelerinin küçük değerlerde olduğu uzun ömürlü yorulma koşulları altında, kırılma yüzeyi düzlemsel görünüme sahiptir. Gerilme seviyelerinin büyük değerlerde olduğu kısa ömürlü yorulma koşulları altında, kırılma yüzeyinin düzlemi çekme yükü yönüyle 45°'lik bir açı yapar [6].

2.3. Yorulma Kırılmalarının Makroskobik Karakteristikleri

Yorulma olayı sebebiyle kırılmış bir parçanın kırık yüzeyi gözle yada düşük büyütme optik mikroskobun yardımıyla incelenebilir. Bu şekilde yorulma sebebiyle kırılmış bir parçanın makroskobik seviyede değerlendirilmesi yapılabilir.



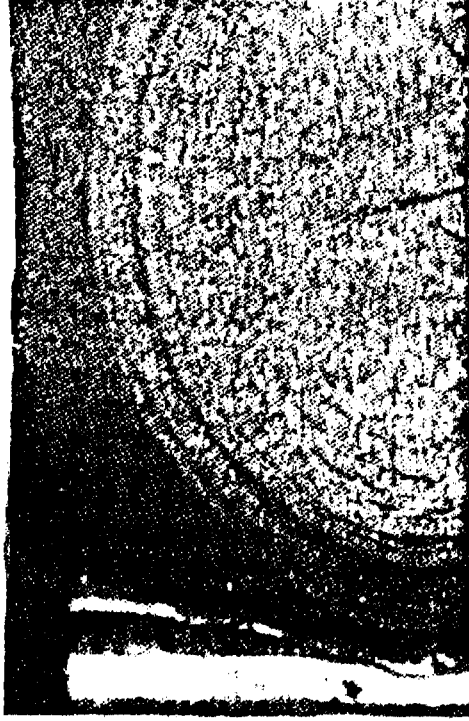
Şekil 2.7. Yorulma olayı ile kırılmış parça kesiti ve "V" biçimindeki yorulma çizgileri [6]

Kırık yüzeylerinin makroskobik seviyede değerlendirilmesi oldukça basit tekniklerden oluşur. Çok az bir ön hazırlıkla, küçük basit bir teçhizatla, hasarın olduğu yerde yapılabilir. İşlem, kırılma yüzeyine zarar verilmeden uygulanabilir. Çatlak başlangıcı gözle kontrolle yada 25 ila 100 kat arasında değişen oranlardaki düşük büyütmelemlerle belirlenebilir [6].

Yorulma kırılmasında, çatlak başlangıcı için yüksek değerlerde gerilmeler gerekmediği için, yorulma nedeniyle kırılan parçalarda genellikle kalıcı şekil değişimi görülmez yada çok az görülür. Maruz kalınan maksimum gerilme değeri malzemenin akma mukavemetini aşmamışsa, yapıda genellikle büyük deformasyon yada kalıcı deformasyon oluşmaz. Fakat, maruz kalınan gerilmelerin malzemenin akma mukavemetinden büyük olabileceği kısa ömürlü yorulma koşulları altında yapıda kalıcı şekil değişimi oluşabilir [8].

Yorulma kırık yüzeylerinde karşılaşılan en karakteristik özellik genellikle yorulma çatlak başlangıcı ile ilgili bir nokta etrafında merkezlenmiş olan yorulma çizgileridir. Yorulma çizgileri şeklinde adlandırılan çizgilere yorulma kırılmalarının çoğunda karşılaşılr. Yorulma çizgileri aynı zamanda durma işaretleri, kesme işaretleri, istiridy kabuğu işaretleri olarak da adlandırılabilir. Yorulma çizgileri en yaygın olarak kullanılanlardır. Bu terim sünek özelliğe sahip metallerdeki yorulma kırılmalarının ikinci aşaması, yani ilerleme periyotlarındaki aralıkların karakteristikleri olan, makroskobik olarak görülebilen işaretlerin yada çizgilerin tanımlanmasında kullanılır. Yorulma çizgileri, serviste aralıklarla çalışan komponentlerde çatlak ilerlemesinin durduğu zamanlarda kırılma yüzeyinin oksidasyona uğraması ile yada yük değerlerinde, yük frekansındaki değişimler sonucu oluşabilir [6,8].

Şekil 2.8, Şekil 2.9 ve Şekil 2.10'da üzerinde yorulma çizgileri oluşan kırık yüzeylerini gösterilmektedir. Şekil 2.8'de laboratuarda yorulma testi ile kırılmış 7075-T6 alüminyum levhanın kırılma yüzeyini gösterilmektedir. Şekil 2.8'de görülen yorulma çizgileri uygulanan yük seviyelerindeki değişiklikler sonucundaki çatlak ilerlemesindeki değişimlerle oluşmuştur. Şekil 2.9'da serviste hasara uğramış 4130 çelik şafttaki yorulma kırık yüzeyini göstermektedir. Şekil 2.9'da gösterilen yorulma çizgileri bu şaftın rolanti konumunda çalışması sırasında kırığın oksidasyona uğraması sonucunda oluşmuştur [6].



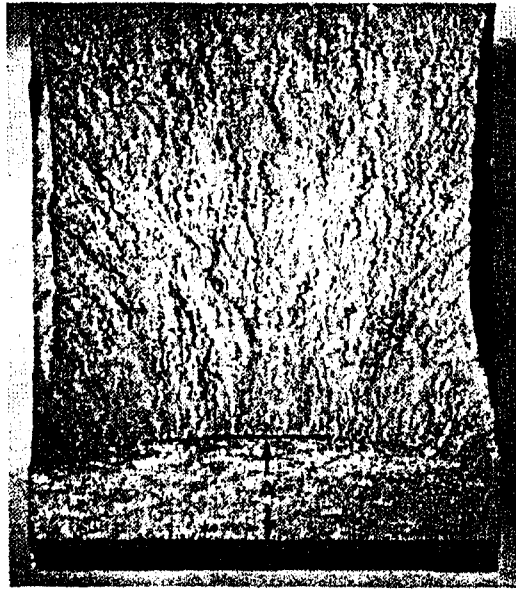
Şekil 2.8. 7075-T6 alüminyum levhanın kırılma yüzeyi [6]



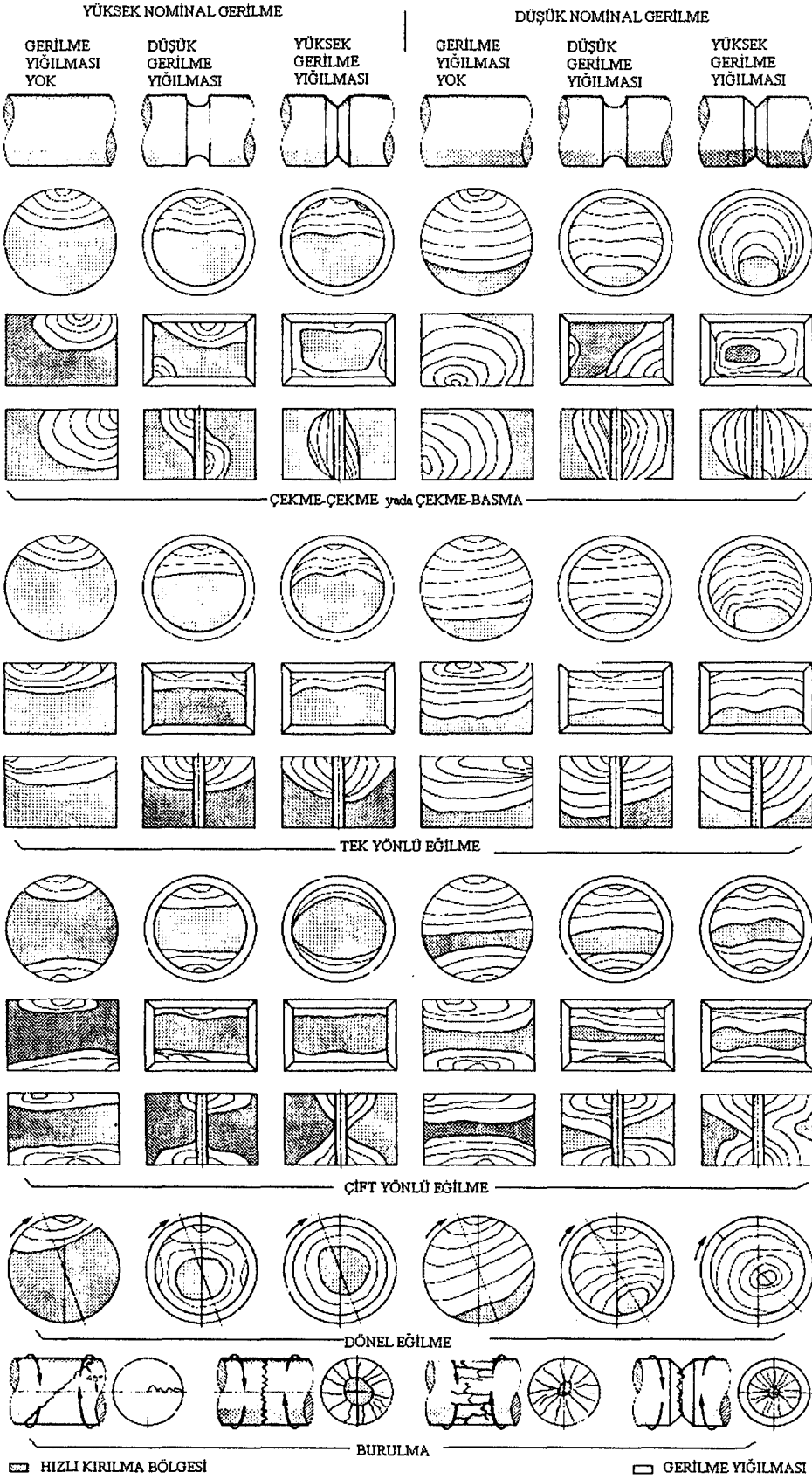
Şekil 2.9. Serviste hasara uğramış 4130 çelik şafttaki yorulma kırığı yüzeyi [6]

Yorulma çatlağının sürekli olarak ilerlediği koşullarda ve yük değer değişimlerinin olmadığı koşullar altında oluşan bir çok yorulma kırılmasında, yorulma çizgileri oluşmaz.. Yükün, aynı yoğunlukta ve şiddette ve son kırılmaya kadar sürekli bir şekilde tekrarlanması ile A ile gösterilen kısımda herhangi bir yorulma çizgisinin oluşmadığı, laboratuarda test edilen bir numunenin kırılma yüzeyi Şekil 2.10'da gösterilmektedir.

Makroskobik seviyede yapılan değerlendirme özellikle kırılma yüzey karakteristiklerinin parça boyutu, biçimi ile ve yükleme koşulları ile ilişkisinin belirlenmesinde faydalıdır. Şekil 2.11'de farklı tipte yorulma yükleri altında kırılmış dairesel ve dikdörtgen kesitli parçaların yorulma kırık yüzeyleri gösterilmektedir. Parça kesitinin dairesel yada dikdörtgen olmasına, maruz kalınan gerilme seviyelerinin tipine, büyüklüğüne, yapıda gerilme yığılmasının varlığına bağlı olarak Şekil 2.11'deki gibi farklı kırılma yüzeyleri oluşacaktır. Gerilim yığılmalarının bulunduğu durumlar çift çizgi ile belirtilmiştir. Potansiyel çatlak başlangıç bölgelerindeki bölgesel gerilmelerin artışı çatlak başlangıç bölge sayısının artışına neden olur. Bundan dolayı gerilim yığılmalarının olduğu bölgelerde maruz kalınan aşırı gerilmeler birden fazla sayıda yerde mikro çatlakların başlamasına yol açacaktır.



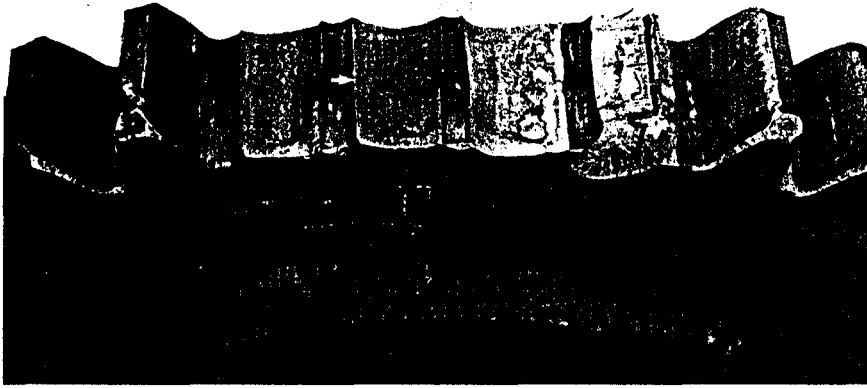
Şekil 2.10. Yorulma yükünün sürekli uygulaması sonucunda numunede oluşan kırık yüzeyi [6]



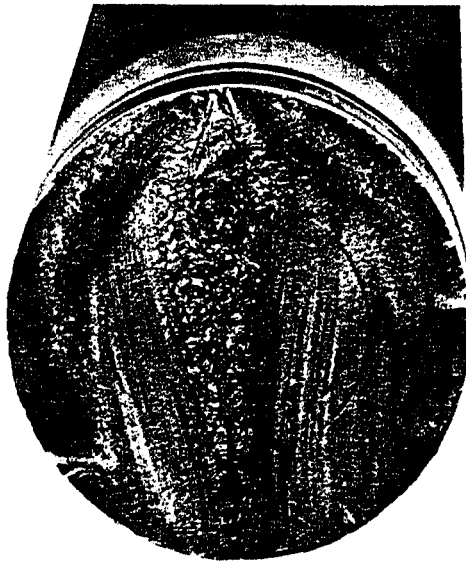
Şekil 2.11. Farklı yük koşulları altında yorulma çatlak ilerleme şemaları [6]

Meydana gelen mikro çatlaklar daha sonra birleşerek tek bir çatlağı oluşturacaktır. Bu mikro çatlaklar birbirlerinden küçük, yorulma çizgilerine dik çizgilerle ayrılır. Maruz kalınan gerilme seviyeleri artıkça son kırılma bölgesi kritik altı çatlak ilerleme bölgesine göre daha büyük olacaktır. Yorulma çatlakları en fazla gerilmenin yüzeyde oluşmasından dolayı yüzeyden başlayacaktır. Fakat parçada yüzeyin altında yada iç yapıda kalıntı yada süreksizlik olması durumunda yorulma çatlakları yüzeyin altından da başlayabilir [6].

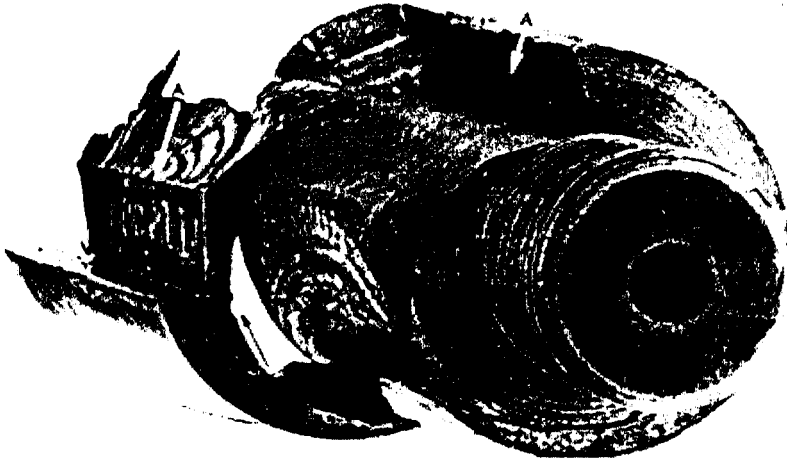
Şekil 2.12, Şekil 2.13 ve Şekil 2.14'te bazı parçalarda serviste maruz kalınan farklı yükler sonucunda oluşan yorulma kırık yüzeyleri verilmektedir.



Şekil 2.12. Bir dişli çark dişinde eğilme gerilmeleri etkisiyle oluşan yorulma kırığı yüzeyi [8]



Şekil 2.13. Eğilme gerilmeleri altında bir milde oluşan yorulma kırığı yüzeyi [8]



Şekil 2.14. Burulma gerilmeleri altında bir milde oluşan yorulma kırığı yüzeyi [8]

2.4. Yorulma Kırılmalarının Mikroskopik Karakteristikleri

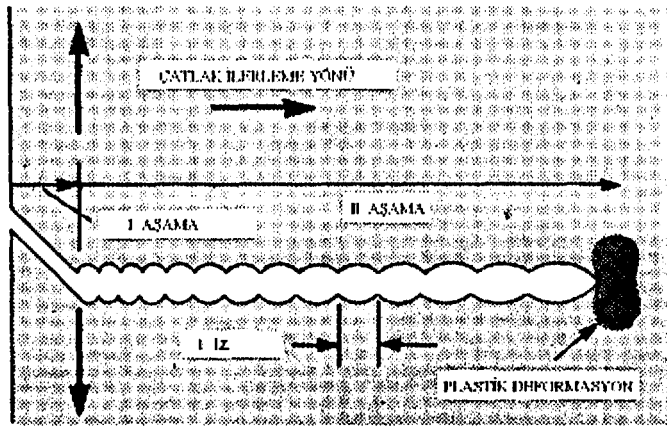
Yorulma kırık yüzeylerinin elektron mikroskobu ile yapılan mikroskopik değerlendirmesinde, karşılaşılan en göze çarpan özellikler, yorulma izleri şeklinde adlandırılan ve ince boşluklarla ayrılan birbirine paralel olan işaretlerdir. Elektron mikroskopları, kırılmaların mikro mekanizmalarının anlaşılmasında ve çok karmaşık durumların analizinde faydalıdır .

Yorulma izleri mikroskopik çatlak ilerleme yönüne dik yöndedirler ve düzgün bir yükleme ile, genellikle aralarındaki mesafeler yorulma başlangıç noktasından ilerledikçe artar. Her bir iz bir gerilme çevrimi sonucunda oluşur. Fakat, her bir gerilme çevriminde iz meydana gelmeyebilir. İzler arasındaki mesafeler, büyük ölçüde maruz kalınan yük seviyesine bağlıdır. İzlerin görülebilirliği malzemenin sünekliğine bağlıdır. İzler yorulma limitinden daha büyük gerilme seviyelerinde ve plastik şekil değişiminin meydana geldiği sünek malzemelerde daha kolay görülebilir [6].

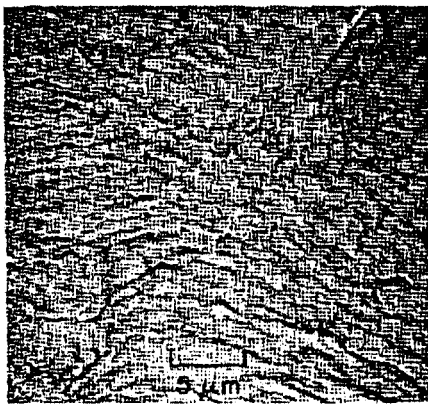
Yorulma kırılmalarında izler her zaman mevcut olmamalarına rağmen yorulma kırılmalarının en karakteristik özelliklerindedir. Yorulma kırılmasının ikinci aşamasında yani çatlakların ilerleme aşamasında, çatlak ucu oldukça şiddetli çentik etkisi yada gerilim yığılması etkisi göstermektedir. Çatlağın yeterli büyüklükteki çekme gerilmesi ile beraber her bir açılması esnasında, çatlak ucunda meydana gelen plastik şekil değişimi sebebiyle çatlağın ucu mikroskopik

ölçüde körleşir. Çatlak Şekil 2.15'te görülen eş kırılma yüzeylerinin her biri üzerinde, küçük izler oluşturarak ilerler. Çatlağın her bir açılışında, çatlak bir iz mesafesi kadar ilerler [8].

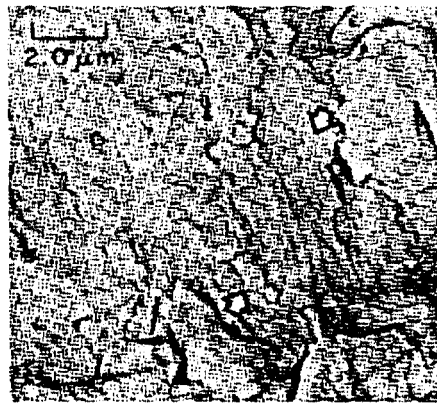
Yorulma izleri çok sert yada çok yumuşak metal yüzeylerinde oluşmazlar. Şekil 2.16 a'da yumuşak alüminyum 1100 alaşımının yüzeyi üzerinde oluşan yorulma izleri ve Şekil 2.16 b'de ise çekme mukavemeti yüksek olan bir çelik parça yüzeyinde zayıf bir şekilde oluşan yorulma izlerinin büyütülerek alınmış fotoğrafları verilmektedir [6].



Şekil 2.15. Yorulma izlerinin oluşumunun şematik gösterimi [8]



(a)



(b)

Şekil 2.16. Yumuşak ve yüksek mukavemetli iki malzemede oluşan yorulma izleri [6]

- a) Yumuşak alüminyum 1100 alaşımı
- b) Yüksek çekme mukavemetli bir çelik yüzeyi

Maksimum çevrimsel yükün değişmeden etkimesi durumunda, yorulma çatlaklarının başlangıç noktası yakınındaki izler oldukça küçük boyutlarda ve birbirlerine yakındır. Çatlak, parçanın oldukça mukavemetli olmasından dolayı, yavaş bir şekilde ilerleyecektir. Çatlak ilerledikçe, izler arasındaki mesafe artar ve çatlakın parçanın kalan kesitini zayıflatmasından dolayı çatlak daha hızlı bir şekilde ilerler. Sonunda kırılma olayı tamamlanır ve ayrılma gerçekleşir.

2.5. Yorulma Deneyleri

Bir yapının yorulma ömrü, çatlak oluşması yada kırılma olayı gibi yorulma hasarı oluşması için gereken gerilme çevrim sayısı olarak tanımlanır. Malzemelerin yorulma ömürleri uygulanan yorulma deneyleri ile belirlenir. Yorulma deneyleri laboratuvar testleri ve tam ölçekli yorulma testleri şeklinde uygulanabilir.

Laboratuvar testlerinde, standart boyutlarda belirli yüzey özelliklerine sahip numunelere, çevrimsel olarak değişen gerilme yükleri uygulanarak bu numunelerin yorulma davranışları belirlenir. Laboratuvarda yapılan yorulma deneyinden elde edilen sonuçlar, benzer koşulların bulunabileceği parça tasarımında, gerekli önlemlerin alınmasına yardımcı olur. Bir komponentin yaklaşık yorulma ömrü, laboratuvarda standart numunelerden elde edilen deney sonuçlarının bazı düzeltme faktörlerinin kullanılması ile belirlenebilir. Bu düzeltme faktörlerinin belirlenmesinde parçanın şekli, yapısı, çevre ve yüzey özellikleri ve diğer değişken parametreleri göz önünde bulundurulur. Elde edilen sonuçlar yaklaşık değerler olacağı için tam ölçekli testler yapılmadan bu deney sonuçları gerçek uygulamalar için kullanılmamalıdır [6].

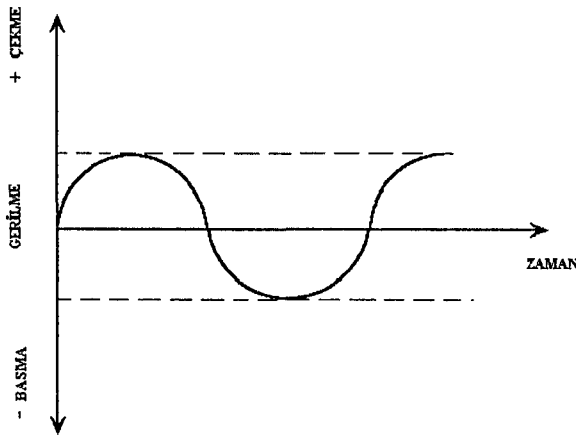
Laboratuvar testleri, maliyet açısından tam ölçekli testlere göre çok daha ucuzdur ve uygulanma prosedürleri daha basittir. Laboratuvarda uygulanan yorulma testleri, çatlak başlangıç testleri ve çatlak ilerleme testleri olarak iki şekilde sınıflandırılır. Çatlak başlangıç testinde, yapısında herhangi bir çatlak buldurmeyen numunelere belirli değerlerdeki, çevrimsel olarak değişen gerilmeler uygulanır ve numune yapısındaki çatlak başlangıcı izlenir. Çatlakın oluşmaya başladığı çevrim sayıları belirlenir. Çatlak ilerleme testlerinde ise, yapısında belirli boyutlarda çatlak, çentik bulduran numunelere çevrimsel olarak değişen gerilme yükleri uygulanarak, çatlakın zamanla ilerlemesi takip

edilir. Kırılma mekaniği metotları kullanılarak, malzemelerin çatlak ilerleme oranları belirlenir [6].

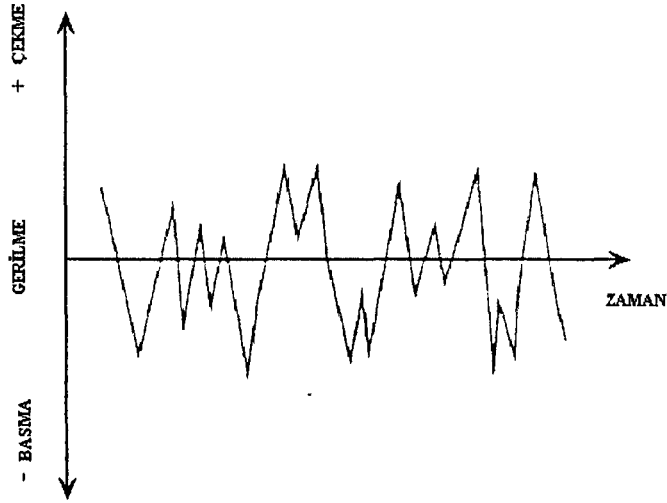
Sistem veya komponentlere özdeş bir modelin, çalışması esnasında maruz kaldığı gerçek koşullarına en yakın koşulların simüle edilerek, uygulanan testlere tam ölçekli testler denilmektedir. Tam ölçekli testlerin maliyeti, laboratuvar testlerine göre oldukça yüksektir. Fakat tam ölçekli testler sonucunda elde edilen bilgiler sistem ve komponentlerin tasarımı açısından çok önemlidir [6]. Tasarım esnasında yapılan tam ölçekli testlerden elde edilen bilgiler sayesinde komponentler için uygun malzeme seçilebilir. Ayrıca yapılan tasarımın uygunluğu kontrol edilebilir, komponentlerin uygun servis ömürleri ve bakım aralıkları belirlenebilir.

2.5.1. Yorulma deneyi ile ilgili temel kavramlar

Yorulma deneylerinde genellikle zamanla sinüzoidal olarak değişen gerilmeler kullanılır. Bu gerilmeler Şekil 2.17'deki gibi sabit genlikli düzgün bir formda olabileceği gibi Şekil 2.18'deki gibi değişken genlikli düzensiz bir formda da olabilir. Yorulma deneylerinde yorulma özellikleri belirlenecek olan parçanın çalışma şartlarında karşılaşılabileceği gerilmelere benzer şekilde yük dağılım tipleri uygulanabilmektedir. Sabit genlikli yorulma deneylerinde Şekil 2.19 b'de gösterildiği gibi uygulanan yükler çekme-çekme, çekme-basma ve basma-basma şeklinde olabilir.



Şekil 2.17. Zamanla sinüzoidal olarak değişen sabit genlikli gerilme [12]

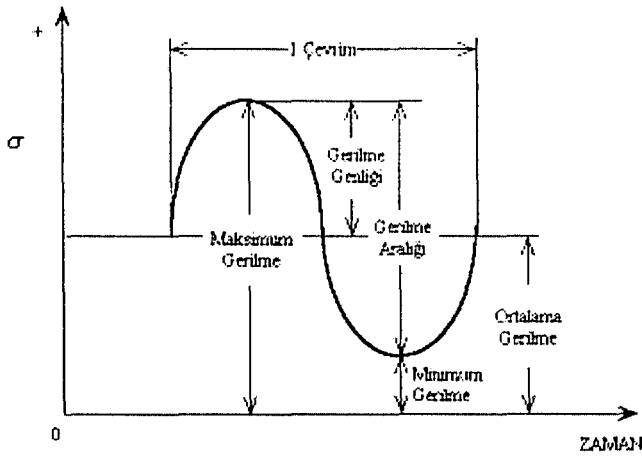


Şekil 2.18. Zamanla düzensiz olarak değişen değişken genlikli gerilme [12]

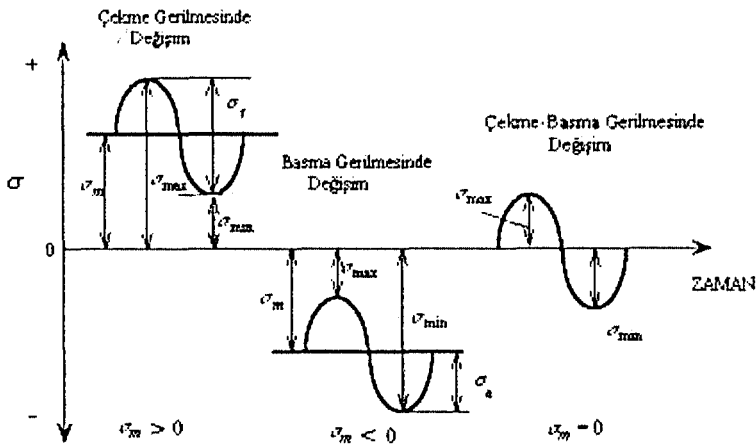
Uygulanan gerilmelere göre yorulma deneyleri, aksenal gerilmeli yorulma deneyi, eğme gerilmeli yorulma deneyi, burma gerilmeli yorulma deneyi ve birleşik gerilmeli yorulma şeklinde sınıflandırılmaktadır. Aksenal gerilmeli yorulma deneyinde numuneye uzunluk ekseni boyunca değişen değerlerde çekme ve basma gerilmeleri uygulanır. Eğme gerilmeli yorulma deneyinde numuneye bir düzleme göre tekrarlanan eğme gerilmeleri uygulanabileceği gibi, dönme hareketi yapan numuneye tekrarlanan eğme gerilmeleri uygulanabilir. Burma gerilmeli yorulma deneyinde deney numunesine sabit bir eksene göre tekrarlanan burma gerilmeleri uygulanmaktadır. Yukarıda belirtilen farklı gerilme türlerinden en az ikisinin ya da daha fazlasının bir arada uygulandığı yorulma deneyleri ise birleşik gerilmeli yorulma deneyleri olarak adlandırılır [13]. Şekil 2.19'da gösterilen yorulma deneylerinde uygulanan gerilmelerle ilgili terimler ve yorulma deneylerinde kullanılan bazı temel terimler aşağıdaki gibi açıklanabilir.

Çevrim Sayısı: Gerilme çevrim sayısı eğrisinin periyodik olarak tekrarlanan en küçük parçasına denir ve çevrim sayısı N sembolü ile gösterilir.

Maksimum Gerilme : Uygulanan gerilmeler arasında cebirsel olarak en büyük değere sahip olan gerilmedir ve σ_{max} sembolü ile gösterilir. Değeri negatif, pozitif ya da sıfır olabilir.



(a)



(b)

Şekil 2.19. Yorulma deneyi ile ilgili temel terimler [13]

- a) Yorulma deneyinde uygulanan gerilmeler ile ilgili temel terimler
b) Yorulma deneyinde kullanılan gerilme örnekleri

Minimum Gerilme : Uygulanan gerilmeler arasında cebirsel olarak en küçük değere sahip olan gerilmedir ve σ_{\min} sembolü ile gösterilir. Değeri negatif, pozitif ya da sıfır olabilir.

Ortalama Gerilme : Maksimum ve minimum gerilme değerlerinin aritmetik ortalamasına eşittir ve σ_m sembolü ile gösterilir. Ortalama gerilme 2.2 eşitliğinde verilmektedir.

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (2.2)$$

Gerilme Aralığı : Maksimum ve minimum gerilme değerleri arasındaki cebirsel farka eşittir ve σ_r sembolü ile gösterilir. Gerilme aralığı 2.3 eşitliğinde verilmektedir.

$$\sigma_r = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} \quad (2.3)$$

Gerilme Genliği : Gerilme aralığı değerinin yarısına eşittir ve σ_a sembolü ile gösterilir. Gerilme genliği 2.4 eşitliğinde verilmektedir.

$$\sigma_a = \frac{\sigma_r}{2} = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min})/2 \quad (2.4)$$

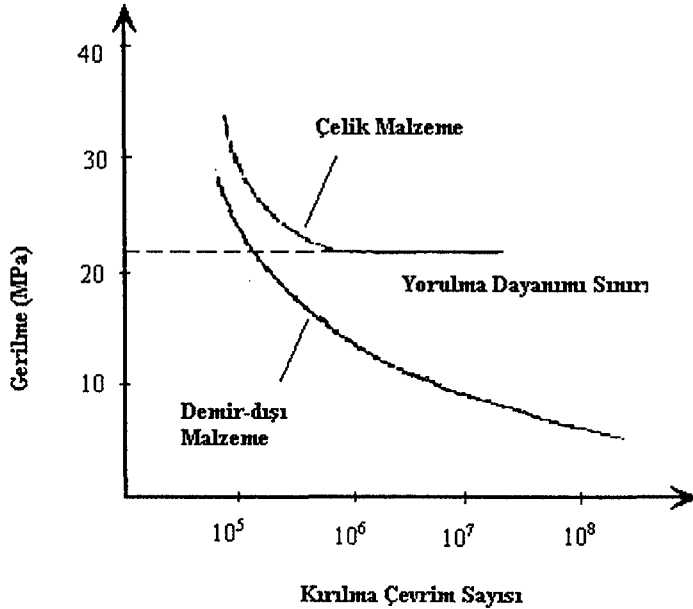
Gerilme Oranı : Genellikle iki çeşit gerilme oranı kullanılır. En çok kullanılan gerilme oranı R ile gösterilir ve minimum gerilmenin maksimum gerilmeye oranı şeklinde ifade edilir. Gerilme oranı 2.5 eşitliğinde verilmektedir [11].

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (2.5)$$

2.5.2. Yorulma ömürlerinin belirlenmesi

Yorulma deneyleri ile bir malzemenin belirli bir çevrim sayısı için emniyetli bir şekilde dayanabileceği gerilme sınırları belirlenir. Bu bilgiler gerilme-kırılma çevrim sayısı grafikleri ile gösterilir. Gerilme-kırılma çevrim sayısı grafiği yorulma bilgilerini belirtmede kullanılan en genel şekildir ve bu grafik S-N eğrisi yada Wöhler eğrisi olarak da bilinir. S gerilmeyi, N ise kırılma çevrim sayısını belirtir. S ile gösterilen gerilme parametresi olarak gerilme genliği, maksimum, minimum yada ortalama gerilme olabileceği gibi gerilme oranı parametreleri de kullanılabilir [3].

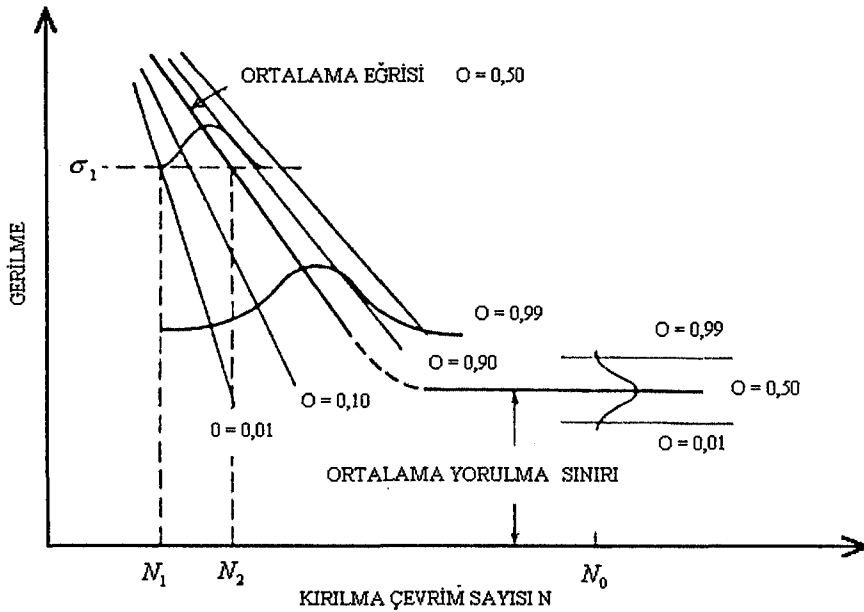
Bir S-N eğrisinin belirlenmesinde kullanılan prosedürde ilk numuneye, malzemenin statik çekme mukavemetinin $2/3$ 'ü gibi kırılma olayı oluşumunun oldukça küçük çevrim sayılarında beklendiği değerlerdeki kadar yüksek gerilmeler uygulanır. Daha sonra uygulanan gerilme değerleri belirli bir R gerilme oranında yada ortalama gerilme değerinde bir yada iki numunenin 10^7 gibi kırılmanın olmadığı belirli bir kırılma çevrim sayısına kadar azaltılarak, her gerilme seviyesi için belirli kırılma çevrim sayıları belirlenir. Elde edilen kırılma olayının olmadığı en yüksek gerilme değeri yorulma sınır değeri olarak alınır. S-N grafiği en az 20 numune kullanılarak elde edilir. Sonuçta Şekil 2.20'deki gibi bir gerilme-kırılma çevrim sayısı grafiği yada S-N grafiği elde edilmiş olur. Şekilden de görüldüğü gibi malzemenin kırılma olayı olmadan önce dayanabileceği gerilme çevrim sayı değerleri, gerilme değerleri düştükçe artmaktadır. Demir ve alaşımlarında belirli bir çevrim sayısından sonra grafik yatay bir duruma gelmekte ve bu şekilde devam etmektedir. Gerilmenin bu değerine o malzemenin yorulma sınırı denir ve bu gerilmenin altındaki değerlerdeki gerilmelere malzeme sonsuza kadar dayanacaktır.



Şekil 2.20. Gerilme-kırılma çevrim sayısı grafiği [13]

Demir dışı malzemeler için eğri sürekli olarak azalan bir durum göstermektedir ve bu malzemeler için herhangi bir yorulma sınırı yoktur. Bu malzemeler için yorulma sınırından ziyade yorulma mukavemetinden bahsedilir. Yorulma mukavemeti bir metalin belirli bir çevrim sayısı için maruz kalabileceği gerilme değerini ifade eder. Demir dışı metaller için 10^8 yada 5×10^8 çevrim sayılarındaki yorulma mukavemet değerleri yorulma sınırı şeklinde tanımlanır [6].

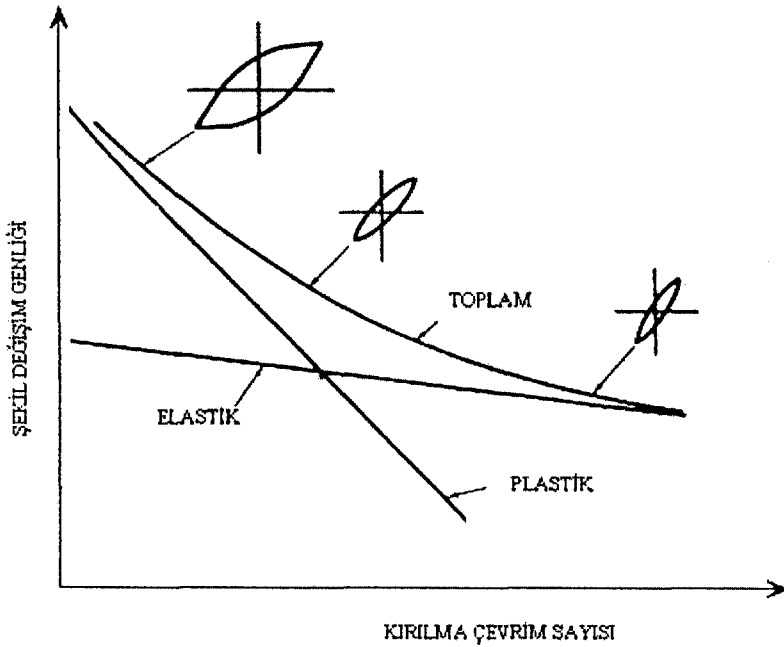
Yorulma deney sonuçları incelendiğinde düzgün bir eğri grafiği çizilebilmesine rağmen, sonuçların genellikle bir dağılım içerisinde oldukları görülür. Sabit bir gerilme değerinde yorulma ömründeki dağılım Şekil 2.21'de şematik olarak gösterilmiştir. Bu grafikte aynı eğri üzerinde gerilme, kırılma çevrim sayısı ve değeri 0 ile 1 arasında değişen kırılma olasılığı (O) arasındaki ilişki iki boyutlu olarak gösterilmiştir. Grafikten σ_1 gerilme değerinde iken numunelerin % 1'inin N_1 çevrim sayısında kırılmasının beklendiği, N_2 çevrim sayısında ise numunelerin % 50'sinin kırılmasının beklendiği gösterilmektedir. Grafik ayrıca gerilme değeri arttıkça, yorulma ömür dağılımında meydana gelen azalmayı göstermektedir [3].



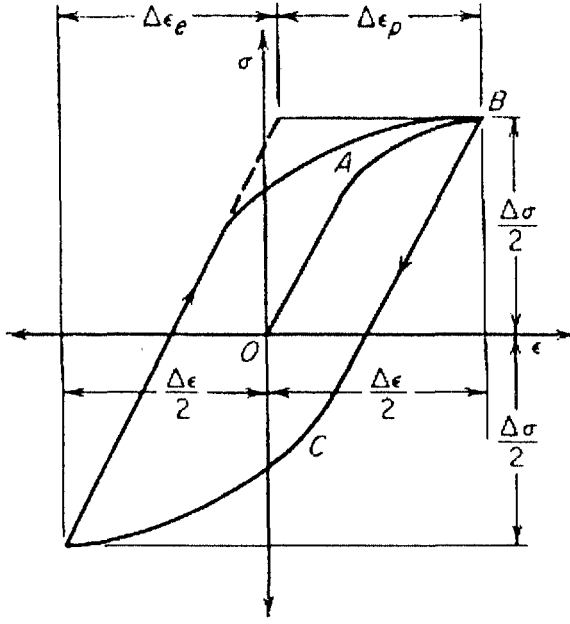
Şekil 2.21. Gerilme-kırılma çevrim sayısı bilgilerinin kırılma olasılıkları ile değişimi [3]

S-N eğrileri, yorulma deneylerinin gerilme kontrollü olarak uygulanması ile oluşturulur. Bu grafikler kırılma çevrim sayılarının 10^5 'ten büyük olduğu uzun ömürlü yorulma bilgilerini ifade etmek için kullanılır. Uzun ömürlü yorulma koşulları altında, malzemenin maruz kaldığı gerilmeler büyük ölçüde elastik olmakla beraber, yapıda bölgesel olarak plastik şekil değişimleri meydana gelmektedir.

Kısa ömürlü yorulma olayında, maruz kalınan gerilmeler uzun ömürlü yorulma olayındaki gerilmelere göre büyük değerlerdedir. Kısa ömürlü yorulma bilgileri, gerilme kontrollü deneylerden ziyade şekil değişim kontrollü deneyler sonucunda elde edilen şekil değişim-kırılma çevrim sayısı (ϵ -N) grafikleri ile gösterilir [3]. Şekil 2.22'de şekil değişim genliği-kırılma çevrim sayısı grafiği gösterilmektedir. Şekil değişim genlikleri malzemede elastik yada plastik şekil değişimi oluşturacak şekilde değiştirilebilir. ϵ sembolü şekil değişimini ifade etmektedir.



Şekil 2.22. Şekil değişim genliği-kırılma çevrim sayısı grafiği [3]



Şekil 2.23. Şekil değişim kontrollü deneydeki gerilme-şekil değişim grafiği [3]

Çevrimsel şekil değişim kontrollü yorulma deneyi, şekil değişim genliğinin çevrim esnasında sabit tutularak, bu genlikteki kırılma çevrim sayıları belirlenerek uygulanır. Şekil değişim kontrollü çevrimsel yüklemelerle, çalışma sıcaklıklarındaki değişimlere bağlı olarak, bir komponentin genleştiği ve büzüldüğü ısı yorulma çevrimlerinde karşılaşılır. Şekil 2.23'te sabit şekil değişim kontrollü çevrimde oluşan, gerilme-şekil değişim döngüsü verilmektedir.

2.6. Malzeme Yorulma Olayına Etki Eden Faktörler

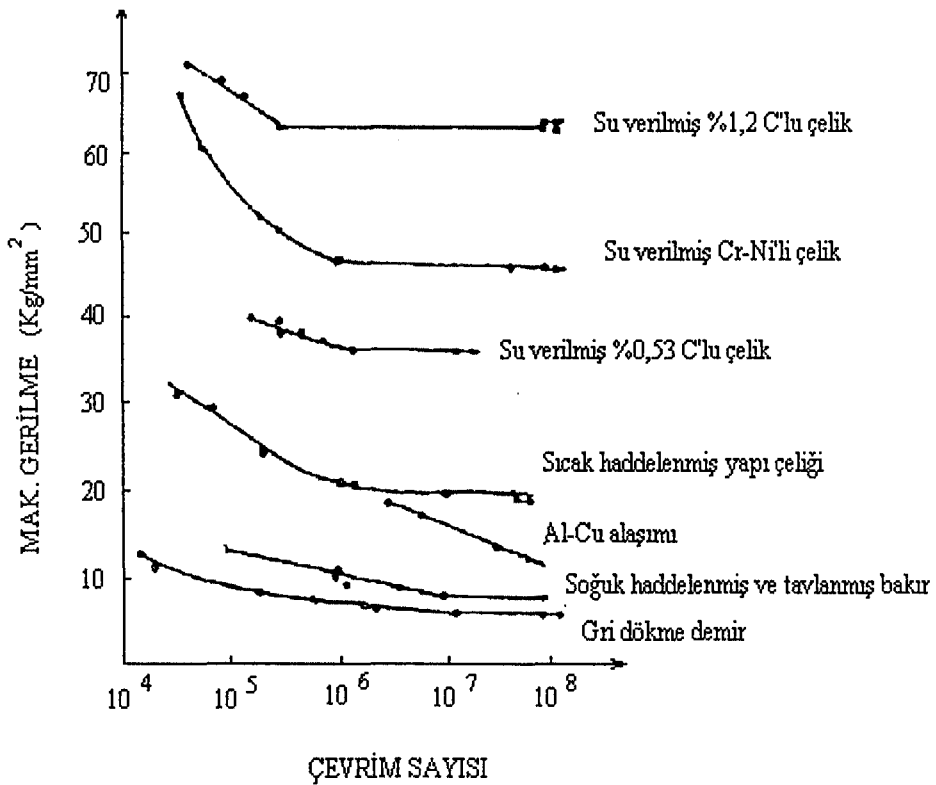
Malzeme yorulma olayına etki eden bir çok faktör vardır. Bu faktörler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- a) Malzeme bileşiminin ve mikro yapısının etkisi
- b) Yüzey özelliklerinin etkisi
- c) Çentik etkisi
- d) Gerilmelerin etkisi
- e) Korozyonun etkisi
- f) Sıcaklığın etkisi

2.6.1. Malzeme bileşiminin ve mikro yapısının etkisi

Malzeme cinsi, kimyasal bileşimi malzemenin yorulma dayanımını etkiler. Bu etki, malzemenin kimyasal bileşiminin çekme mukavemetini etkilemesi ile ilgilidir [6]. Genellikle malzemenin statik çekme dayanımı arttıkça malzemenin yorulma dayanımının da arttığı kabul edilir. Malzeme yapısında alaşımlar kullanılarak malzemenin statik çekme dayanımının artırılması ile yorulma dayanımı da artırılabilir [10]. Şekil 2.24'te değişik malzemelere ait düzlemsel eğme gerilmeleri altında elde edilen S-N eğrileri gösterilmektedir.

Şekil 2.24'te statik çekme dayanımı ve sertliği uygun su verme işlemleri uygulanarak ve alaşım malzemesi kullanılarak artırılan çeliklerin yorulma dayanımının arttığı görülebilir.

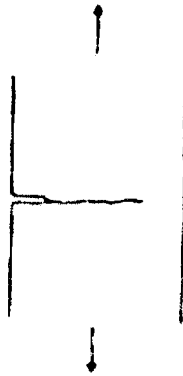


Şekil 2.24. Değişik malzemelerin S-N eğrileri [13]

Malzemenin tane yapısı ve mikro yapı hatalarının yorulma ömrü üzerinde önemli etkileri vardır. Metal malzemelerde yorulma hasarı, genellikle dislokasyon hareketleri sonucunda oluşan kalıcı şekil değişimlerden kaynaklandığından dolayı, dislokasyon hareketlerini etkileyen faktörler malzemenin yorulma özelliklerini de etkileyecektir. Dislokasyon hareketleri, yapı içersindeki çökeltilerden, kalıntılardan, tane sınırlarından etkilenir [2]. Kalıntılar, parçacıklar, tane sınırları mikroskobik gerilme yığılmalarına neden olarak, yorulma çatlak oluşumuna neden olabilirler [6].

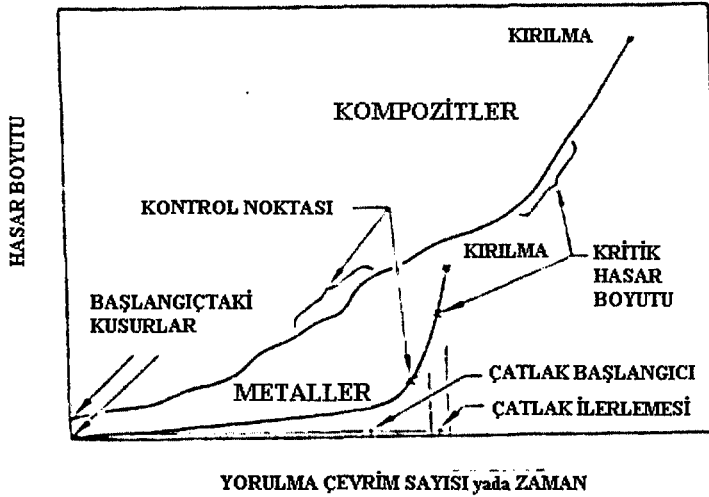
Isıl ve mekanik işlemler, metal ve alaşımlarının iç gerilme dağılımını, kristal yapısını, dislokasyon hareketlerini etkileyerek, malzemelerin mekanik özelliklerinde değişmelere neden olmaktadır. Isıl işlemler, haddeleme ve ekstrüzyon işlemleri sonucunda metal malzemelerin tane boyut ve şekli değişmektedir. Tane boyutunun küçülmesi, yorulma mukavemetini arttırmaktadır [14]. Maruz kalınan gerilmelerin büyük seviyelerde olduğu kısa ömürlü yorulma koşulları altında, çoğu metalin yorulma ömrü tane boyutundan bağımsızdır. Buna karşın, gerilmelerin daha düşük seviyelerde olduğu uzun ömürlü yorulma koşulları altında, tane boyutu küçüldükçe, çoğu metalin yorulma ömrü artmaktadır [6].

Heterojen ve anizotropik yapıdaki kompozit malzemelerde, yorulma olayı metal malzeme yorulmasından bir çok yönden farklılık gösterir. Homojen yapıya sahip izotrop metal malzemelerde yorulma hasarı sonucunda Şekil 2.25'teki gibi açıkça tanımlanabilen bir çatlak meydana gelirken, kompozit malzemelerde durum çok daha karmaşıktır [15].

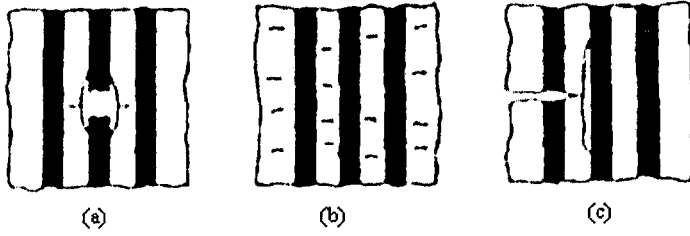


Şekil 2.25. Bir metal malzeme yorulma hasarı sonucunda oluşan çatlak [16]

Şekil 2.26'da kompozit malzemelerle, metal malzemelerin yorulma davranışları gösterilmektedir. Şekil 2.26'da görüldüğü gibi kompozit malzemeler metal malzemelere göre yapılarında başlangıçta daha fazla kusur bulundurmaktadır. Fakat kompozit malzemelerin kırılma olayının öncesindeki tolere edebilecekleri kritik hasar yada çatlak boyutları ve bu boyutlara ulaşılması için gereken çevrim sayıları metal malzemelere göre daha büyüktür. Kompozit malzemelerde yorulma hasarı elyaf kırılmaları, matris çatlakları, elyaf matris ayrılmaları, tabaka ayrılmaları şeklinde oluşur. Kompozit malzemelerin yorulma davranışları, kompozit malzemedeki elyaf ve matris malzemenin özelliklerine, elyaf miktarına, elyafların yönüne bağlıdır. Elyaflı kompozit malzemelerin yorulma davranışında elyaf geometrisi, uygulanan yük biçimi önemli rol oynar. Bu yapılarda en yüksek mukavemet elyaf yönünde elde edilir [17]. Şekil 2.27'de tek yönlü elyaflı bir kompozit yapıda yorulma hasarı sonucunda oluşan hasar tipleri verilmektedir. Tek yönlü elyaflı bir kompozit yapıda yorulma hasarı sonucunda elyaf kırılması, matris malzeme kırılması gibi etkiler meydana gelebilir. Yorulma çatlakları elyafla karşılaşarak matris ve elyaf malzeme arasına sapabilir.



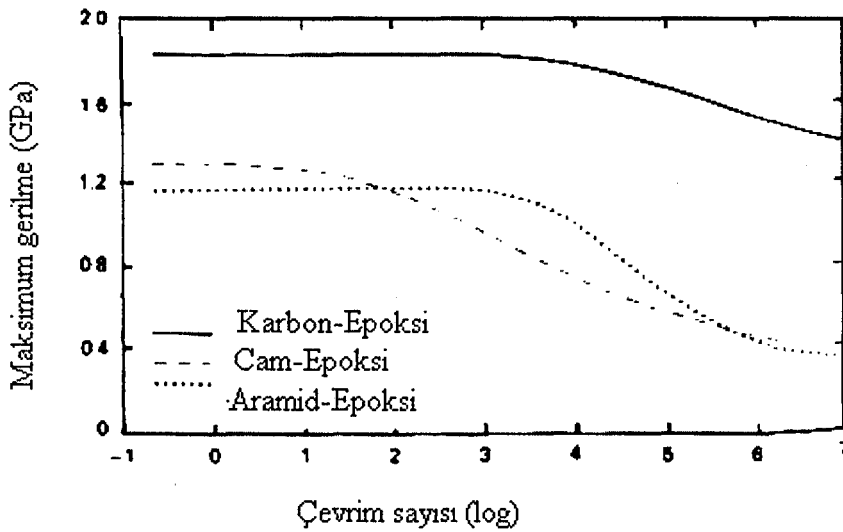
Şekil 2.26. Kompozit ve metal malzemelerin yorulma davranışları [17]



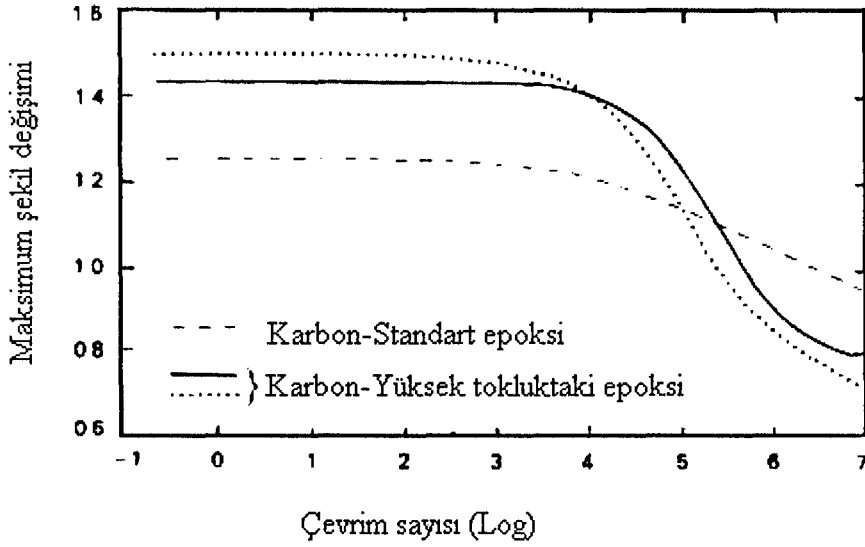
Şekil 2.27. Bir kompozit yapıda yorulma hasarı sonucunda oluşan hasar tipleri [16]

- Elyaf kırılması ve bölgesel ayrılma
- Matris malzeme kırılması
- Çatlağın, matris ve elyaf malzeme zayıf ara yüzeyine sapması

Farklı elyaf ve matris malzeme kullanımının kompozit malzeme yorulmasına etkisi Şekil 2.28 ve Şekil 2.29'daki grafiklerle gösterilebilir. Şekil 2.28'de görüldüğü gibi statik mukavemeti cam ve aramide göre daha yüksek olan karbon elyaf malzemenin kullanıldığı karbon-epoksi kompozit malzemesinin yorulma dayanımı cam-epoksi ve aramid epoksiye göre daha iyidir. Şekil 2.29'da statik mukavemeti arttırılan karbon- tok epoksi kompozit malzeme ile karbon-standart epoksi kompozit malzemenin yorulma davranışı karşılaştırılmıştır.



Şekil 2.28. Kompozit yorulmasına farklı elyaf malzemelerin etkisi [18]



Şekil 2.29. Kompozit yorulmasına farklı matris malzemelerin etkisi [18]

Yüksek toklukta matris malzeme kullanılarak kompozit malzemenin statik mukavemeti artırılabilir. Şekil 2.29'dan görüldüğü gibi statik mukavemeti artırılan karbon-yüksek toklukta epoksiden oluşan kompozit malzemenin büyük çevrim sayılarında yorulma dayanımı karbon-standart epoksiye göre daha kötüdür. Bunun nedeni yalnız daha yüksek toklukta matris malzemelerin zayıf performansları değil kompozit malzemelerde yorulma hasarı sonucunda meydana gelen elyaf matris malzeme ayrılması gibi etkilerdir [18].

2.6.2. Yüzey özelliklerinin etkisi

Yorulma olayında çatlaklar genellikle yüzeydeki bir pürüzde, bir çentikte yada ani kesit değişimlerinin olduğu yerden başlar. Yüzeyde başlayan çatlağın kendisi, daha sonra çentik etkisi göstererek gerilme yığılmasının oluşmasına ve çatlağın daha hızlı ilerlemesine yol açar. Bu nedenle malzemenin yorulma dayanımını arttırmak, büyük ölçüde yüzeyde çatlak oluşumunun önlenmesiyle olur. Çatlak oluşumunun engellenmesi yüzey özelliklerinin artırılması ile mümkündür.

Yorulma olayı yüzeyle ilgili olduğundan yüzey özelliklerinin ve yüzey düzgünlüğünün değişmesine sebep olacak bir işlem, malzemenin yorulma

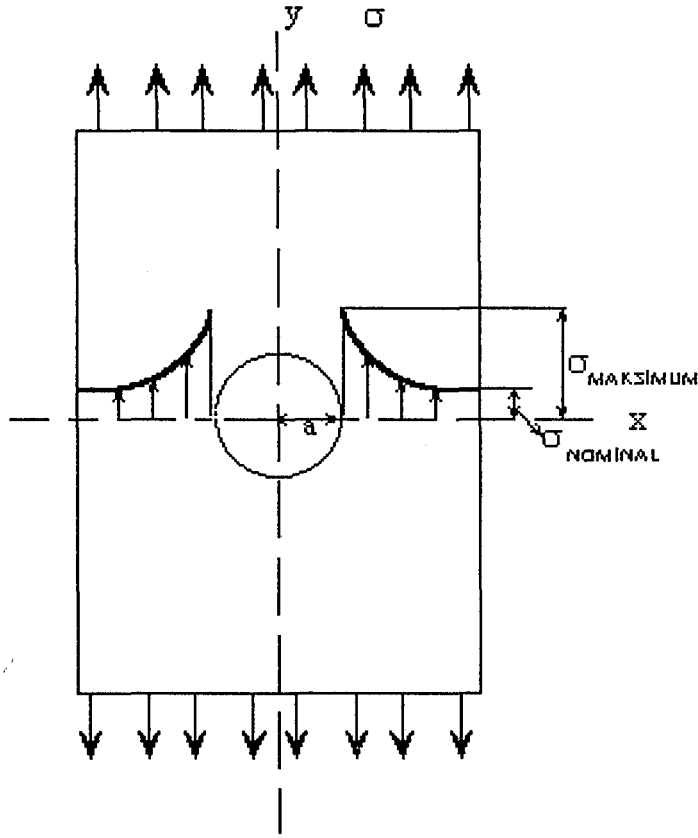
özelliklerini de değiştirecektir. Yüzey düzgünlüğün ve yüzey sertliğinin artırılması ile malzemenin çatlak oluşmasına karşı direncini arttırılacağından yorulma dayanımı arttırılmış olur. Çelik malzemelerde iç yapı değişmeden uygulanan sementasyon, nitrürasyon ve benzeri yüzey sertleştirme işlemleri yorulma dayanımı açısından oldukça fayda sağlamaktadır [13].

Soğuk dövme, haddeleme ve ekstrüzyon gibi soğuk kalıcı şekil verme teknikleri meydana getirdikleri tane yönlenmesinden dolayı, malzemelerde yöne bağlı mekanik özellikler oluşturur. Yorulma dayanımı yönlendirilmiş kısımlarda, diğer yöne göre daha yüksektir. Malzeme işlenmesi aynı zamanda çukur, boşluk gibi mikroskobik kusurların oluşmasına neden olabilir. Bu kusurlar gerilim arttırıcı gibi davranarak çatlak başlangıcı oluşumu için potansiyel bölgeleri oluşturabilirler. Isıl işlem, soğuk ve sıcak işlemler, yüzey kaplaması gibi işlemler yorulma ömrünü etkiler. Örneğin imalat işlemleri, parça yüzeyinde kalıntı gerilmeler oluşturabilir. Çekiçleme, soğuk haddeleme ve statik ön yük uygulanması gibi işlemler yüzeyde basma kalıntı gerilmeleri oluşturmak için kullanılan işlemlerdir. Malzeme yüzeyinde oluşturulan basma kalıntı gerilmeleri yorulma ömrünü artırırken, çekme yönündeki kalıntı gerilmeleri yorulma ömrünü azaltmaktadır [2].

2.6.3. Çentik etkisi

Yorulma çatlakları genellikle delik, çentik, pürüz gibi yüzey süreksizlerinin oluşturduğu gerilme yığılmalarının olduğu bölgelerden başlar [6]. Parça yüzeyinde çentik, delik ve ani kesit değişimlerinin bulunması yorulma dayanımı ve yorulma ömrünü büyük ölçüde azaltmaktadır. Bu tür süreksizliklerin etkisi çentik etkisi şeklinde adlandırılır.

Çentik etkisi malzeme üzerinde bulunan çentiğin şekline ve boyutlarına bağlı olarak değişecektir. Sürekliliğin bozulduğu bu bölgelerde gerilmeler uygulanan gerilmelere göre daha büyüktür. Parça yapısındaki bu tür süreksizlikler gerilme yığılmalarına dolayısıyla çatlakların başlamasına neden olur. Şekil 2.30'da malzeme yapısındaki bir çentik etkisiyle meydana gelen gerilme yığılması değişimi gösterilmektedir. Şekil 2.30'da gösterilen nominal gerilme $\sigma_{nominal}$, malzemenin çentiğin bulunduğu kesitteki maruz kaldığı gerilmedir.

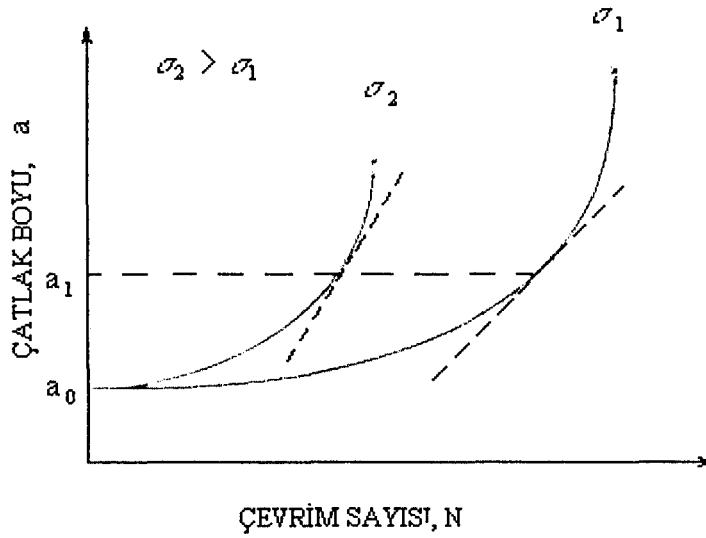


Şekil 2.30. Çentik çevresindeki gerilme yığılması değişimi [3]

Şekil 2.30’da görüldüğü gibi nominal gerilmeler çentik çevresinde maksimum değerini alır. Bu gibi gerilmelerin yoğunlaştığı kısımlarda, yorulma çatlaklarının oluşma olasılıkları daha fazladır. Komponentlerde ani kesit daralmaları, yağ delikleri, yolluk, vida dişi ve benzeri kısımlar daima çentik etkisi gösterirler [13].

2.6.4. Gerilmelerin etkisi

Yorulma olayında malzemeye etkileyen gerilme türü, büyüklüğü, yönü ve oranı yorulma ömrünü etkileyen etmenlerdendir. Şekil 2.31’de üzerinde a_0 boyunda bir çatlak bulunan bir malzemeye etkileyen iki farklı büyüklükteki gerilme yükü altında çatlak boyunun, çevrim sayısına bağlı olarak değişimi verilmektedir. Şekil 2.31’den görüldüğü gibi a_0 başlangıç boyutundaki bir çatlak daha büyük gerilmeye maruz kalması durumunda, a_1 boyutuna daha küçük çevrim sayısında ulaşmaktadır.

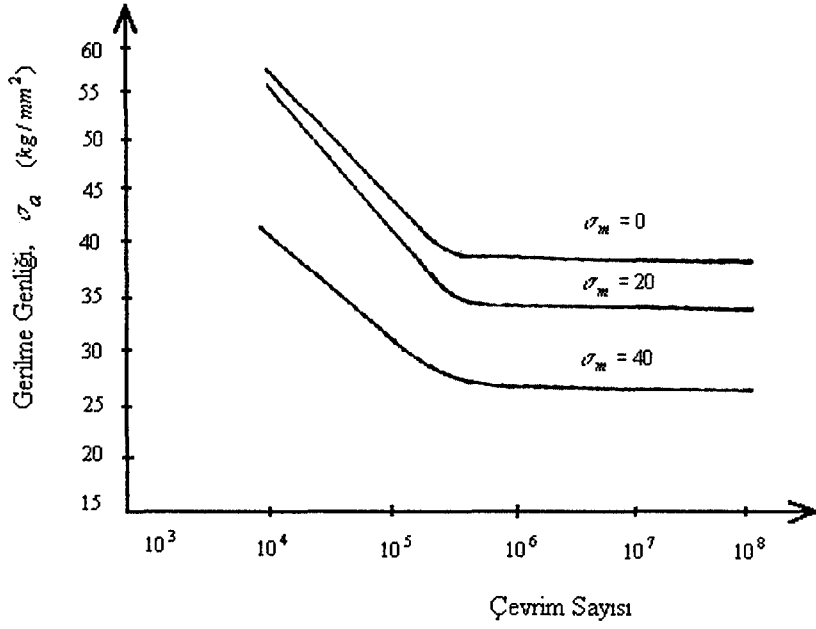


Şekil 2.31. İki farklı büyüklükteki gerilme altında yorulma çatlak boyutunun değişimi [12]

Aynı tür gerilmeler için ortalama gerilme, gerilme genliği ve gerilme oranı değerleri, bir malzemenin yorulma dayanımı özelliklerini etkilemektedir [13]. Şekil 2.32’de farklı ortalama gerilme değerleri için elde edilen S-N eğrileri verilmektedir. Ortalama gerilme değeri arttıkça, malzemenin belirli bir çevrim sayısı için dayanabileceği gerilme genliği azalmaktadır. Ortalama gerilmenin, özellikle uzun ömürlü yorulma olayında önemli etkisi vardır. Yüksek sıcaklıklarda, ortalama gerilme ciddi bir hasara yol açabilen sürünme olayının oluşmasına sebep olabilir.

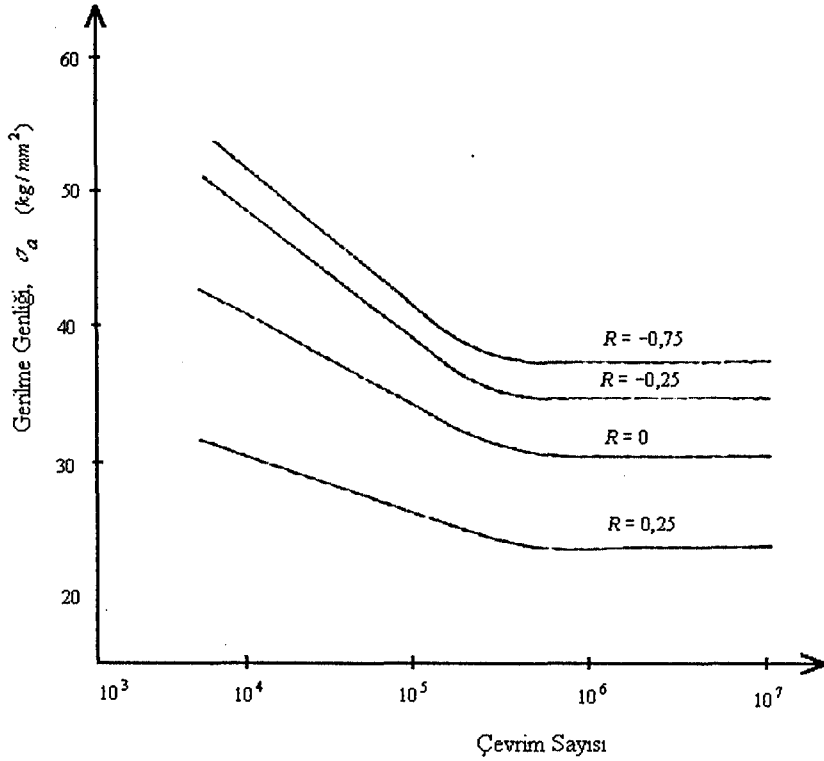
Şekil 2.33’te minimum gerilmenin, maksimum gerilme değerine oranı olan R gerilme oranının yorulma olayına etkileri gösterilmektedir. Gerilme oranı arttıkça malzemenin belirli bir çevrim sayısı için dayanabileceği gerilim genliği azalmaktadır [13]. Belirli bir gerilme genlik değeri için gerilme oranının artmasıyla yorulma hasarı daha erken oluşmaktadır, yani gerilme oranının artması ile çatlak ilerleme hızı artar.

Servis esnasında komponentlere etkiyen gerilmeler yorulma deneylerindeki gibi belirli tipte, sabit genlikli yada sabit periyotlu değildir. Komponentler zaman zaman aşırı yüklerle, çok eksenli gerilmelere maruz kalabilir. Aşırı gerilmeler yorulma ömrünü kısaltacaktır [13].



Şekil 2.32. Farklı ortalama gerilme değerleri için S-N eğrileri [13]

Maruz kalınan aşırı gerilmeler sonucunda oluşabilen küçük çatlaklar daha küçük genlikli yükler altında ilerleyebilir. Yorulma hasar süreci, yükleme sırasında karşılaşılan sık olmayan aşırı gerilmelerden etkilenir.



Şekil 2.33. Farklı gerilme oranları için S-N eğrileri [13]

Bu etki özellikler yapısında çatlak bulunan komponentlerde önemlidir. Örneğin çekme yönünde düşük frekansta uygulanan aşırı gerilmeler çatlak ilerlemesini geciktirme şeklinde etkide bulunurken, basma yönündeki aşırı gerilmeler çatlak ilerlemesini hızlandırma şeklinde etkide bulunabilir [2].

Değişken kesitli parçalar serviste çalışmaları esnasında çok eksenli yada birleşik gerilmelere maruz kalabilirler. Parça kesitinin ani değiştiği yerlerde gerilme yığılmaları meydana geleceğinden, buralardaki gerilme değerleri maruz kalınan ortalama gerilme değerinden büyük olabilir. Dolayısıyla bu kısımlarda yerel plastik şekil değişimleri meydana gelir ve malzemenin gevrekliği artar. Bu kısımlarda mikro çatlak oluşma ve ilerleme olasılığı artar. Parçanın mukavemetini azaltan bu tür gerilme yığılmalarını önlemek için ani kesit daralmalarından kaçınılmalıdır [13].

2.6.5. Korozyonun etkisi

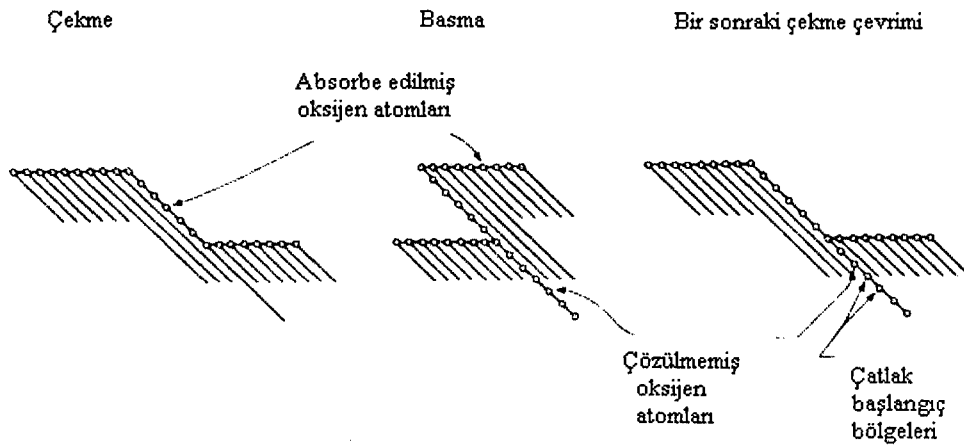
Korozyon çevrenin elektro-kimyasal etkisi ile oluşan malzeme tahribi ve malzeme kaybı olarak tanımlanır [10]. Korozyon olayının kimyasal etkisi ile yorulma olayının mekanik etkisinin aynı anda oluşmasına korozyon yorulması denir [13].

Korozyon yorulması, malzemelerin çevrimsel gerilmelere ve korozif çevre koşullarına maruz kalmaları sonucunda oluşan ve ilerleyen çatlaklar sonucu oluşan hasarlardır. Korozyon yorulması olayının etkisi korozyon olayının ve yorulma olayının ayrı ayrı etkisinden daha fazladır. Korozif çevre koşullarının etkisi ile çatlakların başlangıç ve ilerleme aşamaları daha hızlı olacaktır. Korozyon yorulmasında meydana gelen ilk aşama, malzemenin yüzey kısımlarında bozulmaların oluşmasıdır. Yüzey kalitesinin bozulması sonucunda yüzeyde bir zayıflama meydana gelecektir, meydana gelen bu zayıflama yüzeyde mikro çatlakların oluşmasına olanak sağlar. Bu nedenle yorulma hasarının hem çatlak başlangıç hem de çatlak ilerleme aşamaları, oluşan korozyon olayının etkisiyle hızlanır. Yorulma çatlağı başlangıç aşaması süresince, korozyon yorulmasının temel mekanizması, metal yüzeyini korozif çevrenin bozması ve parça yüzeyinde oksit film tabakasının oluşmasıdır. Oluşan bu oksit tabakası genellikle bir koruyucu tabaka gibi davranarak metalin daha fazla korozyona uğramasını önler.

Fakat maruz kalınan çevrimsel yükler bu tabakada bölgesel çatlaklar oluşturur ve metalin tekrar çevre ile temasını sağlar. Korozyon yüzey düzgünlüğünü bozduğundan gerilme yığılmalarının oluşmasına neden olur [19].

Korozif çevre koşullarının malzemelerin yorulma ömürleri üzerinde önemli bir etkisi vardır. Korozif çevre koşulları altında yorulma olayının meydana gelmesi için gereken gerilme değerleri, normal koşullardakine göre daha düşük değerlerdedir. Bu etki malzeme-çevre karakteristiklerine bağlı olarak değişir. Korozif çevresel etkiler, çatlak ilerleme hızını ve çatlağın başlama, oluşma olasılığını etkiler [2]. Korozif ortamda yorulma dayanımı, yük frekansına önemli derece bağlıdır. Yorulma dayanımı çevrim frekansının azalması ile düşer. Bu etki özellikle 10 Hz'den daha düşük frekanslı çevrimlerde önem kazanmaktadır. Düşük frekanslı çevrimlerde çatlağın daha çok çevre koşullarına maruz kalması ile çatlak daha hızlı ilerler [20].

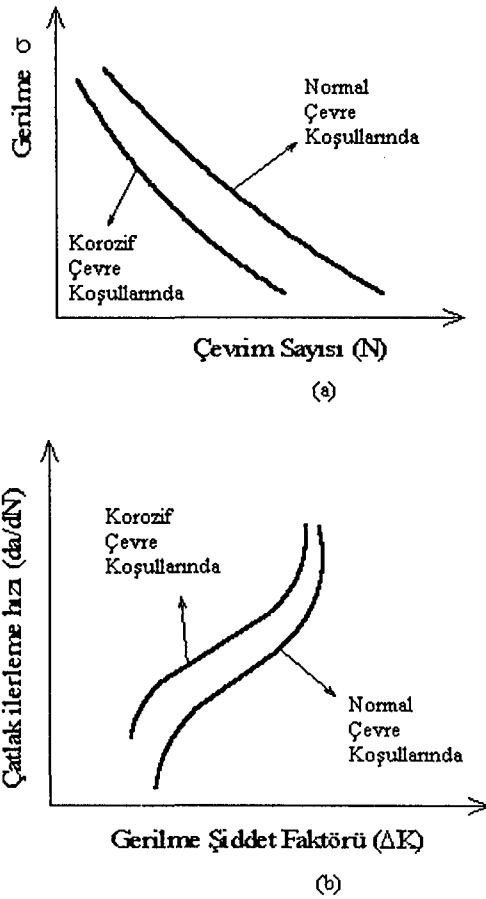
Maruz kalınan yük çevriminde çekme ve basma fazlarında, malzemelerde yeni oluşmuş bir kayma basamağının malzemenin yüzeyi üzerinde oluşmuş bir oksit tabakasından nasıl etkilendiği Şekil 2.34'te verilmektedir. Çekme basma gerilme çevriminin basma yükünün uygulanan bölümünde, kayma aynı düzlemde fakat ters yönde gerçekleşir ve oksijen atomları, kütlenin kristal yapısı içersine girer. Bir sonraki çevrimde bu süreç tekrarlanır ve kristal yapı içersine, daha sonra



Şekil 2.34. Çevre koşullarının yorulma çatlak başlangıcına etkisi [2]

kayma bandı boyunca yayılabilecek, daha fazla oksijen atomu alınır. Kayma bantlarının içine yada yanına giren oksijen atomlarının kimyasal absorpsiyonu kristaldeki kalıcı kayma bantlarının zayıflamasına yol açarak, sonunda çatlak oluşumuna ve kırılma olayına sebep olur. Burada, oluşan oksijen tabakası çatlağın oluşumuna sebep olmaz fakat yorulma çatlağının daha erken oluşmasında ve ilerlemesine rol oynar [2].

Şekil 2.35'te korozif çevre koşullarının yorulma olayına etkisi gösterilmektedir. Şekil 2.35 a'da görüldüğü gibi korozif çevre koşullarına maruz kalındığında, yorulma hasarının meydana gelebilmesi için gereken gerilme değerleri, normal çevre koşullarındaki gereken gerilme değerlerine göre daha düşük değerlerdedir.



Şekil 2.35. Korozif çevre koşullarının yorulma olayına etkileri [6]

- σ - N diyagramına etkisi
- Çatlak ilerleme hızına etkisi

Şekil 2.35 b'de ise belirli bir gerilme şiddet faktörü değeri için malzemede oluşan yorulma çatlığının korozif çevresel koşulların etkisi altında normal çevre koşullarına göre daha hızlı ilerlediği görülmektedir.

Korozyon yorulması, yorulma olayındaki gibi yüzeydeki kusurlardan, çukurlaşmalardan ya da düzensizliklerden başlar. Daha sonra bir çok noktadan gelişir ve taneler arasından geçerek ilerler ve en sonunda malzemenin kırılmasına yol açar [2].

2.6.6. Sıcaklığın etkisi

Ortam sıcaklığının yorulma olaylarında önemli etkisi vardır. Oda sıcaklığının altında yapılan yorulma deneylerinde, sıcaklık düştükçe yorulma dayanımı artmaktadır. Fakat, sıcaklığın oda sıcaklığının altına inmesi malzemenin çentik etkisi hassasiyetini arttırmaktadır. Oda sıcaklığının üstünde yapılan deneylerde sıcaklık yükseldikçe yorulma dayanımı düşmektedir. Deney sıcaklığının belirli değerlere yükselmesiyle, ortalama gerilmenin mevcut olması durumunda, meydana gelen sürünme olayı daha etkili hale gelmektedir. Bu durumda meydana gelen kopma olayı daha çok sürünme olayı sonucunda gerçekleşecektir. Bu iki olayı birbirinden ayıran özellik meydana gelen kırılmanın türüdür. Yorulma olayında kırılma tane içersinden, sürünme olayında ise kırılma tane sınırlarında gerçekleşmektedir [3].

Sıcaklığın yorulma mukavemeti üzerindeki etkisi, sıcaklığın artışıyla yorulma mukavemetinin azalması şeklindedir. Fakat sıcaklıkla yorulma arasındaki kesin ilişki, malzemeye ve bu malzemenin maruz kalacağı sıcaklığa bağlı olarak oldukça geniş ölçüde değişir [8]. Sıcaklıktaki artış metallerin yorulma direncini azaltır, yorulma çatlak ilerleme hızını artırır [2].

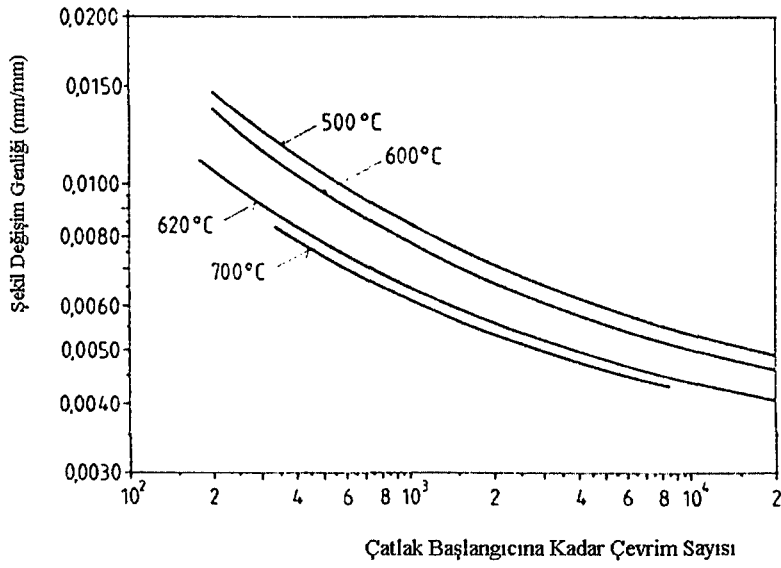
Sıcaklık artıkça atomların ısı titreşimleri artar ve atomların bir kısmı içinde bulunduğu bir konumdan diğer bir konuma atlayarak yer değiştirir. Atomal yayılım yada difüzyon denilen bu olayda önce atomun çevresi ile arasındaki bağlar kopar, sonra atomlar arası boşluklardan geçer ve yeni konumda tekrar çevresi ile bağ kurar. Atomların kütle içersindeki yayılımı, bir kristal kafesindeki boş kafes köşesine komşu atomlardan birinin hareket etmesi, arayer atomu olarak adlandırılan kafes yapıdaki fazla atomun atomlar arasından geçerek

hareket etmesi şeklinde olabilir. Atomsal yayınımla yapıdaki atomlar daha düşük enerjili bir yapı oluştururlar. Yüksek sıcaklıkta yorulma olayına sebebiyet veren yapının kararlılığı bozulur, dislokasyon hareketleri kolaylaşır, dislokasyon tırmanması ve çapraz kayma olayları oluşabilir [10]. Atomsal yayınımla sonucu tane sınırlarında, yabancı maddelerin çevresinde oluşan boşluklar gerilme yığınlıklarına sebep olarak yorulma çatlaklarının başlamasına yol açabilirler.

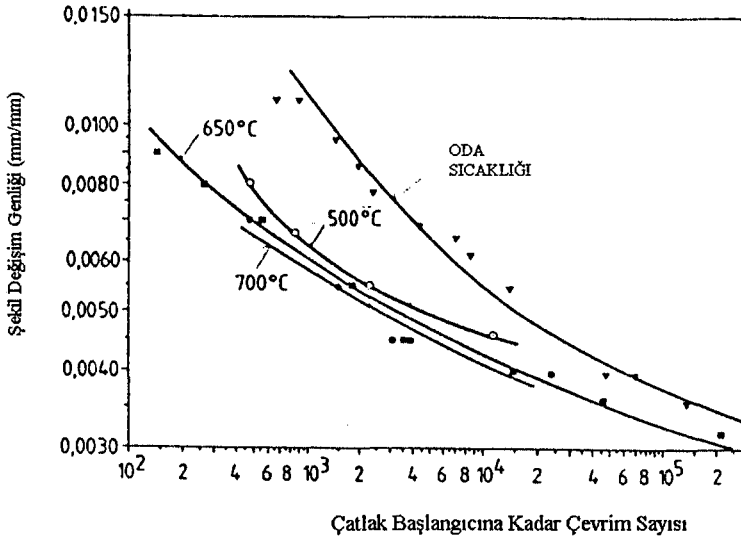
Oksidasyon olayının ve korozyon çevre koşullarının varlığı yüksek sıcaklıktaki yorulma çatlak başlangıcını önemli ölçüde etkiler. Çevrimsel şekil değişimindeki kayma hareketleri sonucunda yüzeyde oluşan oksit tabakası tekrarlı olarak bozulur ve oksijen atomları, kütlelerin kristal yapısı içersine girer. Meydana gelen oksidasyon olayı çentik etkisi yaparak sonunda çatlak oluşumuna yol açabilir. Diğer yandan yapı içersine giren oksijen atomları tane sınırlarının gevrekleşmesine yol açarak hareket kabiliyetlerini sınırlandırır. Bu, yüksek sıcaklıklarda çevrimsel yüklenme sırasında taneler arası yorulma çatlaklarının oluşmasına yol açabilir [2].

Yorulma olayı maruz kalınan çevrimsel sıcaklık değişimlerinden kaynaklanan ısıl gerilme değişimlerine maruz kalınması sonucunda ısıl yorulma şeklinde meydana gelebilir. Isıl yorulma çatlakları alternatif genişleme ve büzülme olaylarını oluşturan tekrarlı ısıtma ve soğutma çevrimleri sonucunda oluşur. Isınma soğuma çevrimleri sırasında, metal soğuduğunda büzülür ve büzülme olayı sonucunda serbestçe hareketinin engellenmesi durumunda malzeme üzerinde yorulma çatlaklarının oluşumuna sebep olabilecek çekme kalıntı gerilmeleri meydana gelebilir [8].

Şekil 2.36.'da jet motor kompresör diski malzemelerinden demir-nikel esaslı süperalaşımı olan Inconel 718'in ve Şekil 2.37.'de jet motor kompresör diski malzemelerinden nikel esaslı bir süperalaşım olan Udimet 700'ün çatlak başlangıç davranışına farklı sıcaklıkların etkisi, şekil değişim genliği-çatlak başlangıcına kadar olan çevrim sayısı grafiği ile gösterilmiştir. Şekil 2.36 ve Şekil 2.37'den görüldüğü gibi belirli bir çevrim sayısında sıcaklık arttıkça yorulma çatlaklarının başlaması için gereken şekil değişim genliği değeri düşmektedir.



Şekil 2.36. Inconel 718 alaşımının çatlak başlangıç davranışına sıcaklığın etkisi [21]



Şekil 2.37. Udimet 700 alaşımının çatlak başlangıç davranışına sıcaklığın etkisi [21]

3. UÇAK JET MOTORU MALZEMELERİ ve YORULMA DAVRANIŞLARI

3.1. Jet Motor Parçalarında Kullanılan Malzemeler ve Özellikleri

Jet motorları temel olarak fan, kompresör, yanma odası ve egzos bölümlerinden oluşmasına rağmen motor içersindeki termodinamik etkilerden dolayı soğuk kısım (fan, kompresör) ve sıcak kısım (yanma odası, türbin ve egzos) olarak iki kategoride değerlendirilir. Çünkü atmosferden motor içersine alınan hava, yakıt ile karıştırılarak yanma odasında yakılır. Yanma odasındaki yanan gazların sıcaklık etkisi yanma odasından sonraki tüm motor bölümlerini etkiler. Motor içersinde basıncın maksimum olduğu yer kompresör çıkışı, sıcaklığın maksimum olduğu yer ise yanma odası çıkışı yada türbin girişidir. Bu nedenle genel anlamda soğuk kısım parçalarının basınç yüklerine karşı dayanıklı olması gerekirken, sıcak kısım parçalarının da ısı etkilerine karşı dayanıklı olması gerekir.

Jet motor malzemeleri bir takım özelliklere sahip olmalıdır. Genel olarak bu özellikler yüksek sıcaklıklara dayanıklılık, statik ve dinamik yüklere, yorulma olayına dayanıklılık, korozyona dayanıklılıktır. Ayrıca hafiflik, maliyet, bulunabilirlik, üretilebilirlik özellikleri de önemli unsurlardır. Bu özellikler doğrultusunda her bir komponent için çalışma şartlarına uygun olan malzeme seçilmelidir. Bu işlem tasarım safhasında yapılır. Tasarım safhasında ilk önce komponentten beklenen performans özellikleri belirlenir. Bu beklentiler doğrultusunda komponentin serviste karşılaşacağı gerçek çalışma koşullarına, karşılaşacağı hasar mekanizmalarına göre uygun malzeme seçilir. Daha sonra bu malzemelerin yapılan tasarıma uygunluğu, yapılan malzeme testleriyle ve komponent testleriyle kontrol edilir.

Bir fan palesi ile türbin palesi göz önüne alınırsa, fan palelerinde genellikle titanyum alaşımları kullanılır. Titanyumun akma mukavemeti, elastik modül ve kırılma tokluk özellikleri iyidir. Kullanılacak olan fan malzemesi tekrarlı yüklerden kaynaklanan yorulmaya, yabancı maddelerin çarpması nedeniyle darbe hasarına, yüzey aşınmasına ve korozyona karşı dayanıklı olmalıdır. Bir motorun en sıcak kısmı olan türbin palesi için bazı malzeme özellikleri gereklidir. Türbin paleleri, yanma odasından çıkan sıcak gazlara ve bu

gazların eğme yüklerine ve dönme hareketinden kaynaklanan atalet yüklerine maruz kalır. Bu çalışma ortamı sürünme, yorulma ve oksidasyon direnç özelliklerini gerektirir. Çalışma ortamlarının böylesine zor olduğu türbin paleleri için nikel esaslı alaşımlar kullanılır [22].

Genel olarak jet motorlarında alüminyum alaşımları, titanyum alaşımları, alaşım çelikleri, nikel esaslı ve kobalt esaslı süper alaşımlar ve kompozit malzemeler gibi metal olmayan malzemeler kullanılır [23]. Bu malzemelerin genel özellikleri ve jet motorlarında kullanıldığı parçalar aşağıdaki gibi açıklanabilir.

Alüminyum alaşımları 260 °C seviyelerindeki sıcaklıklardaki uygulamalarda kullanılmaktadır. Düşük yoğunluk ve iyi mukavemet-ağırlık oranı ile dövme alüminyum alaşımları, düşük ısı ve orta seviyede mukavemet özelliklerinin öncelikli olduğu kompresör rotor ve muhafazalarında, hava alık kısımlarında ve aksesuar kısımlarında yaygın olarak kullanılmaktadır.

Titanyum alaşımları düşük yoğunluk, yüksek mukavemet ve korozyon direnç özelliklerinden dolayı jet motorlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Aşınmaya karşı dirençleri düşüktür. Sürünme olayı nedeniyle sıcaklık açısından kullanım sınırlamaları vardır. Titanyum ve titanyum alaşımları yüksek performanslı motorların aksenel akışlı kompresör rotorlarında, palelerinde, fan muhafazalarında, fan palelerinde, kompresör diskleri gibi jet motorlarının soğuk kısımlarında kullanılmaktadır. Titanyumun maliyeti yüksek olup, düşük yoğunluk, yüksek mukavemet özellikleriyle 528 °C değerindeki sıcaklıklara kadar kullanılmaktadır.

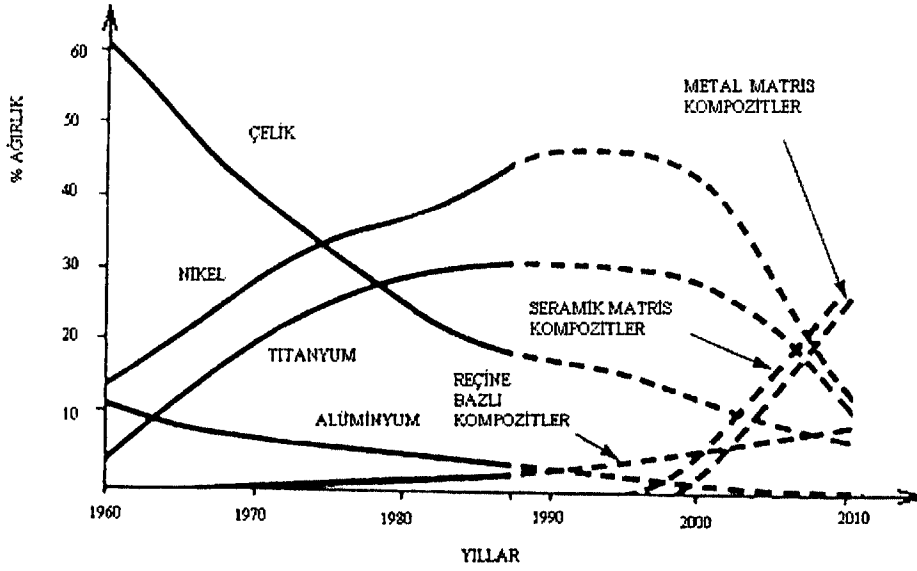
Uçak jet motor parçalarında kullanılan çelik alaşımları, yüksek krom, yüksek nikel ve demir esaslı alaşımlardan ve düşük karbonlu alaşım çeliklerinden oluşur. Maliyetlerinin düşük olması, imalatının kolay olması ve iyi mekanik özelliklerinden dolayı düşük alaşımlı çelikler kompresör paleleri ve kanatçıkları, aksesuarlar, yapısal parçalar gibi motorun dönen ve sabit parçalarında yaygın olarak kullanılır. Düşük alaşımlı çelikler 538 °C sıcaklığa dayanabilirken, yüksek nikel, krom, demir esaslı alaşımlar 677 °C'ye kadar kullanılabilir. Demir esaslı alaşımlar yüksek mukavemetli, aşınmaya karşı dirençlidir. Ayrıca ham malzeme

maliyeti düşük ve yorulma dayanımı yüksek malzemelerdir. Korozyona karşı dayanımlarının kötü olması ve ağır olmaları dezavantajlarıdır.

Nikel esaslı süper alaşımlar, 649 °C ile 982 °C sıcaklıklar arasında kullanılabilen metal malzemelerdir. Nikel esaslı alaşımların çoğunda hiç demir yoktur yada çok az demir vardır. Yaşlandırma sertleştirilmesiyle yüksek sıcaklık mukavemetleri artırılabilir. Bunun yanında uzun süreli sürünme-kırılma mukavemetleri, yüksek çekme ve akma mukavemetleri ve sünekliklerinin iyi olması bu alaşımların karakteristik özellikleridir. Nikel esaslı alaşımlar yüksek mukavemetli, yüksek sıcaklıklara, aşınmaya, oksidasyona, korozyona dirençli malzemeler olmalarına karşın maliyetleri yüksektir ve ağırdırlar. Nikel alaşımları kompresörün yüksek basınçlı kademelerinde ve türbin rotorları, milleri paleleri gibi motorun sıcak kısımlarında kullanılır [23,24,25].

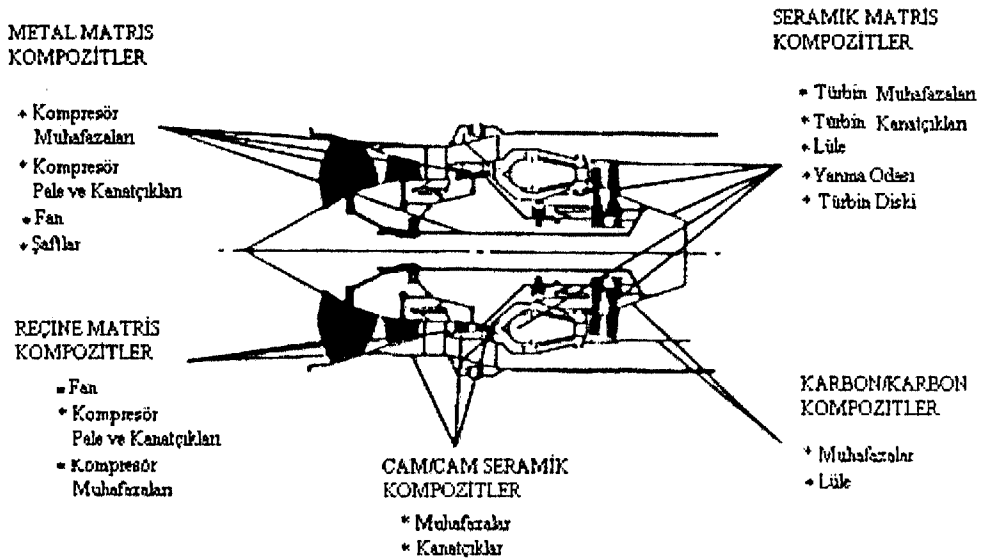
Jet motor parçalarında kullanılan bir diğer malzeme grubu kompozit malzemelerdir. İki yada daha fazla malzemenin makro seviyedeki bileşimi olarak tanımlanan kompozit malzemeler ağırlıklarının düşük olması, yüksek sıcaklık dayanımlı, yüksek mukavemet gibi üstün mekanik özelliklerinden dolayı uçak gövdesinde olduğu kadar jet motor parçalarında farklı amaçlar için kullanılmaktadır [26]. Daha hafif ve daha yüksek sıcaklıklara dayanıklı seramik ve kompozit malzemelerin jet motor komponentlerinde kullanımı, motorun metal komponentlerin dayanabileceğinden daha fazla çalışma sıcaklıklarında çalışmasını sağlayarak motor performansını, verimini arttırmasına yakıt tüketiminin azalmasına imkan sağlar. Jet motorlarının performanslarının zamanla artan performanslarına karşılık, yüksek sıcaklık malzemelerine yönelik talep artmaktadır [27].

Jet motor parçalarında kullanılan kompozit malzemeler genel olarak, metal matris kompozitler, seramik matris kompozitler, reçine matris kompozitler, bal peteği yapısındaki kompozitler olarak sıralanabilir. Düşük ağırlığın öncelikle göz önüne alındığı motorun soğuk kısımlarındaki muhafazalarının ve dış çerçeve halkaları için epoksi reçine gibi elyaf takviyeli kompozit malzemeleri geliştirilmiştir. Yüksek sıcaklıkta çalışan jet motor parçalarında yaygın olarak kullanılan süperalaşımların yanında alternatif olarak metal matrisli, seramik matrisli yüksek sıcaklık kompozit malzemeleri kullanılmaktadır [27].



Şekil 3.1. Gelecekte jet motorlarında kullanılacak malzemelerin tahmin edilen kullanım eğilimleri [28]

Jet motorlarında kullanılan malzemelerin zamanla olan değişimi ve gelecekteki motorlardaki kullanımlarındaki yüzde ağırlık cinsinden yıllara göre tahmin edilen eğilimleri Şekil 3.1 ile gösterilebilir. Kompozit malzemelerinin gelecekteki jet motor parçalarındaki potansiyel uygulamaları Şekil 3.2’ de gösterilebilir.

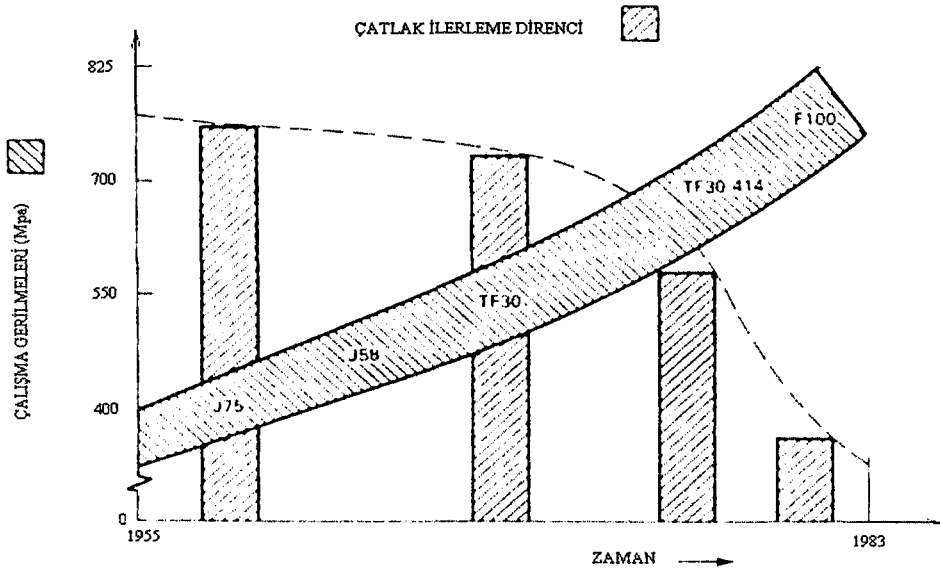


Şekil 3.2. Gelecekteki jet motor parçalarında potansiyel kompozit malzeme uygulamaları [28]

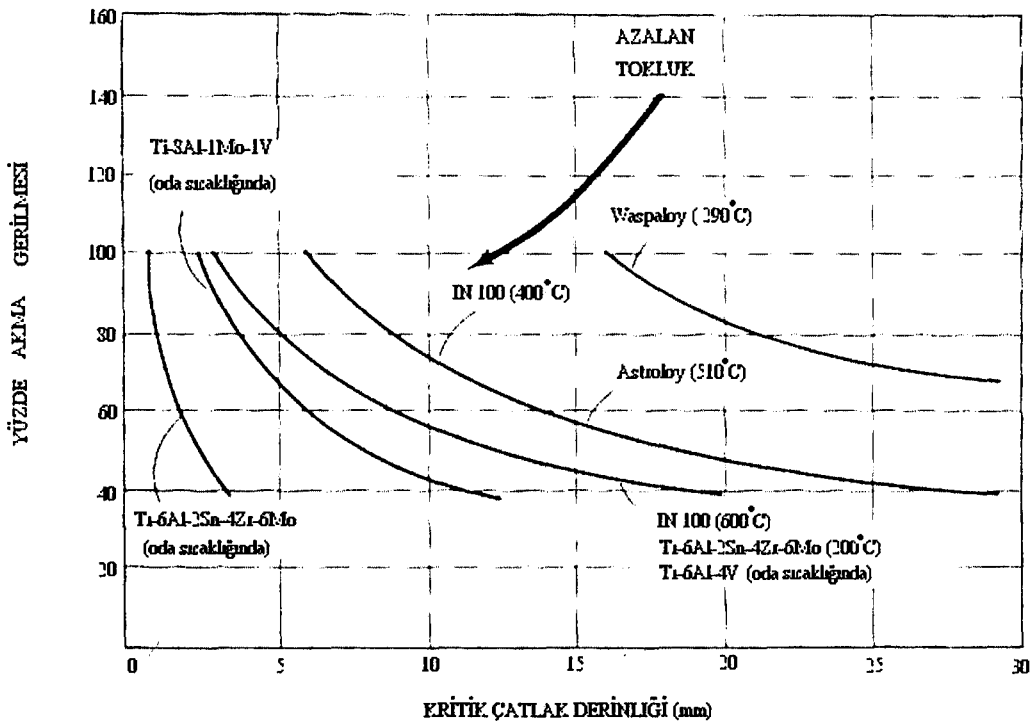
Seramik malzemeler pale, kanatçık gibi yüksek sıcaklıkta çalışan komponentlerin ana malzemelerinin korunması, yeterli ve istenen performanslarının sağlanması, tasarlanan ömürlerine ulaşılması için termal bariyer olarak bilinen kaplama malzemesi olarak kullanılırlar. Diğer yandan seramik malzemeler pale, kanatçık, destek halkaları gibi parçaların yapısında kullanılmaktadır [28].

Kompozit malzemeler jet motorlarında, motorun çalışması esnasında oluşan gürültünün kontrol edilmesinde, izolasyon ve kaplama malzemesi olarak hava alığı, egsos ve kuyruk kısmı gibi motorun bir çok kısmında petek yapılı kompozit malzemeler kullanılmaktadır [24].

Jet motorlarının performans özelliklerinin gelişmesine paralel olarak, jet motor parçaları daha yüksek sıcaklıklarda, daha fazla çalışma yükleri altında çalışmaya başlamışlardır. Bu çalışma koşulları altında çalışan parçalarda yüksek mukavemetli, kırılma tokluğu düşük, çatlak başlamasına karşı direnci yüksek olan fakat çatlak ilerlemesine karşı direnci düşük olan malzemeler kullanılmıştır [29]. Jet motor parçalarının çalışma gerilmelerine bağlı olarak, çatlak ilerlemesine karşı direnç özelliklerinin değişimi ise Şekil 3.3'te gösterilmektedir. Şekil 3.32'te motorlardaki çalışma gerilmelerinin zamanla artmasına karşın bu parça malzemelerinin çatlak ilerleme dirençlerinin zamanla azaldığı görülmektedir. Bu malzemeler ve yüzde akma gerilmesinin kritik çatlak derinliğine bağlı olarak değişimi ise Şekil 3.4'te gösterilmektedir.



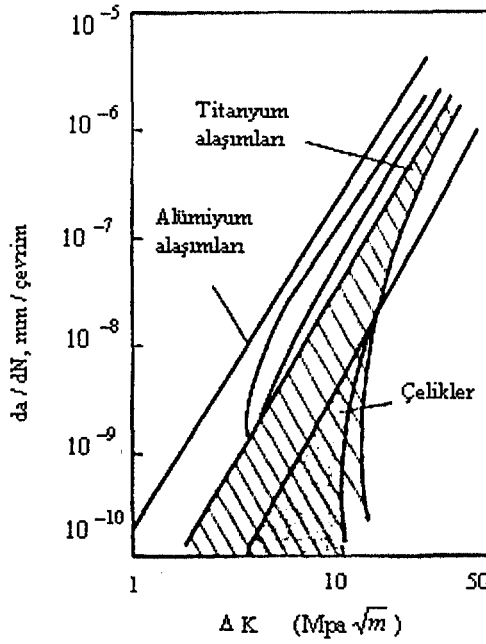
Şekil 3.3. Bazı jet motorlarında çatlak ilerleme dirençlerinin yıllara bağlı değişimi [29]



Şekil 3.4. Bazı Jet motor malzemelerinde yüzde akma gerilmelerinin, kritik çatlak derinliği ile değişimi [29]

Yüksek mukavemetli, kırılma tokluğu düşük olan bu malzemelerin kullanıldığı jet motorlarında, malzemelerin ihtiva ettiği kusurlar, imalat sırasında oluşan süreksizlikler yorulma olayı nedeniyle hızla ilerlemiştir. Bu malzemelerin çatlak ilerleme dirençlerinin düşük olması sebebiyle de yorulma kaynaklı bir çok motor hasarı meydana gelmiştir. Meydana gelen hasarların sonunda hasar toleransı yaklaşımı geliştirilmiştir. Bu doğrultuda yorulma kritik parçalar için kırılma programları geliştirilmiş ve uygulanmıştır [29]. Bu programlar yapısında, imalatında daha az hata bulduran malzemelerin kullanılmasını, kritik çatlak olarak adlandırılan bir çatlak boyutuna kadar motor parça malzemelerinin belirli aralıklarla kontrol edilmesini gerektirmektedir.

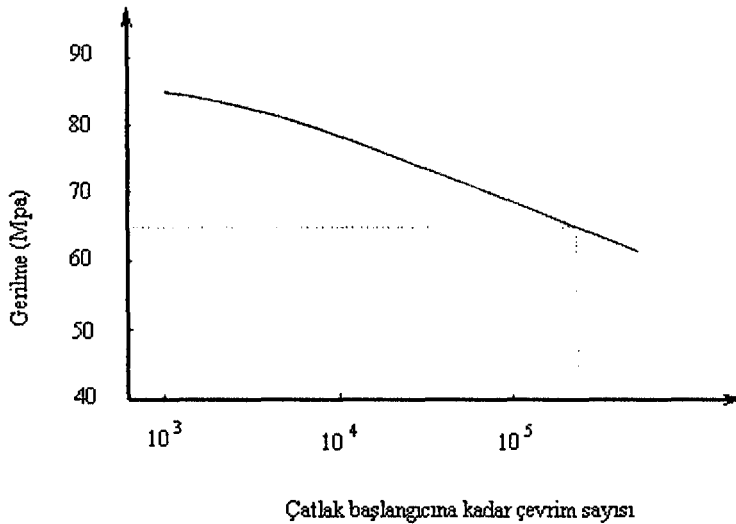
Jet motor parçalarında kullanılan bazı malzemelerin değişik faktörlere bağlı olarak yorulma davranışları aşağıdaki şekillerde verilmektedir. Şekil 3.5'te titanyum alaşımlarının, alüminyum alaşımlarının ve çeliklerin çatlak ilerleme hızları karşılaştırılmıştır. Şekil 3.5'e göre çelik malzemelerde ve titanyum alaşımı malzemelerde, yorulma çatlakları alüminyum alaşımı malzemelere göre daha



Şekil 3.5. Bazı metal alaşımlarının yorulma çatlak ilerleme hızları [30]

büyük gerilme şiddet faktör aralığı değerlerinde oluşmaya başlamış, fakat yorulma çatlakları tüm malzemelerde benzer hızlarda ilerlemiştir.

Şekil 3.6'da nikel-demir esaslı bir alaşım olan Inconel 718'in, 537 °C gibi yüksek sıcaklıkta gerçekleştirilen malzeme testlerinden elde edilen gerilme-çatlak başlangıcı çevrim sayısı grafiği gibi yorulma davranışı verilmektedir. Grafikten gerilme değerleri düştükçe daha büyük çevrim sayılarında çatlak başlangıcının oluştuğu görülmektedir [31].



Şekil 3.6. Inconel 718'in S-N eğrisi [31]

3.2. Jet Motor Malzemelerinde Oluşan Yorulma Hasar Çeşitleri

Uçak jet motor parçalarında çalışmaları esnasında maruz kalınan dinamik gerilmeler sebebiyle, yüzeyden çatlakların başlaması, ilerlemesi ve yapının kırılması ile sonuçlanan yorulma hasarları oluşur. Yorulma hasarları maruz kalınan mekanik yükler altında olabileceği gibi, maruz kalınan sıcaklık değişimleri sonucunda ısıl yorulma, sıcaklık değişimlerinin mekanik gerilmelerle beraber etkimesi sonucunda ısıl-mekanik yorulma, korozif aktif çevre koşulları ile temas halinde iken korozyon yorulması şeklinde de meydana gelebilir. Jet motor parçaları serviste çalışmaları sırasında bu yorulma hasarlarının dışında sürünme, korozyon gibi diğer hasar mekanizmaları sebebiyle de hasara uğrayabilir. Bu hasar sebepleri, biri ya da bir kaçının bir kombinasyonu şeklinde de olabilir.

Jet motor parçalarında bu doğal hasar sebeplerine ek olarak diğer hasar sebepleri, malzemenin yapısal direncini azaltarak komponentin erken hasara uğramasına ya da kullanımdan kaldırılmasına yol açabilir. Bu sebepler yabancı madde çarpma hasarı, hatalı motor kullanımı (aşırı egzoz gaz sıcaklığı, aşırı motor devri vb.), aşınma, malzeme kusurları, imalat hataları şeklinde sıralanır. Bu hasarların, daha iyi yapılan komponent tasarımı ile, motor izlenmesi ve detaylı uygulanan bakım, kontrol faaliyetleri ile hasarların beklenenden erken meydana gelmesi önlenabilir [32]. Bu hasarlardan yorulma ile ilgili olanları aşağıdaki gibi açıklanabilir.

3.2.1. Kısa ömürlü yorulma

Kısa ömürlü yorulma ifadesi yorulma hasarının meydana gelebilmesi için gerekli olan gerilme yada şekil değişim çevrim sayısının kısa olduğunu belirtir. Kısa ömürlü yorulma hasarının 10^5 gerilme çevrim sayısından daha az bir çevrim sayısında meydana geldiği kabul edilir. Uçak jet motor parçalarında kısa ömürlü yorulma hasarı, parçaların çalışmaları esnasında maruz kaldıkları merkezkaç yüklerinden, burulma yüklerinden, gaz basınç yüklerinden ve sıcaklık değişimlerinin oluşturduğu yüklerden kaynaklanır. Özellikle şaftlar ve diskler gibi dönen parçaların büyük bir kısmı, serviste kısa ömürlü yorulma hasarına maruz kalırlar [32].

Gaz türbinli jet motorlarında diskler, şaftlar ve yanma odası muhafazası, basınç boruları gibi komponentler büyük değerlerdeki yük çevrimlerine maruz kalan kritik komponentlerdir. Bu gibi komponentlerin kullanım ömürleri, servis esnasında karşılaşılabilecekleri kısa ömürlü yorulma hasarı nedeniyle sınırlandırılmıştır. Bu kritik komponentlerin üzerinde meydana gelen yorulma mekanik yüklemelerinin sebepleri disk üzerine etkiyen merkezkaç kuvvetler ve ısı yükleri, şaft üzerine etkiyen eğilme, burulma yükleri, muhafazalar içerisinde oluşan yüksek basınç yükleri, komponentler içerisindeki ısıl gradyanların oluşturduğu yükler şeklinde sıralanabilir. Bu yüklerin, kuvvetlerin çevrimsel olmaları, motorlardaki güç ayarlamalarındaki değişimlerden kaynaklanır. Motorun çalışması esnasında tam bir çevrim, motorun durgun durumundan maksimum dönme hızına kadar ivmelendirilmesi ve daha sonra tekrar durgun duruma dönmesi ile gerçekleşir. Değişik büyüklüklerdeki farklı birçok daha küçük çevrim, gaz kolunun diğer bütün hareketleri vasıtasıyla gerçekleşir. Gaz türbinli jet motorları için kısa ömürlü yorulma olayı, motor dönme hızlarındaki, parça üzerlerindeki sıcaklık dağılımının yada motor iç basınç değişimleri gibi çoğu gaz kolu hareketine bağlı olan değişimlerle karakterize edilebilir [30,33].

Kısa ömürlü yorulma gerilimleri aynı zamanda uçağın manevralarından kaynaklanan atalet ve basınç yüklerinin oluşturduğu tekrarlı yükler sonucunda oluşabilir. Çoğu dönen parça için baskın yük, dönme hızına bağlı olan santrifüj yüklerdir. Santrifüj yükleri dakikada ki devir sayısının (RPM) karesiyle doğru orantılı olduğundan uçağın kalkışı esnasındaki RPM değişiminden kaynaklanan gerilme değişimleri, motorun rölanti durumundaki aynı RPM değişiminden oluşan gerilme değişimlerinden daha büyüktür. Sonuçta yüksek RPM bantlarındaki gaz kolu hareketleri, daha düşük RPM bantlarındaki gaz kolu hareketleriyle karşılaştırıldığında, daha çok hasar vericidir [32].

3.2.2. Uzun ömürlü yorulma

Uzun ömürlü yorulma, kısa ömürlü yorulma olayına sebep olan gerilmelere göre daha düşük seviyelerdeki gerilme koşulları altında oluşur. Uzun ömürlü yorulma olayından kaynaklanan hasarlar, genellikle 10^5 çevrim sayılarından daha büyük gerilme çevrim sayılarında oluşur. Uzun ömürlü yorulma

hasarının, motor tasarımın başlangıç aşamasında, tahmin edilmesi zordur ve motor geliştirme testlerinde ya da serviste motorun ömrünün ilk zamanlarında oluşmayabilir [30,33].

Uzun ömürlü yorulma için düşük genlikli, yüksek frekanslı yük çevrimlerinde, kısa ömürlü yorulma nedeniyle oluşmuş bir çatlak, çok çabuk bir şekilde ilerleyerek hasara yol açabilir. Bu hasar modunun anlaşılmasında komponentin maruz kaldığı hem düzenli hem de değişken gerilmeler, sıcaklık ve malzeme özellikleri hakkında bilgiler gereklidir [32].

Uzun ömürlü yorulma öncelikle motor tasarımının bir fonksiyonudur. Bir motorun kendi yapısı, bir çok uzun ömürlü yorulma olayının oluşmasına neden olacak faktörleri barındırır. Bir motorda gaz akışı esnasında, gaz akışı ve zıt yönünde bazı engellerin varlığı akış içerisinde bozulmaların oluşmasına neden olur. Bu olay da bozuk gaz akışının geçtiği komponentleri etkiler. Geçiş frekansı, kademelerdeki engel sayısına ve kademelerin dönme sayısına bağlıdır. Yüksek değerlerdeki aerodinamik yük çevrimlerine maruz kalan bir kompresör kanatçığında meydana gelen yorulma hasarı, bu tip bir yorulma hasarıdır. Türbin assemblesindeki, dakikada 19400 devirle dönen 34 lüle arkasındaki, her bir pale bir saat içerisinde uzun ömürlü yorulma olayına yol açacak 39.6 milyon titreşim yükü çevrimine maruz kalır [33,34].

Uzun ömürlü yorulma olayının nedenlerinden biri motorda hava alığı kısmında hava akışının bozulmasıdır. Bu kısımda meydana gelebilecek bir hava akışındaki bozulma tasarımdan yada uçağın çalışma koşullarından kaynaklanabilir.

Bir uçak jet motorunda, dönen parçaların dengesinin mükemmel olarak sağlanması imkansızdır. Yüksek hızlarda dönen, ağır parçalara sahip mekanik sistemlerde titreşimler, sarsıntılar oluşur. Örneğin kompresör rotorundaki bir ayarsızlık, dengesizlik shaft hızına bağlı olarak uzun ömürlü yorulma hasarına sebebiyet verebilecek titreşimleri, sarsıntıları oluşacaktır. Bu sarsıntılar komponentlerin normal çalışma koşullarına göre daha büyük bir titreşim aralığında çalışmasına yol açar. Bunun için bu komponentler rotor dengesizliğinden kaynaklanan titreşimlerden etkilenmeyecek şekilde tasarlanmalıdır [33].

3.2.3. Isıl yorulma

Uçak jet motorlarında yapısal parçaların büyük çoğunluğu çalışmaları esnasında sıcaklık değişimlerine maruz kalır. Yorulma olayına sebebiyet veren gerilmeler maruz kalınan mekanik gerilmelerden değil de sıcaklık değişimlerinden kaynaklanıyorsa meydana gelen yorulma olayı ısıl yorulma olarak adlandırılır. Isıl yorulma gerilmeleri, sıcaklık değişimlerinden kaynaklanan ısıl gerilmeler ve diferansiyel genleşmeler sonucunda oluşur. Çünkü bu koşullarda gaz sıcaklığındaki değişim oranı hızlıdır ve özellikle motorun sıcak kısımlarında yüksek ısıl gerilmeler oluşur.

Motor parçaları yüksek sıcaklıklara farklı şekillerde maruz kalır. Türbin kanatçıkları ya da çıkış yönlendirme lüleleri gibi parçalar gaz akışına bütünüyle temas ederek doğrudan maruz kalır. Yüksek basınç kompresörü, türbin diskleri gibi parçalar ise gaz akışına kısmen temas ederek yüksek sıcaklıklara dolaylı olarak maruz kalır. Her bir durumda ısıl gerilmeleri meydana gelecektir. Bunun nedeni çoğu motor parçasının geometrik biçiminin, farklı ısınma ve soğuma oranlarına sahip olarak parça içerisinde farklı diferansiyel genleşmelerin oluşmasıdır. Isıl yorulma büyük gerilme seviyelerinin indüklenebilmesi bakımından kısa ömürlü yorulmaya benzerdir. Bu gerilmeler parça içerisinde mekanik olarak oluşan gerilmelerle birleşebilir. En büyük ısıl gerilmeler genellikle motorun çalıştırılması ya da hızlı güç değişimleri esnasındaki koşullar gibi, geçiş sıcaklıkları koşulları sırasında oluşurlar [32].

3.2.4. Isıl mekanik yorulma

Yorulma hasarı sıcaklık değişimlerinden kaynaklanan ısıl gerilmelerle beraber mekanik yüklerin bir kombinasyonu sonucunda meydana gelirse ısıl-mekanik yorulma hasarı şeklinde adlandırılır. Bu etki özellikle, jet motor parçalarından soğutulan türbin pale ve kanatçıkları için büyük öneme sahiptir.

Çalışması sırasında soğutulmayan bir yüksek basınç türbin palesinin üzerinde, motorun ilk çalıştırılmasından önce herhangi bir kalıntı gerilme yoktur ve düzgün bir sıcaklık dağılımı vardır. Motorun çalıştırılmasıyla birlikte kanatçığın dış yüzeyi yüksek sıcaklıklara maruz kalır ve motorun normal çalışma sıcaklığına ulaşması ile palenin gövdesi uzamaya başlar. Bu olay, özellikle

palenin hücum kenarında aşırı basma yüklerinin oluşmasına ve malzemenin plastik şekil değiştirmesine neden olur. Pale gövdesi sabit bir sıcaklığa ulaştığında, dış yüzey daha önce maruz kalınan basma yükünün oluşturduğu şekil değişimi sebebiyle çekme yönünde gerilmeye başlar. Pale yüzeyine etkiyen merkezkaç yükleri bu çekme gerilme yükünü artırır. Gaz kolu geriye doğru çekildiğinde, kanatçık üzerine etkiyen merkezkaç yükler azalır. Dolayısıyla, dış yüzey gövdeye göre daha hızlı bir şekilde soğuyarak kısılmaya çalışır. Meydana gelen bu kısılma olayına direnç gösteren kanatçık gövdesi, pale yüzeyinde bir çekme gerilmesinin oluşmasına yol açar. Motorun kapatılması ve ortam sıcaklığının atmosfer sıcaklığına düşmesi ile bir çok komponent üzerinde çekme kalıntı gerilmeleri kalacaktır. Bu işlemler özellikle sıcaklığın daha hızlı değiştiği, palenin hücum ve firar kenarı gibi, daha ince kısımlarında çatlak oluşumuna sebebiyet verebilecek periyodik çekme gerilme seviyelerini artırır. Pale her sıcaklık değişiminde, bu bir dizi sıcaklık değişimine maruz kalacaktır. Maruz kalınan bu yükün ölçüsü, kanatçığın üzerindeki sıcaklık gradyanıyla orantılı olup aynı zamanda gaz kolunun hareketinin de bir fonksiyonudur. Bundan dolayı bir motor ömrünün uzun olabilmesi için, gaz kolu hareketlerinin mümkün olduğu kadar yavaş uygulanması gerekir [33].

3.2.5. Korozyon yorulması

Korozyon yorulması, malzemelerin çevrimsel gerilmelere ve korozif çevre koşullarına maruz kalmaları sonucunda oluşan hasarlardır. Jet motor parçalarının bir çoğu hava, su, tuzlu su, ve sıcak gazlar gibi korozif çevre koşulları ile etkileşim içersindedir. Korozif çevre koşullarının etkisiyle uçak jet motor komponentlerinde hasarlar meydana gelebilir. Korozif özelliğe sahip etmenler, motor yakıtı içersinde sülfür şeklinde, motor içersine alınan hava ile sodyum klorid yada kirli hava şeklinde alınabilir.

Korozyon olayının etkisiyle malzemenin yüzey kısımlarında bozulmalar oluşur. Yüzey kalitesinin bozulması ile malzeme yüzeyinin zayıflaması yüzeyde mikro çatlakların oluşmasına olanak sağlar. Korozif çevre koşullarının etkisi ile yorulma çatlakların başlangıç ve ilerleme aşamaları daha hızlı olur. Korozyon

yorulması olayının etkisi sadece korozyon olayının ya da sadece yorulma olayının etkisinden daha fazladır [19, 33-35].

Korozif çevre içersinde meydana gelen yorulma çatlakları, kırık bölgenin bitişiğinde bulunan bir çok sayıda ufak çatlağın, pürüzün, ya da oyukların varlığı ile belirlenebilir [8]. Şekil 3.7'de servis esnasında maruz kalınan korozif çevre koşullarının ve çalışma yüklerinin beraber etkimesi sonucunda meydana gelen korozyon yorulması nedeniyle kırılmış birinci kademe kompresör paleleri gösterilmektedir.



(a)



(b)

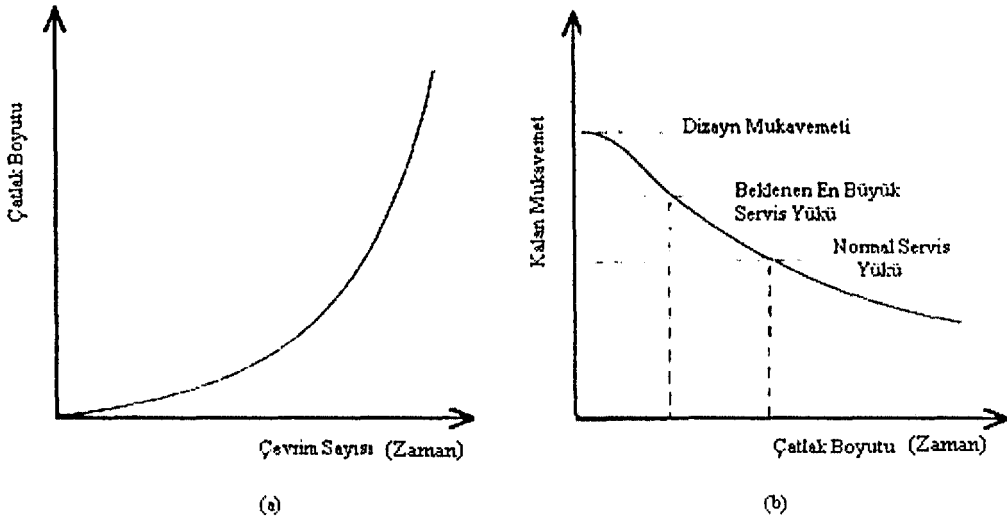
Şekil 3.7. Korozyon yorulması nedeniyle kırılmış birinci kademe kompresör paleleri [8]

- a) Palenin basınç kenarından başlayan korozyon yorulma çatlağı
- b) Palenin basınç ve emme kenarından başlayan korozyon yorulma çatlağı

4. JET MOTORU BAKIMINDA YORULMA HASARININ ÖNEMİ

Jet motor komponentleri, serviste çalışmaları esnasında maruz kaldıkları sıcaklık, basınç ve dönme hızı değişimlerinden kaynaklanan değişken genlikli gerilmeler sonucunda yorulma hasarına uğrarlar. Hasara uğradığında uçuş emniyetini etkileyebilecek komponentler kritik komponent olarak adlandırılırlar. Kritik komponentlerde, serviste oluşan yorulma çatlaklarının belirli bir kritik boyuta ilerlemelerinden önce tespit edilmeleri gerekir.

Malzeme yapısında oluşan yorulma çatlakları tekrarlı yüklerin ve çevresel faktörlerin etkisiyle zamanla ilerler. Çatlak büyüdükçe daha büyük gerilme yığılı haline gelerek zamanla Şekil 4.1 a'da ki gibi daha hızlı bir şekilde ilerler. Bir yapıda çatlakların varlığı, yapının mukavemetini azaltır. Yapının kalan mukavemeti çatlak boyutu arttıkça Şekil 4.1 b'de gösterildiği gibi giderek azalır. Belirli bir zaman sonra yapının kalan mukavemeti, normal servis yüklerinde kırılma olayının oluşabileceği seviyelere kadar düşer ve kırılma olayı gerçekleşir [11].

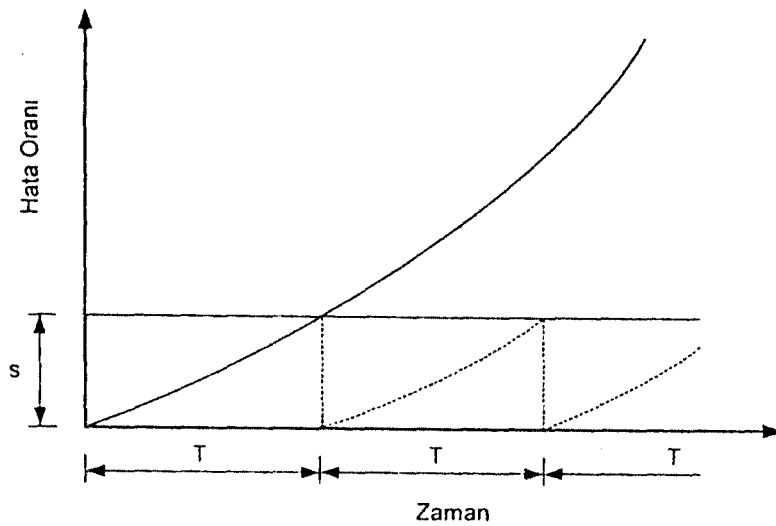


Şekil 4.1. Çatlak boyutunun ve kalan malzeme mukavemetinin zamanla yada çevrim sayısı ile değişimi [11]

- Çatlak boyutunun çevrim sayısına yada zamana bağlı değişimi
- Kalan mukavemetin çevrim sayısına yada zamana bağlı değişimi

Jet motor komponentlerinde serviste çalışmaları esnasında oluşan yorulma çatlaklarının, gerekli emniyetin sağlanması açısından kırılma olayına yol açabilecek belirli bir kritik boyuta ilerlemesinden önce belirlenmesi ve izlenmesi gerekir. Bu, programlı ve programsız bakım faaliyetlerinin bünyesinde uygulanan Tahribatsız Kontrol Yöntemleri, TKY, ile yapılır. Tanım olarak tahribatsız kontrol yöntemleri herhangi bir malzemenin bileşimi, geometrisi, imalat ve yapı hataları hakkında bilgi edinmek amacıyla maddenin fiziksel ve fonksiyonel özelliklerine zarar verecek herhangi bir hasara uğratmadan yapılan deneylerdir [5].

Tahribatsız kontrol yöntemleriyle malzeme yapısı içerisindeki yorulma çatlakları yada yorulma çatlaklarının oluşmasına, ilerlemesine yol açabilecek darbe hasarı, korozyon hasarı gibi süreksizlikler kısa bir süre içerisinde tespit edilebilir. Zaman ve kullanım içerisindeki değişimleri, boyutları malzeme yapısına zarar vermeden izlenebilir. Uçak jet motor parçaları serviste yorulma yükleri, korozyon ve yüksek sıcaklık gibi farklı çalışma ortamlarının etkisi ile artan bir hata içerme oranına sahiptirler. Şekil 4.2’de verilen grafikte zamanla artan bu hata oranı verilmektedir. Periyodik “T” bakım aralıkları sayesinde, belirli bir “s” sınırı için, hata oranı minimize edilerek yeni üretim şartlarına geri dönüş sağlanabilmektedir. Bakım süreçlerinde, hataların giderilmesi ile emniyet artmaktadır. Bu artış tahribatsız kontrol yöntemlerinin yaygın kullanımı ile gerçekleştirilir [36].

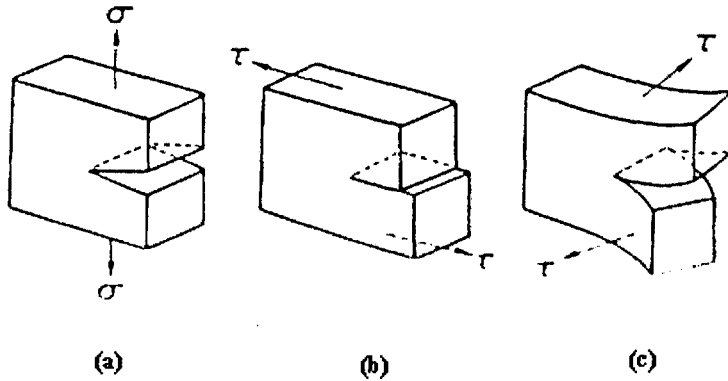


Şekil 4.2. Periyodik bakımlarla hata oranının değişimi [36]

Tahribatsız kontrol yöntemleri sahip olduğu bir çok avantajı ile uçak jet motor bakımında uygulanan programlı ve programsız bakımlarda parçaların yapısal olarak kontrol edilmesinde kullanılır. Jet motor bakım faaliyetlerinin amacı, motorların yapımından sonra kullanıcısı tarafından hizmete alınmasından hizmetten kaldırılmasına kadar yüksek emniyet faktörü ile mümkün olduğunca yeni, iyi çalışır, temiz ve uçuşa elverişli bir şekilde tutulmasıdır.

Jet motor komponentlerinin tüm servis ömürleri boyunca yapılarında hasar oluşma olasılığı, kabul edilebilecek kadar, düşük seviyede olmalıdır. Bu emniyetin temin edilmesi için oluşan yorulma çatlaklarının hangi hızla ilerlediğinin ve yapının kalan mukavemetinin hangi hızla düştüğü belirlenmelidir. Bu inceleme metotlarının geliştirilmesi jet motor parçalarının tasarımı sırasında kırılma mekaniği olarak adlandırılan bilim dalı ile yapılır. Kırılma mekaniği bilimi ile yapının kalan mukavemetinin çatlak boyutu ile değişimi, beklenen servis yüklerinde hangi çatlak boyutunun tolere edilebileceği belirlenir. Ayrıca kritik çatlak boyutunun belirlenmesi, yapının servise başlayabileceği müsaade edilebilir süreksizlik boyutunun belirlenmesi, çatlakların servis esnasında hangi aralıklarla kontrol edilmesi gerektiği tespit edilir [37].

Kırılma mekaniği yorulma çatlağının nasıl ilerlediği ve yapının mukavemetini nasıl etkilediği sorularının yanıtlanması için gerekli kavram ve eşitlikleri sağlar [37]. Şekil 4.3'te kırılma mekaniği biliminde bu eşitliklerin belirlenmesinde temel alınan çatlak ilerleme modları gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Çatlak ilerleme modları [17]

- a) Açılma modu
- b) İleri kesme modu
- c) Paralel kesme modu

Kırılma mekaniği, jet motor bakımları esnasında ya da motorun sökülmesinden önce, motor parçalarının yapısındaki bir çatlak tespit etmek için tahribatsız kontrol yöntem değerlendirmelerine dayanır. Kırılma mekaniğinin uçak motor parça tasarımındaki uygulamaları ile parçaların ömürleri belirlenebilir. Bu uygulamalarda parçanın uygun tahribatsız kontrol teknikleri ile tespit edilebilen çatlak boyutlarından daha küçük çatlakları ihtiva ettiği kabul edilir. Daha sonra kritik çatlak değerine kadar olan parça ömrü belirlenir. Bu hesaplama ve uygulanan test sonuçlarına dayanarak parçanın hangi aralıklarla kontrol edilmesi gerektiği ya da kullanımdan kaldırılması gerektiği tespit edilir [32].

Jet motor bakım faaliyetleri bünyesinde uygulanan TKY ile, jet motor parçalarında servis esnasında oluşan yorulma çatlakları belirli bir kritik boyuta ilerlemelerinden önce tespit edilerek ve giderilerek uçuş emniyetini tehlikeye sokabilecek daha ciddi problemlerin oluşması önlenmiş olur.

4.1. Jet Motor Bakım Faaliyetleri

Jet motorlarına hizmet ömrü boyunca uygulanan bakım faaliyetleri, programlı ve programsız bakımlar olarak iki temel gruba ayrılır. Programlı bakımlar, sivil havacılık otoriteleri tarafından onaylanarak uygulanması zorunlu olan bakımlardır. Programlı bakımlar yapımcı firma tarafından bakım el kitaplarında belirtilen aralıklarda uygulanan uçak üzerindeki sistemler arızalansın veya arızalanmasın kontrol edilip yapımcı firma tarafından belirtilen sınırlayıcı koşullara uygunluğunun belirlendiği, uymuyorsa değiştirildiği yıllık, aylık yada günlük olarak programlanabilen bakımlardır. Tüm programlı bakımlar üretici firma tarafından hazırlanmış sivil havacılık otoriteleri tarafından onaylanmış bakım el kitaplarına göre belirli bir aralıklara göre uygulanır. Bakım aralıkları ve gerekleri uçağın çalışma koşullarına göre ve komponentlere göre farklılık gösterir. Jet motorlarına uygulanan programlı bakım faaliyetleri uygulanacak olan işlemlerin büyüklüğüne ve uygulanma aralığına göre A, B, C, D, E ve F bakımı gibi isimler alır.

Tipik bir hava taşımacılığı sınıfındaki bir uçak için bakım faaliyetleri uçağın/motorun uçuş saatine göre yada uçuş sayısına göre programlanabilir. Uçuş sayısı kavramı uçağın bir kalkışı ve daha sonra iniş yapması olarak tanımlanır. Uçuş sayısı kavramının kullanılmasının nedeni belirli bir uçuş saati için

gerçekleşen yüksek sayıdaki uçuş sayısının daha fazla aşınma olayına ve hasara yol açmasıdır. Örneğin bölgesel uçuş yapan bir uçak gerçekleştirdiği kısa uçuşlarda bir çok iniş ve kalkış yapar. Bu şekildeki çalışma aynı uçağın uzun mesafeli yapacağı uçuşlardan daha fazla hasara yol açar. Bu gibi farklılıklar sebebiyle bakım programları uçağın çalışma şartlarına göre belirlenmelidir [24].

Programsız bakımlar uçuş esnasında ve meydana gelen kontroller esnasında tespit edilebilen herhangi bir arızanın giderilmesi ve bu uygulanmaksızın uçuşun mümkün olmadığı bakımlardır. Programsız bakımlar bir komponentin hasara uğraması sonucu yada motora zarar verebilecek potansiyele sahip bir olayın meydana gelmesi sonucunda uygulanır. Programsız bakımların uygulanmasına yol açan olaylara motorun içersine kuş, buz yada diğer herhangi bir yabancı maddenin girmesi, motor egzoz gaz sıcaklığının ve motor çalışma devrinin normal çalışma limitlerinin üzerine çıkması gibi olaylar örnek olarak verilebilir. Bu bakımlar bakım programlarında yer almazlar [36].

Programlı yada programsız bakımlarda uygulanan bakım faaliyetleri, uygulanan bakım faaliyetlerinin uygulandığı komponentlere göre de isim alabilir. Bakım faaliyetleri motorun hava alığı, fan, kompresör gibi kısımlarına uygulanıyorsa bakım faaliyetleri soğuk kısım bakımı, yanma odası, türbin egzoz gibi kısımlarına uygulanıyorsa sıcak kısım bakımı olarak isim alabilir.

Çoğu jet motorlarının bakım faaliyetleri durum bazlı bakım yaklaşımına göre yapılır. Bunun anlamı motorun her bir parçasının ve asamblesinin bakım faaliyetlerinin kendi ömür limitlerine göre yapılmasıdır. Örneğin motorun sıcak kısmındaki bir parçanın ömür limiti motorun aksesuar tahrik dişli kutusundan farklıdır. Dolayısıyla bu parçalara uygulanacak olan bakım aralıkları da farklı olacaktır. Durum bazlı bakım güvenilir ve modüler yapıli türbinli motorlarla mümkündür. Modüler yapı, motorun ayrı ayrı modül olarak adlandırılan kısımlarından oluşmasını ifade eder. Her bir modülün bakımı birbirinden farklıdır ve ayrı ayrı uygulanır. Modüler yapı kavramı ile bakım faaliyetlerinin uzun bir periyoda yayılmasından dolayı motorun yerde kalma süresi ve uygulanan bakım maliyeti azaltılmış olur [23].

4.2. Jet Motor Bakımında Yorulma Hasarlarını Önlenmesi İçin Uygulanan Bakım Politikaları

1950'lerden itibaren hava taşıtlarının daha hızlı olması ve uçaklarda taşınan paralı ağırlığın yapısal ağırlığa göre artması ile birlikte yapısal bazı problemler ortaya çıkmıştır. Bu problemlerin arasında en önemlisi olan yorulma, çok sayıda hasara yol açmıştır.

1954 yılında, Comet I uçağının yorulma probleminden dolayı düşmesi ve 1957 yılında B-47'lerde yorulma probleminden dolayı kazaların olması nedeniyle Amerikan Hava Kuvvetleri, hava taşıtlarında ki yorulma probleminin araştırmak üzere "Uçak yapısal Bütünlük Programı", (UYBP)'ni geliştirmiştir. UYBP, bir uçağın servis ömrü kabiliyetinin en az servis ömrü ihtiyacına eşit (genellikle daha fazla) olmasını garanti etmeyi amaçlayan bir sistemdir. Uçağın tasarımı ve geliştirilmesi aşamasında önemli, kritik yapısal testlerin planlama ve uygulamaları yapılır. Bu şekilde uçak yapılarının bütünlüklerini koruyabilmek için gerekli olabilecek planlı kontrol, bakım, tadilat ve onarım işlemlerini en aza indirebilir.

Uçak yapısal bütünlük programının üç amacı vardır.

1. Hava taşıtlarının yapısal yorulmasını kontrol etmek,
2. Hava taşıtlarının servis ömürlerini kontrol etmek,
3. Gelecekte yorulma problemi oluşturmayacak tasarım yöntemleri geliştirmektir.

UYBP 1970'li yıllarda şekillenmesini tamamlayarak standart uygulama haline geçmiştir. Program uçuş güvenliğinin artırılmasında çok başarılı olmuş ve bu alandaki faaliyetler 1980'li yıllarda uçak motor yapısal bütünlük programlarının UMYBP'nin oluşturulması, 1990'lı yıllara gelindiğinde ise mekanik üniteler yapısal bütünlük programlarının (MÜYBP) oluşturulması ile sürdürülmüştür. UYBP ile yeni kontrol ve analiz yöntemleri ile geliştirilmeye çalışılmış ve özellikle bu dönemde F-111 ve F-5 uçaklarında meydana gelen hasarlar önlenmeye çalışılmıştır [38]. Yorulma konusunda yapılan araştırmalar sonucunda elde edilen bilgiler günümüzde sivil havacılıkta bakım programlarının hazırlanmasında temel alınan bakım yönlendirme kılavuzu 3'ün (MSG-3) geliştirilmesinde kullanılmıştır. Bakım yönlendirme kılavuzu (MSG-1) ilk olarak

1968 yılında Boeing 747 için programlı bakımların oluşturulmasında kullanıldı. Daha sonra MSG-1 geliştirilerek 1970 yılında DC 10 ve Airbus 300 uçaklarına uygulandı. 1978 yılında uçak üzerinde hayati önem taşıyan tüm bölgelerde oluşacak yorulma gibi hasarlarının kritik bir seviyeye ulaşmadan güvenilir bir şekilde ortaya çıkarılması esasına dayanan hasar toleransı kavramı oluştu. MSG-2'nin 1980 yılında geliştirilmiş şekli olan MSG-3'te yapısal parçalarda yorulma gibi hasarların önlenmesine yönelik bu hasar toleransı kavramına yer verildi.

Jet motorlarında karşılaşılan yorulma hasarlarının önlenmesi için, çeşitli tasarım yaklaşımları geliştirilmiştir. Bu tasarım yaklaşımları, çeşitli kırılma programlarında ve bakım politikalarında temel alınarak uygulanmıştır. Ayrıca motorların çalışması esnasında bazı parametrelerin izlenerek ve çeşitli sistemlerin yardımıyla değerlendirilerek, uçak motorlarının ve parçalarının ömürlerinin izlenmesine imkan tanıyan motor izleme sistemleri geliştirilmiştir. Bu sistemler jet motor bakım faaliyetlerinde kullanılmaktadır. Uçaklardaki ve sistemlerdeki teknolojik gelişmelere paralel olarak, uygulanan bakım yöntemleri ve prosedürleri sürekli olarak gelişmiştir.

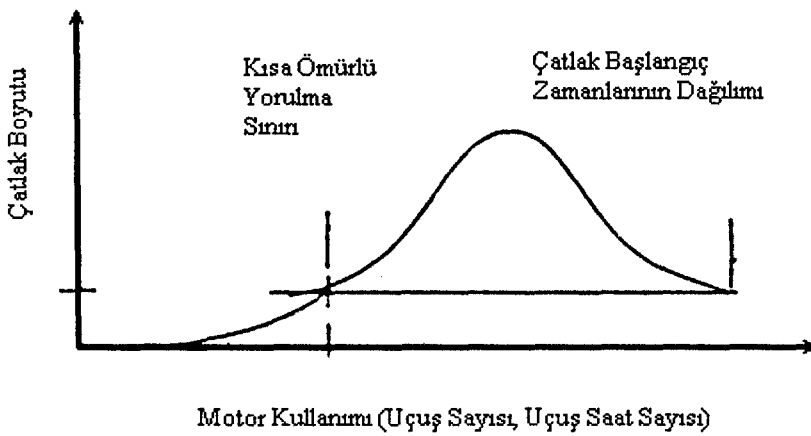
4.2.1. Jet motorlarında uygulanan tasarım yaklaşımları

Jet motorlarında yorulma açısından kritik olarak adlandırılan parçaların tasarımında "Emniyetli Ömür" ve "Hasar Toleransı" olarak adlandırılan iki temel yaklaşım kullanılmaktadır [39].

4.2.1.1. Emniyetli ömür yaklaşımı

Jet motorlarında yorulma açısından kritik olarak adlandırılan parçaların tasarımında kullanılan ilk yaklaşım "Emniyetli Ömür" yada "İlk Çatlağa Kadar Ömür" olarak bilinir. Emniyetli ömür tasarımı önceden belirlenen ve tahmin edilen yorulma çatlak başlangıç süresi temeline dayanmaktadır. Bu yaklaşımda öncelikle komponentin serviste maruz kalacağı yükler belirlenir. Bu koşullar altında, komponentler laboratuarda test edilir ve komponent için faydalı bir yorulma ömrü belirlenir. Tahmini yorulma ömrü, daha sonra uygun bir emniyet faktörü kullanılarak komponent için emniyetli bir ömür belirlenir. Bu yaklaşım yorulma çatlakları oluşmaksızın belirli bir ömrün elde edilmesine dayanır. Bu yaklaşımda yorulma çatlaklarının oluşmasının önlenmesine önem verilmiştir [1].

Parçanın belirlenen ömrün sonunda, uygulan tahribatsız kontrol faaliyetleri sonucunda parçada herhangi bir yorulma çatlak olmasa bile parça değiştirilir. Bu parçalar için kullanılan ömür belirlemedeki kriter, ilk çatlak başlangıcına kadar geçen süredir. Bu yaklaşım kısa ömürlü yorulma kavramını temel alır. Burada simüle edilmiş çalışma şartları altında yapılan tam ölçekli prototip testleri ile komponentin istatistiksel olarak minimum ömrü belirlenir. İstatistiksel minimum ömür genellikle 1000 komponentin içinden 1'den fazla komponentte tespit edilebilir yorulma çatlak oluşmaması olasılığına dayanır. Tespit edilebilir çatlak uzunluğu için genellikle 0.8 mm uzunluğunda yada 0.38 mm derinliğinde bir çatlak seçilir. Yani 1000 adet türbin diski ele alındığında, disklerden sadece bir tanesinde bile 0.8 mm uzunluğunda yada 0.38 mm derinliğinde bir yorulma çatlak meydana gelmesiyle, tüm diskler servisten kaldırılır. Disklerin % 99.9'unun önemli miktarda kullanım ömürlerine sahip olmasına rağmen erken bir şekilde kullanımdan kaldırılır. Bu yaklaşım Şekil 4.4'te gösterilmektedir. Şekil 4.4 çatlak boyutunun çatlak başlangıç zaman dağılımının alt sınırını oluşturan kısa ömürlü yorulma sınırına ulaşmasıyla parçaların kullanımdan kaldırılmasını ifade eder. 1000 komponentte 1 sayısı keyfi olarak seçilmiş bir sayıdır. Farklı üreticiler 980 komponentte 1 yada 750 komponentte 1 gibi farklı değerleri kullanabilirler [40].



Şekil 4.4. Jet motor tasarımında uygulanan emniyetli ömür yaklaşımı [39]

Emniyetli ömür tasarım yaklaşımına göre parçalar servise sokulurken çatlak ve benzeri hatalar içermeyecek ve çalışma ömürleri boyunca bu tür hatalar oluşmayacaktır. Bu tasarım yaklaşımının bir sonucu olarak, parçaların servis içerisinde kontrol edilmeleri gerekmeyecektir. Belirlenen emniyetli ömrün sonunda, parçalar herhangi bir çatlak içermeseler bile değiştirileceklerdir. Bu tasarımda, parçaların çatlak ve benzeri hatalardan tamamen soyutlanmış olarak servise sokuldukları kabul edilmiştir. Fakat, bu genelde doğru değildir. Bu yaklaşımın bir dezavantajı da parçaların gerçek ömürlerinden yararlanmaya imkan vermemesidir [39].

4.2.1.2. Hasar toleransı yaklaşımı

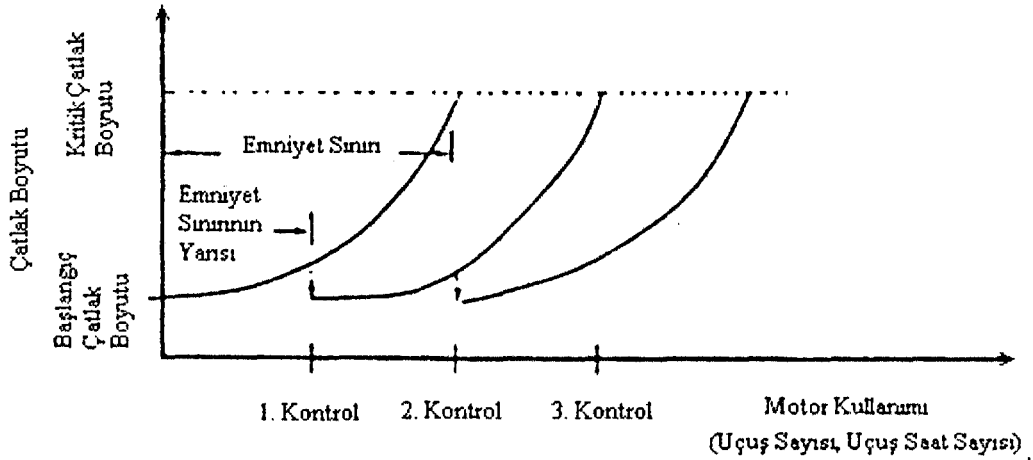
Hasar toleransı olarak adlandırılan ikinci tasarım yaklaşımında amaç, çatlaklara karşı toleranslı komponentler tasarlamaktır. Yine de komponentler, emniyet açısından tehlikeli olmadan önce, kullanımdan kaldırılırlar. Bu tasarım yaklaşımı yada ömür belirleme metodu, komponent yapısındaki mevcut yorulma çatlağının zamanla ilerlemesine rağmen, komponentin emniyetli bir şekilde kullanımına devam edilebileceğini ifade eder. Fakat bunun için çatlağın parçanın kullanımı esnasında, programlı bakımlarda uygulanan uygun tahribatsız kontrol faaliyetleri ile güvenli bir şekilde tespit edilerek ve zamanla ilerlemesinin izlenerek kontrollü şekilde yavaş ilerlemesi gerekir [41]. Çatlak ilerlemesinin yavaş olduğu parçaların tasarımı ve kontrol edilmesinde temel koşul, çatlak belirli bir sınır değere ulaşıncaya kadar, çatlak ilerlemesinin tam bir kontrol altında olması ve izlenebilmesidir. Hasar toleransında göz önüne alınması gereken ana değişkenler; çatlağın kontrol edilebilirliği, çatlak ilerleme aralığı ve kritik çatlak büyüklüğüdür. Bu değişkenlerden herhangi birindeki değişim uygulanacak kontrol faaliyeti aralığını değiştirecektir [38].

Hasar toleransı yaklaşımında kırılma mekaniği prensipleri kullanılarak, komponentlerin ömür potansiyellerinin daha verimli bir şekilde kullanımı amaçlanır. Komponentin çatlak ilerlemesi boyunca, emniyetli olarak çalışmasına devam edebileceği kabul edilir. Bu yaklaşımın diğer kabulleri aşağıda belirtilmektedir.

- Komponentin yorulma açısından kritik bölgeleri, komponentin yapısal kontrolünde kullanılan tahribatsız kontrol tekniğinin çatlak belirleme sınırının hemen altındaki bir boyutta çatlakları içermektedir.
- Komponentin kullanım ömrünün herhangi bir anında bir çatlak başlamış olabilir.
- Mevcut bir çatlak, servis esnasında lineer elastik kırılma mekaniği ve tahribatsız kontrol faaliyetleri ile belirlenebilecek ve izlenebilecek şekilde ilerler.
- Kritik bir boyutun üzerindeki tüm çatlaklar belirlenebilir ve kontrol edilebilir.
- Çatlaklar daha önceden belirlenmiş bir boyuta ulaştığında, komponent kullanımdan kaldırılır.

Hasar toleransı esaslı prosedürlerin, başarılı bir şekilde uygulanması tahribatsız kontrol yöntemlerine, komponentlerin mekanik ve tam ölçekli prototip testlerine, yapısal analizlerine bağlıdır. Kırılma mekaniği esaslı ömür belirleme kavramlarının uygulanabilmesi için, çatlak ilerleme verileri elde etmek amacıyla oda sıcaklığında ve yüksek sıcaklıklarda detaylı malzeme testleri yapılmalıdır [41].

Hasar toleransı tasarım yaklaşımı Şekil 4.5'te verilmektedir. Bu yaklaşımda amaç komponentleri çatlak ilerlemesi açısından emniyet sınırının ikinci kontrolü aşacak şekilde tasarlamaktır. Komponentteki başlangıç çatlak boyutunun, zamanla kritik çatlak boyutuna kadar ilerlemesine ve komponentin hasara uğramasına yol açmasına kadar geçen zaman emniyet sınırı olarak tanımlanır. Bu yaklaşıma göre tasarlanan komponentlerin emniyet sınırın yarısına eşdeğer bir zamanda ilk kontrolleri yapılır. Emniyet sınırı açısından minimum tasarım gereği komponentlerin en az iki kez kontrol edilebilmesini ifade eder. Emniyet sınırında uygulanan tahribatsız kontrol faaliyetleri sonucunda kritik çatlak boyutunda çatlak tespit edilmesi halinde parça kullanımdan kaldırılır [39]. Kritik çatlak boyutundan daha küçük boyutta çatlak tespit edilmesi halinde ise parça, uygulanan ömür yönetim sistemine göre kullanımdan kaldırılır yada servise tekrar verilir.



Şekil 4.5. Jet motor tasarımında uygulanan hasar toleransı tasarım yaklaşımı [39]

4.2.2. Sebepli kal etme metodu

Jet motor komponentlerinin tasarımları ve bakımları genellikle, kısa ömürlü yorulma kavramlarını temel alan, emniyetli ömür ve yorulma ömrü tahminlerine dayanır. Bu yaklaşımda tüm komponentler, daha önceden belirlenen tasarım ömürlerine ulaştığında servisten kaldırılır. Diskler gibi tipik rotor komponentleri için bu yaklaşımda 1000 adet diskten, sadece bir tanesinde istatistiksel olarak 0.8 mm uzunlukta bir çatlak varlığının tespit edilmesi ile tüm disklerin servisten kaldırılır. Disklerin % 99.9'unun daha büyük miktarda kullanım ömrüne sahip olmasına rağmen erken bir şekilde kullanımdan kaldırılır.

Jet motor komponentleri için 1985 yılında Amerikan hava kuvvetlerinde, mevcut F100 uçak motorları için sebepli kal etme metodu olarak adlandırılan komponent ömür yönetim yaklaşımı uygulanmaya başladı. Bu metotta gaz türbinli motor komponentinin aynı komponentin diğerleri için tahmini ömürlerinde kullanımdan kaldırılmasının aksine, ömürlerinden daha fazla yararlanabileceği düşünülmüştür. Bu metotla tasarlanan her bir komponent, izin verilebilir, belirli bir boyutta çatlağın varlığı gibi bir sebebin olması durumunda servisten kaldırılır. Bu metot, komponentin durumuna bakılmaksızın daha önceden belirlenmiş bir uçuş sayısının yada saatinin aşılması durumunda komponentlerin tümünün kullanımdan kaldırıldığı, kısa ömürlü yorulma yaklaşımının yerine kullanılmıştır. F100 motorunda fan, kompresör, alçak basınç

türbin rotorları gibi 23 komponentin ömür yönetimi bu metoda göre yapılmaktadır [1].

Sebepli kal etme metodunda hasar toleransı tasarım yaklaşımına benzer bir yaklaşım uygulanır. Bu metoda göre yönetilen komponentler, uygun emniyet toleransları kullanılarak emniyet sınır periyodunun başlangıcında ve sonunda kontrol edilir. Sadece kabul edilen çatlak boyutuna eşit veya daha büyük çatlak içeren komponentler kullanımdan kaldırılır yada onarılır. Çatlak içermeyen diğer komponentler, diğer kontrol aralığına kadar, servise tekrar verilir. Komponentler sadece belirli bir boyutta çatlak içermeleri halinde, servisten kaldırılır ve her bir komponentin kendi çatlak başlangıç ömrüne kadar çalışmalarına izin verilir [1].

4.2.3. Uçak motor yapısal bütünlük programı

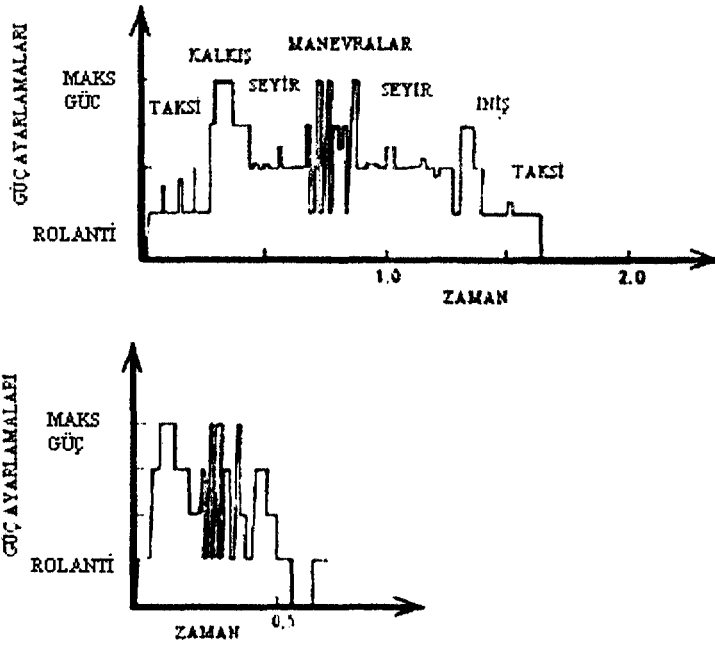
Uçak motor yapısal bütünlük programı (UMYBP), jet motorlarının bakımında ve ömür yönetiminde kullanılan bir programdır. 1950'lerde oluşan yorulma sebepli uçak kazalarını önlemek amacıyla yapılan uçak yapısal bütünlük programını takiben, 1980'li yıllarda jet motorlarına yönelik olarak yapılmıştır. Bu programda amaç motorların üretimi, kabul testi, servis operasyonları sırasında emniyeti sağlanmak, yapısal dayanım problemlerinin elimine etmek ve ömür maliyetlerini azaltmaktır. Bu program bir motorun geliştirilmesi ve faydalı kullanım ömrü boyunca yönetimi için hasar toleransı ve uzun ömürlü olma koşulları altında gereken şartları kapsar.

Bu programda uçuş sırasında hasara uğraması halinde uçağın düşmesine sebep olabilecek yorulma kritik motor parçaları, belirli bir çatlak ilerleme kriterine göre tasarlanırlar. Uygun olan başlangıç çatlak boyutu, parçanın gereken kontrol aralığının iki katı büyüklüğünde bir süre boyunca emniyetli bir şekilde çalışması için, tahribatsız kontrol tekniklerinin belirleyebildiği çatlak boyutundan küçük olmamalıdır. Bu programda kritik parçaların emniyetli hizmet ömrü boyunca en az iki kere kontrol edilebilmesi amaçlanır.

Motor tasarımı ve geliştirilmesi sırasında, geçmiş motor kullanım bilgileri bir seri çalışma profillerinin belirlenmesi açısından, sistemin ne şekilde kullanılması gerektiği hakkındaki beklentilerle birleştirilir. Bu profiller daha sonra değerlendirilerek, belirli ömür ve kontrol aralıklarına sahip motor

komponentlerinin tasarım analizinde kullanılır. Bu ömür ve kontrol aralıklarının doğrulanması amacıyla kapsamlı komponent ve sistem testleri uygulanır. Tüm testler çalışma profillerinde tanımlanan gerçek beklenen kullanım karakteristikleri simüle edebilecek şekilde düzenlenir. Bu testlerin ardından, tüm motor dayanıklılığının temini için hızlandırılmış çalışma testleri olarak adlandırılan testler uygulanır [32].

Hızlandırılmış motor çalışma testleri, motorun çalışma çevriminin rölanti ve seyir gibi önemli derecede hasar verici özelliği olmayan tüm kısımların kaldırılarak, elde edilen uzun ve düzenli hale sahip çalışma profili gibi yeni çalışma profillerine göre uygulanır. Şekil 4.6 a'da bir jet motorun çalıştırılmasından kapatılmasına kadar gerçekleşen motor çalışma çevrimi, tüm çalışma profili, Şekil 4.6 b'de ise yapılan hızlandırılmış motor hizmet testi çalışma analizinden elde edilen motorun gerçek çalışma profiline göre basitleştirilmiş çalışma profilinin şematik yapısı gösterilmektedir.



(b)

Şekil 4.6. Jet motorunun uçuş esnasındaki ve hızlandırılmış hizmet testinde uygulanan çalışma profili [42]

- a) Jet motorunun uçuş esnasındaki tüm çalışma profili
- b) Hızlandırılmış hizmet testinde uygulanan basitleştirilmiş motor çalışma profili

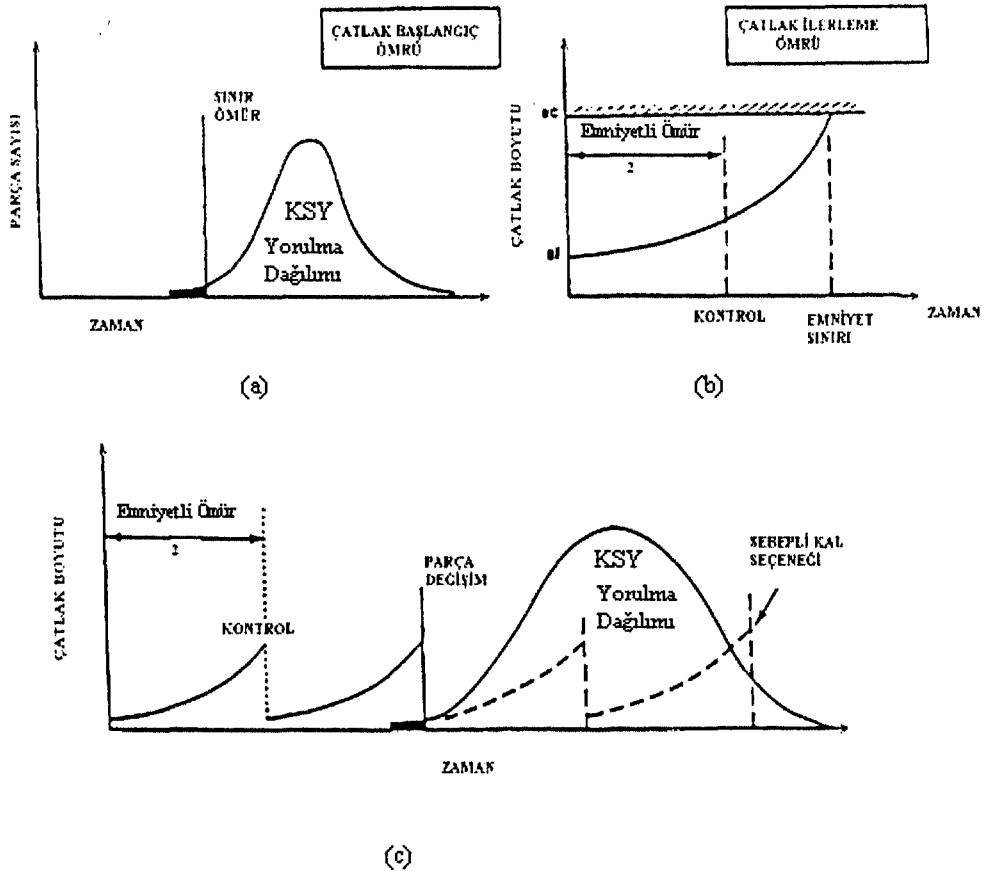
Motor çalışma çevriminin analizi sonucunda taksi ve normal seyir kısımlarının motor ömrüne önemli etkileri olmaması sebebiyle, bu kısımlar elimine edilir. Fakat, tüm gaz kolu değişimlerinin ve yüksek sıcaklık bölgelerinin etkili olduğu kalkış, manevralar ve iniş kısımlarının önemli olması sebebiyle, bu kısımlar oluşturulan programa dahil edilir. Bu teknikle motorun gerçek bir uçuşta maruz kaldığı yüklerin süresi azaltılarak, hem zamandan hem de maliyetten tasarruf sağlanmış olur [32,42,43]. Test süresinin büyük ölçüde kısaltılmasından dolayı motorlar üretime girmelerinden önce, performans özelliklerinin değerlendirilmesi açısından bremzede test edilirler. Bu tipteki bir testin uygulanması yıllarca süren gerçek kullanımdan ziyade, geliştirme testleri esnasında karşılaşılabilecek potansiyel problemleri ortaya koyması bakımından daha güvenli bir sistem sağlar. Servis esnasında ortaya çıkabilecek problemlerin, motor üretiminin başlamasından yada muhtemelen bitmesinden sonra, çözülmesinin yerine tam ölçekli motor geliştirme programları sırasında çözülebilmesi ile sistemin tüm ömrü boyunca elde edilecek potansiyel maliyet karlarını artırır. Ayrıca, bu şekilde daha az sayıda beklenmeyen problem meydana gelmesiyle daha az motor yada uçak hasara uğrar ve dolayısıyla emniyet artırılmış olur.

Operasyonel kabiliyetlerin belirlenmesinden sonra serviste kullanılan motorlarla ilgili gerçek kullanım bilgileri toplanır. Bu bilgiler, sistem ömrünün yeniden tasarlanması için değerlendirilerek kullanılır. Belirlenen motor ömrünün planlanandan büyük ölçüde farklı olması durumunda emniyetli ve maliyet etkin kullanım ömrünün sağlanması açısından kontrol aralıkları uygun şekilde değiştirilir. UMYBP’ında parça ömür yönetiminde sebepli kal etme metodu yada emniyetli ömür tasarım yaklaşımı kullanılabilir.

Parçanın çatlak başlangıcı ile tüm ömrünü tamamlayıp tamamlamadığını belirlemek için, sebepli kal etme metodu kullanılıyorsa, sistemin ömrü boyunca yedek parça maliyeti de azalacaktır. Sebepli kal etme metodunda TKY’yle kontrol edilecek kritik parçalardaki TKY teçhizatının belirleyebildiği minimum kusur boyutunun belirli bir boyutta olması gerekir. TKY teçhizatının belirleyebildiği minimum kusur boyutu, parçadaki var olan kusur boyutundan küçük olması gereklidir. Yapısında yorulma çatlağı içermeyen parçalar bir sonraki kontrol

aralığına kadar servise verilebilirler. Çatlak bulunan komponentler bazı kriterlere göre ya onarılır yada kullanımdan kaldırılır. Bu kriterler ise parçalardaki yorulma çatlaklarının yeteri kadar büyük boyutlara sahip olup olmamasına göre uygulanabiliyorsa otorite tarafından izin verilmiş onarım faaliyetleri uygulanması, uygulanamıyor ise kullanımdan kaldırılmasıdır.

Parça ömür yönetim sisteminde kısa ömürlü yorulma yaklaşımı yani emniyetli ömür kullanılıyorsa parçalar üç sigma ömrü verilen bir değere ulaştıklarında kullanımdan kaldırılırlar. Üç sigma ömrü yorulma çatlaklarının belirli bir boyuta geldiğinde TKY yöntemleri ile tespit edildiği zamandır. Kritik parçalar için UMYBP tasarım felsefesi Şekil 4.7'de gösterildiği gibidir.



Şekil 4.7. Kritik parçalar için uçak motor yapısal bütünlük programı prensibi [32]

- Parçaların çatlak başlangıç ömrü
- Parçaların çatlak ilerleme ömrü
- Kısa ömürlü yorulma (KSY) ve sebepli kal etme yaklaşımlarının uygulanması

Bu felsefeye göre kritik parçaların Şekil 4.7 a'da gösterilen çatlak başlangıç ve Şekil 4.7 b'de gösterilen çatlak ilerleme ömürleri uygulanan komponent ve tam ölçekli testlerle belirlenir. Kısa ömürlü yorulma yaklaşımının kullanıldığı parça ömür yönetim sisteminde komponentler Şekil 4.7 c'deki grafiğin Kısa ömürlü yorulma (KSY) dağılımının başladığı parça değişimi kısmında değiştirilir. Sebepli kal etme yaklaşımının kullanıldığı parça ömür yönetim sisteminde ise komponentler, Şekil 4.7 c'deki grafiğin sebepli kal etme seçeneği ile gösterilen kısmına kadar belirli aralıklarla TKY'yle kontrol edilir ve belirli boyutlarda çatlak bulunduran komponentler kullanımdan kaldırılır.

UMYBP'nın sadece motor tasarımında ve geliştirilmesinde kullanılmayıp daha emniyet etkin ve daha güvenilir bir motor elde etmek için, sistemin tüm ömrü boyunca kullanılabileceği açıktır. Bu, motor parçalarının maruz kalabilecekleri yorulma hasarı gibi hasar modları ele alınarak program içersinde parçalar tam ölçekli geliştirme testi uygulanarak, serviste oluşabilecek problemleri daha erken belirlemek için tüm ömürlerin kullanılması ile başarılı. Uygulanan bakım aralıklarını uzatabilecek yada potansiyel emniyet problemlerine işaret edebilecek sapmaları göstermek için motorların servis esnasında kullanımları motor izleme sistemleri ile izlenebilir [32].

4.2.4. Güvenirlik merkezli bakım programı

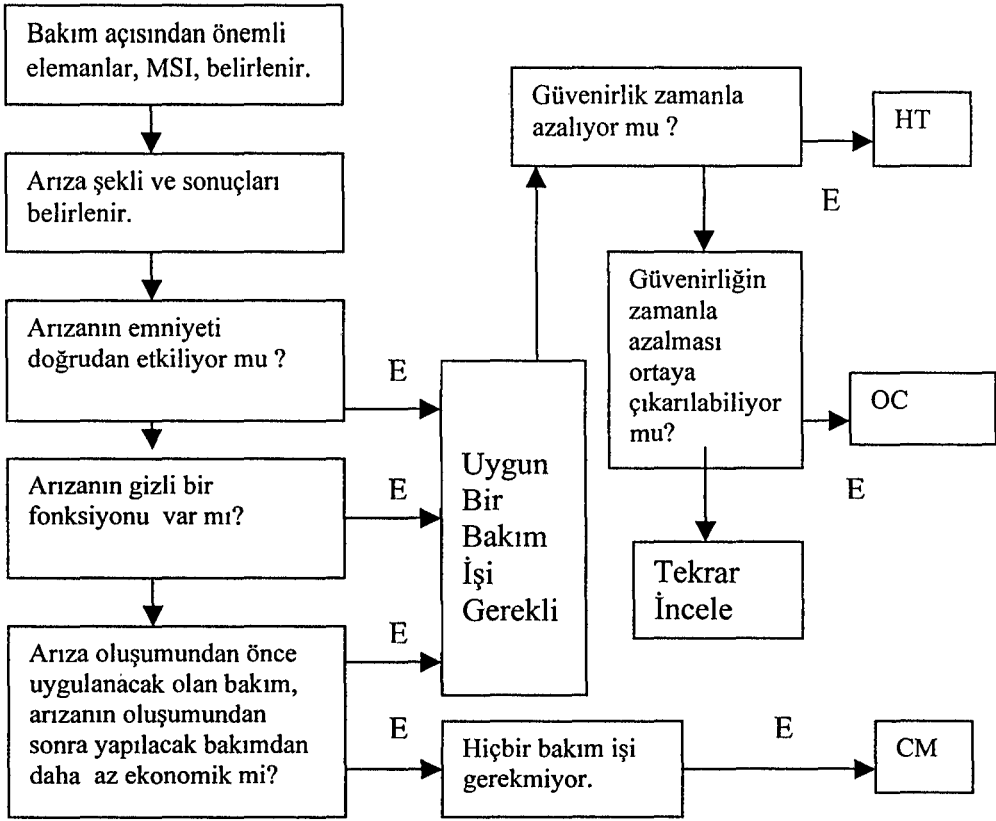
Güvenirlik merkezli bakım (GMB) kavramı ilk kez 1980'lerde kullanıldı. Yaklaşım, her komponent için yorulma gibi bir sebeple oluşabilecek bir arızanın sonuçlarının incelenmesine dayanır. Eğer meydana gelebilecek arızanın sonuçları kabul edilebilir değilse komponent için bir bakım faaliyeti yapılır. Sonuç maliyetleri, bakım adam saatlerini ve malzeme kullanımını en aza indirirken emniyete ve operasyonel amaca ulaşan bir programdır. GMB, her hasar modunu değerlendirmek için mühendislik karar verme mantığını kullanır ve matematiksel olarak bir sistemin yada motorun ömrü boyunca riski belirler. Güvenirlik merkezli bakım, bir sistemin bütünlüğünü sağlamak için tasarlanmış programlı bakım faaliyetlerini tanımlamada kullanılır.

Güvenirlik merkezli bakım analizi, bir sistemin ilk çalışması için programlı bakım gereksinimlerini belirlemek için yapılır. Bir ünitenin işlevi, arıza

şekli ve arıza etkisi bilgileri mantıksal bir akış diyagramında kullanılarak gerekli bakım programı hazırlanabilmektedir. Sistem çalışmaya başladıktan sonra, deneyimlerden elde edilen bilgiler başlangıçta yapılan taslağı düzeltmek için kullanılır. Servis esnasında karşılaşılmaması istenmeyen olayları engellemek için uygulanacak olan bakım uygulamalarının tanımlanması yorulma hasarı gibi her bir hasar modunun detaylı olarak incelenmesini öngören alt-üst olarak adlandırılan sistem analiz yaklaşımı ile beraber uygulanır. Bu yaklaşım havayolu, imalatçı bakım planlama belgesi bakım yönlendirme kılavuzu 2 (Maintenance Steering Guide, MSG-2), olarak adlandırılan bir sisteme dayanır. MSG-2, 1968 yılında diğer yolcu uçaklarına göre daha karmaşık sistemlerin ve yeni teknolojilerin kullanıldığı B747 uçağının bakım programının geliştirilmesinde kullanılan MSG-1'in geliştirilmiş şeklidir. MSG-1'de bakım programının hazırlanması mantıksal bir akış diyagramına ve kullanılacak bakım yöntemlerine yer verilmiştir. MSG-1, günümüzde bakım programlarının hazırlanması için kullanılan yöntemlere temel oluşturmuştur. MSG-2 akış şeması Şekil 4.8'deki gibidir. Bakım açısından önemli bir elemanın işlevi, arıza şekli ve arıza etkisi bilgileri mantıksal bir akış diyagramında kullanılarak gerekli bakım uygulaması belirlenir [32,44].

Uygulanacak olan bakım faaliyetleri, zaman sınırlı bakım (Hard Time, HT), uygun durum kontrolüne dayanan bakım (On-Condition, OC) ve durumun zaman içinde izlenmesi (Condition Monitoring, CM) şeklindedir. HT faaliyeti arızalandığında uçuş emniyetini doğrudan etkileyen elemanlara uygulanır. OC faaliyetinde elemanların çalışma durumları düzenli olarak kontrol edilmekte ve kullanılıp kullanılmayacaklarına karar verilmektedir. CM bakım uygulamasında elemanların arızalanmalarına izin verilmekte, teknik bir takım iyileştirmelerin gerekli olup olmadığını göstermek için kullanımda olan belirli elemanların tamamı hakkındaki veriler incelenir [44].

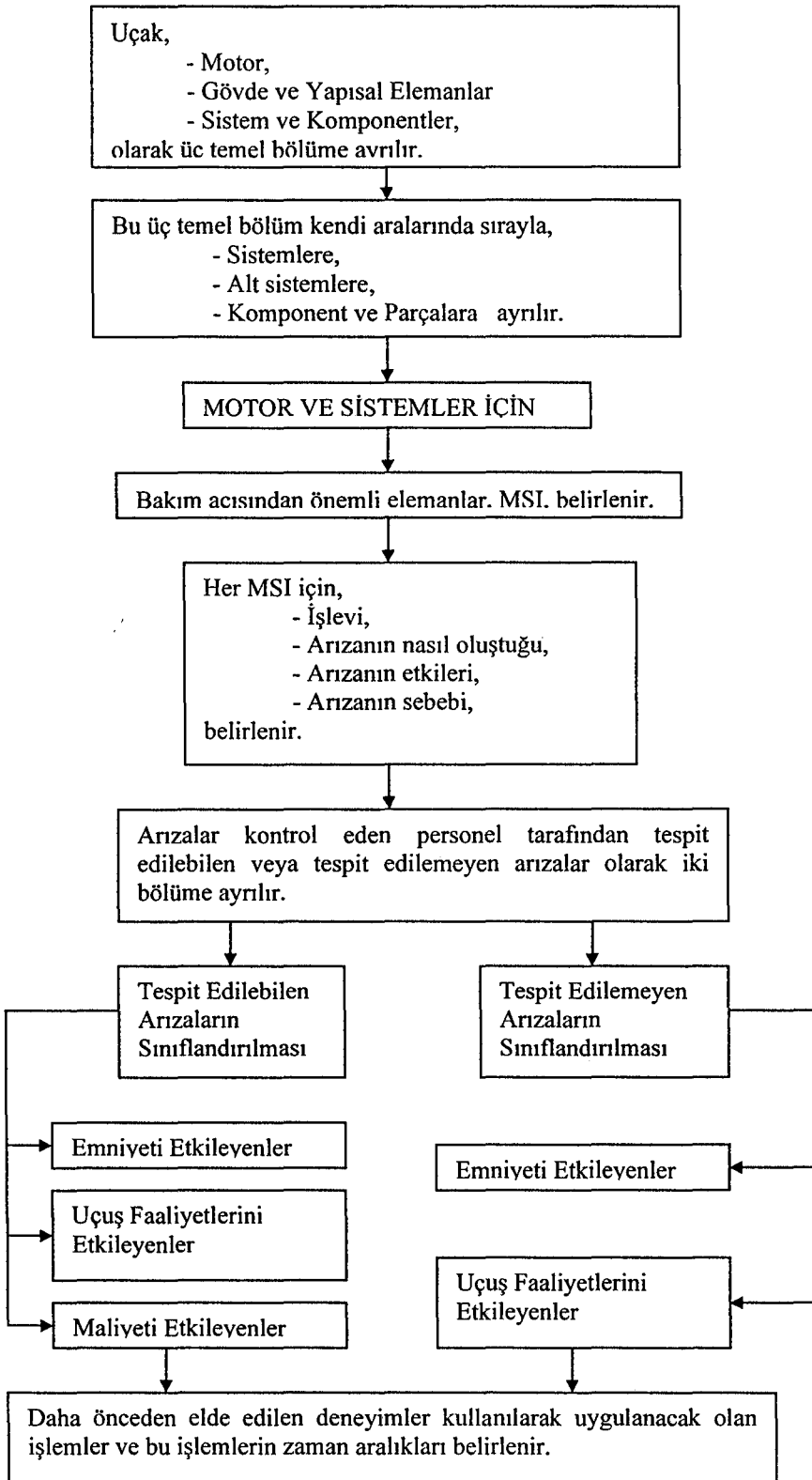
Günümüzde uygulanan güvenilirlik merkezli bakım yaklaşımı ise MSG-2'nin daha geliştirilmiş hali olan bakım yönlendirme kılavuzu MSG-3'e dayanır. Bu yaklaşım alt-üst olarak adlandırılan sistem analiz yaklaşımı yada hem emniyet hem de ekonomiklik kriterleri göz önüne alınarak yapılan hasar analizi



Şekil 4.8. Bakım yönlendirme kılavuzu 2 akış şeması [44]

sonuçları sağlar. MSG-3 tipi bir analizde istenmeyen fonksiyonel hasar etkileri, sistem sayesinde tanımlanır. Bu hasar etkileri bir mantıksal iş akış zincirinde uygun bakım planına ulaşılan kadar izlenir. Bu mantıksal zincir, emniyet problemlerine sebep olabilecek kontroller sırasında tespit edilemeyen arızaların yerlerini vurgulayacak şekilde tanımlar. Emniyet problemlerine sebep olabilecek tespit edilebilen arızalarda aynı zamanda göz önüne alınmıştır. Bu sistem, tüm sistemin emniyeti ile ilgili olan problemler için düzeltici uygulamalar gerektirir. MSG-3, tespit edilebilen ve edilemeyen arıza etkilerini ekonomik açıdan etkisini de inceler [32,44].

GMB analiz prosedürü bir komponentin yapısal olanak mı, işlevsel olarak mı önemli olduğunun belirlenmesiyle başlar. Motor ve sistemlerdeki parçalar bakım açısından önemli elemanlar ve yapısal açıdan önemli elemanlar şeklinde sınıflandırılır. Parçaların her sınıflandırması için aynı bir GMB karar ağacı ortaya çıkar. Şekil 4.9'da MSG-3'ün motor ve sistemlerin bakım açısından önemli elemanlar için uygulama süreci görülmektedir.



Şekil 4.9. Bakım yönlendirme kılavuzu 3'ün motor ve sistemler için uygulama süreci [44]

MSG-3'ün motor ve sistemlerin bakım açısından önemli elemanlar için GMB analizdeki ilk adım oluşan arızaların tespit edilip edilemediğinin belirlenmesidir. İkinci adım arıza sonuçlarının belirlenmesidir. Sonuçlar şu şekilde sınıflanabilir:

- Emniyeti etkileyen arızalar,
- Uçuş faaliyetlerini etkileyen arızalar,
- Ekonomikliği, maliyeti etkileyen arızalar,

Arızaların sonuçları belirlendikten sonra, sonradan ortaya çıkabilecek arızaların önlenmesi için tedbirler önerilir. Bu tedbirlerin uygulanabilirliği değerlendirilir ve en uygun olanı seçilir. Emniyet, maliyet, uçuş faaliyetlerini etkileme kriterlerine göre her bir arıza için parçalara uygulanan bakım opsiyonları şunlardır:

- Koruyucu bakım işlemleri uygula,
- Yeniden tasarla,
- Hiçbir şey yapma,

Koruyucu bakım işlemleri servis işlemleri, tahribatsız kontrol faaliyetleri, parçaların fonksiyonel kontrolleri, onarım yada kal etme işlemlerini içerir. Koruyucu bakım işlemlerinin meydana gelen arızaların önlenmesinde yada azaltılmasında etkili olmaması halinde parça yeniden tasarlanmalıdır [41].

Uçak jet motorlarındaki ömürlü parçalar yapısal açıdan önemli parçalar (SSI, Structure Significant Items) şeklinde sınıflandırılır. Motordaki yapısal açıdan önemli parçalar için uygulanan GMB analizi, önemli ve önemli olmayan yapısal parçaların belirlenmesi ile başlar. Önemli yapısal parçalar emniyetli kullanım ömrü ve hasar toleransı mevzuatlarına göre sınıflandırılır. Emniyetli kullanım ömrü mevzuatlarına göre sınıflandırılan parçalar hasara uğradıklarında emniyeti direk olarak tehlikeye sokan parçalardır. Bu parçaların emniyetli kullanım ömürleri tasarımları esnasında belirlenmiştir ve bu parçalar serviste emniyetli kullanım ömürlerinin sonunda kullanımdan kaldırılırlar. Hasar toleransı mevzuatında ise motorun emniyet açısından kritik parçalarında oluşacak yorulma, korozyon, yabancı madde hasarı gibi her türlü hasarın kritik bir büyüklüğe ulaşmadan önce belirlenmesi esasına dayanır. Bu kritik büyüklük aşıldığında yapı üzerine binecek yükleri taşıyamayacak duruma gelir. Bu mevzuata göre yorulma

hasarı gibi her türlü hasarın parçaların serviste kullanımları sırasındaki ilerleme hızları belirlenir. Daha sonra bu hasarların kritik boyutları ve etkin bir şekilde tespit edilebilecekleri boyutlar belirlenir. Son aşamada ise her SSI için uygun kontrol ve bakım aralığı ve bakım faaliyeti belirlenir. Jet motor parçalarında serviste kullanımları sırasında oluşan yorulma çatlakları bakım faaliyetleri bünyesinde uygulanan Tahribatsız Kontrol Yöntemleri ile tespit edilir. Uygulanacak olan Tahribatsız Kontrol Yöntemleri için ayrı bakım el kitapları mevcuttur. Kontrol faaliyetlerinde uygulanacak olan yöntem, kullanılacak teçhizat ve kontrol aralıkları bu bakım el kitabında mevcuttur [41,44].

MSG-3 ile sistem yaklaşımı daha ön plana çıkmış, sistemler genel bir şekilde analiz edilmiş ve sistemlerde oluşabilecek arızaların sonuçları üzerinde durulmuştur. Bakım sırasında yapılacak işlere önem verilmiş ve bahsedilen üç farklı bakım tipinin birbirine karıştırılması önlenmeye çalışılmıştır. MSG-3 ilk olarak CFM motorları ve B767, B757, Airbus 310 uçakları için uygulanmıştır. MSG-3, 1988 ve 1993 yılında iki kez yenilenmiştir [32].

4.2.5. Motor izleme sistemleri

Jet motor bakım faaliyetlerinde yorulma hasarlarının önlenmesinde yada azaltılmasında uygulanan bir diğer yaklaşım, bakım faaliyetleri bünyesinde kritik ömürlü jet motor parçalarının izlenmesidir. Ömürlü jet motor parçalarının ömürleri, servis esnasında güvenilir ve doğru bir şekilde motor izleme sistemleri adı verilen sistemlerin kullanımı ile izlenebilir.

Ömürlü jet motor parçaları, motor tasarım sürecinin ilk aşamalarında belirlenir. Bu parçaların serviste ömürlerini açacak şekilde kullanımlarına izin verilirse, bu parçalar zaman içerisinde hasara uğrarlar ve muhtemelen motora veya gövdeye büyük zarar verebilirler. Bu nedenle bu parçalar emniyetli bir çalışmanın temini için, sınırlı servis ömrüne sahip parçalar olarak belirlenirler. Bu belirlenmiş ömürleri kesinlikle aşılmamalıdır [32].

Ömürlü bir jet motor parçasının serviste çalışması sırasında hasara uğraması uçuş emniyetini etkiliyorsa, kritik ömürlü parça olarak sınıflandırılır. Dönen ve kısa ömürlü yorulma hasarına maruz kalan parçalar, genellikle kritik ömürlü parçalar olarak sınıflandırılır. Bir jet motorunda, motor parçalarının servis

esnasında meydana gelebilecek malzeme hasarlarına olan duyarlılığı belirlemek için hasar analizi olarak adlandırılan analizler kullanılır. Hasar analizi sonucunda, ömürlü bir parçanın uçuş emniyetini etkilemediği halde motor performansını ya da maliyeti etkilediği belirleniyorsa, bu parça kritik olmayan ömürlü parça olarak sınıflandırılır. Bundan dolayı ömürlü parçalar, kritik ömürlü yada kritik olmayan ömürlü parçalar şeklinde iki kategoride gruplandırılabilir. Özel bir motor tipi için kritik ömürlü olarak sınıflandırılan parçalar, başka bir veya çok motorlu uçaklar için kritik ömürlü olabilir. Fakat çok motorlu bir uçak için kritik olmayan ömürlü parça kategorisindeki bir parça, tek motorlu bir uçak için kritik ömürlü parça kategorisinde olabilir. Ömürlü olsun olmasın, çoğu motor parçası yorulma, sürünme, darbe, korozyon, aşırı yük gibi hasar mekanizmalarından kaynaklanan çatlakların oluşturduğu bir hasar belirtisi için servis ömürleri boyunca düzenli olarak kontrol edilmelidir. Kritik ömürlü parçaların her birinin servis ömrü boyunca izlenmesi ve tüm kontrol kayıtlarının tutulması gerekir. Bundan dolayı, her bir kritik ömürlü parça, tanımlanabilme açısından bir seri numarasıyla belirlenir.

Bakım faaliyetleri esnasında motorun uçuş iptalini azaltmak için parçalar sıklıkla eşdeğer yada daha geliştirilmiş özelliklere sahip yedekleriyle değiştirilir. Yenilenmek için sökülen parçalar, bir sonraki motor bakımı için yedek olarak tahsis edilir. Böylece birkaç motor revizyonundan sonra motordaki parçalar, imalatçı firmanın, motorun servise girerken teslim ettiği orijinal motordan farklı olacaktır. Modüler yapıya sahip motorlarda tüm modüllerin değiştirilebilme imkanı vardır. Bu derecedeki değiştirilebilirlik özelliği, ömürlü parçaların kullanım ömürlerini takip etmek için, çok iyi organize edilmiş parça yönetim sistemlerinin kullanımını gerektirir. Bu sistemler bir kart indeks sistemi kadar basit olabileceği gibi, özel bilgi transfer teçhizatıyla ayrılan ve uçak motor izleme sistemlerine sahip olan bilgisayar bazlı bilgi yönetim sistemleri gibi karmaşık sistemler de olabilir.

Jet motor parça ömürlerinin izlenmesi, çok farklı sistemlerle yapılabilmektedir. Bunlar, küçük bir grup uçak için tüm kullanım kayıtlarını sağlayan uçak bilgi kayıt sistemleri gibi basit sistemler olabileceği gibi, tüm bir uçak filosunun kullanım bilgilerini kaydeden ve gerçek zamanlı ömür hesaplama

kabiliyetleri olan mikro işlemci tabanlı motor izleme sistemleri gibi daha karmaşık sistemler de olabilir. Motor izlenmesi, uçak üzerinde bilgi toplanması, uçak üzerinde bu bilgilerin işlenmesi, yer bazlı istasyonlarda değerlendirilmesi ve elde edilen bilgilerin yönetiminden oluşur [32].

Temel olarak uçak motor izleme sistemi aşağıdaki amaçları elde etmek için tasarlanmıştır.

- Uçuş emniyetini arttırmak,
- Bakım faaliyetlerini desteklemek,
- Kullanım ömür maliyetlerini azaltmak,
- Yeni nesil motor ve motor parçalarına bilgi birikimi sağlamak.

Uçuş emniyetindeki artış, öncelikle motor çalışma limit dışındaki koşulların otomatik uçuş göstergelerinde gösterilmesi sonucunda elde edilir. Uçuş esnasında motor çalışma limitlerindeki aşılmanın gösterilmesi, pilota önemli bir motor hasarından kaçınması bakımından uygun operasyonu yapabilmesi için ihtiyacı olduğu bilgiyi zamanında sağlar. Motorun çalışma limitleri dışındaki davranışlarını izlemek çok önemlidir. Çünkü limit dışı koşullarda çalışma, ömürlü parçaların servis ömrünü ciddi bir şekilde etkileyebilir ve bazen motorun kritik parçalarında ciddi hasarların oluşumuyla sonuçlanabilir. Motor parçalarındaki limit dışı çalışma durumları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Dönen parçaların normal devirlerinden daha hızlı dönmesi,
- Türbin kısmında aşırı sıcaklığın oluşması,
- Motor içersindeki hava akımının bozulması,
- Motorun sıcak çalıştırılması,
- Motor komponentlerinde meydana gelen aşırı titreşimler.

Motordaki limit dışında çalışma durumları, motor izleme sistemi içindeki bir yazılım ile kayıt edilir. Motor üreticileri tarafından belirlenen parça ömürlerinin izlenmesi için gereken parametreler tanımlanmıştır. Parça ömrünü gerçekten azalmasına yol açan gerilmeler direkt olarak izlenemez. Bu yüzden bunları üretmek için ölçülebilir parametreler kullanılır. Motor ömür kullanımı izlenmesi için etkili en yaygın parametreler rotor hızları, egzoz gaz sıcaklığı, torklar, irtifa basıncı, hava gösterge hızı ve zaman şeklinde sıralanabilir. Her bir ömürlü parça, motor izleme sistemleri ile ayrı ayrı izlenmelidir. Fakat maliyet ve

lojistik bazı sebeplerden dolayı uygulamalarda izlenen parça sayısını sadece en az sayıda kritik parça sayısına azaltılması uygundur.

Sistem, bakım personeline uçuş sonrası teşhis bilgilerini ve uygun düzeltici bakım bilgilerini sağlayarak uçuş emniyetini daha da artırır. Bazı durumlarda sistemin arıza giderme ve belirleme yetenekleri sistemin olmaması durumunda bilinemeyen bakım gereksinimleri hakkında bilgi sağlar. Örneğin titreşim seviyelerinde ki artış eğilimi ciddi bir hasar oluşmasından çok önce bir bakım uygulamasının gerektiğini gösterebilir.

Sistem, önleyici ve düzeltici bakım faaliyetleri için gerekli bilgileri elde ederek ve analiz ederek bakım faaliyetlerini destekler. Performans ve titreşim artışının, parçaların servisteki ömür kullanımlarının, limit aşılmasının devamlı olarak izlenmesi ve arıza tespiti gibi faaliyetlerin birleşmesi ile durum bazlı bakım konsepti tamamlanmış olur. Kontrol ve bakım uygulamaları, belirli aralıklar yerine performanstaki azalmaya ya da servisteki parçaların ömürlerindeki ölçülmüş değerlerin sonucuna göre programlanır. Çalışma limit aşılmaları, kaydedilen bilgilere göre değerlendirilerek, derecesine bağlı olarak uygun bakım faaliyetleri programlanır.

Sistem, bakım zamanında ve parça maliyet envanterinde büyük kazançlar sağlar. Öncelikle bakım uygulama süresi azalır. Sistem tarafından sağlanan teşhis ve destek bilgisi bakım personeli açısından dikkat gerektiren uygulamaların belirlenmesini, daha çabuk ve daha doğru bir şekilde parçaya ulaşmasını ve bakım uygulamasının daha kolay uygulanmasını sağlar. Bu, arıza teşhis zamanını ve hatalı teşhis konulan parçaların değiştirilmesi için gereken zamanı azaltır. Gereksiz kontrol ve bakım faaliyetlerinin elimine edilmesi de bakım süresini azaltan etkenlerdendir. Örneğin doğru motor performans takibi, uygulanacak olan bir kompresör yıkama işleminin programlanmasının çalışma saatlerine göre değil de performanstaki azalmaya göre yapılmasını sağlar. İkinci olarak parçaların depolanması ve kullanılması ile ilgili maliyetleri azaltır. Motorun ve motor parçalarının, gereksiz sökümlerindeki azalma parçaların hem kullanım ve hem de yedek maliyetlerini azaltır. Ömürlü parçaların servisteki kullanım ömürlerinin belirlenmesi, bu parçaların çalışma saatlerine göre değil de gerçek kullanımına

bağlı olarak değiştirilmesine imkan tanır. Bu aynı zamanda yedek parça gereksinimlerini de azaltmış olur [32].

Motor izleme sistem bilgileri, motor geliştirme programlarında, ürün geliştirme ve mühendislik destek programlarında önemli rol oynar. Uçak motorlarında motor izleme sistemleri ile kaydedilen motor kullanım bilgileri, güncel motor üretim geliştirme programlarında ve yeni nesil motor tasarımında verilecek kararlar için değerli bilgi girdileri sağlar. Bu bilgiler tasarım sırasında gerekli mühendislik değişikliklerinin uygulanması ve geliştirilmesi ile ilgili mühendislik kararlarını etkiler. Güncel motor izleme sistemi vasıtasıyla uçak üzerinde birebir çalışan motorlardan sağlanan operasyonel kullanım bilgileri ile daha verimli yeni nesil motor ve motor komponentlerinin tasarımı yapılabilir [23,32].

4.3. Jet Motor Parça Ömürlerinin Belirlenmesi

Jet motor parçalarından bazıları, servis esnasında meydana gelen yıpranmalar ve hasarlar sonucu değiştirilirken, bazıları bakım faaliyetleri sırasında yada bir sonraki programlı bakımdan önce istatistiksel olarak hasar oluşma ihtimali nedeniyle değiştirilebilir. Bu istatistiksel olasılıklar emniyet sebebidir ve bundan dolayı parçalar çoğu zaman kullanılabilir faydalı ömre sahipken değiştirilirler. Kritik ömürlü bir parçanın emniyetli ömrü, belirlenebilen ilk çatlak kadar olan ömür ya da kritik çatlak büyüklüğüne kadar olan ömre karşılık gelir.

Yeni motor tasarımları için ömürlü parçaların ömür uzunluğunun belirlenmesi ve daha sonra doğrulanması açısından, imalatçılar tarafından kullanılan yaklaşım bazı işlemlerden oluşur. Bu işlemler önerilen tasarımın gerilme ve ısı transfer analizlerinin yapılması, parça malzeme özelliklerinin doğru bir şekilde tanımlanması, elde edilen bilgilerin komponent ve motor uçuş geliştirme testleri ile doğrulanmasıdır.

Gerilme ve ısı transfer analizleri yapılırken, motor parçalarının çalışmaları esnasında maruz kalınan gerilmeler ile, basınç ve sıcaklık çevre koşullarının tahminini içeren bilgisayar modelleme teknikleri kullanılır. Gerilme analizleri, deneysel olarak elde edilen S-N yorulma eğri bilgileri ve toplam hasar birikim analizleri birleştirilerek, parça yapısında oluşacak ilk çatlak kadar olan

ömür tahmini yapılır. Elde edilen bu bilgiler daha sonra, başlangıç ömür tahmininin yapılması için, düzeltilmiş motor test bilgileriyle birlikte kullanılır. Yapılan gerilme analizlerinin doğrulanması ve emniyetli ömrün tespiti için çeşitli komponent testleri uygulanır. Teçhizatlandırılmış komponent ve motor uçuş geliştirme testleri, tahmin edilen çevresel koşulların ve gerilme seviyelerinin doğrulanması için kullanılır.

Komponent ve motor testleri, yorulma ömür limitlerinin ve gerekli olması halinde sınır ömür değerlerinin belirlenmesinde faydalıdır. Jet motorlarının geliştirilmesinde, sertifikasyon ve onaylanmasında uygulanan testler genel olarak üç kategoride sınıflandırılabilir. Bu kategoriler performans, çalışabilirlik ve dayanıklılık kategorileridir. Performans kategorisi, özel bir tasarım ile ilgili hava akışı, yakıt akışı ve tepki açısından ele alınır. Çalışabilirlik kategorisi, motorun değişen motor koşullarında ve gaz kolunun hareket değişimlerine cevap verebilme yeteneği olarak tanımlanır. Dayanıklılık kategorisi ise yorulma ve sürünme ömrü, gerilme kırılması ve yabancı madde hasar direnci gibi motorun serviste karşılaştığı mekanik hasarlar açısından motor parçaları tasarımında uygulanması gereken standartlarla ilgilidir [42]. Jet motorlarının sertifikasyon süreci Federal Havacılık Dairesi (Federal Aviation Administration, FAA), FAR 33 ile ifade edilen mevzuatlarında, Birleşik Havacılık Otoritelerinin (Joint Aviation Authorities, JAA), JAR E yada BCAR Sect. C ile ifade edilen mevzuatlarında belirtilmiştir [45]. Yapılan ömür belirlenmesi ve doğrulanması analizi, motorun üretiminden sonra, parçalarla ilgili ömür bilgilerinin, servis deneyimi boyunca izlenmesi ile devam eder. Bu analiz, kırılma mekaniği biliminin kullanımıyla daha nicel bazda ilerler.

Kırılma mekaniği teorisine göre, malzeme yapısındaki kusur ve süreksizlikler tekrarlı değişken gerilmelerin ve çatlak tipinin etkisiyle, yorulma çatlağı oluşturabilir. Motor parça yapısındaki mevcut bir çatlak kritik bir uzunluğa kadar kararlı iken, bu kritik uzunluktan sonra ilerleyerek, parçanın hasara uğramasına neden olur. Kritik çatlak uzunluğu, parça malzemesine ve ters orantılı olarak gerilmenin değerine bağlıdır. Yani gerilmedeki artış ile kırılma olayı daha küçük kritik çatlak uzunluğunda meydana gelecektir. Gerilme şiddet faktörü, çatlağın fiziksel geometrisi ile tüm gerilme bölgesinin arasındaki ilişkiyi

göstermek için kullanılan bir parametredir. Gerilme şiddet faktörü kullanılarak, uygulanan her çevrim başına meydana gelen çatlak ilerlemesini veren malzeme özellikleri oluşturulmuş olur. Bu ilerleme daha sonra, motor parçası ömrünün her hangi bir anındaki çatlak boyutunun hesaplanması için kullanılabilir. Gerilme şiddet faktörünün çatlakın kararsız hale geldiği ve parça boyunca ilerlediği bir eşik değerine ya da kırılma tokluk değerine ulaşmasıyla, kritik bir durum ortaya çıkar [32].

Motor parçalarının yapısındaki bütün çatlakların belirlenmesi ve ölçülmesi mümkün olmadığından, çatlak ilerleme aşaması yorulma ömrüne dahil edilmez. Kritik motor parçalarının yorulma ömürleri ekonomik açıdan, kullanımdan kaldırılmasından ve servis esnasında beklenmeyen bir hasara uğramasından kaçınmak için güvenilir bir şekilde belirlenmelidir. Bu, parçaların uzun süreli olarak değerlendirilmesi ve analitik tekniklerin kullanılmasıyla yapılır. Bu parçalar komponent geliştirme testlerinden, hızlandırılmış motor servis testlerinden ve üretilmiş motorlardan alınır ve hasara uğrayana kadar test edilir. Analitik bilgilerle desteklenerek uygulanan test çalışmaları ve servis esnasında elde edilen deneyimlerle, bu parçaların ömürleri uzatılabilir. Deneyler, kullanılan ömür sınırlarının çok uzun olduğunu gösteriyorsa, yine yapılan çalışmalarla parça ömrü kısaltılabilir. Ömür kullanımının takibi ile ilgili tavsiyeler, özel motor parçalarının ilgili servis çalışma koşullarının ve servis geçmişindeki bilgi birikimine dayanır. Bu gibi bilgi bankaları, kullanılan motorun gerçek ömür tespitinin değerlendirilmesini mümkün kılar. Bu yaklaşımda motorun serviste çalışması esnasında, motor kullanım bilgilerinin kayıt edilmesi ve bu kayıt edilen bilgilerin analizi söz konusudur. Bu, motor parçalarının ömürlerindeki düzenlemeleri ve servisteki kullanımları sırasında uygulanan bakım aralıklarının belirlenmesini mümkün kılar [32].

4.4. Programlı Bakım Aralıklarının Belirlenmesi

Jet motor parçalarının yapısında oluşan yorulma hasarları, programlı bakım faaliyetleri bünyesindeki tahribatsız kontrol yöntemlerinin uygulandığı kontrollerle azaltılabilir. Emniyet açısından kritik bir komponentte, yapılan kontrollerle tolerans dışında bir yorulma çatlakının tespit edilmesi durumunda

komponent, mümkün olan en kısa süre içerisinde değiştirilmeli yada onarılmalıdır. Hasara uğradığında emniyeti etkilemeyen bir komponentte tespit edilen yorulma çatlakları, komponentin hasara uğrayacağı bir zamanda, değiştirilmesine kadar belirlenen düzenli aralıklarla izlenerek, kontrol edilebilir [6].

Servis esnasında karşılaşılan maksimum yüklerde yapıdaki mevcut kusurlar yada yorulma çatlakları nedeniyle oluşabilecek bir kırılma olayı engellenmelidir. Bu, tasarım esnasında uygulanan kırılma kontrolü adı verilen programlarla planlanır. Kırılma kontrol programı servis esnasında oluşabilecek kırılma olayının önlenmesi için hasar toleransı analizi, malzeme seçimi, tasarım geliştirilmesi, yapısal testler, bakım programlarının belirlenmesi gibi süreçlerden oluşur. Kırılma kontrol önlemlerinin derecesi komponentin kritiklik derecesine, komponentin değiştirilmesinin yada hasara uğramasının ekonomik sonuçlarına bağlıdır [37].

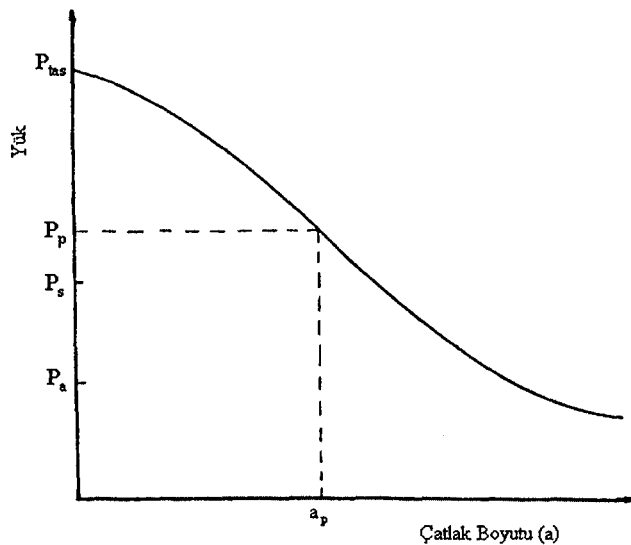
Yapıdaki kusurlar ve yorulma çatlakları gibi mevcut çatlaklar yapının mukavemetini zamanla azaltır. Bundan dolayı, yapıdaki mevcut çatlakların sürekli olarak ilerlemesi sonucu yapının mukavemeti, zamanla normal servis yüklerini taşıyamayacak seviyeye kadar düşer ve en sonunda kırılma olayı gerçekleşir.

Kırılma olayının önlenmesi ile yapı mukavemeti belirli bir emniyet seviyesinin altına düşmez. Yapı mukavemetinin müsaade edilebilir bir sınır değerine düşmeden, çatlakların belirli bir boyuta kadar ilerlemesinin önlenmesi gerekir. Müsaade edilebilir çatlak boyutunun ve emniyetli çalışma ömrünün belirlenebilmesi için yapısal mukavemetin çatlaklardan ne şekilde etkilendiğinin belirlenmesi gerekir. Bunun için ilk olarak çatlakların oluşabileceği bölgeler tespit edilmelidir. Daha sonra çatlak ilerlemesi ve çatlak ilerlemesinin, yapı mukavemetini nasıl etkilediği belirlenmelidir. Bu tipteki bir analiz hasar toleransı analizidir. Hasar toleransı yapının, çatlakların giderilebileceği uygulamaya kadar geçen süre içerisinde çatlaklara, kusurlara karşı dayanabilme özelliğidir. Hasar toleransı analizi ve analiz sonuçları kırılma kontrol programı için bir taban oluşturur. Bakım programları, hasar toleransı analizinden elde edilen bilgilere göre yapılır [37].

Kırılma kontrol planının hazırlanması, parçanın yapısal mukavemetinin çatlaklardan nasıl etkilendiğinin ve çatlakların tehlikeli bir boyuta ilerlemesi için

gereken zamanın belirlenmesine bağlıdır. Şekil 4.10'da çatlak boyutunun yapının mukavemeti üzerindeki etkisi gösterilmektedir. Çatlak boyutu a ile, mukavemet ise yapının kırılma olayı olmadan hemen önce dayanabileceği maksimum yük P ile ifade edilmiştir. Yeni bir yapının hiçbir kusur içermediği kabul edilirse yani çatlak boyutunun sıfır olması durumunda yeni yapının mukavemeti tasarım mukavemetidir (P_{tas}). Her tasarımda bir emniyet faktörü kullanılmaktadır. Bu faktör farklı şekillerde uygulanabilir. Bazı uygulamalarda emniyet faktörü yüke uygulanırken, bazı uygulamalarda gerilmelere uygulanabilir. Bir parçanın serviste maruz kalabileceği maksimum servis yükü (P_s), emniyet faktörü j ile gösterilirse, yapı aslında maksimum servis yükünün j katındaki yüke dayanabilecek şekilde tasarlanır.

Yapı servis esnasında karşılaşılabileceği tahmin edilen maksimum servis yükünün j katındaki yükleri taşıyabilecek şekilde tasarlanır. Emniyet faktörünün büyüklüğü 1,5 ile 3 arasında değişir. Yapıda bir çatlak olması durumunda yapının mukavemeti, tasarım mukavemetinden daha düşüktür. Yapı mukavemetinin bu değeri kalan mukavemet (P_{kal}), şeklinde tanımlanır. P_{kal} , P_{tas} değerinden daha küçüktür. Bu nedenle yapıda çatlak olması durumunda emniyet faktörü azalacak ve kırılma hasarı oluşma ihtimali daha yüksek olacaktır. Yapının iki yada daha fazla sayıda parçaya ayrılması şeklinde tanımlanan kırılma olayı, yapının P_{kal} kalan mukavemet değerinin maruz kalınan ve yapının kırılma olayı olmadan hemen önce dayanabileceği maksimum yük olan P yükü değerine eşit değerde



Şekil 4.10. Yapı mukavemetinin çatlak boyutu ile değişimi [37]

olduğunda meydana gelir.

Çatlak ilerleme süreci başlangıçta kararlı bir haldedir ve yavaş ilerler. Çatlak belirli bir boyuta ulaştığında kararsız bir hale gelir ve daha hızla ilerler. En sonunda yapı kırılarak iki yada daha fazla parçaya ayrılır. Servis esnasında kalan mukavemet değeri maruz kalınan yükten büyük olduğu sürece çatlak ilerlemeye devam edecek, fakat kırılma olayı gerçekleşmeyecektir. Bunun için servis yüklerinde kırılma olayının meydana gelmemesi için çatlakların çok fazla ilerlemelerine izin verilmemelidir. Bunun anlamı yapının kalan mukavemet sınırı değeri, parçanın serviste maruz kalabileceği maksimum servis yükü olan P_s değerinin üzerinde olmalıdır. Bunun için kalan emniyet faktörü olarak adlandırılan ikinci bir emniyet faktörü kullanılır. Kalan emniyet faktörü g ile gösterilirse, yapının müsaade edilebilir kalan mukavemet değeri P_p 4.1 eşitliğindeki gibi olmalıdır.

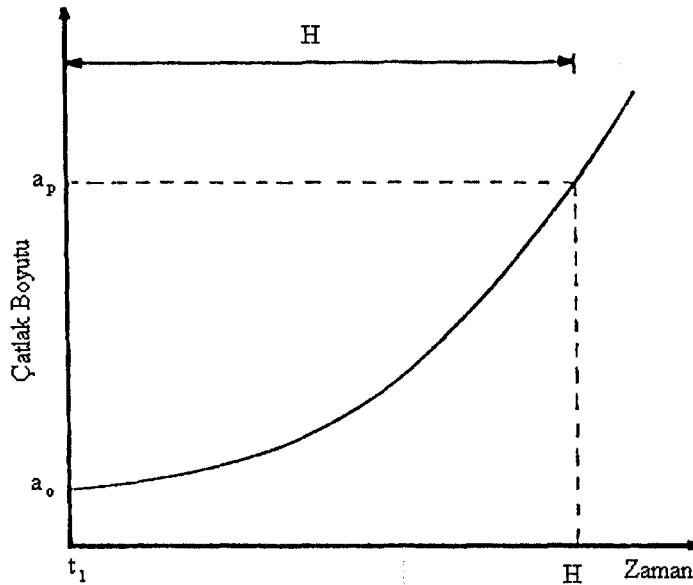
$$P_p > g \times P_s \quad (4.1)$$

Bu j ve g değerleri askeri, sivil gibi uçak tiplerine bağlı olup, tasarım mühendisleri yada kullanıcılar tarafından değil mühendislik yada hükümet otoriteleri tarafından yayınlanmış düzenlemelerde belirtilmiştir. Bu değerlerin belirlenmesiyle parçanın kalan mukavemet diyagramı şeklinde adlandırılan Şekil 4.10'daki grafik belirlenebilir. Kalan mukavemet diyagramının ve P_p değerinin, belirlenmesiyle müsaade edilebilir maksimum çatlak boyutu (a_p), diyagramdan belirlenebilir. Müsaade edilebilir en büyük çatlak boyutunun belirlenebilmesi için ilk önce kalan mukavemet diyagramının belirlenmesi gerekir. P_p ve a_p değerleri farklı yapıdaki komponentler ve farklı çatlak bölgeleri için değişik olacaktır.

Müsaade edilebilir çatlak boyutunun bir diğer adı kritik çatlak boyutudur. Kırılma kontrol programının amacı servis esnasında parça yada komponentlerde kritik çatlakların oluşumunun önlenmesidir. Kritik çatlak, servis esnasında kırılmaya yol açabilecek çatlaktır. Çatlakların bu kritik çatlak boyutundan daha fazla ilerlemelerine izin verilmemelidir. Bunun yerine, çatlakların a_p boyutuna kadar ilerlemelerine izin verilir. Çatlaklar bu boyutta iken sadece P_p yükü altında

iken kritik olabilirler. Hasar toleransının ikinci amacı Şekil 4.11'de gösterilen çatlak ilerleme eğrisinin belirlenmesidir.

Serviste parça yada komponent yapısında oluşan yorulma çatlakları zamana bağlı olarak Şekil 4.11'de görülen konveks formda ilerler. Şekil 4.11'de yapıdaki mevcut başlangıç boyutu (a_0) olan bir çatlağın zamanla müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p 'ye kadar ilerlemesi gösterilmektedir. Çatlağın müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p 'ye kadar ilerlemesi boyunca geçen zaman bu parçanın H ile gösterilen emniyetli çalışma ömrüdür. Başlangıçtaki a_0 boyutundaki çatlak, kontrol faaliyetlerindeki çatlak belirleme sınırı olabilir. Başlangıçtaki a_0 boyutundaki çatlak, H ile gösterilen süre sonunda müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p 'ye ilerler. Bu boyuttan daha büyük çatlaklara izin verilmemesinden dolayı H süresinden önce çatlak belirlenmelidir. Yorulma çatlaklarının parça mukavemetini etkileyebilecek kritik çatlak boyutuna ilerlemesinden önce belirlenmesi ve giderilmesi ile emniyet sağlanmış olur. Bundan dolayı, yorulma çatlaklarının, bu boyuta gelmeden önce periyodik olarak uygulanan TKY ile tespit edilmeleri gerekir.



Şekil 4.11. Yorulma çatlaklarının servis esnasında zamanla değişimi [37]

Servis esnasında parça yapısındaki yorulma çatlaklarının a_0 boyutundan müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p 'ye ilerlemesine kadar geçen H süresi esnasında tespit edilmesi gerekir. İlk kontrol işleminin uygulandığı t_1 anında çatlak, bu çatlak boyutunun belirlenmesindeki sınır değer olmasından dolayı tespit edilemeyebilir. Bir sonraki kontrol faaliyeti H kadar süre sonra yapılırsa çatlak a_p boyutuna daha önceden ulaşmış olabilir. Bu nedenle uygulanacak kontrol faaliyetinin aralığı H 'tan küçük olmalıdır.

Kontrol aralığı (I), uygulamalarda genellikle $H/2$ gibi bir değer seçilir. Çatlakın ne zaman başlayacağı Şekil 4.11'de görüldüğü gibi çok önemli değildir. $H/2$ aralığına göre uygulanan kontrol faaliyetleri, çatlakın ne zaman başladığı göz önüne alınmaksızın iki defa çatlak belirleme imkanı tanır. Kontrol aralığı $H/3$ seçilirse çatlak ne zaman başlarsa başlasın ve hangi TKY metodu kullanılırsa kullanılsın a_0 ile a_p arasında üç defa kontrol imkanı oluşur. H 'ın ve daha sonra uygulanacak olan kontrol faaliyetinin aralığı, belirlenebilen çatlak boyutuna göre tayin edilir [37].

Uygulanacak olan bakım yada kontrol faaliyeti aralığı uzunluğunun belirlenmesi kontrol işleminde uygulanacak olan tahribatsız kontrol yönteminin çatlak tespit olasılığına, belirlenebilir çatlak boyutu seçimine, çatlak ilerleme eğrisinin biçimi gibi faktörlere bağlıdır. Kontrol faaliyetinde çatlak belirlenmesi kontrolörün becerisine, uygulanacak olan işlemin ve yöntemin hassasiyetine, kontrol edilecek kısmın ulaşılabilirliğine, çatlak içersinde korozyon ürünleri gibi yanılığa sebep olabilecek yabancı maddelerin bulunması ihtimaline bağlıdır.

Kontrol yönteminin belirleyebileceği a_0 boyutunda belirli bir çatlak boyutu varır. Bu boyuttan daha küçük boyuttaki çatlaklar tespit edilemez. Örneğin gözle kontrol ile ultrasonik kontrol yöntemler karşılaştırılırsa, gözle yapılan kontrol işleminde çatlakın belirlenebilmesi kontrol eden kişinin görüş kapasitesine bağlıdır. Ultrasonik kontrol yönteminde ise çatlakın belirlenebilmesi, kontrol işleminde kullanılan cihaz kapasitesine bağlıdır.

Gözle kontrol yönteminde, gözün görebileceği makro boyuttaki yorulma çatlakları belirlenebilirken, ultrasonik kontrolde çok küçük dalga boylu, yüksek frekanslı yüzey dalgaları kullanılarak yorulma çatlakları belirlenebilir. Çok büyük boyutlu çatlaklar için bile çatlakın bir kontrol yöntemi ile tespit olasılığı hiçbir

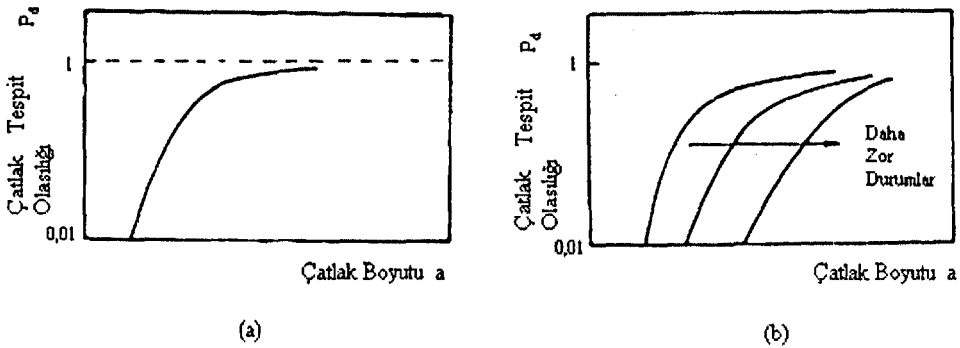
zaman 1'e eşit olmaz. Kontrol işlemi sırasında herhangi bir çatlak kaçırılarak belirlenemeyebilir. Çatlak boyutuna bağlı olarak çatlak tespit olasılığının değişimi Şekil 4.12. a' da ki gibi gösterilebilir. Şekil 4.12. b'de ise belirlenebilir çatlak boyutu farklı olan çatlakların çatlak tespit olasılığının değişimine etkisi gösterilmektedir. Şekil 4.12 a'daki çatlak tespit olasılık eğrisi 4.4 nolu eşitlikle tanımlanır.

$$P = 1 - e^{-((a-a_0)/(\lambda-a_0))^\alpha} \quad (4.4)$$

Eşitlikteki a_0 çatlak tespit olasılığının sıfır olduğu, yani çatlağın kontrol yöntemi ile belirlenemediği çatlak boyutu, λ ve α , grafiğin çiziminde kullanılan parametreler, p çatlak tespit olasılığını, a ise kontrolörün uygulanan kontrolde belirleyebildiği çatlak boyutudur. Çatlağın tespit edilememe olasılığı q sembolü ile gösterilir ve 4.2 eşitliği ile belirlenir

$$q = 1 - p \quad (4.5)$$

Çatlak, ilerlemesi esnasında müsaade edilebilir çatlak boyutuna ulaşmadan birkaç defa kontrol edilmelidir. Her bir kontrolde bu çatlağın belirlenme ihtimali vardır. Çatlak boyutu arttıkça çatlağın tespit edilebilme olasılığı da artar.



Şekil 4.12. Çatlak boyutuna bağlı olarak çatlak tespit olasılığının değişimi [37]

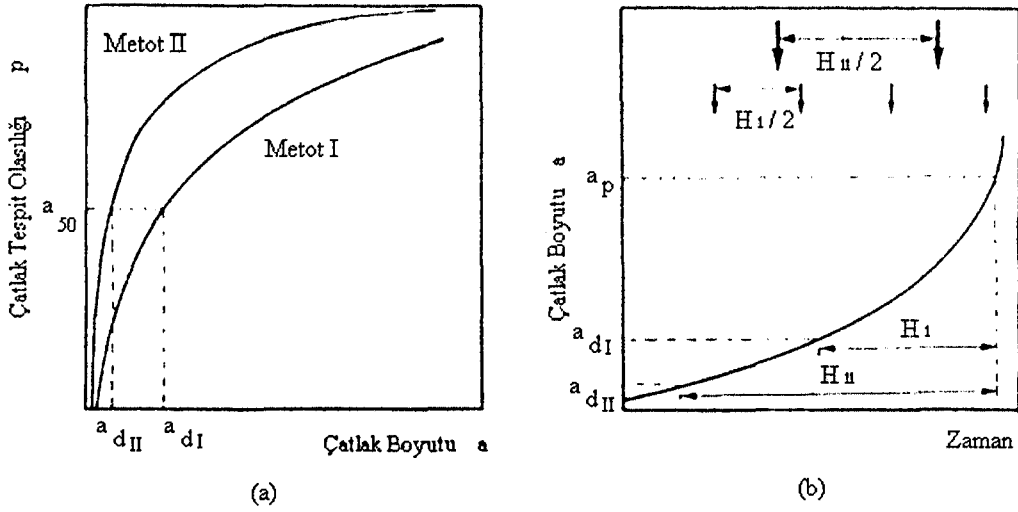
- Bir kontrol işlemi sonucunda elde edilen çatlak belirleme olasılık değerleri
- Farklı belirlenebilir çatlak boyutlarının etkisi

Aynı hızda ilerleyen 100 çatlak göz önüne alınır ve ilk kontrol aralığında çatlak tespit olasılığı $p = 0.2$ olan bir kontrol işlemi uygulanırsa, çatlak tespit edilememe olasılığı 4.2 bağıntısına göre 0.8 olur. Bir sonraki kontrol aralığında çatlaklar daha büyük boyutlarda olacaklarından, aynı kontrol yönteminin daha büyük boyuttaki çatlak tespit olasılığı artacaktır. İkinci kontrol aralığında çatlak belirleme olasılığı 0.6 olarak kabul edilirse, çatlak tespit edilememe olasılığı ise 0.4 olur. İkinci kontrol işlemiyle kalan 80 çatlaktan 48 çatlak belirlenecek, 32 çatlak ise yapılan iki kontrol işlemi sonunda hala belirlenemeyecektir. Yapılan tüm kontroller sonucunda çatlakların toplam belirlenememe olasılığı Q ile gösterilirse, değeri 4.6 eşitliğiyle bulunur.

$$Q = q_1 \times q_2 \times q_3 \times \dots \times q_n \quad (4.6)$$

4.6 nolu eşitlikteki n , uygulanan kontrol işlemi sayısıdır. Örneğe göre toplam çatlak tespit edilememe olasılığı 0,32 olarak bulunur. Çatlakların toplam tespit edilebilme olasılığı ise 0,68'dir. Sonuç olarak yapılan iki kontrol işlemi sonucunda 68 çatlak belirlenmiş, 32 çatlak ise belirlenememiş olur.

Uygulanan tahribatsız kontrol yöntemlerinin çatlak tespit olasılıkları, çatlakların belirlenmesi için uygulanan kontrol işlemi aralıklarının belirlenmesinde önemli rol oynar. Şekil 4.13 a'da bir çatlak belirlenmesinde kullanılan iki farklı tahribatsız kontrol yönteminin bir kontrol işleminde çatlak boyutuna göre sahip oldukları çatlak belirleme olasılıkları gösterilmektedir. Gözle kontrol yöntemi ve ultrasonik kontrol yöntemi kullanılmıştır. Belirlenebilir çatlak boyutu a_d , müsaade edilebilir maksimum çatlak boyutu a_p ile gösterilirse, çatlak boyutunun a_d 'den a_p 'ye kadar ilerlemesi için gereken süre H , uygulanacak kontrol işlemi aralığı I , H 'ın yarısı seçilirse $I = H/2$ olur. Belirlenebilir çatlak boyutu % 50 çatlak tespit olasılığındaki çatlak boyutu seçilirse, bu yöntemlerle uygulanan kontrol işlemi sonucunda bu yöntemlerin belirleyebildiği çatlak boyutuna göre Şekil 4.13 b'deki gibi kontrol aralıkları belirlenir. Yöntemlerin bu olasılıkla belirleyebildikleri çatlak boyutları farklı olduğundan $H/2$ ve $H_1/2$ gibi iki farklı kontrol işlem aralığı bulunur. Şekil 4.13 a'da görüldüğü gibi yöntemlerin çatlak tespit olasılıkları farklıdır.



Metot I : Gözle Kontrol
 Metot II : Ultrasonla Kontrol

Şekil 4.13. Farklı kontrol metotlarına göre bakım aralıklarının belirlenmesi [37]

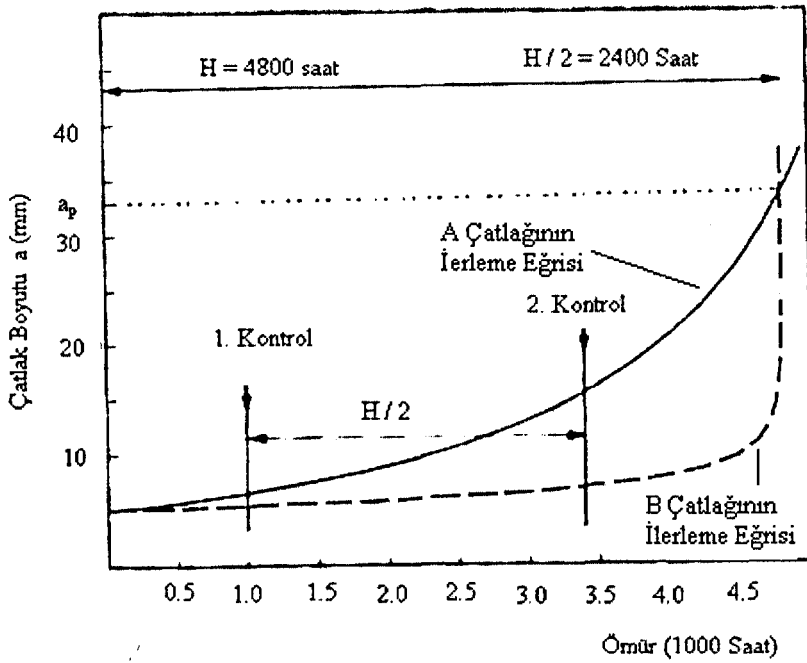
- Bir kontrol işleminde iki metodun çatlak tespit olasılıkları
- İki kontrol metodu için çatlak ilerleme grafiği ve bakım aralıkları

Kontrol işlem aralığı $I = H/2$ seçildiğinde, ultrasonik kontrol yöntemiyle uygulanacak olan kontrol işlemi aralığı, gözle kontrol yönteminde uygulanacak kontrol işlemi aralığına göre daha uzun olur. Fakat emniyet seviyesi her iki seviyede aynı değildir. Emniyet seviyesi yerine kullanılabilen toplam çatlak tespit olasılıkları farklı olacaktır.

Kontrol işlemi aralıklarının belirlenmesinde önemli rol oynayan bir diğer etken çatlak ilerleme grafiğinin biçimidir. Farklı iki geometrik yapıya ait A ve B gibi harflerle gösterilen çatlak ilerleme eğrileri Şekil 4.14'te verilmektedir. Her iki çatlak için belirlenebilir çatlak boyutu $a_d = 5$ mm, müsaade edilebilir maksimum çatlak boyutu $a_p = 33$ mm seçilirse, çatlakın a_d 'den a_p 'ye kadar ilerlemesi esnasında geçen süre $H = 4800$ saat bulunur. Uygulanacak olan kontrol işlem aralığı 4.7 nolu eşitlik kullanılarak

$$I = H/2 \quad (4.7)$$

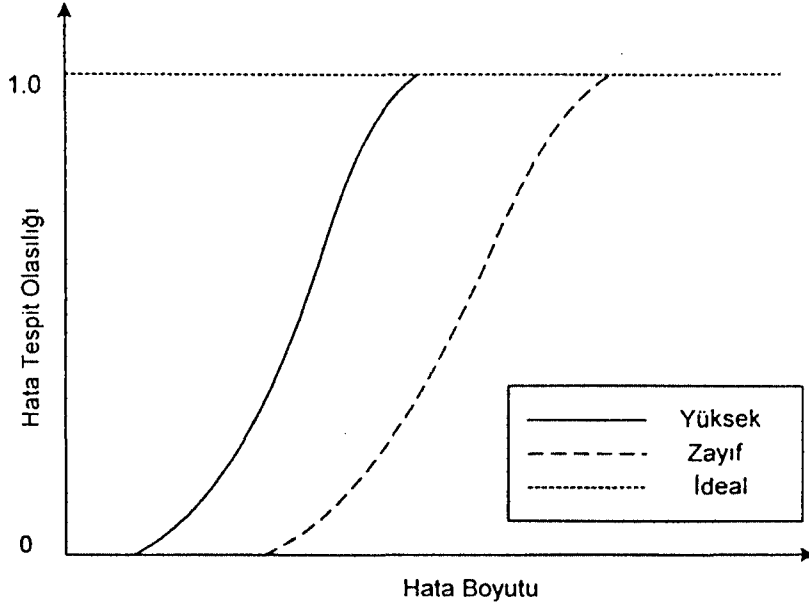
$I = H/2 = 4800/2 = 2400$ saat bulunur.



Şekil 4.14. Farklı çatlak ilerleme eğrilerine göre kontrol aralıklarının değişimi [37]

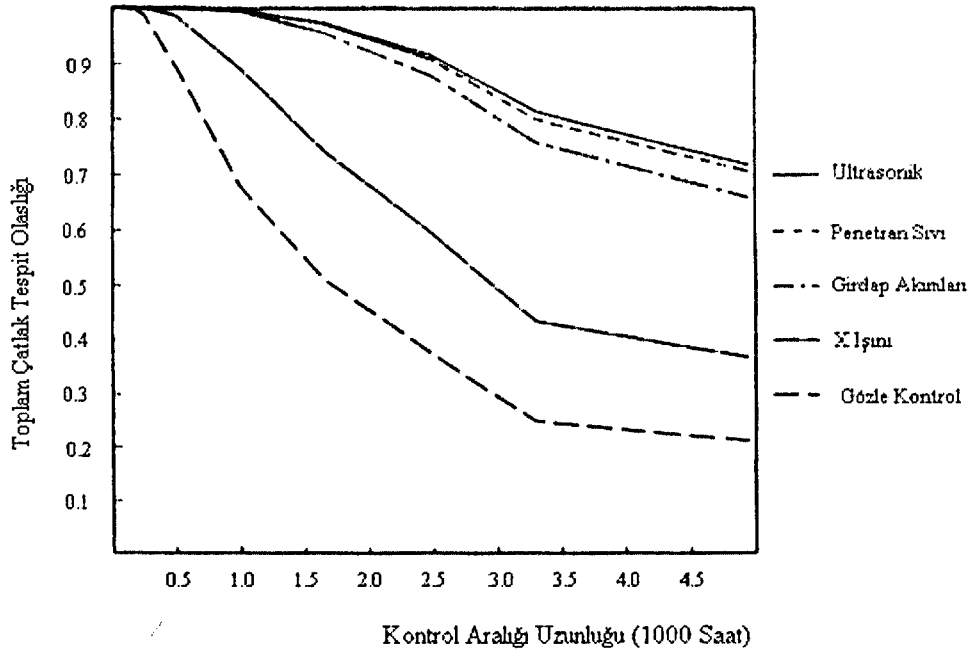
Sonuç olarak her iki çatlakta aynı sıklıkla kontrol edilecektir. Fakat A harfi ile gösterilen çatlak, B harfi ile gösterilen çatlağa göre daha hızlı ilerlediğinden, A çatlağının belirlenebilme ihtimali, B çatlağına göre daha yüksek olacaktır. Kontrol işlemi aralığının belirlenmesinde her iki çatlağa aynı kural uygulanmasına rağmen çatlağın belirlenmesinde aynı emniyet seviyesi elde edilemez. Kontrol edilecek parçanın büyük veya küçük olması, ulaşılabilirliği, kontrol işlemini uygulayacak olan kontrolörün eğitim seviyesi ve becerisi çatlak tespit olasılık grafiğini etkileyen faktörlerdir [37].

Uygulayıcı personelin eğitim seviyesinin hata belirleme performansına etkisi Şekil 4.15'teki gibi gösterilebilir. Eğrilerden, yüksek eğitim düzeyine sahip operatörlerin, belirli bir hata tespit olasılık değerindeki belirleyebildikleri hata boyutunun, yetersiz eğitime sahip operatörlerin aynı olasılık değeri için belirleyebildikleri hata boyutundan çok daha küçük olduğu görülmektedir. Bu durum eğitim düzeyinin yüksek olmasının, tahribatsız kontrol faaliyetinin sonuç hassasiyetini yükseltebildiğini göstermektedir [36].

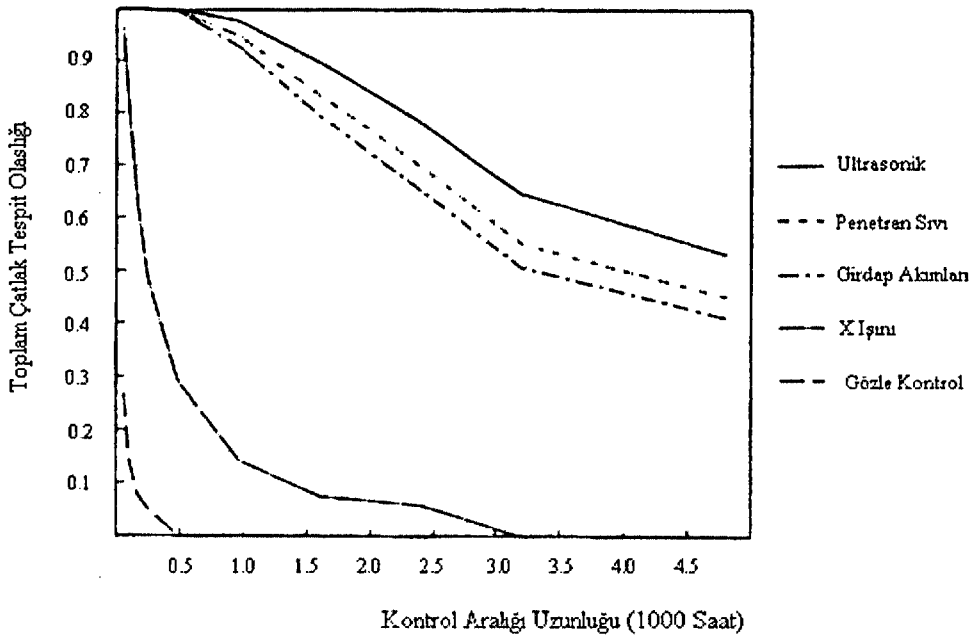


Şekil 4.15. Personel eğitim düzeyinin, hata tespit olasılığına etkileri [36]

Kontrol işlemi aralığının uzunluğu, belirli bir emniyet seviyesini sağlayacak şekilde belirlenmelidir. Emniyet seviyesi olarak toplam çatlak tespit olasılık değeri kullanılabilir. Amaçlanan toplam çatlak tespit olasılık değeri % 95 yada % 98 olarak seçilebilir. Aynı toplam çatlak tespit olasılık değeri için uygulanacak olan kontrol işlem aralığı uzunluğu, uygulanan farklı kontrol metotlarına, farklı çatlak ilerleme eğrilerine, kontrol edilecek kısmın ulaşılabilirliğine ve büyüklüğüne bağlı olarak farklı olacaktır [37]. Fakat toplam çatlak tespit olasılığı eşit olduğu için emniyet seviyesi de eşit olacaktır. Şekil 4.14' teki A ve B ile gösterilen çatlak ilerleme eğrileri için, aynı toplam çatlak tespit olasılık değerlerindeki farklı kontrol yöntemlerinin kontrol işlem aralığı uzunluğuna etkisi sırasıyla Şekil 4.16'daki ve Şekil 4.17'deki gibi olacaktır. Şekil 4.16 ve 4.17 incelendiğinde belirli bir kontrol aralık uzunluk değeri için ultrasonik kontrol, penetran sıvı kontrol ve girdap akımları ile kontrol yöntemlerinin X ışını ve gözle kontrol yöntemine göre bir çatlağı daha yüksek olasılıkla tespit edilebildiği görülebilir. Ayrıca belirli bir kontrol aralık uzunluğu değeri için, A ile gösterilen çatlağa göre daha yavaş ilerleyen B çatlağının tespit edilebilme olasılığının A çatlağına göre oldukça düştüğü görülebilir. Bu düşüş X ışını ve gözle kontrol yönteminde daha fazla olmuştur.

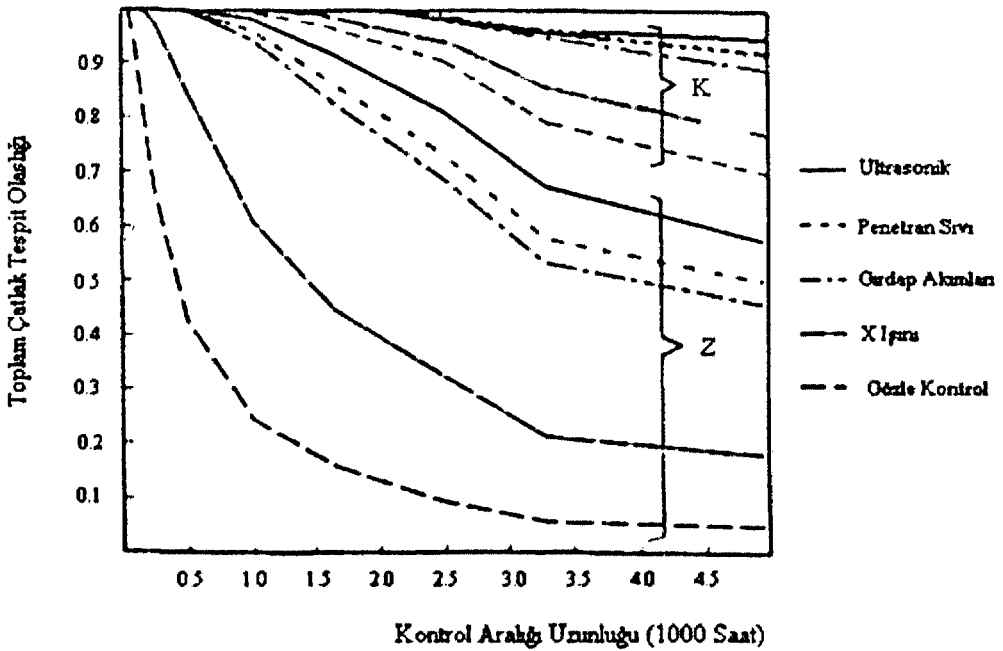


Şekil 4.16. Farklı kontrol yöntemlerinin A çatlaklarının ilerleme eğrisi için kontrol aralığı uzunluğuna etkisi [37]



Şekil 4.17. Farklı kontrol yöntemlerinin B çatlaklarının ilerleme eğrisi için kontrol aralığı uzunluğuna etkisi [37]

Şekil 4.18’de ise A çatlağının tespit edilebilme olasılığının kontrol edilen yerin ulaşılabilirliğinden ve karmaşıklığından nasıl etkilendiği gösterilmektedir. Şekil 4.18’deki K, kolay ulaşılabilir yeri, Z ise zor ulaşılabilir yeri ifade etmektedir. Şekil 4.18’den kolay ulaşılabilen bir yerdeki A çatlağının belirli bir kontrol aralığı uzunluk değeri için zor ulaşılan bir yerdeki A çatlağına göre daha yüksek olasılıklarla tespit edilebildiği görülmektedir.



Şekil 4.18. Farklı kontrol yöntemlerinin A çatlağının ilerleme eğrisi ve ulaşılabilirlikleri farklı iki yer için, kontrol aralığı uzunluğuna etkisi, K : Kolay ulaşılabilir yer, Z : Zor ulaşılabilir yer [37]

5. JET MOTOR BAKIMINDA YORULMA HASARININ BELİRLENMESİ

Jet motor komponentleri, çalışmaları esnasında değişken genlikli yükler sebebiyle yorulma hasarlarına maruz kalmaktadırlar. Yorulma hasarı genellikle yüzeyden başlayan çatlaklar şeklinde oluşur. Yüzeyden başlayan çatlaklar, maruz kalınan gerilmelerin etkisiyle kalan parça kesitinin, gerilmelere dayanamayacağı kritik bir boyuta kadar ilerlemesinden sonra kırılma olayını gerçekleştirir.

Hasara uğradığında uçuş emniyetini etkileyebilecek, kritik olarak adlandırılan komponentlerde serviste oluşan yorulma çatlaklarının belirli bir kritik boyuta ilerlemelerinden önce tespit edilmeleri ve bu komponente uygun işlemlerin uygulanması gerekir. Jet motor komponentlerinde serviste çalışmaları esnasında oluşan yorulma çatlaklarının belirlenmesi ve izlenmesi programlı ve programsız bakım faaliyetlerinin bünyesinde uygulanan Tahribatsız Kontrol Yöntemleri ile yapılır. Programlı bakım faaliyetleri tavsiye edilen programlı bakımlar arası geçen uçuş sayısı yada uçuş sayısının doldurulması gibi bakım el kitaplarında belirlenmiş aralıklarda uygulanır. Programsız bakım faaliyetleri ise, motor çalışma performansındaki normal dışı kayıplar, aşırı egzoz gaz sıcaklığı, motora yabancı madde girmesi, motorun sıcak çalıştırılması yada motor yağında metal parçacıkların aşırı miktarda bulunması gibi sebeplerle uygulanabilir Kontrol edilecek parçanın uçak üzerinden sökülerek yada sökülmeden kontrol edilebilir. Uçak üzerinde parçalar sökülmeden yapılan kontrol işlemleri ile kontrol edilecek parçanın sökme takma işlemleri için harcanan emek ve zamandan tasarruf sağlanabilir. Ayrıca kısa sürede yapılan kontrol işlemleri ile uçakların hızlı bir şekilde gelişmesi ve taşımacılıktaki öneminin artmasıyla yükselen yerde kalma maliyetlerinden de tasarruf sağlanmış olur.

Uçak imalatçıları uçak gövde ve motorunun, her bölümü için uygulanması gereken test metodu ve uygulanma aralıkları konusunda tavsiyelerde bulunur. Bunlar TKY prosedürleri ile ilgili olup imalatçı firmaların bakım el kitaplarında, servis bültenlerinde belirtilmiştir. Bu prosedürler, aynı zamanda deneyimler sonucunda problemlerle karşılaşılan kısımlarda, kontrol gereksinimi belirlenmesi sonucu uçak kullanıcıları tarafından geliştirilebilir.

İlgili prosedürler, her bir teknisyenin testi uygulaması esnasında aynı sonuçları alması açısından yeterli derecede detaylı bilgi içermelidirler.

Genelde jet motor bakımında serviste yorulma çatlaklarının belirlenmesinde uygulanan başlıca tahribatsız kontrol yöntemleri; gözle kontrol, optik aletlerle kontrol, penetran sıvı ile kontrol, manyetik parçacıklarla kontrol girdap akımları ile kontrol ve ultrasonik kontrol yöntemleridir. Bu yöntemler her seviyedeki jet motor bakım faaliyetlerinde uygulanabilir. Yorulma hasarlarının tespit edilmesinde bu yöntemlerin dışında bazı yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemler x ışını radyografisi, gama ışını radyografisi, nötron radyografisi, akustik emisyon, x ışını tomografisi, yüzey kopya yöntemi, termografi ve optik holografi olarak sıralanabilir.

Uygulanan yöntemler prensipleri, gerektirdiği teçhizatlar ve tespit ettiği süreksizlikler bakımından farklılıklar gösterirler. Yapıdaki yorulma çatlakları gibi olası süreksizlikleri tespit etmek için uygulanacak olan tahribatsız kontrol yönteminin seçimi, kontrol edilecek parçanın malzeme özelliklerine ve kontrol işleminin hassasiyet derecesi gibi faktörlere bağlıdır.

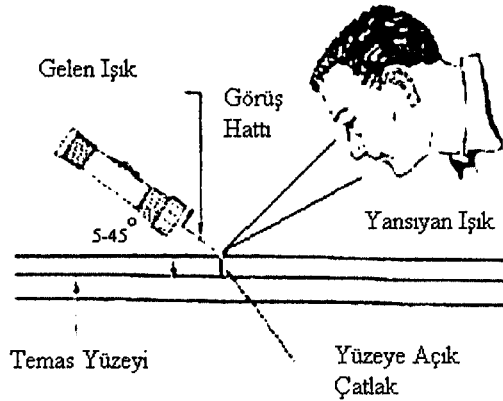
Yorulma çatlaklarının belirlenmesinde hangi yöntem uygulanacak olursa olsun ve hangi seviyede bakım yapılırsa yapılsın test edilecek yapının öncelikli olarak, genel bir göz kontrolü yapılmalıdır. Bu, büyük harici hasarların tespitini sağlar. Böylece teçhizat kullanılarak harcanan zaman ve iş gücünden tasarruf edilmiş olur. Gözle kontrolle tespit edilemeyen yada ulaşılamayan yerlerin kontrolü optik aletler kullanılarak yapılır. Ayrıca kontrol edilecek parçanın malzeme özelliklerine göre penetran sıvı, girdap akımları, manyetik parçacıklarla kontrol, ultrasonik kontrol gibi uygun yöntemler seçilerek yorulma süreksizlikleri belirlenebilir. Bu yöntemler programlı ve programsız bakım faaliyetleri bünyesinde uçak üzerinde motor parçaları sökülmeden uygulanabilme avantajlarına sahiptir. Sökülen parçaların, fabrika seviyesi bakımında gerektiğinde daha detaylı kontrol edilme imkanı vardır. Yöntemlerin uygulanmasında test parçasının bileşimi ve geometrisi ve boyutu göz önünde bulundurulmalıdır.

5.1. Yorulma Hasarının Belirlenmesinde Kullanılan Yöntemler

5.1.1. Gözle kontrol yöntemi

Tahribatsız kontrol yöntemlerinde yüzeye açık süreksizliklerin tespitinde kullanılan en temel ve basit yöntemdir. Bu yöntemle belirli bir parçanın yüzeye açık kısımları, gözle görülebilecek çatlak ve korozyon gibi genel yapısal hataların varlığının belirlenmesi açısından gözle kontrol edilir. Gözle kontrolde kontrol edilecek yüzeye ulaşabilme, yüzeyin temizliği, hatanın yeterli boyutsal büyüklüğe sahip olma zorunluluğu bu yöntemi sınırlayan faktörlerdir. Gözle kontrolde iyi bir ışık kaynağı, büyüteçler ve aynalar yardımcı aletler olarak kullanılabilir. Görüş imkanı zor olan bölgelerde uygun ışık kaynakları kullanılabilir. Bu yöntemle geniş alanların çok kısa bir süre içerisinde kontrol edilmesi mümkündür [46].

Şekil 5.1’de malzeme yüzeyinin çıplak gözle muayenesi görülmektedir. Gözle kontrolde en önemli unsurların başında, kontrol edilen yerde ne tür bir hata arandığının belirlenmesi gelir. Jet motorlarında motor tutucularının ve motor hava alığı ile egzoz bölgelerinin incelenmesi, gözle kontrolle gerçekleştirilir. Türbin ve fan rotor palelerinin ve alçak basınç türbin rotor palelerinin her seviye bakım faaliyetinde hasar kontrolleri gözle kontrolle yapılır [36].



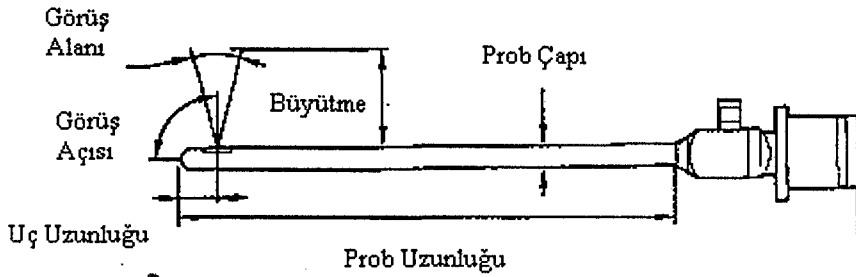
Şekil 5.1. Malzeme yüzeyinin gözle kontrolü [46]

5.1.2. Optik aletlerle kontrol yöntemi

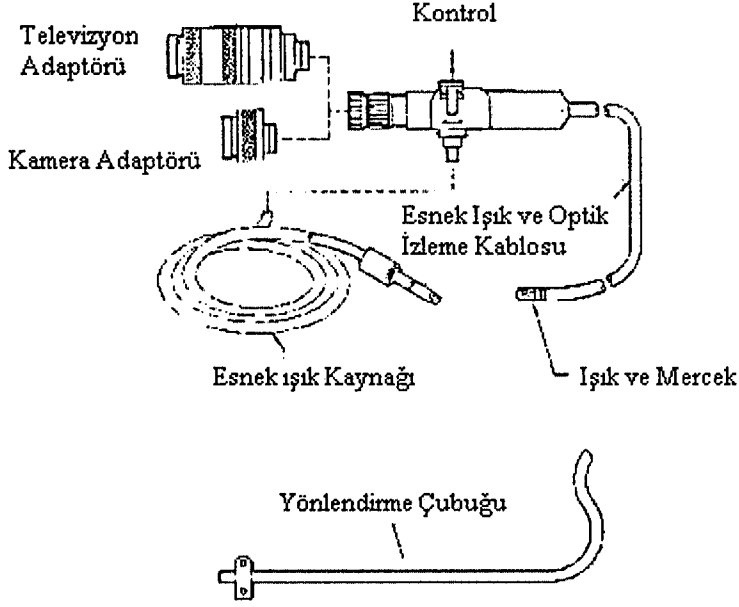
Optik aletlerle kontrol, çıplak gözle ulaşılamayan ve tespit edilemeyecek kadar küçük olan süreksizliklerin belirlenmesinde kullanılan bir yöntemdir. İnsan gözünün göremeyeceği kadar küçük boyuttaki süreksizlikler baroskop, endoskop ve mikroskop gibi optik aletlerin kullanımıyla kontrol edilebilir.

Jet motor bakımında en yaygın olarak kullanılan optik alet baroskoptur. Baroskop, küçük çaplı giriş delikleri yardımıyla jet motorlarının ulaşılamayan iç kısımlarının görsel olarak kontrol edilmesi için tasarlanmış, hassas optik bir cihazdır. Baroskop kontrolü, jet motor bakım programında motor durumunun izlenmesindeki en önemli unsurdur. Hat bakım kontrollerinde sökülen bir motorun dönen parçalarının % 90'ından fazlası baroskop kontrolü sayesinde yapılır [47]. Bir jet motorunda fan, kompresör paleleri ve kanatçıkları, yanma odasının iç kısımları, türbin paleleri ve kanatçıkları, baroskopta en çok kontrol edilen parçalardır.

Kontrol edilecek komponentin, yerine ve biçimine göre kullanılan bir çok baroskop çeşidi mevcuttur. Bazı komponentlerin kontrolü için sabit baroskoplardan yeterli olabilir. Ulaşılması zor olan komponentler için ise farklı özelliklere sahip esnek yapıda, boyu uzatılabilen, çeşitli biçimlerde aydınlatmalı (sağ açılı, sol açılı, geriye dönük açılı) baroskoplardan en uygun olanı kullanılır. Jet motorlarında bazı parçaların baroskopta kontrollerinin yapılabilmesi için baroskopun sokulabileceği özel kısımlar vardır. Baroskop bu özel kısımlardan sokularak, kontrol edilmesi gereken parçalar rahatlıkla kontrol edilebilir. Şekil 5.2 ve Şekil 5.3'te sabit ve esnek yapıdaki baroskoplardan gösterilmektedir.



Şekil 5.2. Sabit baroskop [47]



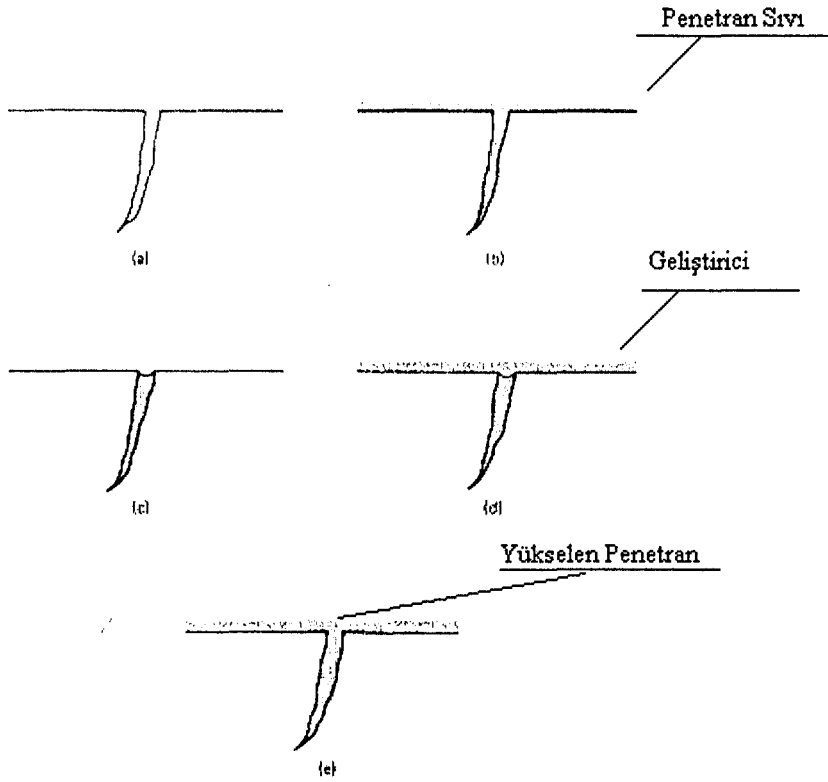
Şekil 5.3. Esnek baroskop [47]

Çıplak gözle ve baroskopa tespit edilemeyecek kadar küçük seviyedeki yorulma çatlakları gibi süreksizlikler, 5 ile 500 kat arasında değişen oranlarda büyütme kapasitesine sahip optik mikroskopların kullanımıyla tespit edilebilir [36].

5.1.3. Penetran sıvı ile kontrol yöntemi

Penetran sıvı, sadece yüzeye açık süreksizliklerin belirlenmesinde kullanılan bir yöntemdir. Kontrol işlemi çeşitli aşamalardan oluşur. Yöntemin etkinliği, muayene edilen parçanın yüzey niteliği ve yüzey temizliği, hatanın çeşidi ve muayene sıcaklığı gibi faktörlerden etkilenir. Penetran sıvı kontrol yöntemi Şekil 5.4'te gösterilen beş temel işlemin uygulanmasıyla gerçekleştirilmektedir.

1) Yüzeyin hazırlanması: Penetran sıvı ile muayenede yapılması gereken ilk işlem kontrol edilecek parça yüzeyinin temizlenmesidir. Penetran sıvının yüzeye açık süreksizliklere daha iyi nüfus edebilmesi için kontrol edilecek parça yüzeyinin yağ, su, pas, kir gibi tüm pisliklerden tamamen temizlenmesi gerekmektedir. Parça yüzeyi üzerinde bulunan pislikler penetran sıvının



Şekil 5.4. Penetrasyon sıvısı ile kontrolde uygulanan işlemler [48]

- a) Yüzeyin hazırlanması
- b) Penetrasyon sıvısının uygulanması
- c) Fazla penetrasyon sıvısının temizlenmesi
- d) Geliştirici uygulanması
- e) Parçanın uygun ışık altındaki kontrolü

süreksizliklere girip nüfuz etmesine engel olabilir. Yüzeyin temizlenmesinde, temizlenecek parçanın malzemesine, temizlenecek kirin türüne ve ne derecede temizleme işleminin yapılması gerektiği göz önünde bulundurularak uygun bir temizleme yöntemi gerektiği kadar uygulanmalıdır, yapılan temizleme işleminden sonra parça yüzeyi kurutulmalıdır. (Şekil 5.4 a)

2) Penetrasyon sıvısının uygulanması: Penetrasyon sıvısı parça yüzeyine, kontrol edilecek parça sayısına, büyüklüğüne, biçimine bağlı olarak fırça ile sürülerek, sprey halinde ve parçanın içi penetrasyon sıvısı ile dolu bir tanka daldırılması şeklinde uygulanabilir. Penetrasyon sıvısının yüzeye uygulanmasından sonra yüzeye açık

süreksizliklere nüfuz etmesi için bir süre beklenilmesi gerekir. Bu süre kontrol edilecek parçanın formuna, malzemesine, tespit edilecek süreksizliğin cinsine göre değişecektir. Kontrol edilecek parçanın ve ortam ve parça sıcaklığı nüfuziyet süresini, penetran sıvının özelliklerini etkiler. Parça yüzeyine uygulanan penetran sıvılar ihtiva ettikleri boya maddelerine göre ya da yüzeyden temizlenme tekniklerine göre sınıflandırılırlar. (Şekil 5.4 b)

3) Fazla penetran sıvının temizlenmesi: Süreksizliklerin daha sonra uygun ışık altında tespit edilebilmesi için süreksizlerin bulunduğu kısım dışındaki yüzeylerdeki fazla penetran sıvının temizlenmesi gerekir. Penetran sıvılar, içlerinde penetranla karıştığında, penetranı suyla yıkanabilir hale getiren emülsifier maddesi ihtiva edip etmemelerine göre farklı yöntemlerle temizlenir. İçlerinde emülsifier maddesini içinde ihtiva eden penetran sıvılar, belirli basınç ve sıcaklıktaki suyun yüzeye kontrollü bir şekilde püskürtülmesi ile temizlenebilir. İçinde su ile temizlenebilme özelliğini kazandıran emülsifier maddesi ihtiva etmeyen yüzeydeki fazla penetran sıvılarının temizlenmesi işleminde penetran sıvıya su ile temizlenebilme özelliği kazandırmak için ilk önce penetran sıvı üzerine emülsifier uygulanmalıdır. Emülsifier uygulama işlemi, genellikle daldırma yöntemi uygulanarak yapılır. Emülsifier maddesinin penetran sıvı içersine nüfuz etmesi için belirli bir süre beklendikten sonra yüzeydeki fazla penetran sıvı, belirli bir basınçtaki ve sıcaklıktaki suyun, kontrollü olarak püskürtülmesi ile temizlenebilir. Yüzeydeki fazla penetran sıvının temizlenmesinde kullanılan bir diğer yöntem, solvent madde kullanılarak yapılan temizleme işlemidir. (Şekil 5.4 c)

4) Geliştirici uygulanması: Yüzeydeki fazla penetranın temizlenmesinden sonra süreksizliklerin gözle görülebilir hale getirilebilmesi için yüzeye geliştirici (developer) adı verilen bir madde uygulanır. Süreksizliklerin içersine nüfuz etmiş olan penetran sıvının yüzeye çıkartılmasında kullanılan geliştirici, toz şeklinde, suda süspansiyon halinde veya suda çözülmüş halde ve bir solvent içersinde çözülmüş halde uygulanabilir. Kılcal çatlakların tespitinde duyarlılığı en fazla olan solvent içersinde çözülmüş olan geliştiriciler püskürtme şeklinde uygulanırlar. Geliştirici maddesinin süreksizlik içersine nüfuz etmesi için gereken sürenin geçmesinden sonra parça yüzeyi kurutulur. (Şekil 5.4 d)

5) Parçanın uygun ışık altındaki kontrolü: Parça yüzeyi penetran sıvı uygulama işlemindeki uygulanan penetran sıvının ihtiva ettiği boya maddelerine bağlı olarak uygun ışık altında incelenir. Penetran sıvılar ihtiva ettikleri boya maddelerine göre fulerasan penetranlar, renk kontrast penetranlar ve çift duyarlıklı penetranlar olmak üzere üç şekilde sınıflandırılırlar. Fulerasan penetranlar ultraviole ışık altında bir karanlık oda içerisinde incelenirler. Ultraviole ışık altında sarı veya yeşil renkte görünür ışık yayma özelliğine sahiptirler. Renk kontrast penetranlar normal ışık altında incelenirler ve kırmızı ışıkla ayırt edilirler. Çift duyarlıklı penetranlar her iki penetranın özelliklerine de sahiptirler yani bu penetranlar ultraviole ışık altında incelendiğinde sarı, yeşil renk, normal ışık altında incelendiğinde ise kırmızı renkle ayırt edilirler [48,49,50]. (Şekil 5.4. e)

Jet motor bakımında, hat seviyesi bakımda uçak üzerindeki parçaların ve büyük bakımlarda sökülmiş olan motor parçalarının yüzey kısımlarının yorulma hasar incelemeleri, penetran sıvı yöntemi ile gerçekleştirilmektedir. Yüzeylerde oluşan ve hataları belirten penetran izleri, fotoğraf veya lazer yüzey tarama teknikleri ile kalıcı kayıtları alınarak arşivlenebilir [36].

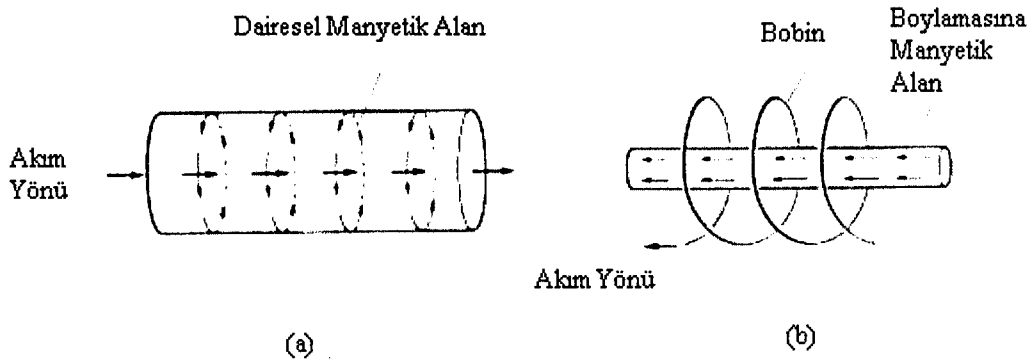
5.1.4. Manyetik parçacık metodu ile kontrol yöntemi

Manyetik parçacık metodu ile kontrol yöntemi, ferromanyetik özelliğe sahip malzemelerden yapılmış parçaların yüzeye açık ve yüzeyin hemen altındaki süreksizliklerin tespit edilmesinde kullanılan bir yöntemdir. İşlem basit temellere dayanır. Kontrol edilecek parça üzerinde, elektrik akımı kullanılarak yönlü manyetik alan oluşturulur. Yapıdaki süreksizlikler, oluşan manyetik alanı bozarak bu bölgelerde kutuplaşmalar oluşturur. Daha sonra parça yüzeyine uygulanan manyetik parçacıklar, kutuplaşmaların olduğu bölgelerde toplanır. Bu manyetik parçacıklar, metal tozları, fulerasan özellikteki renkli tozlar veya sıvı solüsyonlar olabilir. Parça uygun ışık altında incelendiğinde süreksizliklerin parça üzerindeki yeri ve boyutu belirlenebilir. Manyetik parçacık metodu ile kontrol yöntemi 3 işlemin uygulanması ile gerçekleştirilir.

1) Kontrol edilecek parçanın mıknatıslandırılması: Parçanın mıknatıslandırılması test parçasının üzerinden elektrik akımı geçirilmesi yada parçanın manyetik alan içerisinde bulundurulması ile gerçekleştirilir. Parça

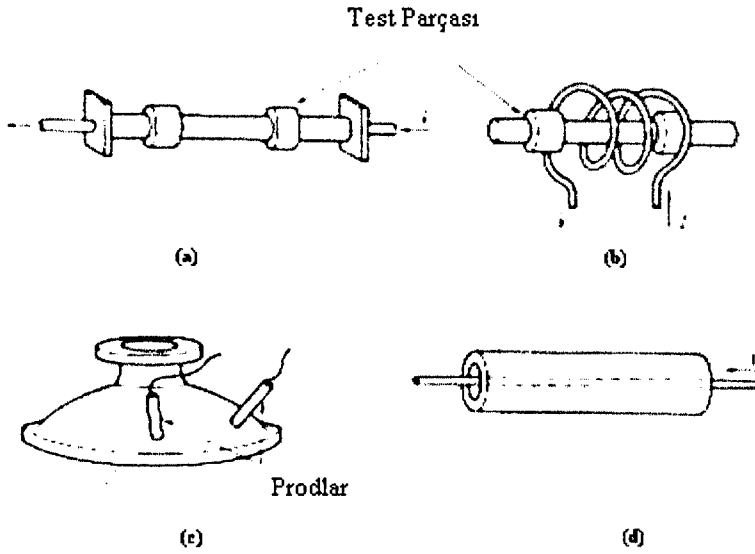
üzerindeki süreksizliklerin etkin bir şekilde tespit edilebilmesi için, oluşturulan manyetik alanın yönüne göre süreksizliğin yönü ve konumu önemlidir. Parça üzerinde oluşan manyetik alanın yönü, parçanın üzerinden ya da çevresinden geçen akım yönü ile belirlenir. Parçanın uzunlaması yönündeki eksenine paralel yöndeki hatalar, dairesel manyetizasyonla, dik yöndeki hatalar ise boylamasına yapılan manyetizasyonlarla kontrol edilmelidirler. Her iki manyetizasyon işlemi için doğru ya da alternatif akım kullanılabilir. Yüzeyin altındaki süreksizliklerin tespitinde genellikle doğru akım, yorulma çatlakları gibi yüzeye açık süreksizliklerin tespitinde ise genellikle alternatif akım kullanılmaktadır. Şekil 5.5 a'da parça üzerinden doğrusal yönde akım geçirilmesi ile parça üzerinde dairesel manyetizasyon, Şekil 5.5 b'de parçanın etrafına, üzerinden akım geçirilen bir bobin yerleştirilerek parça üzerinde boylamasına manyetizasyon elde edilmesi gösterilmektedir. Şekil 5.6'da değişik formlardaki parçaların mıknatıslandırılmasında kullanılan manyetizasyon metotları gösterilmektedir.

Sırasıyla Şekil 5.6 a'da, parçanın tamamından akım geçirilerek dairesel manyetizasyon oluşturulması, Şekil 5.6 b'de, parçanın etrafına üzerinden akım geçirilen bobinin yerleştirilmesi ile boylamasına manyetizasyon oluşturulması, Şekil 5.6 c'de, kontak elemanlar (prodlar) kullanılarak parçanın bölgesel manyetizasyonu, Şekil 5.6 d'de, içinden üzerinden akım geçirilen bir telin geçirilmesi ile bir parçada dairesel manyetizasyon oluşturulması gösterilmektedir.



Şekil 5.5. Manyetizasyon şekilleri [48]

- a) Dairesel manyetizasyon
- b) Boylamasına manyetizasyon



Şekil 5.6. Farklı biçimdeki parçalar için uygulanan manyetizasyon metodları [48]

- a) Dairesel manyetizasyon
- b) Boylamasına manyetizasyon
- c) Kontaktörlerle (prodlarla) oluşturulan bölgesel manyetizasyon
- d) İç kısımda dairesel manyetizasyon

2) Manyetik parçacıkların uygulanması : Kontrol edilecek mıknatıslandırılmış parçadaki süreksizliklerin tespit edilebilmesi için, parça üzerine uygun ışık altında görülebilirliği sağlayan manyetik parçacıkların uygulanması gerekmektedir. Manyetik parçacıklar olarak herhangi bir ferromanyetik özelliğe sahip metal ya da metal oksit tozları kullanılabilir.

Manyetik parçacıklar kontrol edilecek parça yüzeyine uygulanışına göre kuru ve yaş parçacıklar olmak üzere iki çeşittirler. Kuru parçacıklar malzeme yüzeyine hava ile beraber mekanik toz üfleyiciler ile düşük basınçlı bir şekilde uygulanır. Genellikle normal ışıkta daha iyi görülebilmeleri için sarı, kırmızı ya da siyah renktedirler. Kuru tozların yüzeye uygulanmasından önce yüzeydeki gres gibi diğer kirler yanlış değerlendirme yapılmaması için temizlenmelidir.

Fulerasan özelliğe sahip kuru tozların kullanımı da mümkündür. Fulerasan özelliğe sahip kuru tozlar kullanılmışsa, malzeme yüzeyindeki ve yüzeyin hemen altındaki süreksizlikler, ultraviyole ışık altında kontrol edilerek tespit edilebilir. Yaş parçacıklar ise, manyetik özelliğe sahip parçacıkların hafif petrol ürünleri, kerosen ya da su gibi bir taşıyıcı sıvı içerisinde süspansiyon halindedir. Miknatıslandırılmış parçaya uygulanışı, parçanın, içinde taşıyıcı sıvı-manyetik parçacıklar karışımının bulunduğu bir tank ya da banyo içersine daldırılması veya bu karışımın, parça yüzeyine bir tabanca ile püskürtülmesi şeklindedir. Yaş parçacıkların yüzeye uygulamasından sonra parçacıkların kutuplaşmış bölgelere nüfuziyeti için bir süre beklenmelidir. Yaş parçacıklar siyah ya da kırmızı renkte olabilecekleri gibi fulerasan özelliğe de sahip olabilirler. Küçük süreksizliklerin tespit edilmesinde yaş parçacıklar kullanılmalıdır. Bununla birlikte, yüzeyin hemen altındaki süreksizliklerin tespit edilmesi için ise kuru parçacıklar kullanılır.

3) Parçanın uygun ışık kaynağı altında kontrolü: Manyetik parçacıkların uygulanmasından sonra parça, kullanılan manyetik parçacıklara göre uygun ışık altında kontrol edilir. Uygulanan manyetik alanına göre dik yöndeki yorulma çatlakları gibi yüzeydeki ve yüzeyin hemen altındaki süreksizlikler, etkin bir şekilde tespit edilir. Fulerasan özelliğe sahip manyetik parçacıklar kullanıldığında parça, ultraviyole ışık altında, kullanılmıyorsa normal ışık altında incelenmelidir.

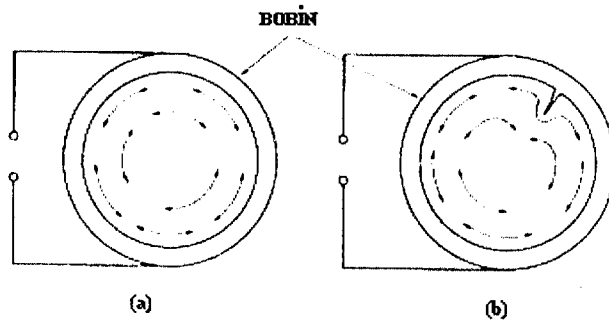
Parçaların uygun ışık altında kontrollerinin yapılmasından sonra parçalar uygun temizleme yöntemleriyle temizlenmelidir. Çünkü bu manyetik parçacıkların aşındırma etkisi vardır. Temizleme işleminden sonra miknatıslandırılmış parçanın fiziksel özelliklerine göre üzerinde kalan miknatıslığın giderilmesi gerekir. Çünkü parçanın üstünde kalan manyetik alan, parçanın çalıştığı kısımlarda manyetik alanlara duyarlı başka parçaların, sistemlerin çalışmalarını etkileyebilir ya da aşındırıcı özelliğe sahip manyetik başka parçacıkları üzerinde toplayarak parçanın aşınmasına yol açabilir. Parçanın üzerinde kalmış olan manyetikliğin giderilmesi demanyetizasyon işlemi ile yapılır. Bu işlem parçanın sürekli olarak yön değiştiren ve aynı zamanda giderek kademeli olarak değeri sıfıra yaklaşan bir manyetik alan içersinde bulundurulması ile gerçekleştirilir [48,50,51].

Jet motor bakımında manyetik parçacıklarla kontrol yöntemi, manyetik geçirgenliğe sahip ferromanyetik malzemelerin kullanıldığı civatalar, dişliler gibi parçaların yüzeylerinde oluşan yorulma çatlaklarının kontrolünde yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir.

5.1.5. Girdap akımları ile kontrol yöntemi

Yüzeydeki ve yüzeyin hemen altındaki süreksizliklerin tespit edilmesinde kullanılan bir diğer tahribatsız kontrol yöntemi de girdap akımları ile kontroldür. Süreksizliklerin belirlenmesi, iletken malzemelerin üzerlerinde oluşturulan girdap akımlarının kullanılması ile gerçekleştirilir. Üzerinden alternatif akım geçirilen bir bobin, iletken bir malzemeye yaklaştırıldığında, malzeme yüzeyinde iç kısımlara doğru yayılan girdap akımları oluşur. Şekil 5.7 a'da görüldüğü gibi, üzerinden alternatif akım geçirilen bir bobin, iletken bir malzemeye yaklaştırıldığında, malzeme üzerinde herhangi bir hata, geometrik ya da metalürjik değişimin olmaması halinde düzgün bir dağılıma sahip girdap akımları oluşacaktır. Malzeme üzerinde Şekil 5.7 b'de görüldüğü üzere bir çatlak gibi hatanın olması halinde ise girdap akımlarının dağılımında bozulmalar meydana gelecektir.

Girdap akımlarındaki bozulmalar ile girdap akımlarının kendi etraflarında oluşturduğu manyetik alan değişimi, bobinin de içersinde bulunduğu uygun prob düzenlemelerindeki algılayıcı elemanlar ile empedans, voltaj ya da akım değişimi şeklinde algılanarak değişik tipteki uygun bir okuma cihazına gönderilir.



Şekil 5.7. Silindirik parça üzerinde girdap akımlarının oluşturulması [48]

- a) Düzgün dağılımlı girdap akımları
- b) Süreksizlik nedeniyle bozulan girdap akımları

Sonuçta süreksizlikler ve geometrik ya da metalurjik değişimler, dolaylı olarak tespit edilebilir. Bunların yanında, kontrol edilen parçanın iletkenliği, manyetik geçirgenliği, geometrisi, bobin üzerinden geçen alternatif akımın frekansı, parça üzerindeki süreksizlikler kontrol işlemini etkileyen faktörlerdir [48,52].

Üzerinden alternatif akım geçirilen bir bobinin, iletken bir malzeme yüzeyine yaklaştırılması sonucu elde edilen girdap akımlarının oluşması, iletkenlik özellikleri farklı olan malzemelerde değişik şekillerde meydana gelecektir. Yüksek elektriksel iletkenliğe sahip bir malzemede, daha düşük elektriksel iletkenliğe sahip bir malzemeye göre daha büyük girdap akımları oluşacaktır. Farklı iletkenliğe sahip malzemelerde oluşan girdap akımlarının büyüklüğü ve dağılımı farklı olacaktır. Böylece bir malzeme içerisindeki elektriksel iletkenlikteki değişim, girdap akımlarında da değişime sahip olacağından, bu değişim tespit edildiğinde, elektriksel iletkenlikteki değişim de elde edilebilir.

Manyetik geçirgenlik manyetik alan çizgilerini üzerinde toplayabilme yeteneği olarak tanımlanabilir. Manyetik alan geçirgenliği yüksek olan malzemelerde oluşan girdap akımlarının şiddeti düşük olan malzemelere göre daha büyük olacaktır.

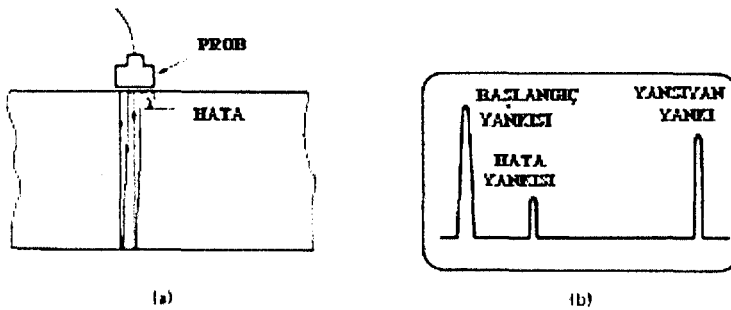
İletken bir malzeme yüzeyi üzerinde oluşturulan girdap akımları malzemenin yüzeyinde yoğun bir şekildedir ve bu yoğunluk yüzeyden uzaklaştıkça eksponansiyel bir şekilde azalacaktır. Bu girdap akımların etkin bir şekilde nüfuz edebileceği derinlik bobin üzerindeki alternatif akımın frekansı ile ayarlanabilir. Girdap akımları ile muayenede 20 Hz ile 10 MHz arasındaki alternatif akım frekansları kullanılır. Frekans değeri arttıkça girdap akımlarının yayılım aralığı artmakta fakat etkin bir şekilde nüfuz edebileceği derinlik azalmaktadır. Tam tersi durumda ise yani frekanstaki azalma ile girdap akımlarının yüzeydeki yayılım aralığı azalmakta, fakat nüfuziyet derinliği ise artmaktadır. Bu nedenle parçanın iletkenlik özelliklerinin seviyesine göre, yorulma çatlakları gibi yüzeydeki ve yüzeye çok yakın süreksizliklerin tespitinde, yüksek frekanslı, yüzeyin altındaki süreksizliklerin tespitinde ise düşük frekanslı alternatif akımlar kullanılmalıdır [48].

5.1.6. Ultrasonik kontrol yöntemi

Ultrasonik kontrol yöntemi malzemelerin iç yapısındaki süreksizliklerin belirlenmesinde kullanılan bir tahribatsız kontrol yöntemidir. Fakat özel, geliştirilmiş problemlerin kullanımıyla yorulma çatlakları gibi yüzeye açık süreksizliklerin tespiti mümkündür. Ultrasonik kontrolün temel prensibi, bir prob tarafından üretilen yüksek frekanslı ses dalgalarının kontrol edilecek test malzemesi üzerinde yayılması ve bir süreksizliğe çarptıktan sonra tekrar proba yansması esasına dayanır. Şekil 5.8 a'da ultrasonik kontrolün temel prensibi ve probtan üretilmiş ses dalgalarının malzeme içersinde yayılırken bir hatadan ve arka yüzeyden yansması, şekil 5.8 b'de ise yapı içersindeki hatadan ve arka cidardan yansıyan ses dalgalarının katot ışın tüpü ekranındaki görüntüsü gösterilmektedir.

Prob tarafından algılanan dalgalar katot ışınları tüpü ekranında malzemenin iç yapısının görüntüsü olan yankılar halinde görülür. Ekran üzerinde gözlenen yankıların şiddeti ve konumu, hatanın boyutları ve yeri hakkında bilgi verecektir. Malzeme yapısı içersindeki hatalara çarpan ultrasonik ses dalgaları, hatalardan yansıyıp geri dönerler [48,50].

Hatalardan yansıyan ses dalgalarının problemlere olan gidiş dönüş süresinden hatanın yeri ve yankının şiddetinden hatanın büyüklüğü belirlenebilir. Ultrasonik ses dalgaları titreşim ve yayılım doğrultularına göre boyuna dalgalar, enine dalgalar ve yüzey dalgaları olmak üzere üç şekilde sınıflandırılırlar. Her bir dalganın üretimi ve kullanım amaçları farklıdır. Boyuna dalgalar titreşim ve



Şekil 5.8. Ultrasonik kontrolün temel prensibi [48]

- Ses dalgalarının bir hatadan ve arka yüzeyden yansması
- Yansıyan ses dalgalarının katot ışın tüpü ekranındaki görüntüsü

yayılmı doğrultusu aynı olan dalgalardır. Genellikle normal problarda muayenelerde kullanılırlar. Katı, sıvı, gaz ortamlarında yayılabilen bu dalgaların ortamlardaki yayılma hızları diğer dalgalara göre daha yüksektir. Enine dalgalarda ise titreşim doğrultusu ile yayılım doğrultuları birbirlerine diktir. Yalnız katı ortamlarda yayılan enine dalgalar açısıl problar da kullanılmaktadır. Bir diğer ultrasonik dalga çeşidi olan yüzey dalgalarının titreşim hareketi yayılım doğrultusuna dik bir elips şeklindedir. Yüzey dalgaları malzeme derinliğine nüfus etmeyip yalnız yüzeyde yayılırlar. Yorulma çatlakları gibi yüzey süreksizliklerinin tespitinde yüzey dalgaları kullanılır.

Ultrasonik kontrolde darbe yankı sistemi, direkt iletim sistemi ve rezonans sistemi olmak üzere üç çeşit ultrasonik test sistemi kullanılmaktadır.

Darbe yankı sisteminde prob tarafından malzeme içersine yayılan ultrasonik ses dalgalarının malzeme içersindeki bir süreksizliğe çarpıp geri yansması, bu yansıyan dalğanın prob tarafından algılanması prensibine dayanır. Bu sistemde alıcı-verici özelliğine sahip tek bir probun kullanılabileceği gibi sadece alıcı ya da verici özelliğine sahip iki probta kullanılabilir.

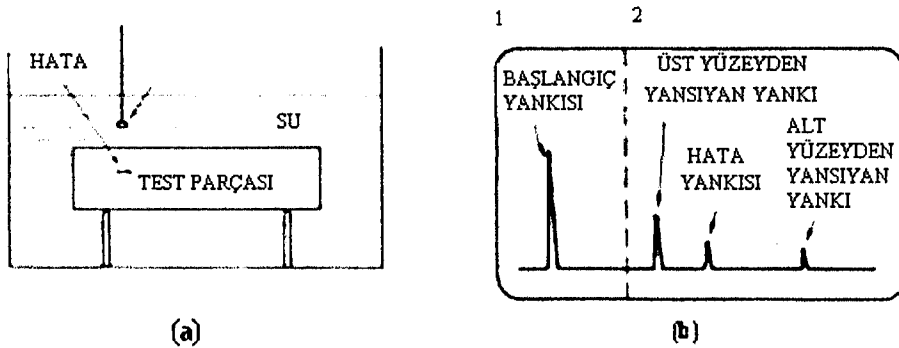
Direkt iletim sisteminde biri verici diğerisi ise alıcı özelliğe sahip iki prob kullanılmaktadır. Alıcı prob verici probtan malzemeye gönderilen ses dalgalarını algılayabilecek şekilde yerleştirilir. Bu sistemde problardan verilen ve alınan ultrasonik enerji değişimi belirlenir. Malzemedeki süreksizlik olmaması halinde küçük bir enerji değişimi, süreksizlik olması halinde ise enerji değişimi büyük olacaktır ve bu şekilde süreksizlik hakkında bilgi sahibi olunacaktır.

Genellikle malzemelerin ya da malzemedeki kaplama kalınlıklarının ölçümünde kullanılan bir diğer ultrasonik test sistemi olan rezonans sisteminde, malzemeye darbe yankı sisteminde olduğu gibi prob tarafından ultrasonik ses dalgaları gönderilir. Gönderilen ses dalgalarının frekansı test parçası üzerinde sürekli sabit ses dalgaları oluşuncaya kadar değiştirilerek ayarlanır. Bu şekilde malzeme içersinde sönümlenmeyen sürekli sabit ses dalgaları meydana gelir. Bu duruma ultrasonik rezonans adı verilir. Prob malzeme yüzeyinde hareket ettirildiğinde rezonans frekanslarındaki değişimler kullanılarak süreksizliklerin yerleri ya da malzemenin kalınlıkları ve kalınlık değişimleri belirlenebilir.

Malzemelerin iç yapısını kontrol etmek için kullanılan ultrasonik test sistemlerin dışında bu sistemlerin çeşitli uygulama yöntemleri vardır. Bunlar temas ve daldırma yöntemi olarak sınıflandırılabilir. Temas yönteminde, prob test edilecek malzemeye direkt olarak temas sağlayacak şekilde malzeme muayenesi gerçekleştirilir. Prob genellikle test malzemesine bir yarı sıvı, pasta şeklinde bir kuplaj malzeme kullanılarak temas ettirilir. Kuplaj malzemesinin kullanılmasının nedeni, temas esnasında istenmeyen titreşimlerin oluşmasını engellemek ve maksimum enerji iletimini sağlamaktır. Bu yöntemde hem alıcı hem de verici özelliği olan tek bir probun kullanılacağı gibi sadece verici ya da alıcı özelliği olan iki adet prob da kullanılabilir.

Şekil 5.9'da gösterilen daldırma tekniğinde ise prob ile test parçası içinde sıvı bulunan bir tank içersine daldırılır. Prob tarafından gönderilen ses dalgaları önce sıvı ortamdaki geçerek malzemenin ön yüzeyine ulaşır. Dalgaların bir kısmı malzemenin üst yüzeyinden geri yansırken diğer kısmı malzeme içersinde yoluna devam eder. Malzeme içersinde yayılan bu dalgalardan bir kısmı hatadan bir kısmı da malzemenin arka yüzeyinden yansıyarak proba geri gelir.

İçlerindeki piezo-elektrik etkiye sahip elemanla ultrasonik dalgaların üretilmesinde ve bu ultrasonik dalgaların malzemeye gönderilmesinde ve malzeme içersinden yansıyan dalgaların algılanmasında kullanılan düzeneğe prob



Şekil 5.9. Daldırma metodu [48]

- a) Daldırma metodunun uygulanışı
- b) Katot ışın tübü ekranındaki görüntü

adı verilmektedir. Problar, ürettikleri ses dalgalarını test malzemesine değişik açılarda göndermelerine göre sınıflandırılırlar.

Ürettikleri ultrasonik ses dalgalarını test malzemesine dik açıda gönderen problara normal prob denilmektedir. Normal problar genellikle boyuna dalgalar gönderirler ve algırlarlar. Normal problarla büyük ve kalın parçaların muayene edilme imkanı vardır. Formları sayesinde test parçasının yüzey ve yapısal özelliklerine kolaylıkla uyum sağlayabilirler. Standart açılı problar ise malzeme içerisine belirli açılarda ultrasonik ses dalgaları gönderirler ve yansıyan dalgaları tekrar algırlarlar. Bu tür problarda, üzerine elektriksel alan uygulandığında titreşim hareketi üreten kristal, normalle belirli bir açı yapacak şekilde yerleştirilmiştir. En çok kullanılan prob çeşitleri 45, 60 ve 70 derece açılı problardır [48,50].

Jet motor komponentleri, portatif ultrason cihazları ile hat bakımında uçak üzerinde, sökülmeden uygun probların kullanılmasıyla, yorulma çatlaklarının varlığı kontrol edilebilirler. Yüksek frekanslı yüzey dalgalarının kullanımı ile de yüzeydeki yorulma çatlaklarının tespit edilebilir.

5.2. Diğer Kontrol Yöntemleri

Jet motor bakımında, yorulma hasarlarının tespit edilmesinde kullanılan temel yöntemlerin dışında kullanılabilir bazı yardımcı yöntemler vardır. Bu yöntemler x ışını radyografisi, gama ışını radyografisi, nötron radyografisi, gibi radyografik kontrol yöntemleri, akustik emisyon yöntemi, x ışını tomografisi, yüzey kopya yöntemi, termografi ve optik holografi yöntemi olarak sıralanabilir.

5.2.1. Radyografik kontrol yöntemleri

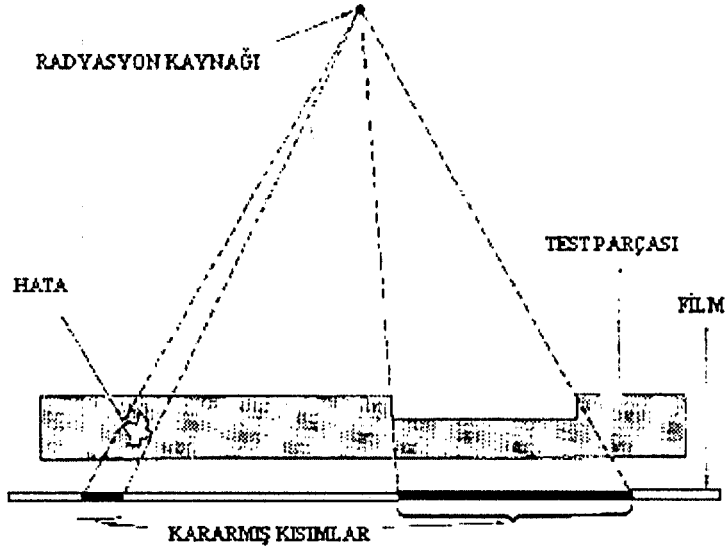
Radyografi malzemenin içine nüfuz edebilen çok kısa dalga boylu x ya da gamma ışınları gibi elektromanyetik ışınların kullanılarak üç boyutlu malzeme yapısı içerisindeki süreksizliklerin, kalınlık ve yoğunluk değişimlerinin bir film tabakasına yada bir ekrana yada monitöre aktarılması prensibine dayanan malzemenin iç yapı süreksizliklerinin tespit edilmesinde kullanılan bir tahribatsız kontrol yöntemidir.

Bu ışınlar boşlukta ışık hızı ile doğrusal olarak yayılırlar. Fakat malzemenin kalınlığına ve yoğunluğuna bağlı olarak şiddetleri gitgide zayıflar. Bu

özellikleri ile malzemelerin kalınlık, yoğunluk değişimlerinin görüntüsünün alınmasında kullanılırlar. Bu ışınlar gözle görülemezler fakat duyarlı film tabakaları üzerinde kimyasal değişimlere sebep olurlar. Bu film tabakaları üzerinde yapılan banyo işlemleri ile film üzerindeki değişimler gözle görünür hale getirilebilir. X ve gamma ışınlarının üretimleri ve özellikleri birbirlerinden farklı olmakla beraber iki teknikte benzer şekilde uygulanmaktadır. X ışınları elektrik enerjisi ile üretilirken, gamma ışınları doğal radyoaktif izotoplar tarafından yayılan bir enerji türüdür. Doğal radyoaktif izotoplar atom seviyelerindeki kararsızlıklar nedeniyle gamma ışınları yayarlar. Kararlı elementlerde kararsız hale getirilerek ışınım sağlanabilmektedir. Ancak her iki durumda da radyo aktivite başladıktan sonra durdurulamamaktadır.

Bu iki tekniğin dışında farklı bir prensibe sahip olan ve özel uygulama alanları olan nötron radyografi tekniği vardır. Nötron radyografisinde bir test parçasının radyografik görüntüsü, nötron adı verilen özel yüksüz parçacıkların kullanılmasıyla elde edilir. Nötron radyografisi ile radyasyon ışın değişimi kullanılarak bir parçanın iç yapısı görüntülenir. Nötron radyografisinin maliyetinin yüksek olması bu tekniğin bir dezavantajıdır. Bu sebeple bu teknik, diğer iki tekniğin yetersiz kaldığı durumlarda kullanılmaktadır. Nötronlar X ışınlarının parça yoğunluğuna duyarlı olmasından farklı olarak yoğunluğu fazla parçalarda daha az zayıflarlar. Bunun yanında nötronlar malzemedeki hidrojen, lityum, bor kadmiyum gibi elementlerden zayıflamaya uğrarlar. Bu nedenle organik moleküllerden oluşan, epoksi kompozitler, plastikler ve yapıştırıcı tabakaların kontrolünde kullanılırlar. Ayrıca, nem tespiti ve nem kaynaklı korozyonların tespitinde uygulanabilir [36,48].

Bir malzemenin radyografi ile kontrol edilebilmesi için bir elektromanyetik ışınım kaynağı, muayene edilecek malzeme, elektromanyetik ışınım duyarlı bir film tabakasından oluşan düzenek Şekil 5.10'daki gibi oluşturulabilir. Elektromanyetik ışınım kaynağından konik şekilde yayılan ışınlar muayene edilecek malzeme yapısı içersinden geçerek bu ışınlar duyarlı olan film tabakasına ulaşacaktır. Işınlar malzeme yapısı içersinden geçerken içinden geçtiği malzemenin kalınlığına ve yoğunluğuna bağlı olarak farklı şekilde zayıflayacaktır. Film tabakasına ulaşan bu ışınlar film üzerinde farklı değişimlere yol açacaktır.



Şekil 5.10. Bir malzemenin radyografik muayene düzeneği [53]

Bu değişimler film tabakasına uygulanan banyo işlemlerinden sonra gözle görünür hale gelecektir.

Malzeme içerisindeki süreksizliğin yönü ve boyutu elde edilen görüntüyü etkileyecektir. Işınlardan geliş yönüne dik doğrultuya sahip süreksizliklerin görüntüsü oluşmayacaktır. Bu şekilde tek bir radyografi ile tespit edilemeyen süreksizlikler değişik açılarla yapılan birkaç radyografi ile malzemenin kalınlığına bağlı olarak süreksizliklerin tam olarak yerleri belirlenebilir. [36,48]

Radyografi tüm katı malzemelerin iç yapı süreksizliklerinin belirlenmesinde, verimli olarak uygulanabilen bir yöntemdir. Kalın parçalar ve montaj halindeki yapılar söküm işlemi gerekmeksizin incelenebilir. Radyografik kontrolde üç boyutlu iç yapı süreksizliklerinin, iki boyutlu görüntüsü alınabilmektedir. Çatlak benzeri iki boyutlu süreksizliklerde ise hatanın uzantısının, ışınların uzantısına göre konumu büyük önem taşımaktadır. Işınlardan doğrultusuna dik konumda olan, iki boyutlu bir süreksizlik belirlenemez. Çatlak doğrultusu ile ışın demeti arasındaki açı sıfır değerine yaklaştıkça çatlak belirlenebilmektedir. Açı değeri büyüdükçe, çatlak belirleme olasılığı azalmaktadır. Bir yorulma çatlağı için açının 10° ve daha büyük değerlerde çatlak belirleme olasılığı söz konusu değildir. İki boyutlu süreksizliklerin tespitinde,

hatanın ışınlara göre konumunun yanı sıra, çatlak genişliği ve test parçasının kalınlığı da önemli rol oynar. Radyografi uygulaması öncesinde, ışınların yayılmasını önleyecek şekilde yüzeylerde pürüzler oluşturacak seviyedeki kirler için, genel bir yüzey temizliği yeterlidir [36,48].

Jet motorlarında motor muhafazaları, yapı ile motor arasındaki bağlantı bölgeleri detaylı olarak söküm işlemi yapılmaksızın radyografik yöntemlerle kontrol edilebilir. Radyografi yöntemi ile kılcal yorulma çatlaklarının tespitinde, yeterli yoğunluk değişimi oluşmadığı için belirsizlik söz konusu olmaktadır. Yorulma çatlağı benzeri iki boyutlu süreksizliklerin tespitinde, ultrasonik kontrol yöntemi radyografik yöntemine alternatif olarak tercih edilmektedir [36].

5.2.2. Akustik emisyon kontrol yöntemi

Malzemeler gerilmelere yada çevresel etkilere maruz kaldığında ses darbeleri üretirler. Bu ses darbelerine akustik emisyon denir. Akustik emisyon kaynakları çatlak ilerlemesi yada plastik deformasyon gibi süreksizliklerle ilgili deformasyon süreçleri ile ilgilidir. Akustik yayınım genellikle ultrasoniktir. Süreksizliklerin oluşumu sırasında yaydıkları ultrasonik enerji, piezoelektrik sensörler tarafından algılanır ve enerjinin genlik ölçümü ile oluşan süreksizliğin boyutu hakkında bilgi edinilebilir. Akustik emisyon, yapıya uygulanan gerilme etkisiyle, deformasyon anında oluşan, elastik şekil değişim enerjisinin ses darbeleri veya çatlak oluşumu gibi plastik deformasyon esnasında oluşan darbelerdir.

Akustik emisyon yöntemi diğer tahribatsız kontrol yöntemlerinden farkları, sinyal kaynağının dışardan bir kaynak değil malzemenin kendisinin olması ve çoğu diğer tahribatsız kontrol yöntemlerinin geometrik bir süreksizliği algılamasına rağmen akustik emisyon yönteminin bir hareketi algılamasıdır. Ayrıca yöntemin uygulanabilmesi için malzemeye yük uygulamak gereklidir. Malzemelerin akustik emisyon tepkisi malzemenin mikro yapısına ve deformasyon moduna bağlı olduğundan malzemelerin akustik emisyon davranışları da farklı olacaktır. Bu sebeple akustik emisyon laboratuvarlarda gerçekleştirilen malzeme testlerinde, kırılma ve deformasyon çalışmalarında oldukça faydalıdır.

Yapımcı firma tarafından gerçekleştirilen prototip testlerinde, yorulma çatlaklarının başlangıç noktaları ve ilerlemelerinin incelenmesi bu metodun uygulanması ile başarılabilmektedir. Elde edilen bilgiler ışığında kontrol edilmesi gereken kritik noktalar ve kontrol aralıkları belirlenmektedir.

Akustik emisyon ile yapıdaki süreksizliklerin türünün belirlenmesi mümkündür. Test parçası yüzeyinden piezoelektrik sensörlerle akustik emisyon sinyalleri belirlenerek analiz edilirler. Sinyalin genlik dağılımı, hata türünü belirten bir özellik olarak değişmektedir. Akustik emisyon yöntemi ile geniş alanların kontrolü yapılabilir. Süreksizlikleri ilerleme detayları belirlenebilir, boyutu ise belirlenemez. Genellikle akustik emisyon ile çatlak başlangıcı belirlenir ve daha sonra başka bir tahribatsız kontrol yöntemi ile hatanın boyutu ölçülür. Yayınan akustik emisyon sinyalleri, sensörün konumuna, gürültü durumuna ve test parçasının enerji sönmleme karakteristiklerine bağlı olarak belirsizleşebilir. Uygun sayıda sensör kullanılarak geniş alanların tek bir yük uygulaması ile kontrolü mümkündür [36,48,54].

5.2.3. X ışını tomografisi ile kontrol yöntemi

Tomografi genel anlamda bir test parçasının ince bir kesit resminin elde edildiği görüntüleme tekniğidir. Tomografi tekniği diğer görüntüleme tekniklerinden farklılık gösterir. Sistemdeki enerji ışını ve dedektör görüntülenen yüzey ile aynı düzlemedir. Tomografi ile kontrol yönteminde ultrasonik ses, elektronlar, protonlar, α parçacıkları, lazerler ve mikro dalgalar gibi farklı bir çok enerji ışını ile birlikte kullanılmıştır. Fakat endüstrideki tahribatsız kontrol yöntemlerinde sadece X ışını tomografisinin yaygın bir kullanım alanı vardır.

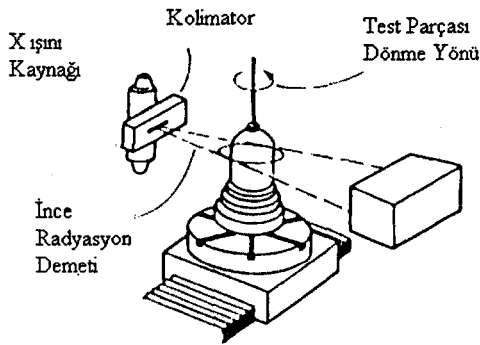
Kontrol işlemi, kontrol edilen parçanın çevresinde bir yörünge çizerek hareket eden ışın kaynağının farklı yönlerden çekim işlemi yapılması ile yada X ışını kaynağının sabit durduğu test parçasının dönerek hareket ederken çekim işleminin yapılması ile gerçekleştirilir. Test parçasının sabit bir ışın kaynağının ışın demeti içerisinde dönerek hareket ettiği bir test düzeneği Şekil 5.11. a'da gösterilmektedir. Test işlemi sonucunda Şekil 5.11. b'deki görüntü elde edilir. Test parçasının içinden bir çok açıdan geçen X ışınlarının toplanması ve yeniden yapılandırılması ile parçanın X ışını geçen kısmının üstten görülen kesit görüntüsü

çıkartılır. Sonuçlar bir bilgisayar sisteminde değerlendirilerek parçanın üç boyutlu iç yapı görüntüsü alınır.

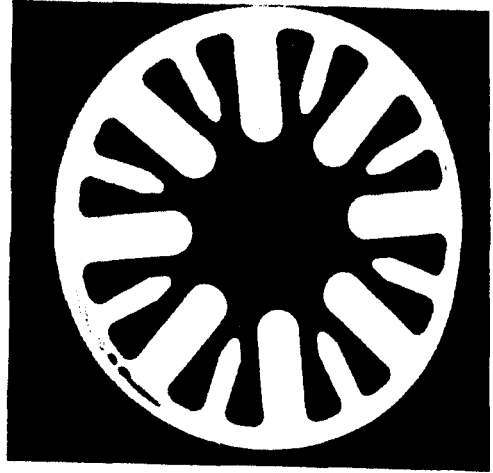
X ışını tomografisi parça yoğunluğunun % 1'inden az olan yoğunluk değişimlerine bile çok duyarlıdır. Tomografi sistemleri ile dijital radyografik görüntüler elde edilebilir [55].

Dijital radyografik görüntüler daha sonra bilgisayarda işlenerek analiz edilebilir. X ışını tomografisi ile malzemelerin iç yapısındaki süreksizlikler tespit edilebilir. Test ekipmanının yüksek maliyeti ve geniş alanların değerlendirilme zorluğu bu yöntemin dezavantajlarıdır. X ışını tomografisi özellikle karbon kompozit gibi kompozit malzemelerin üretiminde, problemlerin çözümünde, mühendislik araştırmalarında geniş kullanım alanı bulmaktadır. Malzemeler içersindeki boşluklar, kalıntılar, ayrılmış çatlaklar, yapışmamış kısımlar, ayrılmış tabakaların belirlenmesinde bu yöntemin kullanılması uygundur. Yüksek sıcaklık kompozitlerinin kontrolünde kullanılabilir. İki boyutlu çatlak benzeri süreksizliklerin tespit edilme olasılığı yüksektir. Ayrıca duyarlık yüksektir ve anında görüntü elde edilebilir.

X ışını tomografisi küçük, karmaşık yapıdaki hassas dövme ve dökme yapıların, özellikle uçak motorlarında kullanılan türbin kanatçıklarının üretim,



(a)



(b)

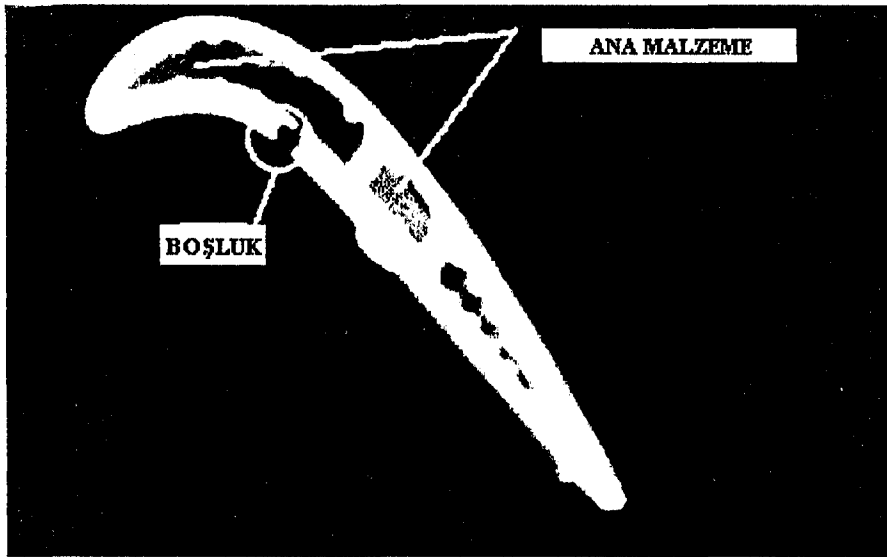
Şekil 5.11. Tomografi ile kontrol yönteminin uygulanma prensibi [55]

- a) Sabit X ışın kaynağı ve dönen test parçası
- b) Cismin görüntüsü

imalat kontrollerinde kullanılmaktadır. Şekil 5.12’de görülen türbin palelerinin duvar kalınlıklarının kontrolü gibi boyutsal ölçümlerde yada boşluk, kalıntı malzeme gibi süreksizlik tespitinde bu yöntem kullanılmaktadır [36,55].

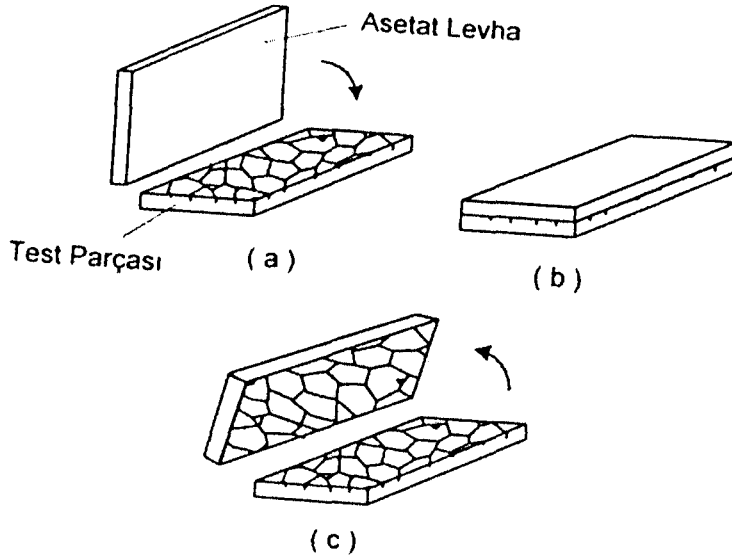
5.2.4. Yüzey kopyası ile kontrol yöntemi

Yüzey kopyası ile kontrol yöntemi, farklı çevre koşullarına maruz kalan malzemelerdeki mikro yapısal hasarların, komponentlerin kalan emniyetli ömürlerinin belirlenmesine yardımcı olan bir yöntemdir. Jet motor bakımında hasara uğramış komponentlerin, hassas olarak hasar analizinde tercih edilebilen bir yöntemdir. Bu yöntem, yüksek sıcaklıkta çalışan uçak motor parçalarının yorulma ve sürünme analizlerinde, parçaların kalan emniyetli ömürlerinin belirlenmesinde kullanılmaktadır. Bu yöntemde öncelikle incelenecek yüzeydeki oksit veya korozyon tabakası giderilir. Daha sonra plastik, karbon yada oksit malzemelerinden oluşan asetat kopya malzemesi kullanılarak direk metotla yada ilk kopyadan elde edilen ikinci bir kopyanın kullanıldığı dolaylı metot kullanılarak bir kopyası hazırlanır. Kopya malzemesi olarak asetatın dışında reçine yada kauçuk malzeme de kullanılabilir. Kopya malzemesi seçimi, incelenecek mikro yapısal özelliklere ve komponent geometrisine göre seçilir.



Şekil 5.12. Türbin pale imalatında yapıdaki boşlukların X ışını tomografisi ile tespiti [55]

Plastik yüzey kopya yönteminin uygulanma prensibi Şekil 5.13'teki gibidir. Asetat plastik film malzemesinin dışındaki malzemeler yüzeye zarar vermesinden ve plastik film malzemesinin kullanıldığı direk metot, basit ve kısa ön hazırlık süresine sahip olmasından dolayı, hasarın olduğu bölgelerde yapılacak incelemelerde tercih edilmektedir. Bu işlemde plastik film bir solvent içersinde yumuşatıldıktan sonra yüzeye uygulanır. Solventin buharlaşması ile bu tabaka yüzeyde sertleşir. Sertleşen film tabakasının yüzeyden kaldırılması ile parça yüzeyinin mikro yapısının bir negatifi yada bir kopyası elde edilmiş olur. Bu negatif kopya portatif bir mikroskopla yada kısa bir hazırlama sürecinden sonra elektron mikroskobu altında incelenir. Bilgisayar destekli mikroskop sistemleri ile görüntünün kalıcı kaydı alınabilir. Yapıdaki mevcut süreksizlik türü ve oluşum nedeni mikro yapı analizi ile belirlenebilir. Diğer tahribatsız kontrol yöntemleri ile belirlenmiş bir süreksizliğin yüzey kopya yöntemi ile incelenmesi sonucu, bu süreksizliğin türü ve oluşum nedeni belirlenebilir [36,56].



Şekil 5.13. Plastik yüzey kopya yönteminin uygulanma prensibi [36]

- a) Plastik kopyanın uygulanması
- b) Yüzeyin kurutulması
- c) Yüzeyin negatif mikro yapısı

5.2.5. Termografi ile kontrol yöntemi yöntemi

Bu yöntemin temel prensibi, kontrol edilecek test parçasının ısıtılıp parça yüzeyinin sıcaklık haritasının ölçülmesidir. Yüzeydeki sıcaklık farklılıkları yada yüzey sıcaklığının zamanla değişimi kullanılarak malzemenin ısıl özelliklerini etkileyen, yüzey ve iç yapı süreksizlikleri belirlenebilir.

Malzemenin ısıtılmasında kontrol edilecek parça yüzeyine göre, noktasal ısıtma, çizgisel ısıtma, titreşim kaynaklı ısıtma, mekanik kaynaklı ısıtma, elektrik kaynaklı ısıtma yada bölgesel olarak parçanın soğutulması gibi farklı yöntemler kullanılabilir. Isıtma işlemiyle elde edilen ısıl enerji parça yüzeyinde ve iç yapısında geniş bir alana, düzgün olarak yayılır ve malzemenin içine doğru, sıcaklık basamağı oluşturur. Bu yayılım, ısıl dalgalar olarak tanımlanabilir. Isıl dalgalar malzemenin ısıl iletim karakteristiklerini etkileyen herhangi bir heterojenlikle karşılaştığında saçılır veya yansır. Saçılmanın derinliğine bağlı olarak bir zaman gecikmesi oluşur ve bu gecikme, yüzeyde bölgesel soğumalara neden olur. Yüzey sıcaklık dağılımının ölçülmesi ile hata derinliği belirlenebilir. Kontrol işlemi iki şekilde uygulanabilir. İlk yöntemde parça yüzeyine uygulanan ısıya duyarlı boyalar kullanılır. Bu boyalar maruz kaldıkları sıcaklık değerlerine göre renk değiştirebilen sıvı kristalleri yada ısıya duyarlı bileşiklerdir. Süreksizliklerin oluşturdukları ısı farklılıkları bu boyaların farklı renk değiştirmelerine yol açar. Sıvı kristalleri yada ısıya duyarlı bileşiklerin yüzeye uygulanması işleminden sonra parça yüzeyi uygun ışık altında kontrol edilir. Bu şekilde süreksizliklerin konumu belirlenebilir. İkinci yöntemde yüzeydeki sıcaklık dağılımı özel algılayıcılar kullanılarak belirlenir. Test parçasından ısı yoluyla üretilen elektromanyetik radyasyon dalgaları kızıl ötesi kameralar, radyometre ve pirometre ile algılanarak süreksizlikler belirlenir. Yüzey görüntülerinin fotoğraf ve video ile kalıcı kayıtları alınabilir.

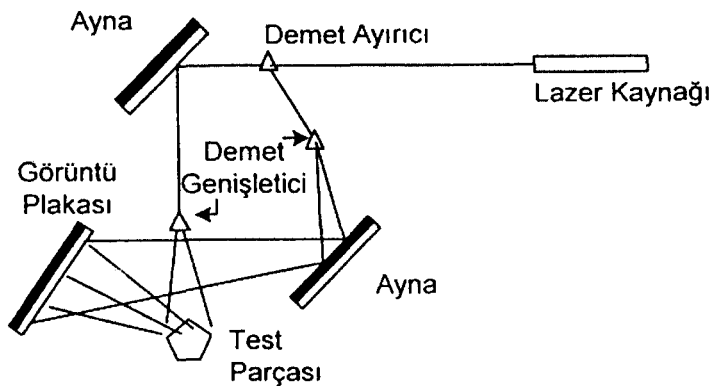
Uçak bakımında yapı sökülmeden yüzeylerde direkt fotoğraf flaş lambaları ile ısıl dalgalar oluşturulabilir. Ardından yüzey sıcaklık dağılımının kızıl ötesi kamera görüntüsü alınabilmektedir. Bu yöntemle kompozit yapılarda tabaka ayrılmaları, metal yapıların korozyon hasarları, darbe hasarları belirlenebilir. Yorulma çatlak ilerleme testlerinde ısı kullanılarak çatlak ilerlemesinin izlendiği deneysel araştırmalarda, termografi yöntemi kullanılmaktadır. Termografi

yöntemi ile kalın parçaların yüzey altındaki süreksizlikleri belirlenemez. Bu yöntemde yüzey hazırlanması çok önemlidir. Kontrol sonuçları parça yüzeyindeki pürüzlerden, kirlere etkilenir. Bunun için kontrol işleminden önce parça yüzeyi temizlenmelidir [36,48].

5.2.6. Optik holografi kontrol yöntemi

Malzeme yüzeyindeki yorulma çatlakları gibi mikro boyuttaki çatlakların tespit edilmesinde kullanılan bir diğer tahribatsız kontrol yöntemi optik holografi ile kontrol yöntemidir. Bu yöntemde kontrol edilen test parçasının maruz kalınan gerilme altındaki davranış değişimleri, test parçasından yansıyan yada iletilen elektromanyetik dalgaların kullanılarak kaydedilmesi ve daha sonra yeniden yapılandırılması ile test parçasının üç boyutlu görüntüsü elde edilir. Test parçasının üç boyutlu görüntüsü bir fotoğraf filmine kaydedilebilir yada bir televizyon tipi video sistemlerinde izlenebilir.

Holografi kontrol sistemi Şekil 5.14' te gösterilen elemanlardan oluşur. Lazer ışık kaynağından çıkan ışın demeti demet ayırıcıya ikiye bölünür ve demet genişleticilerde koni şeklinde yayılımı sağlanır. Bu şekilde ışın demetlerinden birisi ayna tarafından test parçasına doğru yönlendirilerek cisimden yansıması sağlanır. Test parçasından yansıyan ışınlar görüntü plakasında kaydedilir. Demet ayırıcıdan ayrılan ikinci ışın demeti, bir ayna vasıtasıyla direk görüntü plakasına yansıtılarak referans demetini oluşturur.



Şekil 5.14. Holografik kontrolün prensip şeması [36]

Test parçasının gerilme uygulanmış halinde ve gerilme uygulanmış halindeki görüntüleri girişime uğrayarak meydana gelen değişimin görüntüsü elde edilir. Test parçasının görüntüsünün elde edilmesinde eş zamanlı holografi, çift poz holografi yada ortalama zaman holografi gibi üç farklı sistem uygulanabilir. Test parçası üzerinde akustik, ısıl basınç, mekanik gerilim oluşturma yöntemleri vardır. Holografi yönteminde test parçası ile temas edilmeden yorulma çatlakları gibi yüzey ve iç yapı süreksizlikleri belirlenebilir. fakat yüzey ve yüzey altı süreksizlikleri, test parçasının fonksiyonelliğini etkilemeleri durumunda belirlenebilir. ayrıca metal ve kompozit malzemelerde korozyon ve aşınma türleri belirlenebilir. kompozit malzemelerde tabaka ayrılmaları bu yöntemle belirlenebilir. Bu yöntem her türlü malzemeye uygulanabilir. Ayrıca uygun kontrol teçhizatın olması durumunda her boyutta ve şekilde parçanın kontrolü mümkündür. Kaydedilen fotoğraf kayıtları daha sonra istenilen zamanda inceleyebilir [36,57].

5.3. Tahribatsız Kontrol Yöntemlerinin Kısıtları ve Karşılaştırılması

Jet motor bakımında yorulma çatlaklarının belirlenmesinde temel olarak kullanılan yöntemler uygulanabilirlikleri, avantaj ve dezavantajları bakımından aşağıdaki gibi karşılaştırılabilir.

Gözle kontrol yöntemi, tahribatsız kontrol yöntemlerinde, yorulma çatlakları gibi yüzeye açık süreksizliklerin tespitinde kullanılan en temel ve basit yöntemdir. Uçak jet motor elemanlarının dış yüzeylerinin göz ile kontrolü, her seviyede ki bakım süreçlerinde uygulanmaktadır. Bir parçanın yüzeye açık kısımlarındaki gözle görülebilecek makro boyuttaki yorulma çatlakları ve korozyon gibi genel yapısal hatalar belirlenebilir.

Gözle kontrol yönteminde kontrol edilecek yüzeye ulaşabilme, yüzeyin temizliği, hatanın yeterli boyutsal büyüklüğe sahip olma zorunluluğu bu yöntemin kısıtlarıdır. Nokta tipi ışık veren ışık kaynakları, büyüteçler ve aynalar kullanılarak görüş imkanı zor olan bölgeler kontrol edilebilir [36,46].

Gözle ulaşılamayan ve insan gözünün göremeyeceği kadar küçük boyuttaki çatlak gibi süreksizlikler baroskop ve optik mikroskop gibi optik aletlerin kullanımıyla belirlenebilir.

Uçak jet motor bakımında uygulanan her seviye bakım faaliyetlerinde en yaygın olarak kullanılan optik alet baroskopdur. Bir uçak jet motorunda fan, kompresör paleleri ve kanatçıkları, yanma odasının iç kısımları, türbin paleleri ve kanatçıkları baroskop kullanılarak kontrol edilebilir. Kontrol işlemi parçalar sökülmeden motor üzerinde bulunan özel giriş kapaklarının yardımıyla uçak üzerinde iken yapılabilir. Kontrol edilecek parça yada komponentin yerine biçimine göre kullanılan sabit, esnek, açılı tipte uygun olan baroskop çeşitleri kullanılabilir. Parçalar direk gözle izlenebileceği gibi bir kamera sistemi kullanılarak ekran üzerinden de izlenebilir. Ayrıca optik mikroskoplar kullanılarak, gözle ve baroskopa tespit edilemeyecek kadar küçük mikro seviyedeki yorulma çatlakları belirlenebilir [36,46-48].

Jet motor bakımında gözle yapılan kontrollerde tespit edilemeyen küçük yorulma çatlakları ve mikro süreksizlikler penetran sıvı yöntemi ile belirlenebilir. Bu yöntemle sadece yüzeye açık hatalar tespit edilebilir. Penetran sıvı ile kontrol yönteminde yüzey temizliği çok önemli olduğundan kontrol işleminden önce yüzeydeki süreksizliklerin içine dolmuş olabilecek kirler temizlenmelidir.

Penetran sıvı ile kontrol yöntemi gözenekli yapılar dışındaki tüm malzemelere ve kompozit yapılara uygulanabilir. Özellikle titanyum ve nikel alaşımı jet motor parçalarının yüzeylerinin kontrolünde tercih edilen bir yöntemdir. Penetran sıvı ile kontrol yöntemi sprej tipindeki uygulanma şekli hat seviyesi bakımda ile kısa sürede motor yada motor parçaları sökülmeden uçak üzerinde iken kontrol edilebilir. Bakım faaliyetleri sırasında sökülmüş olan birçok sayıdaki motor parçasının otomatik test sistemleri kullanılarak kısa sürede yüzey kontrolleri yapılabilir. Boyalı penetranlar korozif özellikleri ve düşük hassasiyetlerinden dolayı havacılıkta genellikle kullanılmamaktadır. Yorulma çatlaklarının belirlenmesinde, genellikle boyalı penetranların yerine hassasiyeti daha yüksek olan fuloresan penetranlar tercih edilmektedir [36,48].

Yorulma çatlakları gibi yüzey ve yüzey altı süreksizliklerinin belirlenmesinde kullanılan bir diğer TKY manyetik parçacıklarla kontrol yöntemidir. Jet motor bakımında manyetik parçacıklarla kontrol yöntemi, demir, nikel ve kobalt alaşımları gibi manyetik geçirgenliğe sahip malzemelerin kullanıldığı parçaların kontrolü için tercih edilen bir yöntemdir. Duyarlılığı kuru

parçacıklara göre daha yüksek olan yaş parçacıklar kullanılarak yorulma çatlakları gibi küçük boyutlu hataların tespit edilmesi mümkündür. Motor bağlantı parçaları, motor tutucuları, dişliler, civatalar, miller gibi manyetik özelliğe sahip çelik malzemelerin kullanıldığı komponentlerin kontrolünde manyetik parçacık kontrolü tercih edilmektedir. Kontrol işlemi detaylı bir temizliğe gerek duyulmadan kısa bir süre içerisinde yapılabilir. Portatif mıknatıslar kullanılarak detaylı söküm gereksiz kontrol işlemi parçalar sökülmeden uygulanabilir. Parçalar üzerindeki manyetik olmayan kaplama ve boya tabakası kaldırılmaksızın kontrolünün yapılabilmesi önemli bir avantajdır. Alüminyum alaşımlar, magnezyum alaşımları, bakır ve bakır alaşımları, kurşun, titanyum ve alaşımları, östenit paslanmaz çelik gibi manyetik geçirgenliği olmayan malzemelerden oluşan parçalara uygulanamaması, tespit edilmek istenen hata yönüne göre oluşturulan manyetik alan yönünün önemli olması, kontrol işlemi öncesi ve sonrasında yapının demanyetize edilmesi gerekliliği bu yöntemin dezavantajlarıdır [36,48,51].

Yüzeyle açık ve yüzeyle yakın süreksizliklerin tespitinde kullanılan girdap akımları ile kontrol yönteminde, elektriksel iletkenliğe sahip olan tüm malzemeler kontrol edilebilir. Girdap akımları ile kontrolün önemli bir avantajı detaylı yüzey temizliğine gerek duyulmaması ve kontrol işleminin çok kısa süre içerisinde yapılabilmesidir. Yüzey propları kullanılarak yüzeylerin, çevresel, iç çap, delik propları kullanılarak dairesel kesitli parçaların iç yüzeyleri, dış yüzeyleri ve deliklerin iç kısımları kontrol edilebilir. Küçük çaplı yüzey bobinleri ve yüksek frekanslar kullanılarak yüzeydeki yorulma çatlaklarının tespiti mümkündür. Titanyum ve nikel alaşımlarından yapılmış jet motor komponentlerinin kontrolleri büyük bakımlarda sökülmüş iken yada uçak üzerinde iken sökülmeden taşınabilir test cihazları yardımıyla yapılabilir. Uçak jet motor elemanlarının bakım incelemelerinde, sıcaklık sebebiyle iletkenlik özelliklerinin değişmesinden dolayı parçaların soğuması için zaman kaybetmeksizin, uygun referansların kullanımı ile parçalara, yüksek sıcaklıklarda test işlemi uygulanabilir. Bilgisayar destekli otomatik girdap akımı test sistemleri ile kritik motor parçalarının hassas kontrolleri kısa sürede ve güvenilir bir şekilde

yapılabilir. Hataların konumu ve boyutları net bir şekilde belirlenerek kalıcı kayıtları alınarak arşivlenebilir [36,48,52].

Ultrasonik kontrol yöntemi yüzey, yüzey altı ve iç yapı süreksizliklerinin belirlenmesinde kullanılan bir TKY yöntemidir. Yüksek hassasiyeti ve her türlü malzemeye uygulanabilmesi ile uçak jet motor bakımında tercih edilen bir yöntemdir. Bir noktadan yapıya temas edilerek, yapının yüzeyi ve iç kısımları incelenebilir. Ultrasonik kontrolle, yorulma çatlakları gibi mikro boyuttaki süreksizliklerin konumu ve boyutları hassas bir şekilde belirlenebilir. Yüksek frekanslı yüzey dalgaları ve duyarlılığı yüksek çift kristalli proplar kullanılarak yorulma çatlakları tespit edilebilir. Taşınabilir hafif test sistemleri ve sonucun anında elde edilebilmesi gibi avantajları ile hat bakımında uçak üzerinde parçalar sökülmeden kontrol edilebilir. Ancak diğer yöntemlere göre en fazla bilgi ve deneyim isteyen bir yöntemdir. Detaylı bir yüzey temizliği gerektirmeyen ultrasonik kontrolde, probun temas edeceği bölgede kaba bir temizlik yeterlidir. Süreksizliklerin belirlenmesinde ve hata boyutlarının ölçümünde cihaz referans standartlar kullanılarak kalibre edilmelidir. [36,48]

Jet motorlarının serviste çalışmaları esnasında çok yüksek sıcaklıklardan kaynaklanan ısı yükleri, aerodinamik ve titreşim yükleri, koroziyon çevre koşulları, motorun içersine yabancı bir madde girmesi gibi etkenler sebebiyle jet motor komponentlerinde yorulma hasarının yanında sürünme, korozyon, aşınma, yabancı madde hasarı gibi mekanik hasarlarda oluşmaktadır. Bu hasarların oluşması komponentlerin yüzey özelliklerini değiştirdiğinden, komponentlerin yorulma davranışlarını da etkileyecektir. Örneğin korozyon yüzey kalitesini bozan bir etken olması sebebiyle, yorulma olayının oluşma riskini arttırmaktadır. Koroziyon etkilerinin ve yorulma yüklerinin varlığı nedeniyle bakım süreçlerinde riskli bölgelerin korozyon kontrollerinin yapılması, bu kısımların yorulma ömürlerini de etkileyecektir.

Jet motor bakımında, yorulma hasarlarının yanında, oluşan ve malzemelerin yorulma dayanımlarını olumsuz yönde etkileyen bu hasarların tespit edilmesinde kullanılacak bazı alternatif yöntemler vardır. Bu yöntemler x ışını radyografisi, gama ışını radyografisi, nötron radyografisi, gibi radyografik kontrol

yöntemleri, akustik emisyon yöntemi, x ışını tomografisi, yüzey kopya yöntemi, termografi yöntemi ve optik holografi yöntemidir

Radyografi yöntemi tüm katı malzemelerin iç yapı süreksizliklerinin belirlenmesinde uygulanabilen bir yöntemdir. Jet motorlarında motor muhafazaları, yapı ile motor arasındaki bağlantı bölgeleri detaylı olarak söküm işlemi yapılmaksızın radyografik yöntemlerle kontrol edilebilir. Radyografi yönteminde, filmde yeterli yoğunluk değişimi oluşmadığı için kılcal yorulma çatlaklarının tespitinde belirsizlik söz konusudur. Çatlak uzantısı ile ışın demetinin paralel olduğu durumlarda çatlak belirlenmekte, paralel olmadığı konumlarda ise çatlaklar belirlenememektedir. Montaj halindeki yapıların ulaşılamayan yüzeylerindeki korozyonun tespitinde, diğer tahribatsız kontrol yöntemlerinin yetersiz kaldığı durumlarda radyografik kontrol kullanılabilir. Hafif korozyonun tespitinde nötron radyografisi kullanılabilir. Radyografik kontrol yönteminde kullanılan elektromanyetik ışınlar personel sağlığı açısından tehlikelidir. Bu nedenle radyografik çekim işlemi özel koruma altındaki laboratuarlarda uygulanır. Kontrol işleminin, parçalar sökülmeden yapıldığı alan uygulamalarında çevrenin boşaltılması ve gerekli uyarı önlemlerinin alınması gereklidir [36,48].

Akustik emisyon yöntemi malzemelerin maruz kalınan gerilmelerin etkisinde yaydıkları ses darbelerini piezoelektrik sensörlerle algılar. Bu şekilde yapı içersindeki yorulma çatlakları gibi hata türlerinin başlangıç noktaları ve zamanla ilerlemeleri incelenebilir. Bu incelemeler genellikle parçaların tasarımları esnasında yapımcı firma tarafından gerçekleştirilen prototip testlerinde yapılarak parçaların serviste kontrol edilmesi gereken kritik noktaları ve kontrol aralıkları belirlenir [36,54].

X ışını tomografisi ile kontrol yönteminde X ışınları kullanılarak malzeme yapısındaki süreksizlikler belirlenebilir. Kontrol işleminde kontrol edilen parçanın çevresinde bir yörünge çizerek hareket eden ışın kaynağının farklı yönlerden çekim işlemi yaparak yada X ışını kaynağının sabit durduğu test parçasının dönerek hareket ederken çekim işleminin yapılabilir. Sonuçlar bir bilgisayar sisteminde değerlendirilerek parçanın iç yapı görüntüsü alınır. Tomografi yöntemi ile iki boyutlu yorulma çatlakların tespit edilebilir. Ayrıca

malzeme içersindeki boşluklar, kalıntılar, ayrılmış çatlaklar, yapışmamış kısımlar, ayrılmış tabakalar bu yöntemle belirlenebilir. Parça yoğunluğunun % 1'inden daha az yoğunluk değişimlerine bile duyarlılığın yüksek olduğu bu yöntem ile anında görüntü elde edilebilir. Test cihazlarının yüksek maliyeti nedeniyle bu yöntemin kullanımı sınırlı olup genellikle jet motor parçalarının üretim, imalat kontrollerinde kullanılmaktadır Ayrıca geniş alanların değerlendirilme zorluğu bu yöntemin dezavantajlarından [55].

Yüzey kopyası ile kontrol yöntemi jet motor bakımında hasara uğramış komponentlerin, elektron mikroskobu ile hasar analizinde kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntem ile servis esnasında jet motor komponentlerinde meydana gelen yorulma, gerilme korozyonu ve sürünme gibi hasarların mikro yapı incelemelerinde kullanılır. Bakım faaliyetleri sırasında diğer tahribatsız yöntemleri ile tespit edilen bir süreksizliğin yüzey kopya yöntemi ile elektron mikroskobunda incelenmesi sonucunda bu süreksizliğin türü ve oluşma nedeni belirlenebilir. Ayrıca bakım faaliyetleri esnasında yüzey kontrol yöntemi ile yapılan incelemeler sonucunda parçaların kalan servis ömürleri belirlenebilir. Portatif mikroskoplar kullanılarak parçalar sökülmeden kontrol işlemi yapılabilir. Kontrol işleminin uygulanmasından önce numune hazırlama ve detaylı yüzey temizleme işlemleri gerektirmemesi, kısa sürede yapılabilmesi bu yöntemin avantajlarından [36,56].

Termografi yöntemi ile kontrol işlemi kontrol edilen malzemenin ısı özelliklerini etkileyen yorulma çatlakları gibi yüzey ve diğer iç yapı süreksizlikleri belirlenebilir. Bu yöntemde kontrol edilecek parça ısıtılıp parça yüzeyinin sıcaklık haritası çıkartılır. Yüzeyde oluşan sıcaklık farklılıkları yada yüzey sıcaklığının zamanla değişimi incelenerek malzemenin ısı özelliklerini etkileyen, yüzey ve iç yapı süreksizlikleri belirlenebilir. Termografi yöntemi ile metal yapılarda korozyon hasarları, darbe hasarları, kompozit yapılarda tabaka ayrılmaları belirlenebilir. Termografi özellikle görünmeyen yüzeylerdeki gizli korozyon hasarlarının tespit edilmesinde verimlidir. Yorulma çatlak ilerlemesinin izlendiği çatlak ilerleme testleri gibi deneysel araştırmalarda termografi yöntemi kullanılmaktadır [36,48].

Optik holografi yönteminde gerilme altındaki test parçasının, maruz kalınan gerilme etkisiyle meydana gelen davranış değişimlerinin lazer kaynağı kullanılarak yüksek çözünürlüğe sahip bir fotoğraf malzemesine kaydedilmesiyle süreksizlikler tespit edilebilir. Ayrıca elektronik görüntü işleme yeteneğine sahip sistemlerdeki video kayıt alıcı ile elde edilen görüntüler anında izlenebilir ve kalıcı kayıt alınabilir. Test parçasına temas edilmeden yorulma çatlakları gibi yüzeye açık ve iç yapı süreksizlikleri belirlenebilir. Yüzey ve yüzey altı süreksizlikleri test parçasının fonksiyonelliğini etkilemeleri durumunda belirlenebilirler. Test parçası üzerinde gerilim oluşturma, test parçasının sıcaklığının artırılarak meydana gelen ısıl genişlemenin holografik kaydının alınması en yaygın olarak kullanılan yöntemdir. Metalik malzemelerde yüzeydeki mikro boyuttaki çatlaklar, aşınma, korozyon hasarları belirlenebilir. Kompozit yapılarda ise korozyon hasarları ve tabaka ayrılmaları belirlenebilir [36].

5.4. Uygulanacak Tahribatsız Kontrol Yöntemlerinin Seçimi

Bakım faaliyetleri sırasında uygulanacak olan tahribatsız kontrol yöntemleri prensipleri, gerektirdiği teçhizatlar ve tespit ettiği süreksizlikler bakımından farklılıklar gösterirler. Malzeme yapısı içerisindeki yorulma hasarlarını tespit etmek için uygulanacak olan tahribatsız muayene yöntemi, kontrol edilecek parçanın malzeme özelliklerine, geometrisine ve kontrol işleminin hassasiyet derecesine göre seçilir.

Uçak imalatçıları, uçak gövde ve motor komponentlerinin kontrol edilmesi gereken her bölümü için, bakım faaliyetleri sırasında uygulanması gereken tahribatsız kontrol yöntemi, cihazı ve uygulanma aralıkları konusunda tavsiyelerde bulunmaktadır. Bu tavsiyeler imalatçı firmalar tarafından hazırlanan bakım el kitaplarında, servis bültenlerinde ya da TKY el kitaplarında uygulama prosedürleri şeklinde belirtilmiştir. Deneyimler sonucunda servis esnasında problemlerle karşılaşılan kısımlarda kontrol gereksinimi belirlenmesi sonucu uçak kullanıcıları tarafından bu prosedürler geliştirilebilir. İlgili prosedürler, her bir teknisyenin testi uygulaması esnasında aynı sonuçları alması açısından yeterli derecede detaylı bilgiye sahip olmalıdır [50].

Kontrol edilecek yapıdaki süreksizlikler şekil olarak düzlemsel veya hacimsel olabilirler. Örneğin yapıda bulunan yorulma süreksizliklerinin tespiti için düzlemsel ve yüzeye açık hatalara duyarlı yöntem seçimi gerekecektir. Yani yorulma çatlaklarının tespiti için öncelikle gözle kontrol, optik aletlerle kontrol, penetran sıvı ile kontrol, manyetik parçacıklarla kontrol, girdap akımları ile kontrol, ultrasonik kontrol, yüzey kopya yöntemi termografik kontrol, yöntemlerinden birisi seçilebilir [58]. Bu yöntemlerden gözle kontrol, optik aletlerle kontrol, penetran sıvı ile kontrol, girdap akımları ile kontrol, manyetik parçacıklarla kontrol ve ultrasonik kontrol yöntemleri jet motor bakım faaliyetlerinde yorulma hasarlarının belirlenmesinde en yaygın olarak kullanılan yöntemlerdir. Bu yöntemler her seviyedeki jet motor bakım faaliyetlerinde en yaygın olarak kullanılan yöntemlerdir. Yorulma hasarlarının tespit edilmesinde bu yöntemlerin dışında bazı yardımcı yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemler akustik emisyon, x ışını radyografisi, gama ışını radyografisi, nötron radyografisi, x ışını tomografisi, yüzey kopya yöntemi, termografi kontrol yöntemi, optik holografi olarak sıralanabilir.

Metal malzemelerdeki yorulma çatlaklarının başlangıç aşamasında tespiti için, malzeme özelliklerine bağlı olarak uygun yöntemler kullanılabilir. Noktasal kontrol gerektiren bölgelerde, iletken özellik gösteren malzemelere girdap akımları ve mıknatıslık özelliği gösteren malzemelere manyetik parçacıklarla kontrol yöntemleri uygulanabilir. Alüminyum alaşımları yapıların kontrolünde girdap akımları yöntemi uygulanırken, manyetik geçirgenliğe sahip çeliklerde, manyetik parçacıklarla kontrol yöntemi tercih edilmektedir.

Nikel ve titanyum alaşımı yapıların çatlaklarının kontrolünde penetran sıvı yöntemi kullanılmaktadır. Yüksek frekanslı alternatif akımın kullanıldığı girdap akımları ve yüksek frekanslı yüzey dalgaları ile her malzemeye uygulanabilen ultrasonik kontrol yöntemi ise yorulma çatlaklarının tespit edilmesinde uygulanan öncelikli yöntemlerdendir.

Jet motorlarında 1300-1600° C değerlerdeki yüksek çalışma sıcaklıklarında, mukavemet, tokluk ve sertlik özelliklerini yitirmeksizin hizmet verebilen seramik ve metal malzeme gruplarından elde edilen yüksek sıcaklık kompozitleri kullanılmaktadır. Yüksek sıcaklık kompozitlerine optik aletlerle

kontrol, penetran sıvı ile kontrol, radyografik ve ultrasonik kontrolün dışında, akustik emisyon tekniği ve termografi yöntemi de uygulanabilir. Yüksek frekanslı ultrasonik test sistemi seramik yapılarda kırılmalara neden olabilen küçük süreksizliklerin tespitinde hassas ölçüm için kullanılabilir. Seramik yapıların içerebilecekleri küçük hataların analizi için yüksek hızda ve duyarlıkta bir yöntem olan mikro odaklı X ışını test yöntemi geliştirilmiştir. Yüksek sıcaklık kompozitlerinin testinde kullanılan bir diğer yöntem ise X ışını tomografisidir.

Jet motorlarında kaplama yapılarında, ses izolasyonunda kullanılan tabakalı kompozitlerin yorulma olayı, yabancı madde hasarı sonucunda yüzey levhalarında oluşan çatlaklar gözle, optik aletlerle, penetran sıvı, girdap akımları yöntemleri kullanılarak tespit edilebilir. Petek yapılarda yapının içersine girerek korozyon olayına, genişerek yapının deformasyonuna sebep olabilecek su, nem radyografik yöntemler kullanılarak tespit edilebilir [36,59].

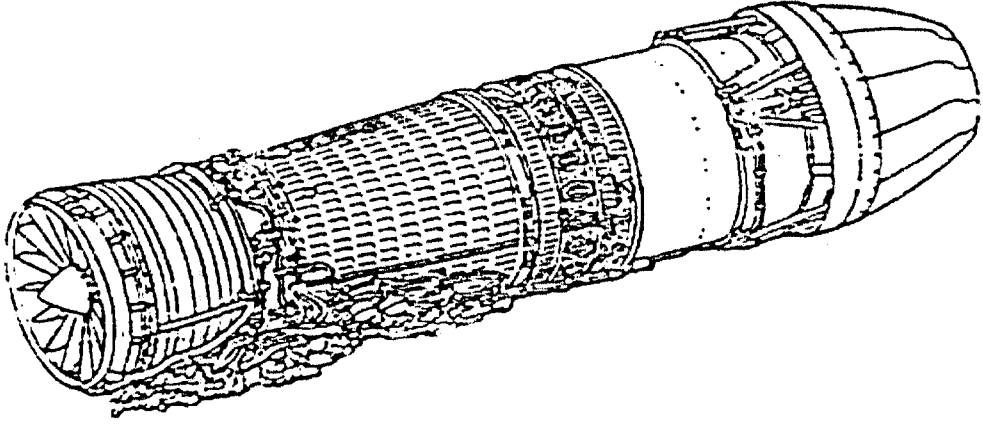
Uçak jet motor bakımında farklı TKY birbirlerinin yerini almaktan ziyade birbirlerinin tamamlayıcısı olarak kullanılmaktadır. Birkaç yöntemin aynı anda yapıya uygulanması ile farklı özellik, boyut ve konumdaki hataların varolma olasılıkları giderilerek yapısal bütünlükten emin olunabilir. Bu nedenle uçak bakımında yapılara tek bir yöntem uygulanmayıp, genellikle alternatif yöntemlerle birlikte bir grup yöntem seçimi söz konusu olmaktadır.

6. F110-GE-100 MOTORU BAKIMINDA YORULMA HASARLARININ İNCELENMESİ

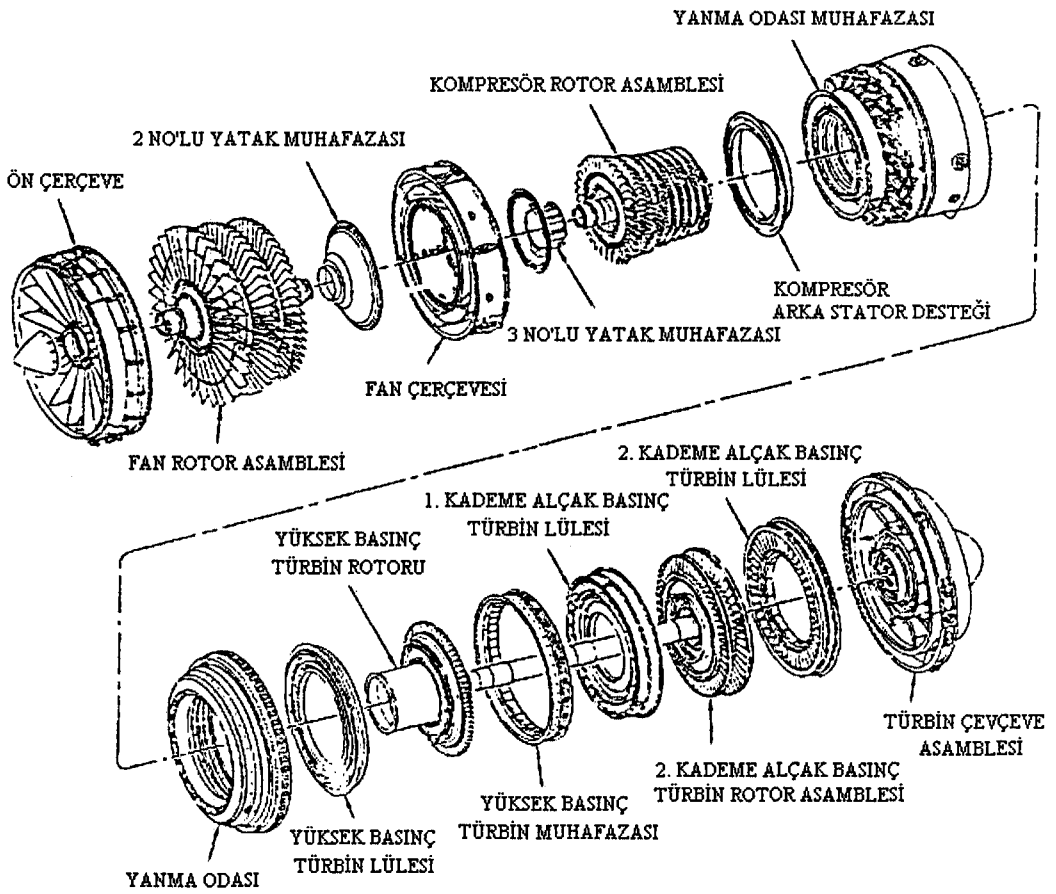
F110-GE-100 motoru Türk Hava Kuvvetleri envanterinde bulunan F-16 savaş uçaklarında kullanılan ve General Electric firması tarafından üretilen art yanma sistemine sahip bir turbofan motordur. Bu motora genel olarak hat bakım ve fabrika seviyesi bakım şeklinde iki tip bakım faaliyetleri uygulanmaktadır. Bu kısımda F110-GE-100 motoru için, Eskişehir 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Jet Revizyon Müdürlüğünde, jet motorlarına uygulanan bakım faaliyetlerinden biri olan fabrika seviyesi bakım faaliyetleri bünyesinde, yorulma açısından kritik motor parçalarına uygulanan tahribatsız kontrol işlemlerine ait örnekler verilmiştir.

F110-GE-100 motoru aerodinamik olarak birbirine bağlı, mekanik açıdan birbirinden bağımsız iki rotora sahip, yüksek basınç ve alçak basınç sistemlerinden meydana gelmiştir.

Alçak basınç sistemi iki kademe alçak basınç türbini tarafından döndürülen üç kademeli fan kısmından oluşur. Yüksek basınç sistemi ise dokuz kademeli kompresör, oda tipi bir yanma odası ve tek kademeli hava ile soğutulan yüksek basınç türbininden oluşur. [60] F110-GE-100 motorunun ana komponentleri Şekil 6.1 ve Şekil 6.2'de gösterilmiştir. Motorun çalışması esnasında motorun ön kısmından giren hava, fan kısmına doğru yönlendirilir. Üç kademeli fan, havayı basınçlandırarak motorun kompresör kısmına ve fan boru kısmına doğru yönlendirir. Kompresöre giren hava, dokuz kademeli kompresör tarafından ikinci kez basınçlandırılarak yanma odasına girer. Yanma odasına giren hava, belirli bir orandaki yakıtla karıştırılır ve yakılır. Yanma odasından çıkan yanmış ve genleşen gazlar yanma odasından sonra kompresörü döndüren yüksek basınç türbininden ve fanı döndüren alçak basınç türbininden geçer. Egzoz gazları daha sonra egzoz kısmından dışarı atılır [60].

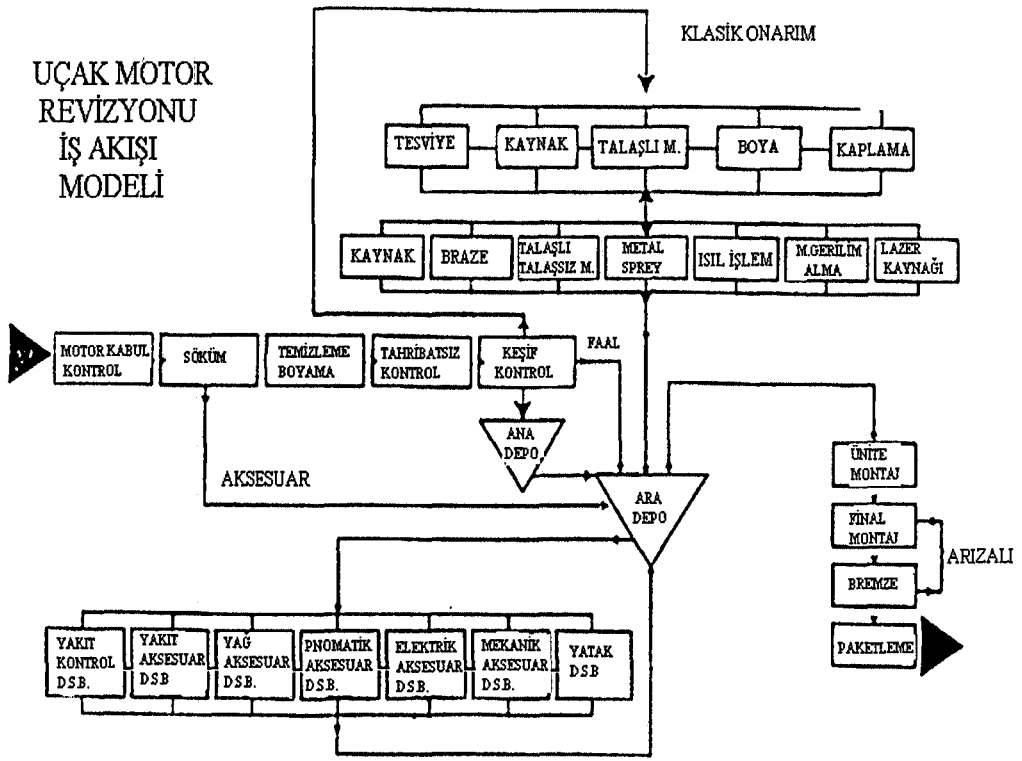


Şekil 6.1. F110 GE-100 Turbofan Motorunun genel görünüşü [60]



Şekil 6.2. F110-GE-100 Turbofan motorunun ana komponentleri [60]

Şekil 6.3'te Eskişehir 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Jet Revizyon Müdürlüğünde, bir uçak motoruna fabrika seviyesi bakım ya da revizyon faaliyetleri bünyesinde uygulanan faaliyetleri belirten revizyon iş akış modeli gösterilmektedir. Revizyon faaliyetlerinin ilk aşaması kabul kontrolüdür. Kabul kontrol aşamasında, uçuş sayısı yada uçuş süresi gibi revizyon süresini dolduran yada herhangi bir ciddi hasar sonucunda revizyonuna karar verilen bir motora uygulanacak olan bakım seviyesi ilgili motorun kayıt defterindeki bilgilere göre belirlenir [61].



Şekil 6.3. Bir uçak motorunun revizyon iş akış modeli [61]

Jet motorları çalışmaları esnasında çok yüksek basınçlarda ve sıcaklıklarda çalıştıklarından, aerodinamik yüklerden ısıl şoklara kadar pek çok fiziksel etkiyi içeren yıpranma etkilerine maruz kalmaktadırlar. Bu sebeple bazı jet motorlarında ömür takibi, uçuş sayısı yada uçuş saatine göre değil, motorun gerçekleştirdiği termodinamik ve mekanik çevrimlerin sayısına göre ölçülmektedir. Bu ölçüm parametresi F110 motorlarında Toplam Gerçekleşen Çevrim, TAC, olarak isimlendirilir.

TAC birimi F110-GE-100 motorlarında gaz kolunun, F110-GE-129 motorlarında ise fan rotor devrinin bir fonksiyonudur. Toplam gerçekleşen çevrim, F110-GE-100 motorlarında gaz kolunun rolantiden, tam gaza gidip gelme sayısı olarak tanımlanır ve motora bakım faaliyetleri bünyesinde uygulanacak olan kontrol aralıkları TAC sayısı cinsinden belirlenir. Bu değer aşağıda belirtildiği gibi hesaplanır.

$$TAC = KSY + 0.25 FTC + 0.25 CIC \quad (6.1)$$

Eşitlikteki KSY kısa ömürlü yorulmayı, FTC tam ısıl çevrimi, CIC ise gaz kolunun tam gaz pozisyonundan 59° pozisyonuna gidiş gelişini ifade eder. Bu motorların bakım faaliyetlerinde uçak motor yapısal bütünlük programı uygulanmaktadır. Bu programda F110-GE-100 motorlarına belirli sayılardaki TAC'lar bakım faaliyetleri uygulanır. Bu aralıklarda motorun tüm parçalarından ziyade, motor üzerindeki kritik parçalar kontrol edilir. Kritik parçalar, uzun sürede elde edilen deneyimler, hasara uğrama sıklıkları, yorulma testleri ve mühendislik çalışmaları ile belirlenirler. Örneğin 3000 TAC uçuş sayısını tamamlamış bir motorun, yüksek basınç türbin rotoru, alçak basınç türbin rotoru ve alçak basınç türbin lüleleri kontrol işlemlerine tabii tutulur [62].

Kabul kontrol faaliyetleri motorun fiziksel olarak kontrolünü ve kayıt bilgilerinin kontrolünü kapsar. Motor sökülmeden fiber optik cihazlarla motor içersinde hasara uğrama potansiyeline sahip parçaların görsel olarak kontrolü yapılır. Daha sonra motor parçaları, detaylı kontrollerinin yapılabilmesi için sökülür. Sökülen motor parçaları uygun temizleme yöntemleri ile temizlenir. Sökülen ve temizlenen motor parçaları, daha sonra yapısal bakımdan imalat,

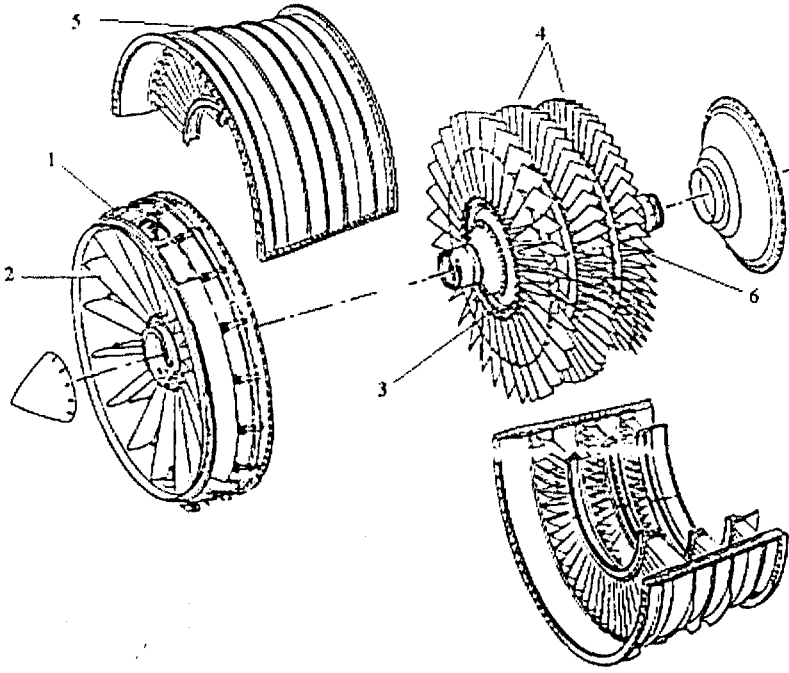
çalışma ve bakım onarımı sırasında oluşan yorulma çatlakları gibi çeşitli malzeme süreksizliklerinin varlığının belirlenmesi açısından, tahribatsız kontrol yöntemleri ile kontrol edilir.

Motor parçalarının tahribatsız kontrollerinden sonra boyutsal ve fonksiyonel olarak servis limitlerinde olup olmadıkları teknik dokümanlardaki değerlere göre kontrol edilir. Limit dışında olan parçalara onarılabiliyorsa onarım işlemleri uygulanır, onarılamıyorsa yenileri ile değiştirilir. Yapılan kontrol işlemlerindeki kazanılan deneyimlere ve yapılan hasar analizleriyle, hata boyutları ya da parçanın servis ömrü arttırılabilir yada azaltılabilir. Limitler dahilinde olan, onarılan ya da yeniden servise verilebilecek motor parçaları bir araya getirilir ve alt asambleler oluşturulur. Bu alt asambleler birleştirilerek motorun son montajı tamamlanır. Montajı tamamlanan motor, üretici firma tarafından belirlenmiş performans limitlerini sağlayabildiğinin kontrolü için bremzede test edilir. Testleri geçen motor tekrar servise verilir [61].

F110-GE-100 Turbofan motoru temel olarak fan, kompresör, yanma odası ve türbin kısımlarından oluşmaktadır. Bu kısımlardaki uçuş emniyeti açısından bazı yorulma kritik parçalar aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Bu parçalar bakım el kitaplarındaki aralıklarla tahribatsız kontrol yöntemleri ile kontrol edilirler. Her bir parçaya uygulanacak tahribatsız kontrol yöntemi, uygulanan prosedür ve gerekli teçhizatlar farklıdır. Bu parçalara ilgili bakım el kitaplarındaki bilgiler doğrultusunda öncelikli, alternatif olarak uygulanabilecek tahribatsız kontrol yöntemleri ve bu parçaların malzemeleri aşağıdaki çizelgede verilmektedir.

1. Fan kısmı :

Fan kısmındaki yorulma açısından kritik parçalar Şekil 6.4'te ve bu parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri Çizelge 6.1'de gösterildiği gibidir.



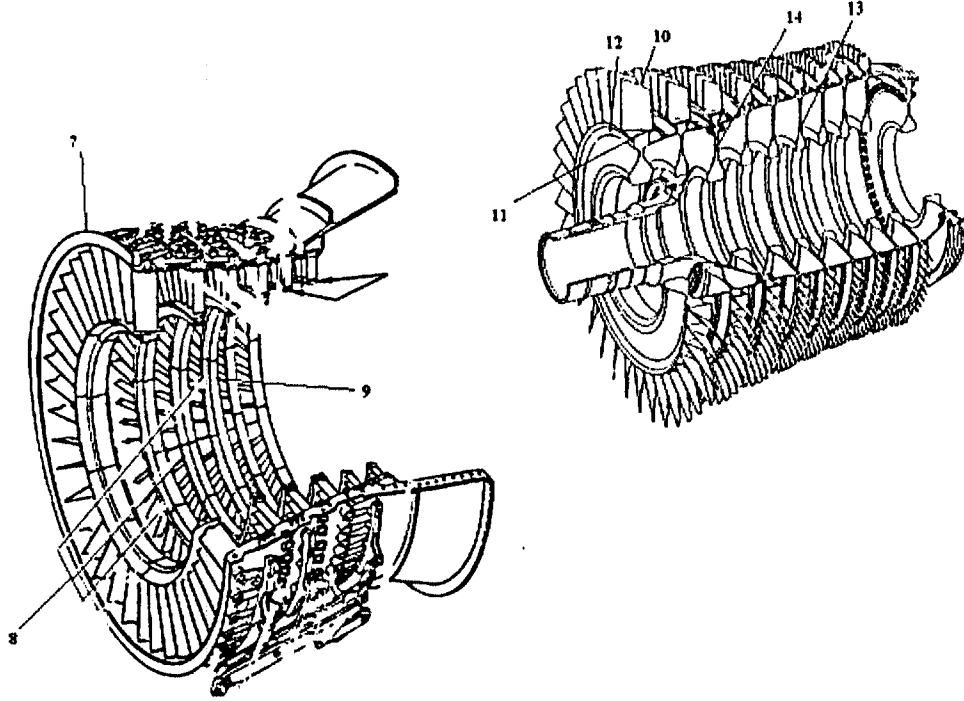
Şekil 6.4. Fan kısmındaki parçalar (F110 GE-100) [60]

Çizelge 6.1. Fan kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100) [63]

Eleman No	Elemanın İsmi	Elemanın Malzemesi	Öncelikli TKY	Alternatif TKY
1	Ön Çerçeve	Inconel 718	Fulorasan Penetran Sıvı	-
2	Ön Çerçeve Desteği	Inconel 718	Fulorasan Penetran Sıvı	-
3	1. Kademe Fan Diski	Ti-17 Ti-6-4	Fulorasan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
4	1.ve 2. Kademe Fan Rotor Paleleri	Ti-6-4	Fulorasan Penetran Sıvı	-
5	Fan Stator Muhafazası	Ti-6-4	Fulorasan Penetran Sıvı	Radyografik Kontrol
6	3. Kademe Fan Diski	Ti-17 Ti-6-4	Fulorasan Penetran Sıvı	Girdap Akımları

2. Kompresör kısmı:

Kompresör kısmındaki yorulma açısından kritik parçalar Şekil 6.5'te ve bu parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri Çizelge 6.2'de gösterildiği gibidir.



Şekil 6.5. Kompresör kısmındaki parçalar (F110 GE-100) [60]

Çizelge 6.2. Kompresör kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100) [63]

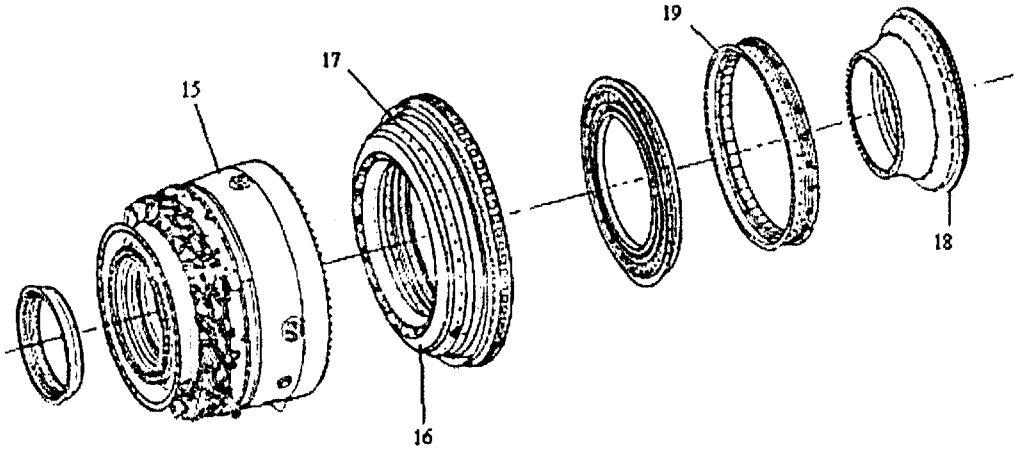
Eleman No	Elemanın İsmi	Elemanın Malzemesi	Öncelikli TKY	Alternatif TKY
7	Kompresör Ön Stator Muhafazası	Ti-6-2-4-2	Füloresan Penetran Sıvı	-
8	1,2,3. Kademe Kompresör Stator Kanatçıkları	A 286	Füloresan Penetran Sıvı	-
9	Kompresör Stator Shroud	347 SST	Füloresan Penetran Sıvı	-
10	1.Kademe Kompresör Rotor Paleleri	Ti-8-1-1	Füloresan Penetran Sıvı	-
11	1.Kademe Kompresör Rotor Pale Dip kısımları	Ti-8-1-1	Ultrasonik Kontrol	-
12	1,2. Kademe Kompresör Rotor Makarası	Ti-6-2-4-2	Füloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları

Çizelge 6.2. (devam) Kompresör kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100) [63]

Eleman No	Elemanın İsmi	Elemanın Malzemesi	Öncelikli TKY	Alternatif TKY
13	4-9. Kademe Kompresör Rotor Makarası	Inconel 718	Füloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
14	3. Kademe Kompresör Rotor Diski	Ti-17	Füloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları

3. Yanma odası kısmı:

Yanma odası kısmındaki yorulma açısından kritik parçalar Şekil 6.6'da ve bu parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri Çizelge 6.3'te gösterildiği gibidir.



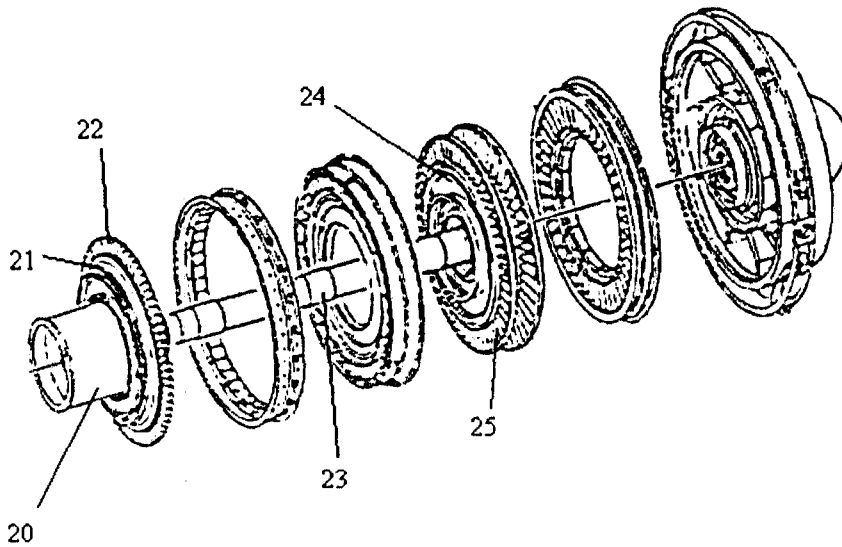
Şekil 6.6. Yanma Odası kısmındaki parçalar (F110 GE-100) [60]

Çizelge 6.3. Yanma odası kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100) [63]

Eleman No	Elemanın İsmi	Elemanın Malzemesi	Öncelikli TKY	Alternatif TKY
15	Yanma odası Muhafazası	Inconel 718	Füloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
16	Yanma odası Dış çerçeve kısmı	Hastalloy X	Füloresan Penetran Sıvı	-
17	Yanma odası Dış Halkası	Hastalloy X	Füloresan Penetran Sıvı	-
18	Arka-iç Lüle Desteği	Inconel 718	Füloresan Penetran Sıvı	-
19	Yüksek Basınç Türbin Shroud Destek Asemblisi	Inconel 718 Rene'41 Inconel 903	Füloresan Penetran Sıvı	-

4. Türbin kısmı:

Türbin kısmındaki yorulma açısından kritik parçalar Şekil 6.7'de ve bu parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri Çizelge 6.4.'te gösterildiği gibidir.



Şekil 6.7. Türbin kısmındaki parçalar (F110 GE-100) [60]

Çizelge 6.4. Türbin kısmındaki parçalara uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri (F110 GE-100) [63]

Eleman No	Elemanın İsmi	Elemanın Malzemesi	Öncelikli TKY	Alternatif TKY
20	Yüksek Basınç Türbin Ön Mili	Inconel 718	Fuloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
21	Yüksek Basınç Türbin Rotor Diski	Rene'95	Fuloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
22	Yüksek Basınç Türbin Rotor Paleleri	DS Rene'80	Fuloresan Penetran Sıvı	-
23	Alçak Basınç Türbin Rotor Mili	Inconel 718	Fuloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
24	Alçak Basınç Türbin 1. Kademe Diski	Inconel 718	Fuloresan Penetran Sıvı	Girdap Akımları
25	Alçak Basınç Türbin 1. Kademe Rotor Paleleri	DS Rene'80	Fuloresan Penetran Sıvı	-

F110-GE-100 motorundaki yorulma kritik parçalarında kullanılan parçaların malzemeleri ve bu parçalara fabrika seviyesi bakımında öncelikli, alternatif olarak uygulanabilecek tahribatsız kontrol yöntemleri yukarıdaki çizelgelerdeki gibidir. Çizelge 6.1-6.4 incelendiğinde fan, kompresör, yanma odası ve türbin kısımlarındaki parçaların kontrolünde öncelikli olarak gözle kontrol yönteminin ve fuloresan penetran sıvı ile kontrol yönteminin uygulandığı görülebilir. F110-GE-100 motorunun yüksek sıcaklığa maruz kalan parçalarında yüksek sıcaklık ve korozif etkilere dayanımı iyi olan nikel alaşımları, soğuk kısımlarındaki parçalarında ise yüksek basınç yüklerine ve korozif etkilere dayanımı iyi olan titanyum alaşımları kullanılmaktadır. Penetran sıvı ile kontrol yöntemi nikel ve titanyum alaşımları gibi tüm metal malzemelere uygulanabilir. Yorulma çatlaklarının yönlerinin önem taşımaksızın belirlenebilmesi, kısmi olarak ya da tamamen sökülmiş motor parçalarının kısa sürede kontrol edilebilmesi gibi avantajlar bu yöntemin tercih edilmesinde önemli etkenlerdir. Penetran sıvı ile kontrol yöntemine alternatif olarak iletken malzemelerden yapılmış parçaların yorulma çatlak kontrolünde girdap akımları yöntemi uygulanmaktadır.

Yapısal bütünlüğün sağlanması açısından tahribatsız kontrol yöntemleri birbirlerinin tamamlayıcısı olarak kullanılmalıdır. Uygun olan farklı birkaç

yöntem ile kontrol işlemi yapılarak süreksizliklerin tespit edilmesi ile yapısal bütünlük sağlanabilir.

7. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

7.1. Genel Değerlendirme

Havacılıkta emniyet her zaman birinci derecede öneme sahip bir kavramdır. Uçak jet motor ve parçalarının, üretilmeleri ve hizmete verilmelerinden sonra, tüm servis ömürleri boyunca tasarım esnasında belirlenen fonksiyonel ve yapısal özelliklerini kaybetmeden yeterli ve gerekli emniyet, güvenilirlik seviyelerinde istenen şekilde çalışmaları sağlanmalıdır. Uçak jet motor parça malzemelerinde serviste çalışmaları esnasında maruz kalınan statik, dinamik yükler, yüksek sıcaklıklar korozif çevre koşulları etkisiyle malzeme hataları meydana gelir. Bu hatalardan biri maruz kalınan dinamik yüklerin etkisiyle malzeme yüzeyinde oluşan yorulma çatlaklarıdır. Malzeme yüzeyinde oluşan yorulma çatlakları dinamik yüklerin etkisiyle ilerler ve belirli bir kritik boyuttan sonra yapının kırılmasına yol açar. Yorulma çatlakları gibi yüzeyde yada iç kısımlarda oluşan bu malzeme hataları, malzemelerin yük altındaki davranışlarını etkileyerek yapısal bütünlüğü azaltırlar. Çünkü motorun, uçağa sağladığı tüm manevra, hareket kabiliyetleri, taşıdığı yükler ve performans değerleri tamamen motor malzemelerinin özelliklerinin sonucudur. Motor parça malzemeleri dolayısıyla da motor parçaları kendilerinden beklenen işlevlerini ne kadar iyi yerine getirebiliyorlarsa, motor çalışma performans değerleri de o kadar iyi olacak ve istenen emniyet ve güvenilirlik seviyeleri elde edilecektir.

Uçak jet motoru bakımında yorulma hasarlarının incelenmesi adlı çalışmada esas olarak ilk önce yorulma olayının anlaşılması açısından yorulma olayı tanımlanmış, daha sonra yorulma olayını etkileyen faktörler incelenmiştir. Ayrıca servis esnasında emniyetin sağlanması açısından jet motor bakım faaliyetlerinin gerekliliği belirtilmiştir. Jet motor bakım faaliyetlerinde yorulma hasarının önlenmesine yönelik geliştirilen tasarım yaklaşımları ve uygulanan bakım programlarının yanında jet motor bakımında yorulma hasarlarının yada çatlaklarının belirlenmesinde kullanılan tahribatsız kontrol yöntemleri incelenmiştir. Her bir yöntemin kapsamı ve sınırlamaları belirtilmiş bu yöntemlerden Türk Hava Kuvvetlerinin F-16 savaş uçaklarında kullanılan F110-GE-100 motorlarının revizyonlarında yada fabrika seviyesi bakımlarında yorulma

çatlaklarının tespitinde uygulanan tahribatsız kontrol yöntemlerine örnekler verilmiştir.

Bu çalışmada yapılan incelemeler sonunda uçuş emniyetinin sağlanması açısından uçak jet motorlarının serviste çalışmaları sırasında meydana gelen ve komponentlerinin kırılmaları ile sonuçlanan yorulma hasarlarının bazı önlemler alınarak önlenmesi ya da azaltılması gerektiği tespit edilmiştir.

Sonuçta serviste jet motor parçalarında karşılaşılan yorulma hasarlarının jet motor parçalarının tasarımı, üretimi esnasında alınan bazı önlemlerle ve serviste kullanımı sırasında uygulanan bakım faaliyetleriyle önlenebileceği ya da azaltılabileceği tavsiye edilebilir.

7.2. Tasarım ve Üretim Esnasında Alınabilecek Önlemler

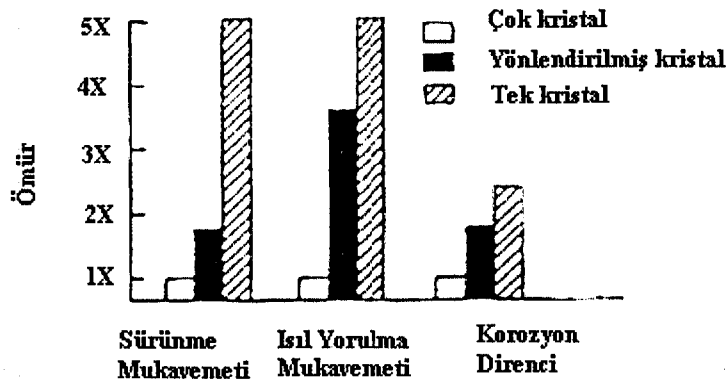
Tasarım ve üretim esnasında alınabilecek önlemler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Komponentler için çalışma koşullarına uygun malzeme seçimi
- Yüzey özelliklerinin geliştirilmesi
- Çentik etkisinin azaltılması
- Yorulma hasarının oluşumuna göre uygun bakım programlarının belirlenmesi
- Serviste karşılaşılan yorulma hasarlarının incelenmesi

Tasarım sırasında uygun malzeme seçimi: Tasarım sırasında bir komponent için kullanılacak olan malzeme seçimi çok önemlidir. Yorulma dayanımı yüksek bir malzeme seçilmesiyle yorulma hasarının beklenenden daha önce oluşması önlenebilir.

Yorulma açısından ele alındığında malzeme seçimi maruz kalınacak koşullara bağlıdır. Dinamik yükler etkisiyle malzemedeki meydana gelen toplam şekil değişiminin % 2 yada daha fazla olan uygulamalarda tok, şekilde değişiminin % 2'den daha küçük olduğu uygulamalarda ise yüksek mukavemetli malzemeler kullanılmalıdır. Tane boyutu küçük ve yapısında gerilme yığılmalarına dolayısıyla da yorulma çatlak başlangıcına yol açabilecek daha az kalıntı, kusur ve boşluk ihtiva eden malzemelerin kullanımı ile yorulma dayanımı arttırılabilir.

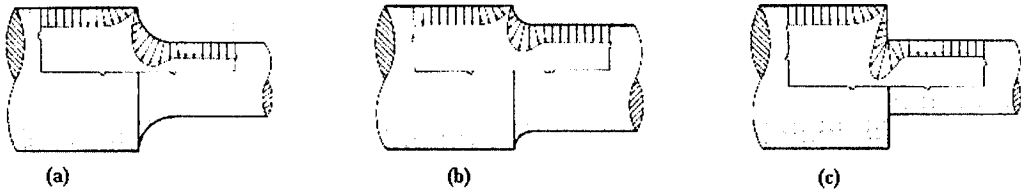
Bir türbin palesi ele alınır, türbin paleleri serviste çalışması esnasında çok yüksek sıcaklıklara basınç yüklerine ve korozyon çevre koşullarına maruz kalır. Bu koşullar altında türbin palelerinde ısıl yorulma, sürtünme ve korozyon gibi hasar mekanizmaları oluşur. Bu türbin palesi için kullanılacak malzeme bu üç iki hasar hasar mekanizmasına optimum şekilde dayanacak şekilde olmalıdır. Türbin palelerinde genellikle yüksek sıcaklık ve korozyon direnci iyi olan süperalaşım kullanılmaktadır. Şekil 7.1’de türbin palelerinde kullanılabilecek tek kristalli, çok kristalli ve yönlendirilmiş kristalli süperalaşımın ısıl yorulma, sürtünme ve korozyon direnç özellikleri elde edilen kullanım ömür ölçeğinin X katı cinsinden gösterilmektedir. Örneğin tek kristalli süperalaşım malzemesinin ısıl yorulma mukavemeti çok kristalli süperalaşıma göre yaklaşık dört kat daha fazladır. Şekil 7.1’den görüldüğü gibi türbin pale malzemesi için yorulma, sürtünme ve korozyon gibi diğer hasar mekanizmalarına dayanım özellikleri göz önüne alınır bu hasar mekanizmaları karşısında en iyi özelliklere sahip tek kristalli süperalaşım malzemesinin kullanımı ile en iyi verimi elde edilebilir. Tasarım esnasında, komponentlerin servis ömürlerinin yada uygulanacak bakım aralıklarının belirlenmesinde, komponentlerde kullanılacak olan malzemelerin gerçek çalışma koşullarında karşılaşacakları hasar mekanizmalarına dayanımları detaylı malzeme testleri ile belirlenmelidir. Parçaların gerçek çalışma koşulları göz önüne alınarak yorulma dayanımı yüksek uygun bir malzeme seçilmesiyle yorulma hasarının beklenenden daha önce oluşması önlenir.



Şekil 7.1. Değişik yapıdaki süperalaşımın sürtünme, ısıl yorulma ve korozyon direnç özellikleri [27]

Malzemenin yüzey özelliklerinin geliştirilmesi : Yorulma çatlakları genellikle yüzeyden başladığı için malzemenin yüzey özelliklerinin geliştirilmesiyle malzemenin yorulma dayanımı artırılabilir. Malzemelerin yüzey özellikleri yüzey ısıl işlemleri ile malzeme yüzeyinin sertleştirilmesi, malzeme yüzeyinde yorulma dayanımına zararlı kalıntı gerilmelerin önlenmesi ya da uygun kalıntı gerilmelerin oluşturulması, çevre koşullarına karşı yüzey kaplama malzemelerinin kullanılması ile geliştirilebilir. İç yapı özellikleri değişmeden uygulanan yüzey ısıl işlemleri, tüm metal malzemelerde yüzey mukavemetinin artırılmasında etkilidir. Yüzey mukavemetinin artırılması ile malzemenin yorulma dayanımı da artırılmış olur. İmalat işlemleri esnasında malzeme yüzeyi üzerinde kalıntı gerilmeler oluşabilir. Bu kalıntı gerilmelerin çekme yönünde olanları malzemenin yorulma dayanımını olumsuz yönde etkilerken, basma yönünde olanlarının yorulma dayanımı üzerinde olumlu yönde etkileri vardır. Malzeme yüzeyinde yorulma dayanımına zararlı çekme yönündeki kalıntı gerilmelerinin oluşması önlenerek ve malzeme yüzeyi üzerinde uygun işlemlerle basma yönünde kalıntı gerilmeler oluşturularak malzemelerin yorulma dayanımları artırılabilir. Basma yönündeki kalıntı gerilmeleri çekiçleme, soğuk haddeleme ve statik ön yük uygulanması işlemleri ile elde edilebilir. Malzemelerin yüksek sıcaklıklara, korozif çevre koşullarına dayanımını arttıran yüzey kaplamalarının yorulma dayanımı üzerinde olumsuz etkisi vardır. Fakat yüksek sıcaklıklarda ve korozif çevre koşullarına maruz kalan komponentlerde, yorulma dayanımını olumsuz yönde etkileyen bu etkenlere karşı koruyucu yüzey kaplamaları kullanılarak dayanımın artırılması ile malzemenin yorulma dayanımı dolaylı olarak artırılabilir.

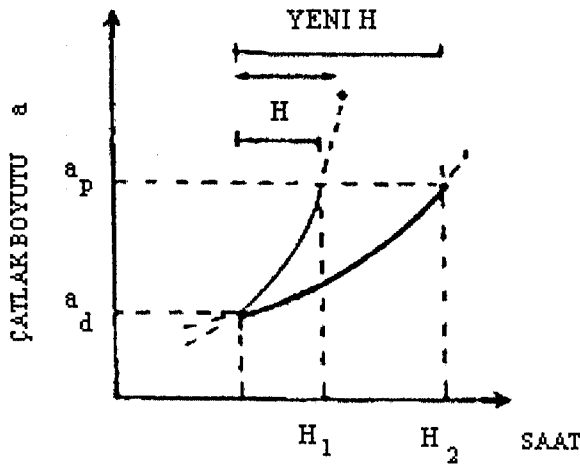
Çentik etkisinin azaltılması : Yorulma çatlakları genellikle yüzeydeki bir pürüzden, çentikten başladığı için gerilme yığılmalarına neden olabilecek parça yapısındaki çentik, delik ve ani kesit değişimlerinin bulunması malzemenin yorulma dayanımını büyük ölçüde azaltır. Şekil 7.2'de aynı yük uygulanan benzer biçimlere sahip benzer komponentlerde oluşan gerilmeler gösterilmektedir. Şekil 7.2 c'deki keskin kesit değişiminin etkisi ile kesit değişiminin bulunduğu kısım Şekil 7.2 a ve Şekil 7.2 b'deki parçalara göre daha büyük gerilmeler altındadır.



Şekil 7.2. Aynı yük altında farklı kesit değişimlerine sahip benzer komponentlerde oluşan gerilmeler [6]

Parçanın bu kısmında diğer parçaların aynı kısımlarına göre yorulma çatlak oluşma olasılığı daha büyüktür. Bunun için tasarım esnasında çentik etkisini minimuma indirecek şekil ve boyutlar incelenmeli, gerilme yığılmalarına neden olabilecek keskin kesit değişimlerinden kaçınılmalıdır.

Uygun malzeme seçimi, yüzey özelliklerinin geliştirilmesi, çentik etkisinin azaltılması ile yorulma dayanımı artırılan bir malzeme kullanılması ile parçaların ömürleri ve serviste komponentlere uygulanacak bakım aralıklarının uzunluğu Şekil 7.3'te gösterildiği gibi artırılabilir. Şekil 7.3'teki H , belirlenebilen çatlak boyutu a_d ile müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p arasında geçen saat cinsinden bakım aralığı uzunluğudur.



Şekil 7.3. Bir malzemenin yorulma dayanımının artırılmasının bakım aralık uzunluğu üzerindeki etkisi [37]

Belirli bir malzeme için belirlenebilen çatlak boyutu a_d ile müsaade edilebilir çatlak boyutu a_p arasında geçen H_1 bakım aralığı uzunluğu yorulma dayanımı arttırılan malzeme kullanımı ile H_2 'ye yükselir. Böylece uygulanan bakım sayısı azaltılarak, bakım maliyetlerinden tasarruf edilmiş olur.

Yorulma hasarının oluşumuna göre uygun bakım programlarının belirlenmesi ile : Jet motor komponentlerinde oluşan yorulma çatlakları jet motorlarının tasarımları esnasında belirlenen bakım programlarının bünyesinde uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri ile tespit edilir. Tasarım esnasında uygun bakım programlarının hazırlanması ile servis esnasında yorulma çatlakları zamanında tespit edilerek yada komponentler bakım programlarında belirlenmiş kullanım ömürlerine göre değiştirilerek komponentlerin serviste kullanılmalrı sırasında hasara uğramaları önlenir.

Uçak jet motorlarının bakım programları, tasarımları esnasında hazırlanır. Günümüzde uygulanan bakım programları ve bakım faaliyetleri havacılığın ilk yıllarından beri servis esnasında karşılaşılan kazalara bağlı olarak maksimum emniyet, güvenilirlik ve ekonomikliğin sağlanması açısından elde edilen deneyimlere, bilgilere bağlı olarak sürekli olarak geliştirilerek yenilenir.

Uçaklarda ve jet motorlarında geçmişte yorulma sebepli oluşan kazaların bu programların geliştirilmesindeki yeri önemlidir. Bu kazaların nedenleri araştırılarak, oluşmaması için yeni tasarım yaklaşımları, bakım programları geliştirilmiştir. Hasara uğradığında uçuş emniyetini tehlikeye sokabilecek kritik uçak jet motor parçaları için iki tasarım yaklaşımı geliştirilmiştir.

Bu tasarım yaklaşımları;

- Emniyetli ömür tasarım yaklaşımı,
- Hasar toleransı tasarım yaklaşımıdır.

Emniyetli ömür yaklaşımı, tüm komponentlerde malzeme yapısındaki metalürjik kusurların bir yorulma çatlak başlama noktası olabileceği ve bu çatlakların zamanla ilerleyerek, komponentlerin hasara uğramasına yol açabileceği temeline dayanır. Bunun için bu yaklaşımda, malzeme yapısında oluşan yorulma çatlakları belirlenebilir bir duruma gelmeden önce parçalar kullanımdan kaldırılır. Bu yaklaşımda, motor parçalarının tasarımı sırasında uygulanan kırılma programlarında, simüle edilmiş çalışma şartları altında yapılan

komponent ve tam ölçekli testler vasıtasıyla, komponentlerin istatistiksel olarak minimum ömür kabiliyeti tanımlanır. İstatistiksel minimumun belirlenmesi şu şekildedir. Öncelikle 1000 komponent seçilir, 1000 komponentin içinde 0.8 mm uzunluğunda yada 0.4 mm derinliğinde belirlenebilir çatlağın tespit edildiği ilk komponentin ömrü istatistiksel minimum ömür değeridir. Bu ömür değeri tüm komponentlere uygulanır. Bu yaklaşım açık bir şekilde, bir çok komponentin daha ömrünü doldurmadan kal edilmesi hatasına sebep olur.

Hasar toleransı yaklaşımı ise, malzeme yapısında oluşan yorulma çatlağının ilerlemesinin tahribatsız kontrol yöntemleri ile izlenmesi ve çatlağın çatlak ilerlemesinin kararsız bir hale geldiği kritik bir çatlak boyutuna ilerlemesinden önce komponentin değiştirilmesini amaçlar. Malzeme yapısında oluşan çatlağın zamanla ilerlemesine rağmen komponentlerin emniyetli bir şekilde kullanımına devam edilebileceğini ifade eder. Fakat bu yaklaşımda, çatlağın parçanın kullanımı esnasında, düzenli programlı bakımlarda güvenilir bir şekilde saptanabilecek ve hatta kontrol edilebilecek şekilde yavaş ilerlemesinin gerektiği gibi kabuller vardır.

Uçak jet motor parçaları için geliştirilen bu tasarım yaklaşımları askeri ve sivil havacılıkta kullanılan jet motor bakım programlarının hazırlanmasında geliştirilerek uygulanmaktadır. Askeri ve sivil havacılıkta uygulanan bakım programları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Sebepli kal etme metodu
- Uçak motor yapısal bütünlük programı
- Güvenirlik merkezli bakım yaklaşımı

Askeri havacılıkta ilk olarak 1985 yılında F100 uçak motorlarına uygulanan bakım programlarından biri olan sebepli kal etme yönteminde, emniyetli ömür yaklaşımına benzer bir yaklaşım kullanılır. Emniyetli ömür yaklaşımında, 1000 komponentten en zayıf olan komponentin istatistiksel olarak belirlenen en küçük kullanım ömrü belirlenir ve tüm komponentler, bu kullanım ömrünü doldurmalarından sonra kullanımdan kaldırılır. Emniyetli ömür yaklaşımındaki bir çok komponentin daha ömrünü doldurmadan kal edilmesinden kaynaklanan ekonomik kayıplar, sebepli kal etme yöntemiyle azaltılmaya çalışılmıştır. Sebepli kal etme yönteminde, komponentlerin her biri, bakım

faaliyetleri bünyesinde uygulanan tahribatsız kontrol faaliyetleriyle, tasarımlarında belirlenen belirli bir çatlak boyutunda çatlak tespit edilmesi halinde kullanımdan kaldırılır. Bu yaklaşımın uygulandığı her bir komponentin kendi çatlak başlangıç ömrüne kadar çalışmasına izin verilir. Bu program halen McDonnell Douglas Corporation tarafından üretilen F-15 ve General Dynamics Corporation tarafından üretilen F-16 savaş uçaklarının disk gibi dönen komponentlerinde uygulanmaktadır. 1986 ile 2005 arasında sadece F100 uçaklarının ömür maliyet kazancının yaklaşık1 milyar dolar olacağı tahmin edilmektedir.

Havacılıkta kullanılan bir diğer bakım programı, uçak motor yapısal bütünlük programıdır. Uçak motor yapısal bütünlük programında uçak jet motorlarının yapısal tasarımında, geliştirilmesinde, analizinde, üretiminde ve ömür yönetiminde kullanılan bir yaklaşımdır. Emniyetli ömür, hasar toleransı tasarım yaklaşımları bu programda bir arada kullanılır. Yani her bir komponentin belirli bir kullanım ömrü vardır ve malzeme yapısında oluşan yorulma çatlaklarının zamanla ilerlemesi kararsız hale geldikleri kritik bir çatlak boyutuna kadar düzenli kontrol aralıkları ile kontrol edilir. Malzeme yapısındaki uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleriyle tespit edilen yorulma çatlağı belirli bir kritik çatlak boyutuna ulaştığında parçalar kullanımdan kaldırılır. Parça ömür ve bakım aralıklarının belirlenmesinde ve daha sonra doğrulanmasında, servisteki gerçek çalışma koşullarına uygun sistem ve motor testleri uygulanır. Bu testler sonucunda elde edilen bilgiler doğrultusunda parçaların servisteki kullanım ömürleri, uygun bakım faaliyetleri ve bakım aralıkları belirlenir. Uçak motor yapısal bütünlük programı sadece motor tasarımında ve geliştirilmesinde değil motorların tüm kullanım ömrü boyunca uygulanan bir programdır. Türk hava kuvvetlerinde F-16 savaş uçaklarında kullanılan motorlardan biri olan F110-GE-100 motorlarının bakım faaliyetleri uçak yapısal bütünlük programına göre yapılmaktadır. Bu programda yapılan bakım ve kontrol faaliyetleri uçuş saati yada uçuş sayısına göre değil daha önce tanımlanan gaz kolu hareketlerinin bir fonksiyonu olan toplam çevrim sayısı (TAC) kavramına göre yapılır. Program içersinde kontrol faaliyetleri ve malzemelerin imalatçı firmalar tarafından belirlenmiş servis kullanım ömürleri bu toplam çevrim sayısına bağlı olarak

belirlenmiştir. F110 motorlarında tüm motor malzemelerinin çalışma koşulları ve taşıdığı yükler göz önüne alınarak her parça için farklı ömür değerleri belirlenmiştir.

Sivil havacılıkta günümüzde uygulanan bakım programlarının hazırlanmasında güvenilirlik merkezli yaklaşım adı verilen bir yaklaşım kullanılmaktadır. Bu yaklaşım, bir sistemin ilk çalışması için programlı bakım gereksinimlerini tanımlamak için kullanılır. Servis esnasında komponentlerde yorulma olayı gibi sebeplerle oluşan arızaların, hasarların tespit edilip edilemediği ve bu arızaların etkileri incelenir. Arıza etkileri, emniyet ve ekonomiklik açısından değerlendirilerek uygun bakım uygulamasına ulaşılmasını sağlayan mantıksal bir iş akış zinciri oluşturulmuştur. Güvenirlik merkezli bakım kavramı ilk olarak 1980'lerde kullanıldı. Bu yaklaşım, programlı bakımlar için mantıksal prosedürlerin 1968 yılında ilk olarak kullanıldığı Boeing 747 uçağı için, bakım yönlendirme kılavuzu 1'deki emniyet ve ekonomiklik özelliklerindeki eksiklikler nedeniyle geliştirilen, bakım yönlendirme kılavuzu 2'ye (MSG-2) dayanır. Günümüzde sivil havayolu işletmeleri için hazırlanan bakım programları MSG-2'nin geliştirilmiş bir versiyonu olan bakım yönlendirme kılavuzu 3'e (MSG-3) dayanır. MSG-3 ile sistem yaklaşımı daha ön plana çıkmış, sistemler genel bir şekilde analiz edilmiş, oluşabilecek arızaların sonuçlarına göre uygulanması gereken uygun bakım uygulamaları belirlenmiştir.

Bahsedilen tasarım yaklaşımları doğrultusunda hazırlanan bakım programlarının serviste kullanıcılar tarafından gerektiği gibi doğru bir şekilde uygulanması ile jet motor komponentlerinde servis esnasında yorulma hasarlarının oluşması önlenebilir yada azaltılabilir. Parçaların servis ömürlerinin, bakım aralıklarının belirlenmesinde yorulma çatlaklarının tespitinde kullanılan tahribatsız kontrol yöntemlerinin önemi büyüktür. Uygulanan tahribatsız kontrol yöntemleri ile parça ömürleri ve programlı bakıma

Serviste sık karşılaşılan yorulma hasarlarının incelenmesi: Serviste sık olarak jet motor komponentlerinde oluşan yorulma hasarları metalurjik olarak incelenerek, meydana gelen yorulma hasarının nedeni araştırılabilir. Yorulma kırılmalarının bazı makroskobik ve mikroskobik karakteristiklerinin olmasından dolayı, kırık yüzeyleri bu konuda uzman ve yetkili kişilerce incelenerek, yorulma

hasarına yetersiz tasarımın, bakımın, uygun olmayan malzeme kullanımının sebep olup olmadığı belirlenerek gerekli önlemler alınabilir. Yorulma hasarlarının metalurjik incelemelerinde tahribatsız kontrol yöntemleri kullanılmaktadır. Bu şekilde yorulma hasarlarının nedenlerinin belirlenmesi ve gerekli önlemlerin alınması ile daha sonra benzer hasarların meydana gelmesi önlenmiş olur.

7.3. Bakım Faaliyetleri ile Alınabilecek Önlemler

Jet motor komponentlerinin malzeme yüzeyinde oluşan yorulma hasarlarının önlenmesinde yada azaltılmasında serviste uygulanacak olan bakım faaliyetleri ile alınabilecek önlemler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

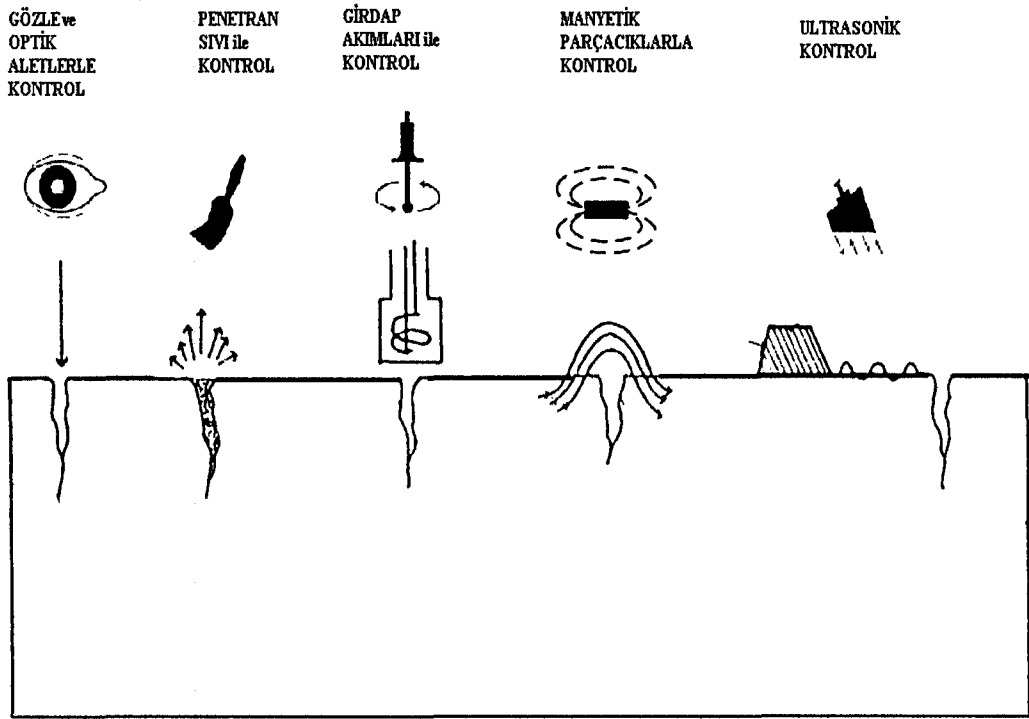
- Serviste tasarım esnasında hazırlanan bakım programlarına uygun olarak belirli aralıklarla tahribatsız kontrol faaliyetlerinin uygulanması
- Ömürlü jet motor parçalarının, motor parametrelerinin izlenmesi

Serviste tasarım esnasında hazırlanan bakım programlarına uygun olarak belirli aralıklarla tahribatsız kontrol faaliyetlerinin uygulanması : Uçak jet motor komponentlerinde serviste çalışmaları esnasında oluşan yorulma çatlaklarının belirlenmesi ve izlenmesi programlı ve programsız bakım faaliyetlerinin bünyesinde uygulanan Tahribatsız Kontrol Yöntemleri ile yapılır. Malzeme yüzeyinde oluşan yorulma çatlaklarının kritik boyuta ilerlemeden daha önce tespit edilmeleri ve izlenmeleri ile oluşacak yorulma hasarı sebebiyle komponentlerin servis esnasında kırılmaları hasara uğramaları, belirlenen görevini yapamaması engellenerek uçuş emniyeti ve güvenilirlik istenen seviyelerde tutulabilir.

Tahribatsız kontrol yöntemleriyle malzeme yapısı içerisindeki yorulma çatlakları gibi süreksizlikler kısa bir süre belirlenebilir. Ayrıca yorulma çatlaklarının zaman ve kullanım içerisindeki değişimleri, boyutları malzeme yapısına zarar verilmeden izlenebilir. Kontrol edilecek komponentlerin her kısmı, bölümü için uygulanması gereken test metodu, teçhizat ve uygulanma aralıkları tasarım esnasında belirlenmiştir. Bunlar imalatçı firmalar tarafından hazırlanan bakım el kitaplarında yada TKY el kitaplarında belirtilir. Uygulanan yöntemler prensipleri, gerektirdiği teçhizatlar ve tespit ettiği süreksizlikler bakımından farklılıklar gösterirler. Malzeme yapısı içerisindeki yorulma çatlaklarını tespit

etmek için uygulanacak olan tahribatsız kontrol yönteminin seçiminde bazı unsurlar vardır. Bu unsurlar kontrol edilecek parçanın malzeme özellikleri, biçimi, kontrol işleminin hassasiyet derecesidir. Yorulma çatlaklarının tespiti için düzlemsel ve yüzeye açık hatalara duyarlı yöntem seçimi gerekir. Uçak jet motor bakımında servis esnasında motor komponentlerinde oluşan yorulma hasarlarının tespiti için yaygın olarak uygulanan başlıca tahribatsız kontrol yöntemleri; gözle kontrol, optik aletlerle kontrol, penetran sıvı ile kontrol, girdap akımları ile kontrol, manyetik parçacıklarla kontrol, ultrasonik kontrol yöntemleridir.

Yorulma çatlakları tespitinde kullanılan bu yöntemler ve bakımda kullanılan standart sembolleri Şekil 7.4'te verilmektedir. Bu yöntemler jet motor bakım faaliyetlerinde en yaygın olarak kullanılan yöntemlerdir.



Şekil 7.4. Yüzeyde bulunan süreksizliklerin tespitinde kullanılan yöntemler [5,36]

Jet motor bakımında yorulma çatlaklarının tespitinde uygulanan bu yöntemler dışında yorulma hasarının oluşumuna sebebiyet verebilecek yabancı madde hasarı, korozyon gibi diğer hasarların tespitinde kullanılan başka yöntemlerde uygulanmaktadır. Bu yöntemler x ışını radyografisi, x ışını tomografisi, gama ışını radyografisi, nötron radyografisi, akustik emisyon, yüzey kopya yöntemi termografi, optik holografı olarak sıralanabilir. Örneğin x ışını radyografisi, jet motor muhafazalarının serviste sökülmeden, ulaşılamayan gizli kısımlarının yabancı madde hasar kontrolünde kullanılmaktadır. Yorulma hasarlarında yüzey özellikleri önemli olduğundan yüzeyde oluşan bir çentik, çiziğin zamanında tespiti ve giderilmesi, tekrarlı gerilmelerin etkisiyle daha sonra oluşabilecek yorulma hasarlarının oluşumunu engelleyecektir. Aynı şekilde aşınma, korozyon gibi yüzeyle ilgili hasarların tespiti, oluşabilecek yorulma hasarlarının dolaylı olarak tespitinde yardımcı olacaktır.

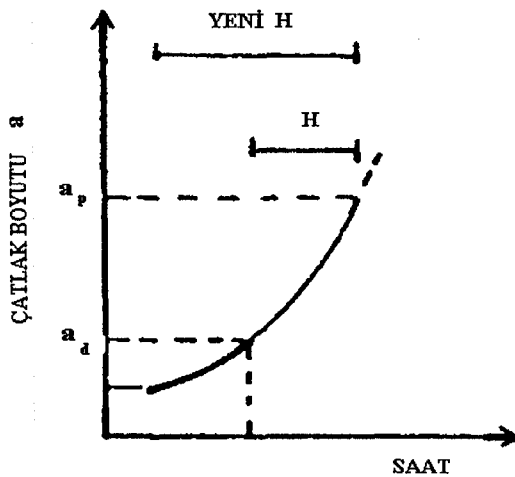
Bakım faaliyetlerinde farklı TKY birbirlerinin tamamlayıcısı olarak kullanılabilir. Birkaç yöntemin aynı anda yapıya uygulanması ile farklı türdeki boyuttaki ve konumdaki hataların varolma olasılıkları giderilerek yapısal bütünlük sağlanabilir. Bu nedenle uçak bakımında yapılara tek bir yöntem uygulanmayıp genellikle alternatif yöntemlerle birlikte bir grup yöntem seçimi söz konusudur.

Yorulma çatlaklarının tespitinde kullanılan yöntemlerin yorulma çatlak boyutu açısından çatlak tespit hassasiyetleri Çizelge 7.1'de verilmektedir. Bu çatlak belirleme hassasiyeti, kullanılan TKY yöntemine, komponent geometrisine, kontrol edilecek yüzey durumuna ve fiziksel olarak kontrol edilecek kısmın ulaşılabilirliğine bağlıdır [64]. Çizelge 7.1 de gösterilen yöntemlerin çatlak tespit hassasiyetleri belirli bir malzeme çeşidi için olmayıp, her bir yöntemin özelliklerine göre maksimum hassasiyetin elde edildiği malzemeler kullanılmıştır. Yorulma çatlaklarının tespitinde daha hassas yöntemlerin kullanımı ile yorulma çatlakları daha küçük boyutlarda iken tespit edilebilecek bu da Şekil 7.5'te gösterildiği gibi çatlağın kritik çatlak boyutuna kadar ilerlemesi için gereken süreyi yani H ile gösterilen bakım aralıklarının uzunluğunu arttıracaktır.

Çizelge 7.1. Yorulma çatlaklarının tespitinde kullanılan yöntemlerin boyut açısından çatlak tespit hassasiyetleri [64]

Metod	Boyut Açısından Yorulma Çatlak Tespit Hassasiyeti, mm
Manyetik Parçacık	0.5
Girdap Akımları	0.1
Ultrasonik	0.05
Sıvı Penetran	0.025-0.25
Optik Mikroskop	0.1-0.5
Elektron Mikroskobu Taraması	0.001
Elektron Mikroskobu İletimi	0.0001
Radyografik Yöntemler	Komponent kalınlığının % 2'si

Yorulma çatlaklarının ve yorulma çatlaklarının oluşmasına neden olabilecek malzeme yapısındaki diğer çatlak ve korozyon gibi etkenlerin tespitinde kullanılan yöntemler, bu yöntemlerin uygulanma önceliği ve uygulanabileceği malzemeler Çizelge 7.2'de verilmektedir.



Şekil 7.5. Yorulma çatlaklarının tespitinde daha hassas TKY yöntem kullanımının bakım aralıklarına etkisi [37]

Yöntemlerin uygulanma öncelikleri, yöntemlerin süreksizlik belirleme hassasiyetleri göz önüne alınarak belirlenmiştir. Yöntemlerin uygulanma önceliklerini göstermek için 1, 2, 3 rakamları kullanılmıştır. Bu rakamlar sırasıyla 1 iyi özelliği, 2 zayıf özelliği, 3 ise bu yöntemin uygun olmadığını göstermektedir. Örneğin Çizelge 7.2’de girdap akımları ile kontrol yönteminin, mikro, makro boyutta yorulma çatlaklarının ve hafifi derecede korozyon tespitinde 1 ile gösterilen iyi özellikte olduğu, ağır korozyonun tespitinde ise 2 ile gösterilen zayıf özellikte olduğu ve bu yöntemin sadece iletken malzemelere uygulanabildiği görülebilir.

Çizelge 7.2. Yorulma ile ilgili hasarların TKY ile tespit edilebilirliği [36,50,57]

Hata Türü / Yöntem	Mikro boyutta çatlak (yorulma çatlakları)	Makro boyutta çatlak (yorulma çatlakları)	Hafif korozyon	Ağır korozyon	Kontrol işlemi uygulanabilen malzemeler
Gözle ve optik Aletlerle kontrol	2	1	2	1	Tüm Malzemeler
Penetran Sıvı ile Kontrol	1	1	1	1	Gözenekli Malzemeler dışındaki Tüm Malzemeler
Manyetik Parçacıklarla Kontrol	2	1	1	1	Manyetik Malzemeler
Girdap Akımları İle Kontrol	1	1	1	2	İletken malzemeler
Ultrasonik Kontrol	1	1	1	2	Tüm Malzemeler
Radyografik Kontrol	3	2	2	1	Tüm Malzemeler
Değerlendirme Kriteri: 1: İyi, 2: Zayıf, 3: Uygun Değil					

Jet motor parçalarında metal malzemeler dışında ses izolasyonunda, hava alıklarında ve egzoz kısımlarında kaplama, yüksek sıcaklıklara maruz kalan kısımlarda koruyucu kaplama malzemesi gibi bir çok kısımda kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Dinamik yüklerin etkisiyle metal malzemelerde olduğu gibi kompozit malzemelerde de yorulma hasarı oluşmaktadır. Kompozit

malzemelerde yorulma hasarı elyaf kırılmaları, matris çatlakları, elyaf matris ayrılmaları, tabaka ayrılmaları şeklinde oluşur. Bu hataların dışında servis esnasında meydana gelen darbe hasarları sonucunda oluşan çatlak, ezilme, yapıdaki su ve korozyon etkileri sonunda yapının bozulmasıyla kompozit yapıların yorulma dayanımı azalır. Bunun için bakım esnasında bu hataların tespit edilmesi oluşabilecek yorulma hasarının önlenmesinde faydalı olacaktır. Çizelge 7.3'te kompozit yapılarda yorulma dayanımını etkileyen yorulma ile ilgili hasarların tespit edilmesinde önerilen TKY verilmiştir. Yöntemlerin uygulanma öncelikleri, yöntemlerin süreksizlik belirleme hassasiyetleri göz önüne alınarak belirlenmiştir. Yöntemlerin uygulanma önceliklerini göstermek için 1, 2, 3 rakamları kullanılmıştır. Bu rakamlar sırasıyla 1 iyi özelliği, 2 zayıf özelliği, 3 ise bu yöntemin uygun olmadığını göstermektedir. Hasar türüne göre uygun kontrol yönteminin seçilmesi ile bu hasarlar verimli bir şekilde tespit edilebilerek yapının bütünlüğü sağlanmış olur.

Çizelge 7.3. Kompozit yapılardaki yorulma ile ilgili hasarların TKY ile tespit edilebilirliği
[5,36,59]

Kontrol Yöntemi Hata Türü	Gözle Kontrol	Penetran Sıvı ile Kontrol	Girdap Akımları ile Kontrol	Ultrasonik Kontrol	Radyografik Kontrol	Notron Radyografisi ile Kontrol	Termografi	Holografi
	Çatlak, Yorulma Çatlağı	1	1	1	1	2	2	3
Çarpma	1	1	1	1	1	1	1	1
Ayrılma	3	3	3	2	2	2	1	2
Nem	3	3	3	2	1	1	3	3
Korozyon	3	3	2	1	2	2	1	1
Boşluk	3	3	2	2	2	2	1	3
Kalıntı	3	3	3	1	1	3	3	3
Değerlendirme Kriteri: 1: İyi, 2: Zayıf, 3: Uygun Değil								

Ömürlü jet motor parçalarının, motor parametrelerinin izlenmesi ile : Uçak jet motor bakım faaliyetlerinde özellikle askeri havacılıkta, uçuş esnasında bazı motor ve uçuş parametrelerinin kaydedilerek daha sonra bir yer istasyonunda değerlendirilerek uygun bakım işleminin uygulandığı, ömürlü motor parçalarının ömür izlenmesine imkan tanıyan motor izleme sistemleri kullanılmaktadır.

Ömürlü parçaların kullanım ömürlerini takip etmek için parça yönetim sistemlerinin kullanılmalıdır. Bu sistemler sadece motor uçuş sayısının ya da süresinin kaydedildiği bir kart indeks sistemi kadar basit olabilir. Daha karmaşık sistemlerde özel bilgi transfer teçhizatıyla ayrılan uçak motor izleme sistemlerine sahip olan bilgisayar bazlı bilgi yönetim sistemleri kullanılmaktadır.

Motor izlenmesi, uçak üzerinde uçuş ve motor bilgilerinin toplanması, uçak üzerinde bu bilgilerin işlenmesi, yer bazlı istasyonda değerlendirilmesi ve elde edilen bilgilerin değerlendirilerek yönetiminden oluşur. Bakım faaliyetleri bünyesinde, hasara uğradıklarında uçuş emniyetini tehlikeye sokan kritik ömürlü jet motor parçalarının ömürlerinin izlenmesi ile yorulma hasarlarının oluşması önlenir. Kritik ömürlü parçalar için, her bir parçanın servis ömrü boyunca izlenmesi, ömrü bittiğinde değiştirilmesi ve uygulanan tüm kontrol faaliyetlerinin kayıtlarının tutulmasını gerekir. Kritik ömürlü parçalarda oluşan yorulma çatlaklarının belirlenmesi ve müsaade edilebilir çatlak boyutuna kadar izlenmesi tahribatsız kontrol yöntemleri ile gerçekleştirilir. TKY ile yapılan kontrollerin sonuçlarına göre kritik ömürlü parçalar değiştirilebilir ya da servise tekrardan verilir. Bu şekilde parçaların çalışmaları esnasında hasara uğramaları önlenerek gerekli uçuş emniyeti sağlanmış olur.

Yapılan değerlendirmeler sonucunda tasarım ve üretim esnasında ve bakım esnasında bazı önlemlerin alınması ile serviste jet motor komponentlerinde meydana gelen yorulma hasarlarının oluşması önlenir ya da azaltılabilir.

Tasarım ve üretim esnasında alınabilecek önlemler; uygun malzeme seçimi, malzemenin yüzey özelliklerinin geliştirilmesi, çentik etkisinin azaltılması, yorulma hasarına göre uygun bakım programların belirlenmesi, serviste sık karşılaşılan yorulma hasarlarının incelenmesi şeklinde sıralanabilir.

Bakım esnasında ise uygun tahribatsız kontrol yöntemleriyle yorulma çatlaklarının zamanında tespit edilmesi, motor ve uçuş parametrelerinin

kaydedilerek değerlendirilmesi, ömürlü motor parçaların izlenmesi gibi önlemlerin alınması ile servis esnasında yorulma hasarlarının oluşması önlenebilir ya da azaltılabilir.

Yorulma hasarlarının tespitinde kullanılan tahribatsız kontrol yöntemlerinin parçaların servis ömürlerinin, programlı bakım aralıklarının belirlenmesinde, serviste jet motoru bakımında tespiti ve ilerlemesinin izlenmesinde kullanımının önemi büyüktür. Uçak jet motor bakımında uygulanan tahribatsız kontrol yöntemlerinin başarısı ile servis esnasında oluşabilecek yorulma hasarları tespit edilerek uuş emniyetini etkileyebilecek olası bir hasar nlenmiş olur.

KAYNAKLAR

1. SURESH, S., *Fatigue of materials*, Cambridge University Press, London, UK (1991).
2. ELLYIN, F., *Fatigue damage, crack growth and life prediction*, Chapman & Hall, London, UK (1997).
3. DIETER, G. E., *Mechanical metallurgy*, McGraw-Hill Book Company, London, UK (1988).
4. ATNAICK, P.C. ve THAMBURAJ, R., *Development of qualification methodology for advanced gas turbine engine repairs/reworks*, NATO RTO Meeting Proceedings 17, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 12-1 – 12-11 (1999).
5. ARMATLI, M., *Tahribatsız muayene usulleri ve uçak bakım onarımında uygulanmasının incelenmesi*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, Türkiye (1988).
6. ANTOLOVICH, S. D. ve SAXENA, A., *Fatigue failures*, Metals Handbook; 9th edition Volume 11: Failure analysis and prevention, (Ed: ASM Handbook Committee), American Society for Metals, Ohio, USA, 102-135 (1986).
7. LAIRD, C., *Fatigue failures*, Metals Handbook Desk Edition, (Ed: Boyer, H.E., Gall, T.L.), American Society for Metals, Ohio, USA ,32.13-32.17 (1985).
8. WULPI, D.J., *Understanding how components fail*, American Society for Metals, Ohio, USA (1985).

9. GÜLEÇ, Ş. ve ARAN, A., *Çelik ve dökme demirlerin yorulma dayanımı malzeme davranışı biçim etkisi ve hesaplama yöntemleri*, Marmara Bilimsel ve Endüstriyel Araştırma Enstitüsü Matbaası, Gebze, Türkiye (1983).
10. ONARAN, K., *Malzeme bilimi*, Bilim Teknik Yayınevi, İstanbul, Türkiye (1993).
11. BROEK, D., *Elementary engineering fracture mechanics*, Martinus Nijhoff Publishers, Netherlands (1984).
12. CALLISTER, W.D., *Materials science and engineering : An introduction*, John Wiley and Sons Inc., New York, USA (1997).
13. KAYALI, E. S., ENSARİ, C. ve DİKEÇ, F., *Metalik malzemelerin mekanik deneyleri*, Teknik Üniversite Matbaası, İstanbul, Türkiye (1984).
14. TETİK, D., *2024-T3 Alüminyum alaşımının simüle edilmiş uçuş yükleri altında yorulma davranışı*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, Türkiye (1999).
15. HOSKIN, B. C. ve BAKER, A.A., *Composite materials for aircraft structures*, AIAA Education Series, Newyork, USA (1986).
16. CHOU, T., *Structures and properties of composites*, Materials science and technology (Ed: Cahn, R., W., Haasen, P., ve Kramer, E.J.), VCH Publishers, Weinheim, Germany (1993).
17. JONES, R. M., *Mechanics of composite materials*, Hemisphere Publ. Corp, New York, USA (1981).
18. MATTHEWS, F. L. ve RAWLINGS, R. D., *Composite materials: Engineering and science*, Chapman and Hall, London, UK (1994).

19. BANANTINE, J.A., COMER, J. J. ve HANDROCK., J. L., *Fundamentals of metal fatigue analysis*, Prentice-Hall Inc., New Jersey, USA (1990)
20. MORIN, C. R., *Corrosion fatigue failures*, Metals Handbook Desk Edition (Ed: Boyer H. E. ve Gall, T. L.), Metals Park, Ohio, American Society for Metals, USA 32.28-32.29 (1985).
21. SCHURTZ, W. ve HEINDENREICH, R., *Fracture mechanics and LCF properties of engine discs of Ti 6 Al-4V, INCONEL 718 and UDIMET 700P/M-HIP*, AGARD Conference Proceedings No:393, , Specialised Printing Services Limited, San Antonio, USA 18.1 –18..13 (1985).
22. ASBY, M. ve JONES, D. R. H., *Engineering materials I: an introduction to their properties and applications*, Oxford Butterworth-Heinemann, UK (1996).
23. BENT, R. D. ve MCKINLEY, J. L., *Aircraft powerplants*, McGraw-Hill Book Co., New York, USA (1985).
24. OTIS, C. E., *Aircraft gas turbine powerplants*, IAP Inc., USA (1991).
25. *A&P Technician powerplant textbook*, Jeppesen Sanderson Training Products, USA (1997).
26. KAYRAK, M., *Havacılık kompozitleri ve mukavemet-maliyet analizleri*, Anadolu Üniversitesi Basımevi, Eskişehir (1999).
27. CAHN, R. W., EVANS, A. G. ve McLEAN, M., *High temperature structural materials*, Chapman & Hall, UK (1996).

28. BULLOCK, E., *Research and development of high temperature materials for industry*, Elsevier Applied Science, London, UK (1989).
29. COWIE, W. D., *Fracture control philosophy*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 666-674 (1989).
30. LAMPMAN, S. R., *Fatigue and fracture*, Metals Handbook Volume 19, ASM International Handbook Committee, USA, 32.13-32.17 (1997).
31. ANTOLOVICH, B. F., *Fatigue and fracture of nickel-base superalloys* (Ed: Lampman, S. R.), Metals Handbook Volume 19, ASM International Handbook Committee, USA, 854-866 (1997).
32. SAE Committee E-32, *Guide to life usage monitoring and part management for aircraft gas turbine engines*, Aircraft gas turbine engine monitoring systems: An update SAE SP-88/728, Society of Automotive Engineers Inc. Warrendale, USA, 259-303 (1988).
33. EADY, C., *Modes of gas turbine component failure*, Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption, RTO-TR-28 AC/323 (AVT) TP/22, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 4-3 – 4-12 (2000).
34. BERES, W., *Mechanics of materials failure*, Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption, RTO-TR-28 AC/323 (AVT) TP/22, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 5-3 – 5-16 (2000).
35. DAS, A.K., *Metalurgy of failure analysis*, McGraw Hill Publishing Company Limited, USA (1997).

36. KAYRAK, M., *Uçak bakımında tahribatsız kontrol yöntemleri*, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu Yayınları, Eskişehir (2001).
37. BROEK, D., *The practical use of fracture mechanics*, Kluwer Academic Publishers, Netherland (1989).
38. TETİK, D., AY, N., *Hava taşıtlarında yorulma*, Kayseri II. Havacılık Sempozyumu Bildiriler Kitabı (Ed: ATLI, V), Kayseri, Türkiye 99-101 (1998).
39. HOLMES, R., *Civil and military practices*, Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption, RTO-TR-28 AC/323 (AVT) TP/22, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 2-3 – 2-14 (2000).
40. SAPSARD, M., *Introduction to engine usage monitoring*, Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption, RTO-TR-28 AC/323 (AVT) TP/22, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 1-1 – 1-6 (2000).
41. DAVENPORT, O., *Maintenance policies and procedures*, Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption, RTO-TR-28 AC/323 (AVT) TP/22, Canada Communication Group Inc., Quebec, Canada, 3-3 – 3-14 (2000).
42. ABEEL, E. E., *Prediction of future test needs, test facilities and procedures*, Turbine Engine Testing, NATO AGARD Conference Proceedings No: 293, Specialised Printing Services Limited, Canada, 38.1-38.4 (1981).
43. McDONNELL, B. J., *Accelerated mission test- a vital reliability tool*, Engine Reliability, NATO AGARD Conference Proceedings No:215, Specialised Printing Services Limited, Canada, 15.1-15.4 (1972).

44. GEREDE, E., *Bakım maliyetlerinin incelenmesi ve direkt bakım maliyetlerinin azaltılması için geliştirilmesi*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi Sosyal Bilimleri Enstitüsü Yanını, Eskişehir (1998).
45. FIORINI, V., *Overview of all civil aviation engine certification/demonstration requirements and rationale I.E. FAA, CAA etc., Turbine Engine Testing, NATO AGARD Conference Proceedings No: 293*, Specialised Printing Services Limited, Canada, 1.1-1.16 (1981).
46. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, *Nondestructive and ultrasonic testing for aircraft*, Aviation Supplies and Academics Inc., USA (1975).
47. *CFM 56 Boroscope inspection training manual*, CFM International, USA (1991).
48. HULL, B. ve VERNON, J., *Nondestructive testing*, Macmillan Education Ltd., Hong Kong (1988).
49. JORDAN, G. ve BORUCKI, J. S., *Liquid penetrant inspection*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 71-89 (1989).
50. LATIA, D. C., *Nondestructive testing for aircraft*, Jeppesen-Sanderson Co. Aviation Training and Publication Division, USA (1993).
51. LINGREN, A., *Magnetic particle inspection*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 89-122 (1989).

52. ASM Comitee on Eddy Current Inspection, *Eddy current inspection*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 164-195 (1989).
53. Nondestructive Testing Classroom Training Handbook, *Radiographic testing*, General Dynamics Convair Division, USA (1983).
54. POLLACK, A., *Acoustic emission inspection*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 278-295 (1989).
55. DENNIS, M. J., *Industrial computed tomography*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 358-379 (1989).
56. MARDER, A. R., *Replication microscopy techniques for NDE*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 52-57 (1989).
57. WOOD, J. D., *Guide to nondestructive evaluation techniques*, Nondestructive Evaluation and Quality Control, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 49-52 (1989).
58. SHANMUGHAM, S. ve LIAW, P.K., *Detection and monitoring of fatigue cracks*, Fatigue and Fracture (Ed: Lampman, S. R.), Metals Handbook Volume 19, ASM International Handbook Committee, USA, 210-223 (1997).
59. HAGEMAIER, D. J., *Adhesive-bonded joints, nondestructive evaluation and quality control*, Metals Handbook Volume 17, ASM International Handbook Committee, USA, 610-641 (1989).

60. *F110-GE-100 Basic engine*, General Electric Evendale Technical Training School, USA (1989).
61. *Technical manual maintenance instructions intermediate and depot level NDI*, T.O.- 2J-F110-9, General Dynamics Corporation, USA (1998).
62. EREL, C., *Uçak motor revizyon teknolojileri ve I.H.İ.B.M.*, Türkiye Makine Mühendisleri Odası Dergisi Bülteni Sayı 15, Türkiye 20-23 (1993).
63. DEMİRDAĞ, S., *Uçak motor malzemelerinde hasar analiz tekniklerinin incelenmesi ve F110-GE-100 motoru yüksek basınç türbin rotor diski için uygulaması*, Yüksek Lisans Tezi, Osmangazi Üniversitesi, Fen bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, Türkiye (2000).