

Mekanik Boya Sökme İşleminin Al 2024 T6 Alaşımının
Yorulma Özelliklerine Etkisi

Ümit ÜNER

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Şubat 2011

The Effects Of Mechanical Paint Stripping Process
On The Characteristic of Fatigue Of Al 2024 T6 Alloy Sheet

Ümit ÜNER

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of Mechanical Engineering

February 2011

Mekanik Boya Sökme İşleminin Al 2024 T6 Alaşımının
Yorulma Özelliklerine Etkisi

Ümit ÜNER

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Konstrüksiyon-İmalat Bilim Dalında
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Sezan ORAK

Şubat 2011

ONAY

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Ümit ÜNER'in YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı "Mekanik Boya Sökme İşleminin Al 2024 T6 Alaşımının Yorulma Özelliklerine Etkisi" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Danışman : Yrd. Doç. Dr. Sezan ORAK

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Yrd. Doç. Dr. Sezan ORAK

Üye : Yrd. Doç. Dr. Osman Nuri ÇELİK

Üye : Yrd. Doç. Dr. Dilek TURAN

Üye : Yrd. Doç. Dr. Melih Cemil KUŞHAN

Üye : Yrd. Doç. Dr. Hakan GAŞAN

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve
..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Nimetullah BURNAK

Enstitü Müdürü

ÖZET

Uçak kaplaması üzerindeki boyanın ana amacı korozyon ve erozyon koruması sağlamaktır. Bir uçağın kullanıldığı süre içinde; bakım, kontrol ve kamuflaj için birçok kez boya sökme işlemi ve boya yenileme çevrimi gerçekleştirilir. Boya sökme işlemi için; kimyasal sıvı uygulaması, plastik parçacık püskürtme gibi pek çok yöntem kullanılır. Kimyasal sökücüler; metilen klorür ve fenol gibi zehirli maddeler içerir ve çevre için tehlikeli atıkların oluşmasına sebep olur. Plastik parçacık püskürtme yöntemi, kimyasal yöntemle göre daha ucuzdur ve çevre için zehirli değildir. Fakat plastik parçacık püskürtme yöntemi uçak kaplama sacının mikro yapısını ve mekanik özelliklerini etkileyebilir. 1'inci Hava İkmal Bakım Merkezi'nde boya sökme için kullanılan plastik parçacık püskürtme metodunun uçağın alüminyum kaplama sacı üzerinde mekanik etkilerini belirlemek amacıyla pilot bir çalışma yapılmıştır.

Bu çalışma kapsamında Al 2024-T6 alaşımı uçak kaplama saclarında plastik parçacık püskürtme (PPP) yöntemi ile boya sökme işleminin etkilerini tespit etmek amacıyla deneysel bir araştırma gerçekleştirilmiştir. Üç çevrim boyama ve PPP yöntemi ile boya sökme işleminin, yüzey özelliklerine ne ölçüde bağlı olduğu tespit edilmiştir. Yüzey morfolojisinin deformasyona ve yüzeyde bulunan kusurlarla ilişkisi taramalı elektron mikroskobu ve optik mikroskop kullanılarak karakterize edilmiştir. Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile boya sökme işleminin, özellikle ince test kuponlarının yorulma ömrünü önemli ölçüde azalttığı ve çatlak ilerleme hızını artırdığı bulunmuştur. Test kuponlarının kalınlığının artması ile bu etkilerin zayıfladığı tespit edilmiştir. Üç çevrim boya sökme işlemine maruz bırakılan test kuponlarının yorulma ömründe % 15 – 39 oranında bir azalma olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Al 2024-T6, Mekanik boya sökme işlemi, Yorulma, Kırılma

SUMMARY

The main goal of the coating on the aircraft skin is to provide corrosion and erosion protection. During the operating lifetime of an aircraft, periodic cycles of paint stripping and recoating of the skin are required for maintenance, inspections and camouflage. There are several methods for paint stripping such as chemical liquid application, plastic particle blasting etc. Chemical strippers contain toxic components such as methylene chloride and phenol and cause to the generation of the hazardous wastes for the environment. Plastic particle stripping method is cheaper and non-toxic for the environment compared to chemical one. But Plastic particle stripping may affect microstructure and/or mechanical properties of the aircraft skin. It has been performed an experimental pilot study in order to determine the effects of the plastic particle stripping method, being used to remove paint at 1st Air Supply And Maintenance Center, on the aircraft skin.

Within the scope of this study, an experimental investigation has been carried out to evaluate the effects of paint removal by plastic particle blasting on aluminum 2024-T6 aircraft skins. It was detected to what extent 3-cycle painting and repainting process by plastic particle blasting method depends on the surface condition. The surface morphology dependence on deformation and defects presented on the surface were characterized using scanning electron microscopy and optical microscopy. The Plastic particle blasting method was found to significantly lower fatigue life and to increase fatigue crack growth rates particularly in thin specimens. These effects were found to decrease with the increase of thicknesses of the specimens. All fatigue samples were found to exhibit a general decrease in life of 15% - 39% after being subjected to three cycles of paint removal.

Keywords: Al 2024-T6, Mechanical Paint Stripping, Fatigue, Fracture

TEŞEKKÜR

Bu alıŐma boyunca bana verdikleri destek ve sevgi, gösterdikleri sabır ve anlayıŐ için sevgili eŐim Hale ÜNER'e ve kızım Zeynep Dalya ÜNER'e Őukranlarımı sunarım.

Bu çalışmanın gerçekleŐtirilmesinde desteğini ve emeğini esirgemeyen Sayın Yrd. Doç. Dr. Sezan ORAK, Yrd. Doç. Dr. Dilek TURAN, Yrd. Doç. Dr. Osman Nuri ÇELİK, Öğr. Görevlisi Ramazan KALE'ye teŐekkürlerimi ve Őukranlarımı sunarım.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
SUMMARY	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	ix
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAKLARDA YORULMA VE YORULMA TASARIM YAKLAŞIMLARI ...	2
2.1. Uçaklarda Yorulma ve Çatlak Kontrolleri	2
2.2. Yorulma Terimleri	6
2.3. Yorulma Ömrünü Etkileyen Faktörler	7
2.4. Yorulma Tasarım Yaklaşımları.....	9
2.4.1. Emniyetli ömür tasarımı	9
2.4.2. Emniyetli hasar tasarımı	10
2.4.3. Hasar toleransı yaklaşımı	11
3. LİNEER KIRILMA MEKANİĞİ.....	13
3.1. Yorulma Olayı	13
3.2. Bir Yapıda Çatlak	15
3.3. Çatlak Ucunda Meydana Gelen Gerilmeler	17
3.4. Gerilme Şiddeti Faktörü.....	21
3.5. Gerilme Konsantrasyon Faktörü	25
3.6. Çatlak Önündeki Plastik Bölge	27
3.7. Çatlak Önündeki Plastik Bölgenin Şekli.....	31
3.8. Yorulma Başlangıcı ve Çatlak İlerlemesi	34

İÇİNDEKİLER (devam ediyor)

	<u>Sayfa</u>
4. UÇAKLARDA BOYA YENİLEME İŞLEMLERİ.....	39
4.1. Uçakların Boyanması.....	39
4.2. Kimyasal Yöntem İle Boya Sökme.....	39
4.3. Plastik Parçacık Püskürtme Yöntemi İle Boya Sökme	40
4.4. İleri Teknoloji Boya Sökme Yöntemleri.....	42
4.4.1. Robotlu boya sökme	46
4.4.2. Flashjet yöntemi.....	49
4.4.3. Lazer yöntemi	51
5. DENEYSEL ÇALIŞMA	55
5.1. Kullanılan Malzeme.....	55
5.2. Deney Numuneleri	57
5.2.1. Çekme deney numuneleri	57
5.2.2. Yorulma ömrü deney numuneleri	57
5.3. Kullanılan Cihazlar	58
5.4. Yapılan Deneyler	61
5.4.1. Çekme deneyleri sonuçları.....	61
5.4.2. Sabit genlikli yorulma ömür deneyleri sonuçları.....	61
5.5. Taramalı Elektron Mikroskop İnceleme Sonuçları	67
5.6. Yüzey Pürüzlülüğü Ölçüm Sonuçları	72
6. GENEL SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	74
6.1. Genel Sonuçlar.....	74
6.2. Öneriler	75
7. KAYNAKLAR DİZİNİ.....	76

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>		<u>Sayfa</u>
2.1.	Yorulma terimleri	6
3.1.	Alüminyum 2024 T3 alaşımı için S/N eğrisi.....	14
3.2.	Çatlak ilerleme eğrisi.....	15
3.3.	Artık mukavemet eğrisi	16
3.4.	Çatlak yükleme durumları	17
3.5.	Rastgele bir parçada, rastgele uzunlukta çatlağa sahip gerilmeler	18
3.6.	Merkez çatlağa sahip sonsuz bir plakada gerilme	19
3.7.	Merkez çatlağa sahip sonlu bir plakada gerilme	21
3.8.	Merkezinde 2a uzunluğunda çatlak olan plaka.....	24
3.9.	Çentikler etrafında yük akış çizgileri ve gerilme konsantrasyonları	25
3.10.	Eliptik çentikler için gerilme konsantrasyonları.....	26
3.11.	Plastik bölge boyunun belirlenmesine yönelik ilk yaklaşım	28
3.12.	Plastik bölge boyunun belirlenmesine yönelik ikinci yaklaşım	29
3.13.	Irwin'in plastik bölge düzeltmesi	30
3.14.	Von Mises kriterlerine göre plastik bölge	33
3.15.	Çatlak başlangıcı ve ilerlemesinde yüzey pürüzlülüğünün etkisi.....	35
3.16.	Yorulma çatlağı başlangıcı için Wood'un modeli	36
3.17.	Yorulma çatlak ilerlemesi için muhtemel bir model	37
4.1.	Astar boya uygulanmış bir uçak	40
4.2.	Üst kat boya uygulanmış bir uçak	40
4.3.	Kimyasal yöntem ile bir uçak üzerinde boya sökme	41
4.4.	Boya sökme yapılmış bir uçak.....	42
4.5.	Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile bir uçak parçasında boya sökme	43
4.6.	Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile DC-9 uçağında boya sökme	44
4.7.	Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile F-4 uçağında boya sökme.....	44
4.8.	Boya sökme işleminde kullanılan plastik parçacıklar	45
4.9.	Boya sökme işleminde aşındırıcı parçacık olarak kullanılan mısır unu	47
4.10.	Yüzey hassasiyetini ölçen sensör sistemi	48

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam ediyor)

4.11.	F-16 uçağında robotlu boya sökme işlemi.....	48
4.12.	Flashjet yöntemi ile boya sökme işlemi	50
4.13.	Flashjet boya sökme düzeneği	51
4.14.	Robotlu lazer boya sökme sistemi	52
4.15.	KC-135'in boya sökme işleminde kullanılan robotlu lazer sistemi	53
4.16.	Manüel kontrollü lazer boya sökme sistemi	54
5.1.	Çekme deney numunelerinin boyutları.....	57
5.2	Yorulma ömrü deney numuneleri boyutları	58
5.3.	Deneylerin yapılmasında kullanılan Instron cihazı	60
5.4.	0.81 mm kalınlığındaki Al 2024-T6 yorulma test sonuçları	64
5.5.	1.27 mm kalınlığındaki Al 2024-T6 yorulma test sonuçları	65
5.6.	3.56 mm kalınlığındaki Al 2024-T6 yorulma test sonuçları	66
5.7.	Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar.....	67
5.8.	Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar.....	68
5.9.	Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar.....	68
5.10.	Plastik parçacıkların 0.81 mm kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar.....	70
5.11.	Plastik parçacıkların 1.27 mm kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar.....	71
5.12.	Plastik parçacıkların 3.56 mm kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar.....	72

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
5.1. Alüminyum 2024 Alaşımının Kimyasal Bileşimi	55
5.2. Al 2024-T6 Alaşımının Çekme Deney Sonuçları.....	61
5.3. Sabit Genlikli Yorulma Ömür Deneylerinin Test Şartları	62
5.4. 0.81 mm Kalınlığındaki Numunelerin Yorulma Ömür Sonuçları	63
5.5. 1.27 mm Kalınlığındaki Numunelerin Yorulma Ömür Sonuçları	63
5.6. 3.56 mm Kalınlığındaki Numunelerin Yorulma Ömür Sonuçları	63
5.7. Numunelerin Yüzey Pürüzlülüğü Ölçüm Sonuçları	73

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
a	: Çatlak boyu (mm)
a_{ef}	: Efektif (mm)
B	: Numune kalınlığı (mm)
C, m	: Malzeme sabitleri
f	: Frekans (Hz)
h	: Çentik genişliği (mm)
K	: Gerilme şiddet faktörü
K_t	: Gerilme konsantrasyon faktörü
S	: Gerilme seviyesi
N	: Çevrim sayısı
P	: Yük (kN)
r_y	: Çatlak ucu plastik bölge boyutu (mm)
σ_{max}	: Maksimum gerilme (MPa)
σ_{min}	: Minimum gerilme (MPa)
σ_m	: Ortalama gerilme (MPa)
σ_a	: Gerilme genliği (MPa)
σ_x, σ_y	: Normal gerilmeler (MPa)
σ_A	: Akma gerilmesi (MPa)
σ_{op}	: Çatlak açılma gerilmesi (MPa)
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$: Asal gerilmeler (MPa)
$\Delta\sigma$: Gerilme aralığı (MPa)
τ_{xy}	: Kayma gerilmesi (MPa)
ν	: Poission oranı

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam ediyor)

W	: Numune genişliği (mm)
ASTM	: American Society For Testing Materials
TEM	: Taramalı elektron mikroskobu
PPP	: Plastik parçacık püskürtme
FAA	: Federal Aviation Administration
MMPDS	: Metallic Material Properties Development And Standardization
SWRI	: South West Research Institute

1. GİRİŞ

Bir uçağın kullanıldığı süre içinde; uçak gövde kaplamasını korozyona karşı korumak amacıyla periyodik olarak boya sökme ve boya yenileme çevrimi gerçekleştirilir. Uçak gövde kaplama saclarında boya sökme işlemi için yaygın olarak kullanılan yöntemlerin başında plastik parçacık püskürtme metodu gelmektedir. Bu metot işçilik zamanını kısaltarak ekonomi ve zaman kazandırması yanında boya sökme için kullanılan plastik parçacıkların çevreye verdiği zarar kimyasal yöntemle kıyasla çok azdır. Bu yöntemde, çok küçük boyutlardaki plastik parçacıkların özel bir makine teçhizatı ile boya sökme yapılacak yüzeye belirli bir mesafede ve belirli bir açıda püskürtülmesi ile boya sökme işlemi gerçekleşir. Plastik parçacıkların sertliği, hızı, yüzeye çarpma açıları gibi faktörler boya sökme işlemi yapılan malzemenin yorulma karakteristiğine etki etmektedir.

Yorulma; yapının çevrimsel yüklenme veya değişken gerilmelere maruz kalması sonucunda malzemede çatlak veya hasar meydana gelmesi olarak tanımlanır. Yorulma hasarı için gerilme seviyesi malzemenin çekme mukavemetinin altındadır. Örneğin bir uçak için çevrimsel yüklemeler; uçuş esnasında kanatlara etkileyen yükler veya uçağın havalanmasında ve inişinde uçak gövdesinde meydana gelen basınç çevriminden meydana gelebilir.

Bu çalışmanın ilk bölümünde; malzemelerin yorulma olayı ve özellikleri ile ilgili temel bilgiler verilmiş ve yorulma çatlak ilerlemesi, çatlak ucunda oluşan gerilmeler, çatlak ucu plastik bölgesi özellikleri açıklanmıştır.

Deneysel çalışmanın incelendiği bölümde; 1'inci Hava İkmal Bakım Merkezi'nde plastik parçacık püskürtme yöntemi ile boya sökme işleminin uçak gövde kaplaması üzerindeki yorulma etkileri araştırılmıştır. Bu araştırma; üç çevrim boyama ve boya sökme işlemine maruz bırakılmış çeşitli kalınlıklardaki alüminyum test parçalarının sabit genlikli yüklenme altında yorulma ömür deneyleri ve elektron mikroskop incelemesinden oluşmaktadır.

2. UÇAKLARDA YORULMA VE YORULMA TASARIM YAKLAŞIMLARI

2.1. Uçaklarda Yorulma ve Çatlak Kontrolleri

Çok sayıda araştırma yapı malzemelerinde çatlakların bulunduğunu göstermiştir. Mühendislik tasarımlarında; genellikle malzemelerde çatlak gibi kusurların olmadığı düşünülür, fakat gerçek durumda yapı malzemelerinde daima bir takım kusurlar mevcuttur (Campbell, et al, 1982). Çevrimsel yüklerin veya tekrar eden gerilmelerin etkisi altında malzemenin kendisinden beklenen görevi yerine getiremeyerek çatlama ve nihayetinde kopması yorulma olarak tanımlanır. Uçuş esnasında, manevralardan ve ivmelenmelerden kaynaklanan atalet kuvvetleri ve burulmalar, iniş esnasında yapıda oluşan gerilmeler, flutter'ın oluşturduğu yükler sebebiyle uçak gövde yapısı üzerinde zamanla yorulma çatlakları oluşmaya başlar. Her uçak üreticisi firma, gerçekleştirdiği analizler ve testler sonucu uçağın kritik yapısal bölgelerini belirler ve uçağını kullanacak hava yolu firmasının veya askeri kurumun bakım birimi tarafından takip edilecek teknik dokümanlarına, bu bölgelerin hangi periyotta (uçuş saati ya da gün olarak) ve hangi tahribatsız muayene (Nondestructive Inspection-NDI) yöntemi ile kontrol edileceği bilgilerini girer. Bu kontrol periyodu uçak tipine göre değişmekle beraber genellikle 200-300 uçuş saatidir ve planlı bakım olarak adlandırılır.

Ayrıca, uçak üreticisi firma tarafından uçak yapısal bütünlüğünü kontrol altında tutarak uçuş emniyetini sağlamak amacıyla; uçaklar, uçuş esnasında uçağın maruz kaldığı yükleri kaydeden veri toplama sistemleri (Data Acquisition System) ile donatılmıştır. Bu veriler, bir bilgisayara yüklenir ve Uçak Yapısal Bütünlük Takip Programı'na yüklenerek analizler yapılır. Böylece uçağın bireysel kullanım şekline bağlı olarak; her bir uçak için bu analizler yapılır ve sonuçta uçağın hangi yapısal kritik bölgelerinin hangi uçuş saatinde kontrol edileceği bilgisi sağlanır. Uçak Yapısal Bütünlük Programı (UYBP) faaliyetlerinin en önemli kısmını oluşturan bu sistem sayesinde gereksiz yere yapılacak bakım maliyetleri düşürülmekte ve daha önemlisi uçuş emniyetine büyük katkıda bulunmaktadır.

Uçak yapılarının hafif olması istenir. Bu amaçla, günümüzde alüminyum (gövdeyi oluşturan ana yapı elemanları, kaplama sacları), balpeteği kompozit yapılar (kanat ve stabilize gibi) ve karbon esaslı kompozit malzemeler (kanat, stabilize ve burun kısmı) uçak imalatında yaygın bir şekilde kullanılır ve uçağın yapısal olarak büyük bir kısmını bu malzemeler oluşturur.

Bir parçanın nicel olarak bazı karakteristik özelliklerini ölçmek veya bir parçanın, malzemenin ya da yapının yapısal bütünlüğünü tespit etmek için yapıya hasar vermeden kullanılan tekniklere Tahribatsız Muayene Testi (Non-Destructive Testing) denir. Bir tahribatsız muayene metodunun hassasiyeti ve güvenilirliği önemli bir konudur. Bir parçada, boyutları bilinen bir hasar hassas bir şekilde oluşturulur ve referans bloğu olarak kullanılır. Bu referans bloğuna göre; tahribatsız test sisteminin hassasiyet basamağı belirlenir. Eğer hassasiyet çok düşük ise; muayene edilen parçadaki hasar belirlenemeyebilir. Eğer hassasiyet çok yüksek ise; daha küçük kusurlara sahip parçaların kullanıma uygun olmayacağı kararının verilmesine sebep olabilir (Abdel Latif, 2009).

Uçağın yapısal kritik bölgelerinin kontrolünde en çok kullanılan yöntemler; Göz Kontrolü, Eddy Akımları, Flourescent Penetrant, Manyetik Parçacık, Radyografi ve Ultrasonik kontrolleridir.

Göz Kontrolü; en basit ve en hızlı yöntemdir. El feneri kullanarak çıplak gözle veya büyüteç kullanmaktan günümüzün modern aletleri videoskop ve baroskop gibi aletler kullanarak kontrol etmeye kadar değişebilir (Donner, 2010).

Sıvı Penetrant testi; gözenekli olmayan katı malzemelerde yüzey süreksizliklerinin tespiti için kullanılan en yaygın tahribatsız muayene yöntemlerinden birisidir. Magnetik veya magnetik olmayan herhangi bir malzemeye görsel olarak uygulanabildiği için bugün en çok kullanılan tahribatsız muayene yöntemlerinden birisidir. Kontrolü yapılacak parça öncelikle güçlü bir solventle temizlenir, kurumasını takiben penetrant sıvı yüzeye tatbik edilir ve kuruması için yaklaşık 10 dakika bekletilir. Daha sonra yüzeydeki penetrant bir solventle çıkartılır ve parça kuru ve temiz oluncaya

kadar temizlenir. Bu temizleme işlemi genellikle kapalı bir ortamda ışık altında gerçekleştirilir ve yüzeydeki çatlaklar rahatlıkla görülebilir (Hellier, 2001).

Eddy Akımları metodu; elektriği ileten metallerde veya metal parçalarda elektromanyetik indüksiyonlama prensibine dayanır ve fiziksel, yapısal veya metalurjik şartların geniş bir durumunu tanımlamak veya ayırtetmek için kullanılır. Yüksek frekanslı alternatif akımın aktığı bir elektrik bobini, incelenecek parçaya yaklaştırılır veya temas ettirilebilir. Yüksek frekanslı akım bobinin etrafında bir elektromanyetik alan meydana getirir. Elektromanyetik indüklemenin bir sonucu olarak birincil alan parçanın içine doğru eddy akımlarının oluşmasına neden olur. Eddy akımları parçanın bütün karakteristik özelliklerinden (iletkenlik, geçirgenlik, kalınlık, geometri, çatlak gibi kusurlar vb.) etkilenir ve birincil manyetik alana zıt ikincil bir alan oluşturur. Bu etkileşimin bir sonucu olarak bobin voltajı değişir ve bu fark bir ekrandan takip edilir. Eddy akımları yöntemi belirli bir parça kalınlığına kadar yüzeyden boya sökme işlemi gerektirmez ve alüminyum alaşımlarının kontrolünde sıklıkla kullanılır (Trimm, 2003).

Manyetik Parçacık yöntemi; yüzey ve yüzeye yakın hataların tespitinde kullanılır. Bu yöntem sadece ferromanyetik malzemelere uygulanır. Temel prensip test malzemesinin, alternatif ve doğru elektrik akımı veya doğrudan manyetik akım geçilerek manyetize edilmesine dayanır. Kontrol edilecek parça manyetize edilir ve parçada çatlak gibi herhangi bir süreksizlik varsa bu manyetik parçacıkları kendisine çeken sahte bir manyetik kutup oluşturur. Böylece yüzey ve yüzeye yakın kusurların gözle tespit edilebilmesi sağlanmış olur (Packman, 1989).

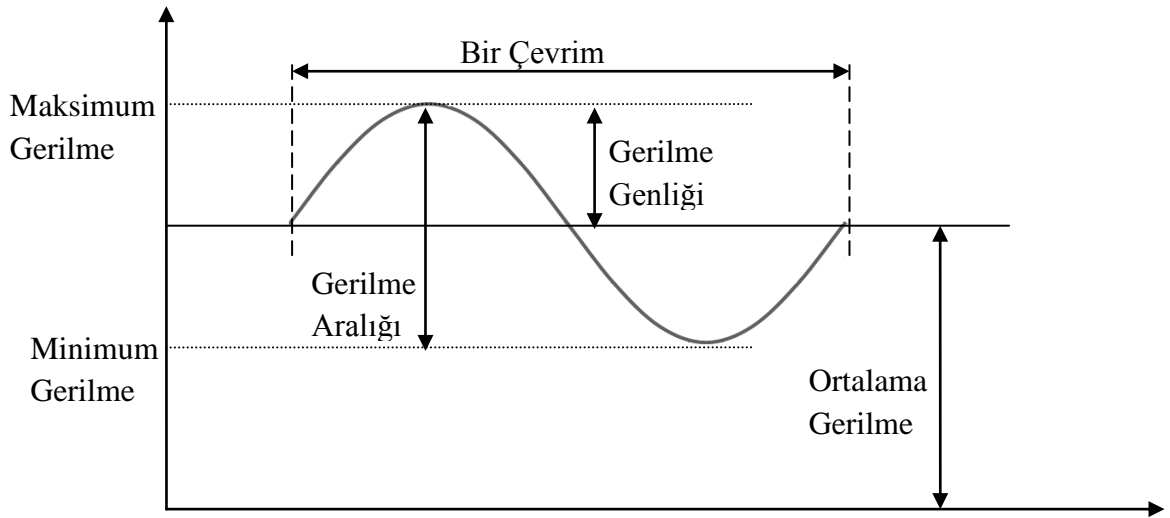
Radyografi çoğu tahribatsız muayene testinden farklı olarak tek bir ekipmanın uygun voltaj, akım gibi parametrelerinin seçilmesi ile (örneğin;1 mm'den 500 mm kalınlığına kadar çeliklerin tetkiki yapılabilir) çok geniş yelpazede uygulama alanına sahiptir. Radyografi testinde; X-ışını tüpünden doğrusal olarak yayılan ve şiddetleri uzaklığın karesi ile azalan X-ışınları malzemedan geçirilir. Bu ışınlar, malzemenin kalınlığı, yoğunluğu ve bileşimine bağlı olarak malzemedan absorbe edilip zayıflarlar. Parçada yüksek yoğunluklu yerler koyu, düşük yoğunluklu yerler açık görünür. Hatalar çevreleri ile olan ton farklılıklarından anlaşılır. Her türden metale, seramik, plastik gibi

metal olmayan malzemelere uygulanabilir. Havacılıkta; uçak bakım ve onarımında yani, makro yapıların incelenmesinde, çatlak, korozyon, gevrek bağlantı parçaları ve perçinler, hasarlı yapılar, karmaşık yapıların arızalarının veya aksaklıklarının tespit edilmesinde, havacılıkta yaygın olarak kullanılan honeycomb (bal peteği) kompozit yapıların tetkikinde ve her türlü kaynakların muayenesi için kullanılır (Halmshaw, 1991).

Ultrasonik Kontrol; ses dalgalarının yansıma ilkesine dayanır. Mekanik titreşimler katılarda, sıvılarda ve gazlarda iletilebilir. Eğer titreşim frekansı 10 ila 20,000 Hz aralığında ise titreşimin neden olduğu ses duyulabilir. Fakat, titreşim frekansı 20,000 Hz'in üzerinde ise ses dalgaları duyulamaz ve bu ses dalgaları ultrasound veya ultrasonics olarak adlandırılır. Bu yöntem uçak kontrüksiyonunda kullanılan hemen her tip malzemeye uygulanabilir. Özellikle uçakların kanatlarının, ventral finlerinin, yatay ve dikey stabilizelerinin iç yapılarının kontrolünde kullanılmaktadır. Yüzey ve yüzeyaltı süreksizleri bulmada ve süreksizliğin derinliğini, büyüklüğünü saptamada son derece hassas bir yöntemdir (Halmshaw, 1991).

Havacılıkta yapılan bu kontroller, akredite olmuş kuruluşlardan tahribatsız muayene uygulama eğitimi alan sertifikalı personel tarafından gerçekleştirilmektedir.

2.2. Yorulma Terimleri



Şekil 2.1. Yorulma terimleri

Çevrim: Şekil 2.1.'de gösterilen gerilme-zaman eğrisinin en küçük parçası çevrim olarak adlandırılır ve “N” harfi ile gösterilir.

Maksimum Gerilme: Uygulanan gerilmeler arasında değeri en büyük olan gerilmedir ve “ σ_{\max} ” ile gösterilir. Değeri sıfır, negatif veya pozitif olabilir.

Minimum Gerilme: Uygulanan gerilmeler arasında değeri en küçük olan gerilmedir ve “ σ_{\min} ” ile gösterilir. Değeri sıfır, negatif veya pozitif olabilir.

Ortalama Gerilme: Maksimum ve minimum gerilme değerlerinin aritmetik ortalamasıdır ve “ σ_m ” ile gösterilir.

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}$$

Gerilme Aralığı: Maksimum ve minimum gerilme değerleri arasındaki farka eşittir ve “ $\Delta\sigma$ ” ile gösterilir.

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$$

Gerilme Genliği: Gerilme aralığı değerinin yarısına eşittir ve “ σ_a ” ile gösterilir.

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} = \frac{\Delta\sigma}{2}$$

Gerilme Oranı: Minimum gerilmenin maksimum gerilmeye oranıdır ve “R” ile gösterilir.

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$$

2.3. Yorulma Ömrünü Etkileyen Başlıca Faktörler

Yorulma ömrünü etkileyen başlıca faktörler aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Malzemenin mikro yapısı: Tane boyutu ve içerdiği fazlar,
- Üretim süreci: İmalat şekli ve yüzey işlemleri,
- Yük dağılımı: Çevrim şekli, değeri, frekansı ve yük geçmişi,
- Çevre: Sıcaklık ve korozif ortam
- Parça geometrisi: Yüzey düzgünlüğü, çentikler, kaynaklama, birleştirmeler ve parça kalınlığı.

Tane yapısı, ortalama tane boyutu ve mikro yapı kusurları malzemenin yorulma ömrünü önemli derecede etkilemektedir. Parçanın kritik kesitlerindeki ve/veya parçanın yüzeyindeki kalıntılar ve boşluklar gerilme yığılmalarına sebep olarak yapının

mukavemetini dolayısıyla da yorulma ömrünü azaltmaktadır. Alüminyum alaşımlarında çatlak oluşumu, kısmen alaşım elementleri içeren metaller arası kalıntılarda başlamaktadır. Bu kalıntılar, statik mukavemetin azalmasında etkili olmamakla birlikte, yüksek plastik uzama değerlerinde içyapı boşlukları meydana getireceğinden malzemenin sünekliğini azaltabilir. Ancak, yüksek plastik uzama göreceli olarak düşük gerilme seviyesindeki yorulmada oluşmaz. Fakat kalıntılar çevrimsel yükleme sonucu meydana gelen kayma bantları ile etkileşim halindedir. Kalıntılar mikro seviyede gerilme dağılımını etkiler ve böylece mikro seviyede çatlak başlamasına sebep olur (Shijve, 2008).

Dövme, haddeleme ve ekstrüzyon gibi imalat teknikleri, tane yönelmesinden dolayı yöne bağlı mekanik özellikler oluşturmaktadır. Gerilmenin mikroyapı elemanlarının uzama yönüne dik olduğu durumlarda yorulma dayanımı düşmektedir. Isıl işlem, sertleştirme işlemleri, soğuk ve sıcak işleme, yüzey kaplaması, yorulma ömrünü etkilemektedir. Bazı yüzey işlemleri parçada kalıntı gerilmeler oluşturabilmektedir. Malzeme yüzeyinde meydana gelen basma gerilmeleri yorulma ömrünü artırırken, kalıntı çekme gerilmeleri yorulma ömrünü azaltmaktadır

Yorulma ömrü; yüklemenin şekli, büyüklüğü ve hızından etkilenmektedir. Ortalama gerilme, gerilme genliği ve gerilme oranı değerleri bir malzemenin yorulma dayanımını etkilemektedir. Ortalama gerilme seviyesinin artması ile yorulma ömrü düşmektedir. Frekansın yorulma ömrüne etkisi kesin olarak saptanamamış olmakla beraber 3-170 Hertz'lik frekansın yorulma ömrünü etkilemediği kabul edilmektedir.

Yorulma yükleri korozif çevre şartlarında uygulandığında; yorulma ömrü önemli derecede düşmektedir. Ayrıca, korozif ortamda çevrim frekansının düşmesi ile yorulma dayanımı azalmaktadır. Bu etki özellikle 10 Hertz'den düşük frekanslarda artmaktadır. Yorulma olayında; ortam sıcaklığının etkisi de vardır. Sıcaklığın artmasıyla birlikte genellikle yorulma dayanımı azalmaktadır Ayrıca, çevresel faktörler genellikle yüksek sıcaklıklarda daha etkilidir. Parçanın çalıştığı ortam sıcaklığının artması oksitlenmeyi meydana getirmektedir. Oksitlenmede tane içi çatlakların ilerlemesine ve taneler arası çatlakların hızlanmasına sebep olur (Bannantine, et al., 1990).

Parça tasarımında delik, çentik ve birleştirme gibi geometrik süreksizlikler kaçınılmazdır. Bu geometrik süreksizlikler, bölgesel olarak gerilme yığılmalarına sebep olur. Dolayısıyla; bölgesel olarak meydana gelen bu gerilmeler parçanın maruz kaldığı gerilmeden daha büyük olur. Yüzey düzgünlüğü çatlak başlangıcında önemli bir etkiye sahiptir. Parça yüzeyinde bulunan çizik, mikro-çentikler ve işleme işaretleri de bölgesel gerilmelere sebep olarak çatlak başlama ömrünü azaltmakta ve parçanın servis ömrünün azalmasına neden olmaktadır.

2.4. Yorulma Tasarım Yaklaşımları

2.4.1. Emniyetli-ömür tasarımı

Emniyetli-ömür yaklaşımında; ilk önce parçaların kullanım şartlarında maruz kalacağı tipik çevrimsel servis yükleri belirlenir. Bu bilgiye dayalı olarak, parçalar analiz edilir ve servis yükleri altında parçalar laboratuarda test edilir. Parçaların yorulma ömürleri tahmin edilir. Tahmin edilen yorulma ömrü uygun bir emniyet katsayısı ile çarpılarak her bir parçanın emniyetli ömürleri hesaplanır. Servis esnasında parçalarda herhangi bir hasar meydana gelmese dahi öngörülen emniyetli servis ömrünün sonunda parçalar yenileriyle değiştirilir.

Yorulma ömrü tahminleri, gerçek parçalarda pratik testlerden elde edilmelerine rağmen emniyetli-ömür tasarımı aslında teoriktir. Yük koşullarında öngörülme yen değişiklikler, tipik servis yük spektrumunun tahmininde yapılan hatalar, test sonuçlarının geniş bir banda dağılım göstermesi, aynı malzemenin farklı parçalarının özellikleri arasındaki çeşitlilikler, imalat sürecinde başlangıçta malzeme kusurları, parçaların korozyonu ve kullanım esnasında insan kaynaklı hatalar gibi pek çok bilinmeyen hesaba katılmak zorundadır. Ekonomiklik ve performans açısından arzu edilmese de yüksek bir emniyet katsayısının seçilmesi ile emniyet sağlanabilir. Diğer taraftan servis esnasında parçalarda yorulma çatlakları başlarsa, parçalar üzerine düşen görevi yapamazlar. Bununla birlikte emniyetli-ömür yaklaşımı; parçalarda yorulma

çatlakları oluşmadan önlem alınması ile hedeflenen servis ömrüne ulaşılmasına dayalıdır (Suresh, 1991).

Emniyetli-ömür yaklaşımı; 1960'lı yılların başlarında tüm yeni tasarımlarda temel kabul edilmiş ve C-141 uçaklarında başarılı olduğu düşünülmüştür. Ancak, 1969 yılında bir F-111 uçağının düşmesi neticesinde emniyetli-ömür yaklaşımının doğruluğu sorgulanmaya başlamıştır. Herhangi bir hasar oluşmadan servis ömrünü tamamlayacakları varsayılan bazı parçaların, tam aksine çatlaklar içerdikleri ve bu çatlakların servis yükleri altında ve çoğu kez ortamın korozyif etkisi ile hızlanmış olarak büyüyebildikleri görülmüştür. Çatlakların kararsız kırılmanın başladığı kritik büyüklüğe ulaşmaları için gereken zamanın öngörülen çalışma ömründen çok daha kısa olabileceği tespit edilmiştir. Gerçekte parçaların çatlak ve benzeri hatalardan tamamen soyutlanmış olarak servise verildikleri varsayımının geçerli olmadığı anlaşılmıştır. Bu yaklaşımın bir dezavantajı da parçaların gerçek ömründen yararlanmaya imkan vermemesidir.

2.4.2. Emniyetli-hasar tasarımı

Emniyetli-hasar tasarımı uçak üreticisi firmalar tarafından geliştirilmiştir. Emniyetli-hasar yapıları birden fazla yük yollarına sahiptir. Eğer, herhangi bir parça üzerine düşen görevi yapamaz ya da servis yükünü karşılayamaz duruma gelirse diğer parçalar servis yükünü taşımaya devam edeceklerdir. Emniyetli hasar tasarımı konsepti, öngörülen servis yükleri altında uçak yapısını oluşturan parçaların yorulma ömrünün tahmin edilebileceği varsayımına dayanır. Karmaşık yapılarda veya aşırı yükleri de içeren değişken servis yük durumlarında emniyetli-hasar tasarım hedefi başarılı olmayabilir. Örneğin yatay ve dikey stabilize gibi elemanların gövdeye bağlantıları bu konseptte göre tasarlanmış iken iniş takım sistemi, flap tracks, menteşe gibi elemanlar bu konseptte göre tasarlanamazlar (Packman, 1989).

İzin verilen çatlakların kontroller ile bulunabilmesi amacıyla kontrol edilebilir çatlak başlangıç değeri için gerekli ömür belirlenir ve ilk kontrol zamanının

belirlenmesi için bulunan ömür bir emniyet katsayısına bölünür. Eğer çatlak tespit edilmezse parça bir sonraki bakıma kadar servise devam eder. Sonraki kontroller için, çatlak ilerleme hızına bağlı olarak gerekli zaman belirlenir. Kontrol aralıkları hesaplama yoluyla veya deneysel olarak elde edilen çatlak ilerleme eğrisinden belirlenir.

Emniyetli hasar yaklaşımı, periyodik kontrollerle ön görülen çatlakların tahribatsız muayene yöntemleri ile tespit edilerek onarımların veya parça değişimlerinin gerçekleştirileceği varsayımına dayandırılmıştır. Tasarımda hangi yöntem izlenirse izlensin uçak ve nükleer endüstrisi gibi emniyetin en önemli kriter olduğu durumlarda, yapıların kritik parçalarının periyodik olarak kontrol edilmesi tercih edilir. Bu kontroller, tasarım basamağındaki hataları ve yanlış öngörülerini elimine eder (Suresh, 1991).

2.4.3. Hasar toleransı yaklaşımı

Hasar toleransı tasarımı; önlem alınmasına rağmen parçada bir veya daha fazla sebepten dolayı çatlak/hasar meydana geldiği, çatlağın uygun bir kontrol yöntemiyle tespit edileceği ve parçanın onarım veya değişimi yapılamadıkça kadar çatlağa rağmen yapının yük taşımaya devam edeceği kabulüne dayanır. Çatlakların nasıl ilerlediği ve çatlakların yapının mukavemetini nasıl etkilediğini belirlemek için kullanılan kavram ve denklemleri sağlayan hasar tolerans analizlerinde kullanılan matematiksel araç kırılma mekaniğidir. Günümüzde kırılma mekaniği pratik bir mühendislik aracı haline gelmekle beraber sonuçları mükemmel değildir. Fakat, alternatif olarak başka bir mühendislik analizi de yoktur. Öngörülen yüklerin, gerilmelerin ve malzeme verilerinin doğruluğu; hasar tolerans analiz sonuçlarını direkt etkiler. Çatlağın; yapının mukavemetini nasıl etkilediği ve çatlak ilerlemesinin zamana bağlı olarak fonsiyonunun belirlenmesi hasar tolerans analizinin başlıca hedefleridir.

Tasarım aşamasında öngörülen ekonomik servis ömrü için; ya çatlak direnci daha yüksek malzeme seçilebilir ya da yapısal tasarım iyileştirilebilir. Alternatif olarak,

muhtemel çatlakları tespit etmek ve tespit edildiğinde değişim veya onarımının yapılmasını sağlamak amacıyla periyodik kontroller düzenlenir. Hasar tolerans analizleri ile parçaların kontrol aralıkları, parça değiştirme/onarım zamanları ve envanter dışı bırakma zamanları belirlenir.

Hasarsız bir parçada kırılma, öngörülemeyen bir servis yükünden nadiren kaynaklanır. Genellikle, parçada tespit edilememiş bir kusur veya çatlak vardır ve bu çatlak servis yüklerinin etkisiyle ilerler. Yapıdaki çatlaklar ve kusurlar parçanın mukavemetini düşürür. Çatlak ilerlemesi boyunca yapının mukavemeti giderek düşer ve öyle bir seviyeye gelir ki artık parça servis yüküne dayanamaz ve kırılma meydana gelir (Broek, 1989).

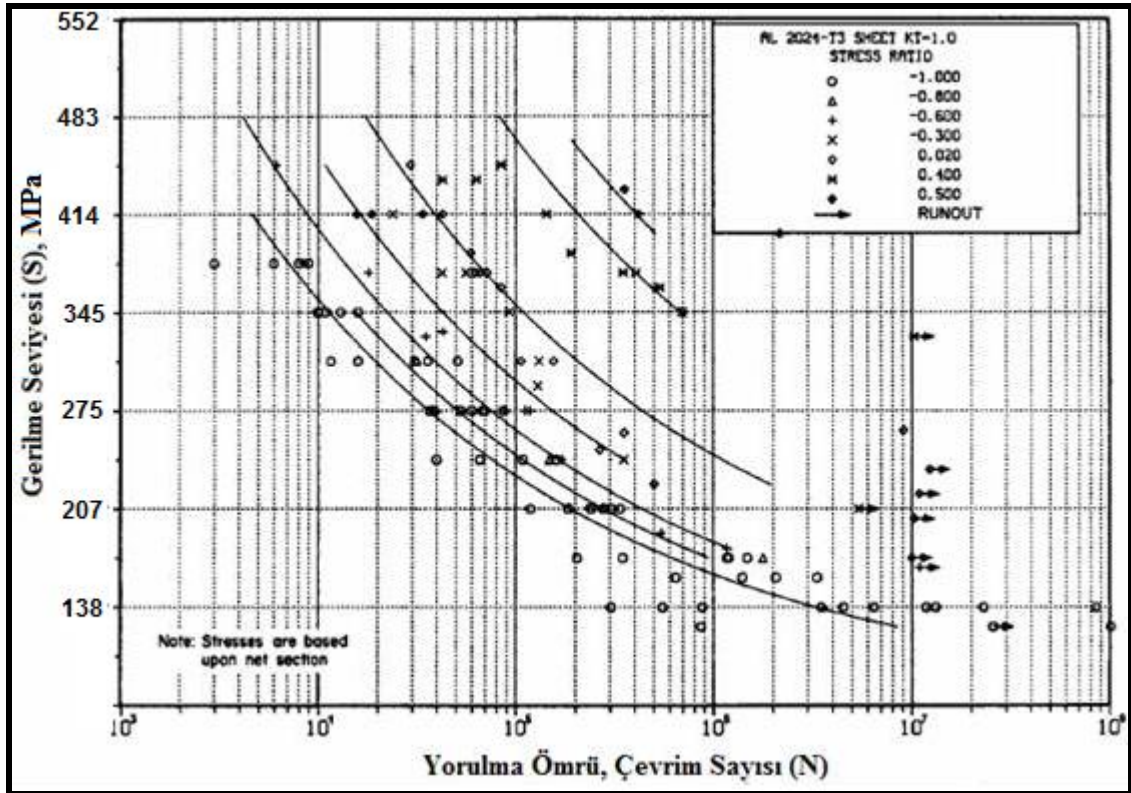
Eğer kırılma önlenirse, mukavemet belirli bir emniyet değerinin altına düşmez. Başka bir deyişle, çatlağın ilerlemesi sonucu parçanın mukavemeti kabul edilebilir emniyet değerine düşmeden çatlak tespit edilmelidir. Hangi boyutta çatlağın kabul edilebileceğini belirlemek için çatlağın yapının mukavemet değerini nasıl etkilediği (çatlak boyutunun bir fonksiyonu olarak) ve parçanın servis emniyetini tespit etmek için çatlağın müsaade edilebilir boyuta hangi zamanda ulaşacağını hesaplanması gerekmektedir. Bunun için öncelikle, çatlakların hangi bölgelerde oluşacağını tespit edilmesi gerekmektedir. Ondan sonra, analizler çatlak boyutunun bir fonksiyonu olarak çatlak ilerleme zamanları ve yapının mukavemeti hakkında bilgi sağlar.

3. LİNEER KIRILMA MEKANİĞİ

3.1. Yorulma Olayı

Çevrimsel yüklerin veya tekrar eden gerilmelerin etkisi altında malzemenin kendisinden beklenen görevi yerine getiremeyerek çatlaması ve nihayetinde kopması yorulma olarak tanımlanır. Yorulma için söz konusu bu gerilme seviyesi malzemenin çekme mukavemetinin altında bir değerdir. Bahsedilen bu tekrarlı yükler bir uçak için; uçuş esnasında, manevralardan ve ivmelenmelerden kaynaklanan atalet kuvvetleri ve burulmalar, iniş ve kalkış esnasında yapıda oluşan gerilmeler, flutter'ın oluşturduğu yükler, kabin basınçlandırma sürecinden, türbülans etkisinden vb. kaynaklanabilir.

Yorulma koşulları altında malzemenin davranışı S-N eğrileri ile değerlendirilir. S-N eğrileri malzemenin çeşitli seviyelerde gerilmeye (S) karşı malzemenin bu tekrarlı yük altında kopuncaya kadar geçen çevrim sayısının (N) grafiğini göstermektedir. Şekil 3.1.'de alüminyum 2024 T-3 için tipik bir S-N eğrisi görülmektedir. FAA (Federal Aviation Administration) havacılık kurumu tarafından onaylanan MMPDS (Metallic Material Properties Development and Standardization) dokümanlarında metalik malzemelerin standart deney şartlarında elde edilen mekanik özellikleri verilmektedir. Havacılıkta kullanılan metalik malzemeler için MMPDS dokümanlarına karşılık olarak MIL-HDBK dokümanları bulunmaktadır (örneğin; MMPDS-01'in eşdeğeri, Mil-Hdbk-5J'dir). Bu dokümanlarda, malzemelerin çeşitli yükleme modları altında akma, çekme mukavemeti, elastisite modülü vb. mekanik özellikleri ile çeşitli gerilme ve frekans oranlarında yorulma verileri vb. detaylı bilgiler yer almaktadır (Mil-Hdbk-5J, 2003).



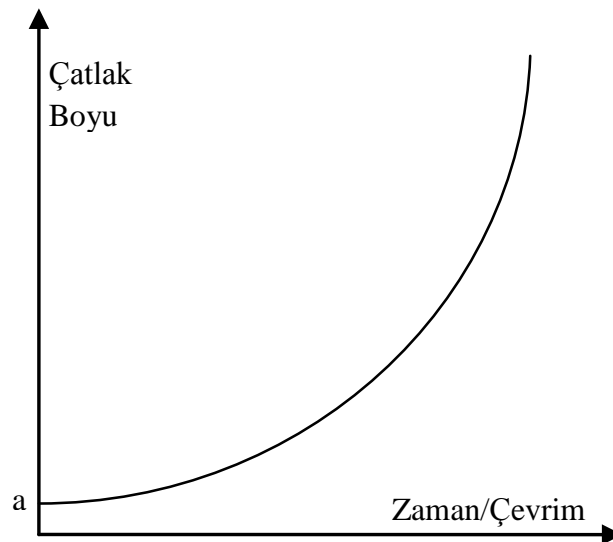
Şekil 3.1. Alüminyum 2024 T3 alaşımı için S/N eğrisi

Çevre, sıcaklık, yükleme oranı ve gerilme durumuna bağlı olarak, kırılma, aynı malzemede sünek ya da gevrek formda meydana gelebilir. Bir malzemenin sünekliği, bir parçanın yüklemeye dayanmasında ve kırılmayı geciktirmesinde önemli bir etkiye sahiptir. Diğer önemli bir nokta, malzemenin keyfi olarak seçilen çok büyük çevrim sayısına (örneğin 10 milyon çevrim gibi) kadar yorulma yüklemesine dayanmasını ifade eden değere dayanma limiti veya yorulma dayanımı denir. Yorulma limit değeri genellikle çekme mukavemetinin dörtte biri ile yarısı arasında olmaktadır. Malzemenin yorulma direnci, malzemeye uygulanan işlemlerden etkilenebilir. Örneğin, soğuk şekil verme (cold-working) işlemi malzemenin yorulma direncini artırırken, malzemenin kaba yüzeye sahip olması yorulma direncini düşürür. Yorulma olayı genelde malzemenin sertleşmesi/ yumuşaması (cyclic hardening or softening), mikro çatlak başlaması ve mikro çatlak ilerlemesi (micro crack initiation and growth), çatlakın büyüyerek makroskopik boyutta ilerlemesi (macro crack growth), sonuç olarak parçanın

kırılması (catastrophic failure) olmak üzere dört temel basamaktan oluşur. İlk iki aşama; deformasyon, mikro çatlak oluşumu, mikro çatlakların birleşerek ilerlemesini içerdiğinden makro çatlak oluşumunun alt aşamalarıdır. Bu aşamada çatlak boyu birkaç tane boyutu düzeyindedir ve bu nedenle mikro çatlak olarak adlandırılır. Parçanın yorulma ömrü dikkate alındığında; özellikle yorulma limiti gerilme seviyesi yakınlarında ömrün çok büyük bir kısmı bu aşamada harcanır (Mil-Hdbk-5J, 2003; Amro, 1992).

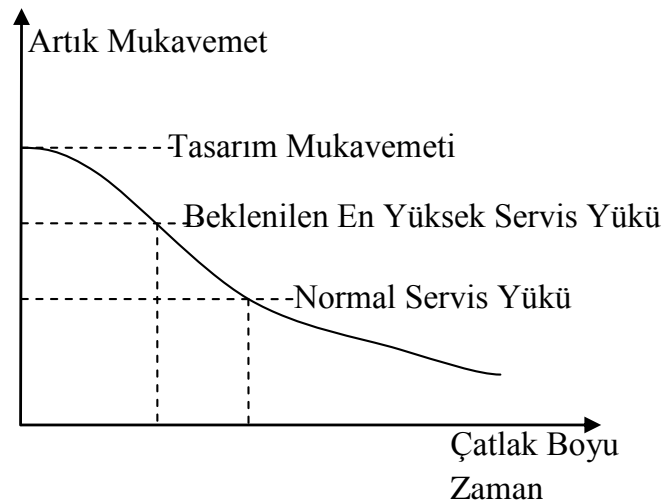
3.2. Bir Yapıda Çatlak

Bir malzemenin tekrarlı yüklere veya yüklerle birlikte malzemenin yapısını bozacak çevre koşullarına (yüksek nem, su, kimyasallar, sıcaklık gibi) maruz kalması sonucu çatlak oluşumu başlar ve bu çatlak zamanla ilerler. Yapıda çatlağın ilerlemesiyle birlikte gerilme yoğunluğu da giderek artar. Başka bir ifadeyle, Şekil 3.2.'de gösterildiği gibi çatlağın ilerlemesinin sonucu olarak zamanla çatlak ilerleme oranı da artar (Broek, 1986).



Şekil 3.2. Çatlak ilerleme eğrisi

Yapının sahip olduğu mukavemet değeri çatlak mevcudiyetinden dolayı azalır ve bu değer başlangıçtaki tasarım mukavemet değerinin altındadır. Çatlağın ilerlemesine bağlı olarak yapının artık mukavemet (residual strength) değeri Şekil 3.3.'de gösterildiği gibi giderek azalır.



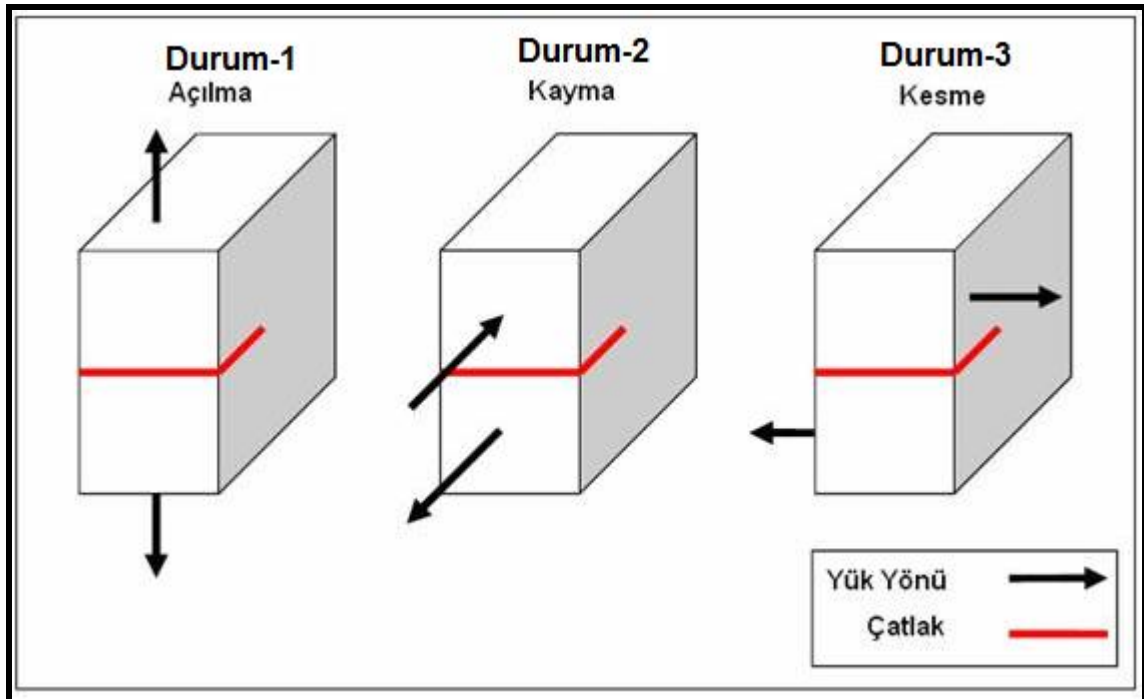
Şekil 3.3. Artık mukavemet eğrisi

Çatlak belli bir değere ulaştıktan sonra, artık mukavemet öyle bir değere sahip olur ki yapı artık rasgele herhangi bir ani yüksek yüğü taşıyamayacak duruma gelir. Yani yapının beklenen en yüksek servis yüğü ile normal servis yüğü arasında yüklere maruz kalması ile yapının artık görevini yerine getirmesi riskli hale gelir. Diğer bir deyişle kırılma meydana gelebilir. Pek çok yapı; özellikle yapıda önceden bir kusur bulunduğu veya gerilme yığılmaları mevcut olduğunda, çatlak başlamasına sebep olacak büyüklükte servis yük değerleri dikkate alınarak tasarlanır. Her yapının servis yükleri altında sınırlı bir ömrü vardır. Emniyetin sağlanabilmesi için çatlağın ne kadar hızlı büyüyeceği ve artık mukavemetin ne kadar hızlı azalacağı tahmin edilmek zorundadır. Bu tahminlerin yapılması ve tahmin yöntemlerinin geliştirilmesi, kırılma mekaniğinin konusudur. Çatlak boyunun bir fonksiyonu olarak artık mukavemet değişiminin belirlenmesi, kritik çatlak boyunun belirlenmesi, çatlağın belirli bir

uzunluktan kritik uzunluğa erişme zamanının belirlenmesi ve yapının çatlak yönüyle kontrol aralığının belirlenmesi emniyet açısından son derece önemlidir.

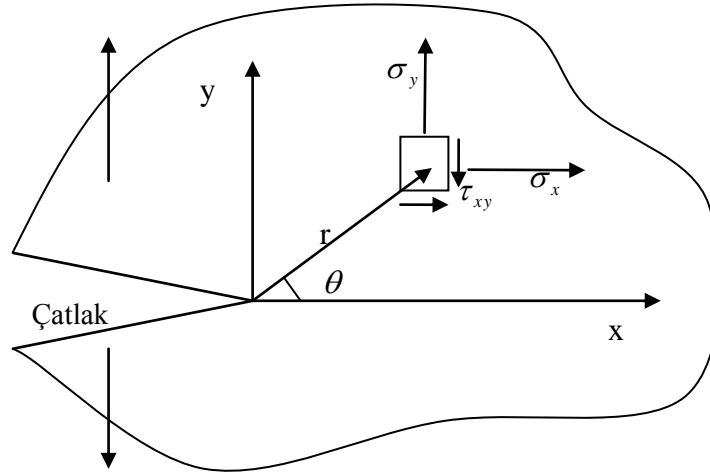
3.3. Çatlak Ucunda Meydana Gelen Gerilmeler

Bir parçada çatlak Şekil 3.4.'de gösterildiği gibi üç farklı tipte yükleme durumuna maruz kalabilir. Normal gerilmeler açılma tipi yükleme olarak adlandırılır ve Durum-1 yüklemesinde çatlak yüzeylerinin yer değiştirmeleri, çatlak düzlemine diktir. Kayma tipi yükleme olarak adlandırılan Durum -2 yüklemesinde, çatlak yüzeylerinin yer değiştirmeleri, çatlak düzleminindedir ve çatlak hücum kenarına diktir. Kesme tipi yüklemesi olarak adlandırılan Durum-3 yüklemesinde, çatlak yüzeylerinin yer değiştirmeleri çatlak düzleminindedir ve çatlak hücum kenarına paraleldir (Amro, 1992).



Şekil 3.4. Çatlak yükleme durumları

Şekil 3.5.'de rastgele şekilli, rastgele bir çatlak uzunluğuna sahip çekme yüküne maruz kalan elastik bir parçada (Durum-1 yüklemesi), meydana gelen gerilmeler gösterilmektedir.



Şekil 3.5. Rastgele seçilmiş bir parçada, rasgele uzunlukta çatlığa sahip gerilmeler

Şekil 3.5.'de gösterilen çatlığın hemen önündeki bölgede (yani $r \ll a$) gerilme dağılımları dikkate alınır ise gerilmeler aşağıda verilmiştir.

$$\sigma_x = \frac{K}{\sqrt{2x\pi r}} x \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) x \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) x \sin\left(\frac{3x\theta}{2}\right)\right] \quad (3.3.1)$$

$$\sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2x\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) x \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) x \sin\left(\frac{3x\theta}{2}\right)\right] \quad (3.3.2)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K}{\sqrt{2x\pi r}} x \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) x \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) x \cos\left(\frac{3x\theta}{2}\right) \quad (3.3.3)$$

Bu denklemler özet olarak kapalı formda şu şekilde yazılabilir:

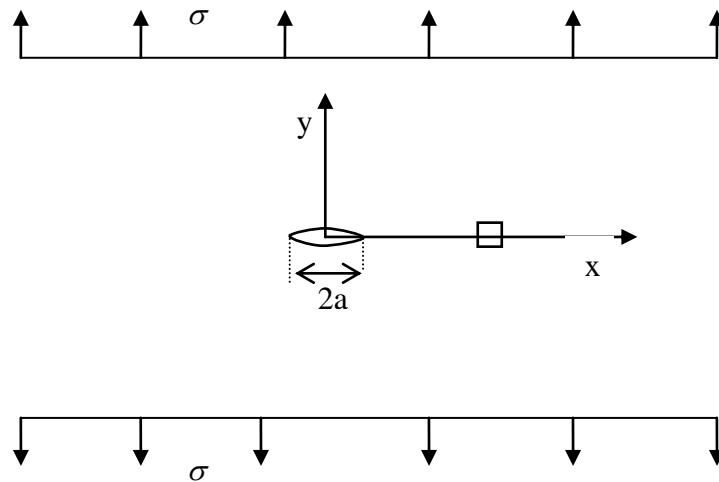
$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2x\pi r}} x f_{ij}(\theta) \quad (3.3.4)$$

$\theta = 0$ olması halinde (çatlak kesiti düzlemi boyunca); kayma gerilmesi (τ_{xy}) beklenildiği gibi düzlem simetrisinden dolayı sıfır olacaktır. Ayrıca, yatay ve dikey yöndeki gerilmelerde birbirine eşit olacaktır.

$$\sigma_x = \sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2x\pi r}} \quad (3.3.5)$$

(3.3.4) denklemi incelendiğinde; çatlak ucundan x-ekseni boyunca uzaklaştıkça (r mesafesi arttıkça) gerilmenin azalacağı görülmektedir. (3.3.4) denklemi rastgele seçilmiş bir durum için yazıldığından evrenseldir ve tüm çatlak problemleri için kullanılabilir. Burada K gerilme şiddeti faktörü olup, bütün çatlak problemlerinde gösterilmektedir.

Şekil 3.6.'de gösterildiği gibi sonsuz uzunlukta, σ gerilmesine maruz merkezinde $2a$ uzunluğunda bir çatlaka sahip elastik bir malzemenin gerilme durumu aşağıda açıklanmaktadır.



Şekil 3.6. Merkez çatlaka sahip sonsuz bir plakada gerilme

Böyle elastik bir parçanın her bir elemanında meydana gelen gerilmeler, uygulanan yük ile orantılıdır. Eğer uygulanan yük iki katına çıkartılırsa, parçanın her elemanına etkiyen gerilme de iki kat artacaktır.

$$\sigma_y \propto \frac{\sigma}{\sqrt{2.\pi.X}} \quad (3.3.6)$$

Çatlak ucu gerilmeleri, çatlak uzunluğuna da bağlıdır. Çatlak uzunluğu arttıkça, gerilmeler de artacağından; (3.3.6) ifadesinde çatlak uzunluğu da yer almalıdır. Boyut analizi yapıldığında \sqrt{a} ifadesinin (3.3.6) ifadesinin pay kısmında çarpan olarak yer alması gerektiği anlaşılmaktadır.

$$\sigma_y \propto \frac{\sigma.\sqrt{a}}{\sqrt{2.\pi.X}} \quad (3.3.7)$$

(3.3.7) ifadesinde; orantıdan eşitliğe geçmek için boyutsuz bir çarpana (C) ihtiyaç vardır. Şekil 3.3.3'deki gerilme durumu temsil eden boyutsuz çarpan $C = \sqrt{\pi}$ 'dir.

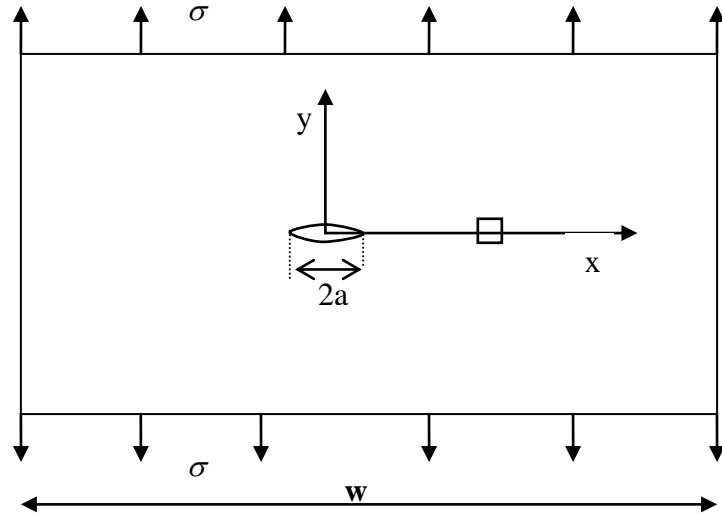
$$\sigma_y = \frac{C.\sigma.\sqrt{a}}{\sqrt{2.\pi.X}} = \frac{\sigma.\sqrt{\pi.a}}{\sqrt{2.\pi.X}} \quad (3.3.8)$$

(3.3.8) ve (3.3.5) denklemlerinin, Şekil 3.3.3'de gösterilen sonsuz uzunlukta bir levha konfigürasyonu için karşılaştırılması sonucunda gerilme şiddeti faktörü için aşağıdaki ifade bulunur.

$$K = \sigma.\sqrt{\pi.a} \quad (3.3.9)$$

3.4. Gerilme Şiddeti Faktörü

Şekil 3.7.'de gösterilen w genişliğinde, merkezinde $2a$ uzunluğunda bir çatlak olan levhadaki gerilme şiddeti faktörünü inceleyelim. Bu durumda, parçanın sonlu boyutta olması çatlak ucu gerilmesini etkileyecektir. Parça genişliğinin (w) küçülmesi durumunda, gerilmelerin artacağı aşikârdır.



Şekil 3.7. Merkez çatlakla sahip sonlu bir plakada gerilme

(3.3.8) ifadesi ile verilen gerilme denklemi Şekil 3.7. için de yazılabilir.

$$\sigma_y = \frac{C \cdot \sigma \cdot \sqrt{a}}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} \quad (3.4.1)$$

Ancak, (3.4.1) denkleminde C boyutsuz çarpanı parçanın genişliğinin (w) bir fonksiyonu olmak zorundadır. Bununla birlikte, C boyutsuz bir büyüklük olması gerektiğinden; C , a/w veya w/a gibi bir ifadenin fonksiyonu şeklinde yazılmalıdır.

$$C = \sqrt{\pi \cdot \sec\left(\frac{\pi \cdot a}{w}\right)} \quad (3.4.2)$$

Böylece gerilme denklemi, Şekil 3.7. için şu şekilde yazılabilir.

$$\sigma_y = \sqrt{\pi \cdot \sec\left(\frac{\pi \cdot a}{w}\right)} \cdot \frac{\sigma \cdot \sqrt{a}}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} \quad (3.4.3)$$

Şekil 3.7. için gerilme şiddeti faktörü ise şu şekilde bulunur.

$$K = \sqrt{\pi \cdot \sec\left(\frac{\pi \cdot a}{w}\right)} \cdot \sigma \cdot \sqrt{a} \quad (3.4.4)$$

(3.4.4) denkleminde, parçanın genişliği (w) çok büyük veya çatlak uzunluğu (a) çok küçük ise; a/w ifadesi sıfıra yaklaşacağından ($\sec(0)=1$), gerilme şiddeti faktörü Şekil 3.3.3. ifadesi için yazılan (3.3.9) denklemi ile aynı olur ki bu da beklenen sonuçtur.

(3.4.3) denklemi herhangi bir çatlak ucu gerilmesini ifade edecek şekilde tekrar düzenlenir ise gerilme şu şekli alır:

$$\sigma_y = C \cdot (a/L) \cdot \frac{\sigma \cdot \sqrt{a}}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} = \frac{K}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} \quad (3.4.5)$$

Gerilme şiddeti faktörü ise;

$$K = C \cdot (a/L) \cdot \sigma \cdot \sqrt{a} \quad (3.4.6)$$

Bu denklemlerde L, çatlak parçanın uzunluğudur.

(3.4.5) ve (3.4.6) denklemleri pratik uygulamalarda şu şekilde verilir:

$$\sigma_y = \beta \cdot \frac{\sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a}}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} = \frac{K}{\sqrt{2 \cdot \pi \cdot x}} \quad (3.4.7)$$

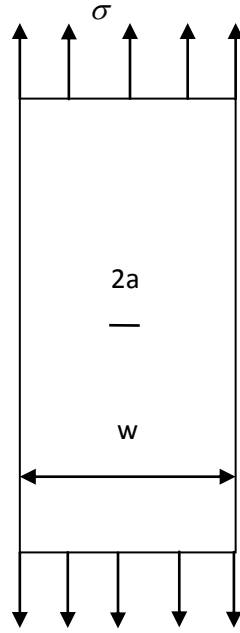
$$K = \beta \cdot \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \quad (3.4.8)$$

Burada β ; geometri faktörü olarak tarif edilir.

$$\beta = \frac{C \cdot \left(\frac{a}{L}\right)}{\sqrt{\pi}} = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi \cdot a}{w}\right)} \quad (3.4.9)$$

(3.4.7) ve (3.4.8) denklemleri, rastgele bir Mod-1 yüklemesine maruz, rasgele bir parçada, rasgele seçilmiş bir çatlak uzunluğu için yazıldığı için; bütün çatlak problemleri için kullanılabilir. Pek çok konfigürasyon için, β geometri faktörü zaten hesaplanmıştır ve pek çok dokümanda yer almaktadır. Şekil 3.8.'de gösterilen çatlak konfigürasyonu için geometri faktörü şu şekilde verilmektedir.

$$\beta = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi \cdot a}{w}\right)} = 1 + 0,256 \cdot \left(\frac{a}{w}\right) - 1,152 \cdot \left(\frac{a}{w}\right)^2 + 12,2 \cdot \left(\frac{a}{w}\right)^3 \quad (3.3.10)$$

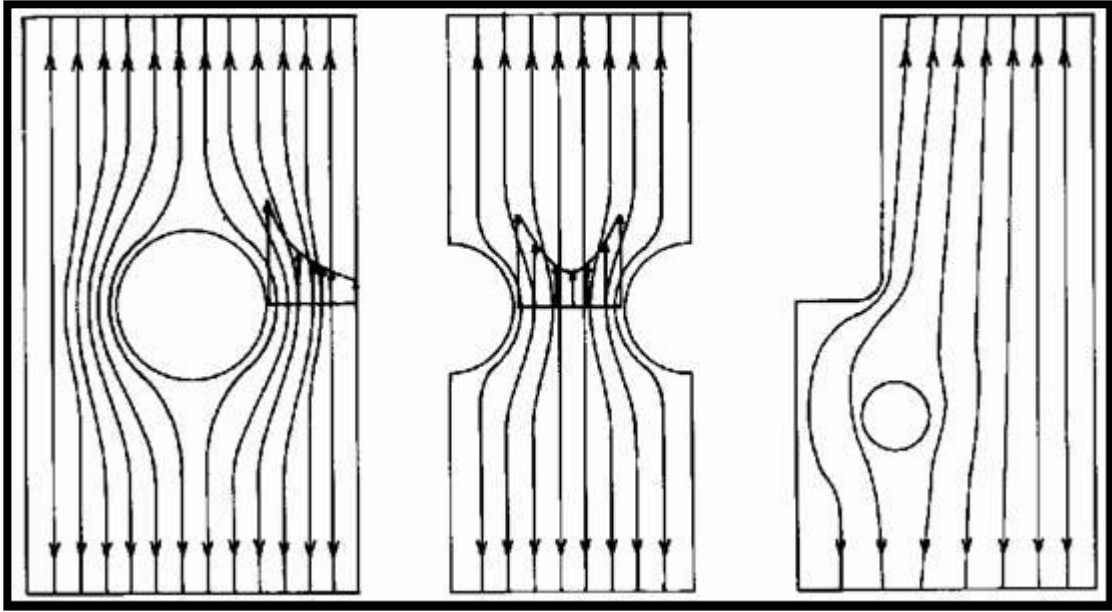


Şekil 3.8. Merkezinde 2a uzunluğunda çatlak olan plaka

Çatlak ucundaki gerilme parçanın taşıyamayacağı kadar büyük bir değere ulaştığında kırılma meydana gelir. Başka bir ifadeyle gerilme şiddeti faktörü (K) tüm çatlak ucu gerilme alanını belirlediğinden, gerilme şiddeti faktörü öyle bir değere ulaşır ki kırılma meydana gelir. Gerilme şiddetinin ne kadar yüksek olduğu malzemeye bağlıdır ve testler sonucu belirlenir.

3.5. Gerilme Konsantrasyon Faktörü

Yapı içindeki süreksizlikler yük akışını keser ve bu yüzden yük akış çizgileri süreksizlik etrafında sapma gösterir (Şekil 3.9.). Yük akışındaki bu sapsmalar gerilme konsantrasyonuna sebep olur. Keskin olmayan çentikler daha düşük bölgesel gerilmeler oluştururken keskin çentikler daha yüksek bölgesel gerilmelere neden olur. En yüksek bölgesel gerilme (σ_l), nominal gerilmeden (σ_{nom}) bir kaç kat daha yüksektir. Bölgesel gerilmenin nominal gerilmeye oranı gerilme konsantrasyon faktörü olarak adlandırılır ve k_t ile gösterilir (Broke, 1989).



Şekil 3.9. Çentikler etrafında yük akış çizgileri ve gerilme konsantrasyonları

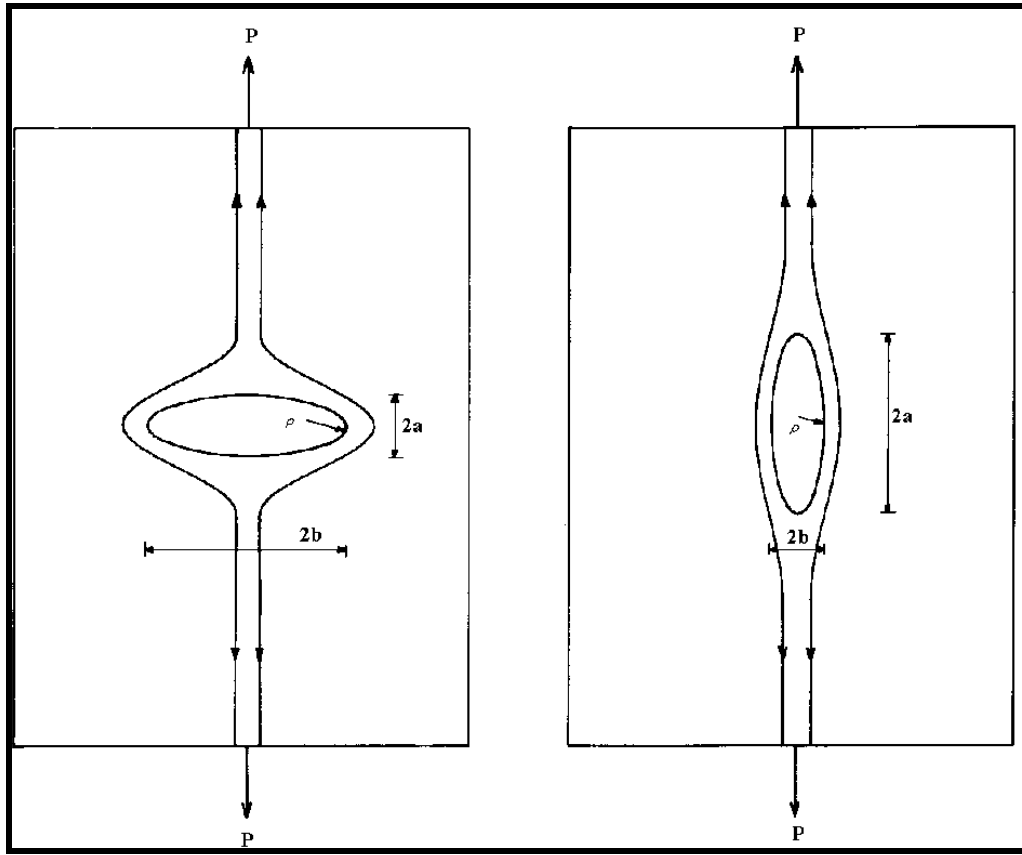
$$k_t = \frac{\sigma_l}{\sigma_{nom}} \quad (3.5.1)$$

Şekil 3.10.'da gösterilen elips eksen uzunlukları $2a$ ve $2b$ olan eliptik bir çentik için gerilme konsantrasyon faktörü şu şekilde hesaplanır.

$$k_t = 1 + 2 \cdot \frac{b}{a} \quad (3.5.2)$$

eğrilik yarıçapı $\rho = a^2 / b$ olmak üzere, gerilme konsantrasyon faktörü eğrilik yarıçapına bağlı olarak şu şekilde ifade edilir.

$$k_t = 1 + 2 \cdot \sqrt{\frac{b}{\rho}} \quad (3.5.3)$$



Şekil 3.10. Eliptik çentikler için gerilme konsantrasyonları

Dairesel bir çentik için, $b=a=R$ olacağından gerilme konsantrasyon faktörü $k_t = 3$ olur. Elips basıklaştıkça b/a oranı büyür ve gerilme konsantrasyon faktörü büyür. Örneğin; $b/a=2$ için $k_t = 5$ iken, $b/a=1/2$ için $k_t = 2$ 'dir.

3.6. Çatlak Önündeki Plastik Bölge

Elastik gerilme alanı çözümlerine göre; gerilme için tek çözüm mevcuttur. Oysa pratikte, özellikle metal malzemeler plastik deformasyona sebep olan akma gerilmesine ulaşırlar. Başka bir ifade ile metal malzemelerde çatlak ucu etrafında plastik deformasyonun meydana geldiği bir bölge daima mevcuttur ve bu sebeple gerilme için tek çözüm mümkün değildir. Bu plastik bölge, çatlak ucu plastik bölgesi olarak bilinir.

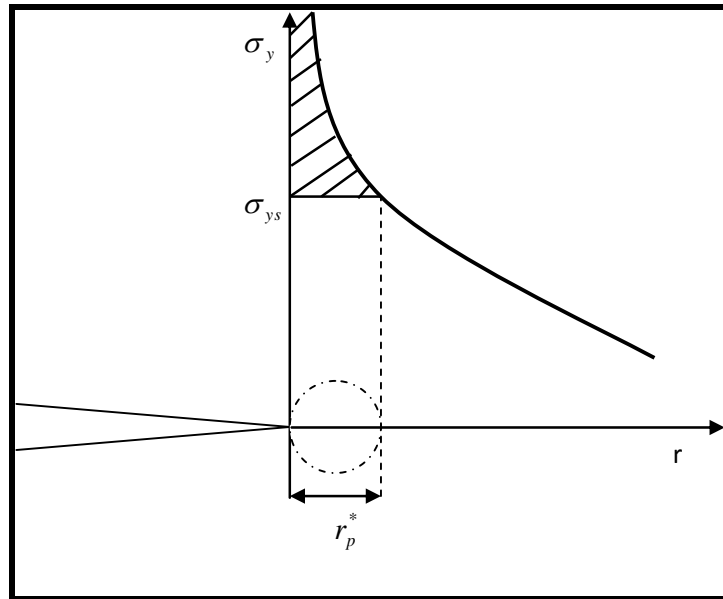
Hem düzlem gerilme (plain stress) hem de düzlem uzama (plain strain) durumları için plastik bölgenin büyüklüğünü kabaca belirlemek zor değildir. Bu konuda ilk çalışma Irwin tarafından geliştirilmiştir (Broek, 1986).

Şekil 3.11.'de $\theta = 0$ düzleminde gerilme şiddeti gösterilmiştir. Çatlak ucu r_p^* boyuna ulaşıncaya kadar gerilme şiddeti akma gerilmesi σ_{ys} 'den daha büyüktür. İlk yaklaşım olarak bu r_p^* uzunluğunu plastik bölge uzunluğu olarak kabul edelim. σ_y denkleminde, gerilme yerine σ_{ys} ve r yerine r_p^* koyarak ifadeyi düzenlersek, r_p^* ;

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi \cdot r_p^*}} = \sigma_{ys} \text{ veya} \quad (3.6.1)$$

$$r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi \cdot \sigma_{ys}^2} = \frac{\sigma^2 \cdot \pi \cdot a}{2\pi \cdot \sigma_{ys}^2} = \frac{\sigma^2 \cdot a}{2 \cdot \sigma_{ys}^2} \quad (3.6.2)$$

olarak hesaplanır.

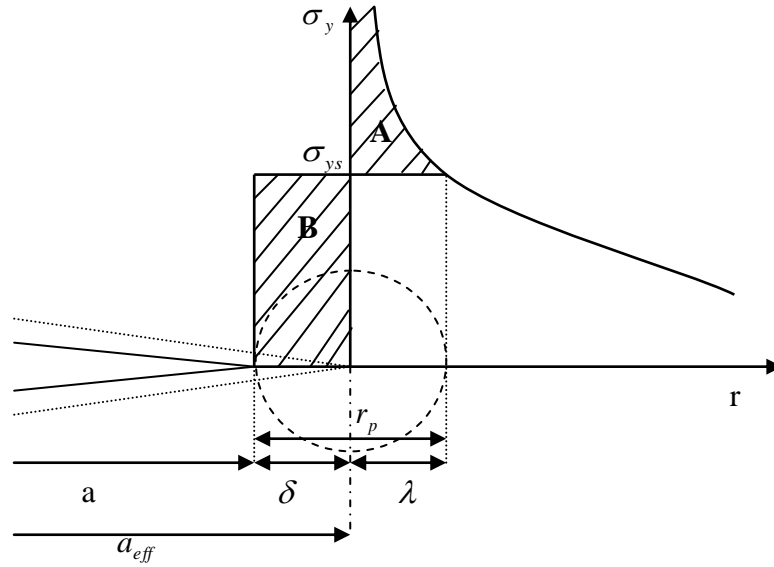


Şekil 3.11. Plastik bölge boyunun belirlenmesine yönelik ilk yaklaşım.

Şekil 3.11. ve denklem (3.6.2) birlikte incelendiğinde; gerçek plastik bölge boyunun daha büyük olması gerektiği açıkça görülür. Çünkü Şekil 3.11.'de taralı alan ile gösterilen yük hala malzeme tarafından taşınmaktadır ve bu taşınan yük (3.6.1) ile verilen ifadeye dahil edilememiştir. Bu da ancak malzeme, eğer plastik bölgenin hemen önünde akma gerilmesinden daha fazla yük taşırsa mümkün olacaktır.

Plastik bölgenin varlığı nedeniyle çatlakın fiziksel büyüklüğünden daha uzunmuş gibi davranmasına yol açtığı Irwin tarafından yayımlanan makaleler ile ortaya konmuştur. Çatlak önü plastik deformasyonun bir sonucu olarak, çatlak önü plastik bölgede elastik duruma göre yer değiştirmelerin daha büyük ve sertliğin daha düşük olduğu belirtilmiştir. Başka bir deyişle levha, daha büyük bir çatlakla sahipmiş gibi davranmaktadır. Yani etkin çatlak boyu (a_{eff}), gerçek çatlak boyu (a) ile düzeltme faktörü (δ)'nün toplamına ($a + \delta$) eşittir.

Şekil 3.12.'de mevcut çatlakın $a + \delta$ mesafesine uzadığı kabul edilerek elastik gerilme dağılımı yeniden gösterilmiştir. Etkin olan çatlakın ucundaki gerilme yine akma gerilmesi σ_{ys} ile sınırlıdır. Benzer şekilde fiziksel çatlakın önünde bulunan δ mesafesi içinde gerilme şiddeti akma gerilmesi ile sınırlıdır. Yine benzer şekilde, fiziksel çatlakın önündeki δ uzunluğuna karşılık gerilme değeri akma gerilmesine (σ_{ys}) eşittir. Sonuç olarak δ , elastik gerilme dağılımından Şekil 3.12.'deki "A" alanının çıkarılması ile kaybolan yükü taşıyacak kadar büyük olmalıdır. Bu yüzden A alanı B alanına eşittir.



Şekil 3.12. Plastik bölge boyunun belirlenmesine yönelik ikinci yaklaşım.

$$\sigma_{ys} = \frac{K}{\sqrt{2\pi\lambda}} = \frac{\sigma\sqrt{\pi(a+\delta)}}{\sqrt{2\pi\lambda}} \quad (3.6.3)$$

$$\lambda = \frac{\sigma^2(a+\delta)}{2\sigma_{ys}^2} \approx r_p^* \quad (3.6.4)$$

δ uzunluğu çatlak uzunluğu (a)'ya nazaran ihmal edilebilir düzeyde küçük olduğundan $\lambda = r_p^*$ alınabilir. B alanının A alanına eşitliğinde; λ yerine r_p^* konur ve δ , a 'ya nazaran çok küçük olduğundan ihmal edilirse ifade aşağıdaki hali alır.

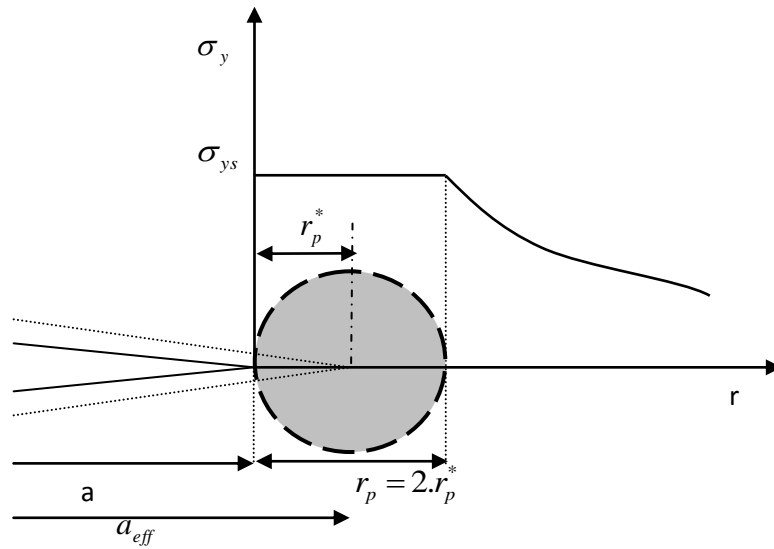
$$B = \sigma_{ys}\delta = \left[\int_0^\lambda \sigma \sqrt{\frac{\pi(a+\delta)}{2\pi r}} \cdot dr \right] - \sigma_{ys}\lambda \quad (3.6.5)$$

$$(\delta + r_p^*)\sigma_{ys} = \frac{2\sigma\sqrt{a+\delta}}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{r_p^*} \text{ veya} \quad (3.6.6)$$

$$(\delta + r_p^*) = \frac{2 \cdot \sigma \cdot \sqrt{a + \delta}}{\sqrt{2} \cdot \sigma_{ys}} \cdot \sqrt{r_p^*} \text{ veya} \quad (3.6.7)$$

$$r_p = \delta + r_p^* = 2 \cdot r_p^* \quad (3.6.8)$$

Denklem (3.6.8), plastik bölge boyunun (r_p), ilk yaklaşım r_p^* 'in iki katı büyüklükte olduğunu göstermektedir. $\delta = \lambda = r_p^*$ olduğundan, çatlak uzunluğunun sanki $a + r_p^*$ 'miş gibi davrandığını göstermektedir. r_p^* büyüklüğü, Irwin'in plastik bölge düzeltmesi olarak bilinir. Şekil 3.13.'de görüldüğü gibi plastik bölge dairesel bir şekle sahip olduğu varsayılır ve efektif çatlak uzunluğu plastik bölgenin merkezine uzanmaktadır.



Şekil 3.13. Irwin'in plastik bölge düzeltmesi.

3.7. Plastik Bölgenin Şekli

Irwin yaklaşımında plastik bölgenin boyutu (r) hesaplanırken sadece $\theta = 0$ durumu göz önüne alınmıştı. Oysa θ açısı $-180^\circ \leq \theta \leq +180^\circ$ arasında değişir. Von Mises akma kriterlerine göre; akma aşağıdaki eşitlik durumunda meydana gelir (Ewalds and Wanhill,1984).

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2.\sigma_{ys}^2 \quad (3.7.1)$$

Buradaki gerilmeler; Durum-1 yükleme alanı için şu şekilde ifade edilir.

$$\sigma_1 = \frac{K}{2.\pi.r} . \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) . \left(1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\right) \quad (3.7.2)$$

$$\sigma_2 = \frac{K}{2.\pi.r} . \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) . \left(1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\right) \quad (3.7.3)$$

$$\sigma_3 = 0 \text{ (düzlem gerilme) veya} \quad (3.7.4)$$

$$\sigma_3 = \nu . (\sigma_1 + \sigma_2) \text{ (düzlem uzama)} \quad (3.7.5)$$

(3.7.2), (3.7.3) ve (3.7.4) numaralı ifadeler, düzlem gerilme durumu için (3.7.1) numaralı ifadede yerine konursa;

$$\frac{K_I^2}{2.\pi.r} \left(1 + \frac{3}{2} . \sin^2(\theta) + \cos(\theta)\right) = 2.\sigma_{ys}^2 \text{ veya yarıçapa bağlı olarak;} \quad (3.7.6)$$

$$r_p(\theta) = \frac{1}{4\pi} \cdot \left(\frac{K_I}{\sigma_{ys}}\right)^2 \cdot \left[1 + \frac{3}{2} \cdot \sin^2(\theta) + \cos(\theta)\right] \text{ elde edilir.} \quad (3.7.7)$$

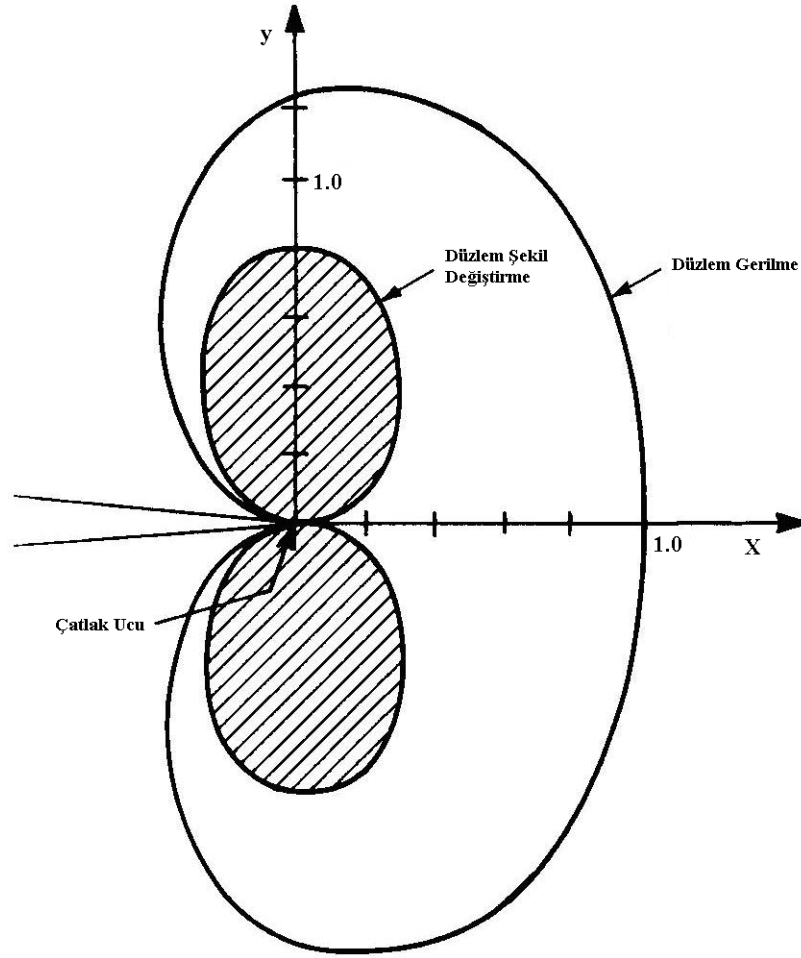
Irwin teorisinde ilk yaklaşım olarak plastik bölge boyu $r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi \cdot \sigma_{ys}^2}$ olarak hesaplanmıştır. Düzlem gerilme durumu için, (3.7.7) ifadesi ilk yaklaşım plastik bölge boyutunu da (r_p^*) içerecek şekilde tekrar düzenlenirse;

$$r_p(\theta) = r_p^* \cdot \left[\frac{1}{2} + \frac{3}{4} \cdot \sin^2(\theta) + \frac{1}{2} \cdot \cos(\theta)\right] \text{ olarak hesaplanır.} \quad (3.7.8)$$

Benzer şekilde (3.7.2), (3.7.3) ve (3.7.5) numaralı ifadeler, düzlem uzama durumu için (3.7.1) numaralı ifadede yerine konur ve ilk yaklaşım plastik bölge boyutunu da (r_p^*) içerecek şekilde düzenlenirse;

$$r_p(\theta) = r_p^* \cdot \left[\frac{3}{4} \cdot \sin^2(\theta) + \frac{1}{2} \cdot (1 - 2\nu)^2 \cdot (1 + \cos(\theta))\right] \text{ olarak hesaplanır.} \quad (3.7.9)$$

Şekil 3.14.'de düzlem-gerilme ve düzlem-şekil değiştirme durumları için ($\nu = 0.33$ alınarak) plastik bölge şekli gösterilmiştir.



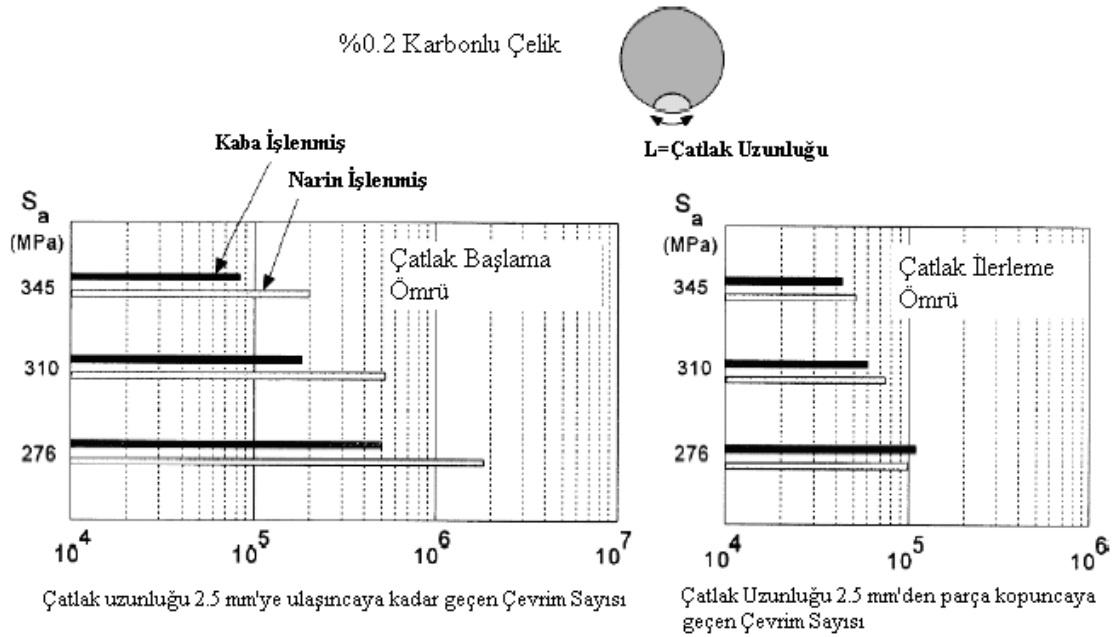
Şekil 3.14. Von Mises kriterlerine göre plastik bölge

3.8. Yorulma Başlangıcı ve Çatlak İlerlemesi

Yorulma çatlak başlangıcı ve çatlak ilerlemesi çevrimsel kaymanın bir sonucu olarak meydana gelir. Burada çevrimsel kayma ile kastedilen kayma deformasyonudur veya başka bir ifadeyle çevrimsel yükün etkisi sonucu yer değiştirme aktivitesidir. Yorulma malzemenin akma gerilmesinin altında gerilme değerlerinde meydana gelir. Böyle düşük bir gerilme seviyesinde, plastik deformasyon malzemenin az sayıda sınırlı tanesi ile sınırlıdır. Bu mikroplastik deformasyon, tercihen kaymadaki daha az direnç ile karşılaşacağı malzeme yüzeyindeki tanelerde meydana gelir. Çünkü malzemenin diğer yüzeyleri komşu malzemenin taneleriyle çevriliyken; serbest yüzeyi dış ortamlarla

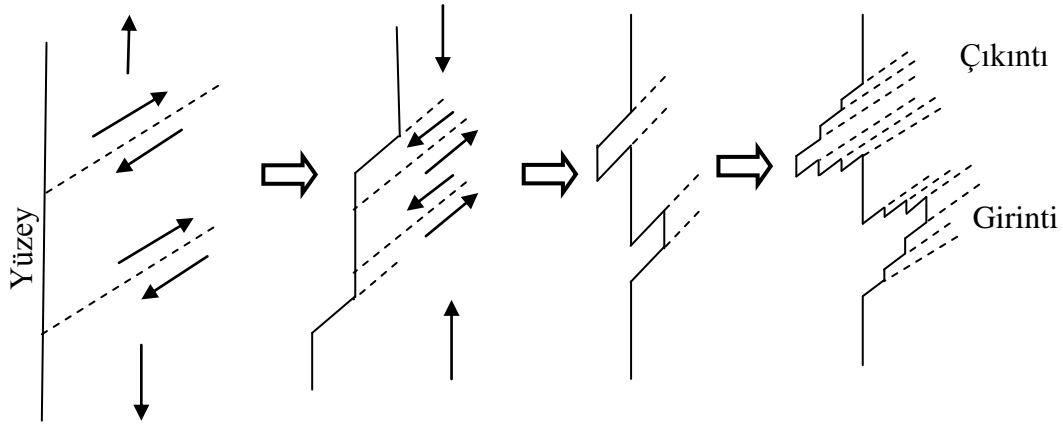
(hava, su, yağ, hidrolik vb.) çevrilidir. Bunun sonucu olarak; plastik deformasyon yüzey tanelerinde daha az dirençle karşılaşacağından daha düşük gerilme seviyelerinde meydana gelir.

İmalat sürecinin bir sonucu olarak yüzey pürüzlülüğü, çentik, oyuk gibi yüzey hasarları, anotlama, nitrüleme veya çelik bilya ile parçanın yüzeyini döverek yüzeyde basma gerilmesi oluşturma (shot peening) gibi yüzey işlemleri, bir metali farklı diğer metalle kaplama (cladding), dekarbürizasyon gibi yüzey tabaka işlemleri ve korozyon gibi çevresel faktörler çatlak başlangıcında önemli etkilere sahiptir. De frost tarafından yapılan yorulma testlerinde, dönme hareketine maruz kaba işlenmiş ve narin işlenmiş iki farklı yüzeye sahip 0.2 karbonlu silindirik çelik'in eğme yüklemesi altında çatlak başlangıcı ve çatlak ilerleme ömürleri incelenmiştir. Deneyler üç farklı gerilme değerinde yapılmış ve Şekil 3.15.'de gösterildiği gibi çatlak dairesel olarak 2.5 mm'ye erişinceye kadar (şeklin sol tarafı) ve 2.5mm'den kopuncaya kadar (şeklin sağ tarafı) gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.15.'in sol tarafından da görüleceği gibi; kaba işlenmiş malzemenin narin işlenmiş malzemeye göre çatlak başlama ömrü üç farklı gerilme durumu içinde çok daha kısadır. Bununla birlikte, kaba işlenmiş malzemenin narin işlenmiş malzemeye göre çatlak ilerleme ömrü hemen hemen hiç etkilenmemiştir (bkz.. Şekil 3.15.'in sağ tarafı). Şekil 3.15.'in sol ve sağ tarafı kıyaslandığında, çatlak başlama ömrünün çatlak ilerleme ömründen çok daha uzun olduğu görülmektedir. Ayrıca, düşük gerilme seviyeleri için; kaba işlenmiş malzemenin narin işlenmiş malzemeye göre; çatlak başlama periyodunun önemli miktarda arttığı, fakat çatlak ilerleme ömrünün önemli miktarda artmadığı görülmektedir. Düşük gerilme seviyelerinde yüzey pürüzlülüğü için yüksek hassasiyet ve yüksek gerilme seviyelerinde yüzey pürüzlülüğü için göreceli olarak düşük hassasiyet; düşük gerilme seviyelerinde yorulma ömür sonuçlarında geniş bir aralıkta ve yüksek gerilme seviyelerinde ise daha dar bir aralıkta dağılım göstermesine yol açabilir (De frost, 1936; Shijve, 2008).



Şekil 3.15. Çatlak başlangıcı ve ilerlemede yüzey pürüzlülüğünün etkisi

Çevrimsel plastik deformasyonun bir sonucu olarak, çevrimsel yüklerin etkisi altında çatlaklar başlayabilir. Nominal gerilme malzemenin elastik limitinin altında olsa dahi; parçadaki mekanik bağlantı delikleri etrafında, çentik gibi kusurlarda veya malzemedeki mikro boşluklarda gerilme yığılmaları oluşacağından bölgesel olarak gerilmeler akma gerilmesinin üzerinde olabilir. Sonuç olarak; plastik deformasyon bölgesel olarak mikro ölçekte meydana gelir. Fakat mühendislik terimleriyle göstermek için çok elverişli değildir. Bölgesel plastik deformasyon etkisiyle, yorulma çatlaklarının başlaması Wood tarafından Şekil 3.16.'da gösterildiği gibi açıklanmıştır. Kayma; çevrimin artan yük kısmı boyunca, yönlendirilmiş kayma düzleminde meydana gelir. İlk düzlem üzerinde kayma yeni oluşmuş yüzeyin oksitlenmesi ve deformasyon sertleşmesi nedeniyle engellendiği için; kayma, yükün azalan kısmında, paralel bir kayma düzlemi üzerinde ters yönde meydana gelir. Bu ilk çevrimsel kayma, metal yüzeyinde bir girinti veya çıkıntı oluşturabilir. Takip eden çevrimler sırasında; devam eden plastik akış etkisiyle bu girinti bir çatlakla dönüşebilir (Broek, 1986).



Şekil 3.16. Yorulma çatlak başlangıcı için Wood'un modeli.

Bir yorulma çatlak başladığında, çatlak tersine bir kayma mekanizması ile büyüyebilir. Şekil 3.17.'de yorulma çatlak ilerlemesi basamakları için olası bir mekanizma gösterilmektedir. Çekme yükü etkisi altında keskin bir çatlak, kaymanın kolaylıkla gerçekleşebileceği çatlak ucunda yüksek gerilme yığılmalarına neden olur. Şekil 3.17.'de 1 ve 2 numaralı basamaklarda çatlak üzerindeki malzeme, kayma düzlemi boyunca maksimum kesme yükü yönünde kayabilir. Kaymadan dolayı çatlak açılır ve ayrıca uzunluğu da artar. Bir diğer düzlemde gerçekleşen kayma 3 numaralı basamakta gösterilmiştir. Bu kayma hareketleri ve artan gerilmeler, çatlak ucu körelmesine yol açan diğer kayma düzlemlerini aktive eder (4 numaralı basamakta görülmektedir). Çevrim yükünün artan kısmı sırasında, çatlak Δa kadar ilerler.

üzerindedir. Başka bir ifade ile çatlak kapanmasına ve çatlak ucunun tekrar keskinleşmesine sebep olan ve 5 numaralı basamakta gösterilen tersine bir plastik deformasyon meydana gelir. Çatlağın çevrimsel olarak açılması ve kapanması malzeme üzerinde dalgalanmalara yol açar ve her bir yeni çevrim yorulma çizgisi olarak adlandırılan yeni bir dalgalanma meydana getirir.

4. UÇAKLARDA BOYA YENİLEME İŞLEMLERİ

4.1. Uçakların Boyanması

Bütün uçak sistemlerinde ve ilgili yer destek teçhizatlarında çok çeşitli amaçları yerine getirmek için boya işlemi yapılır. Bu amaçların başlıcaları; korozyona karşı koruma, kamuflaj, termal koruma ve erozyon direnci oluşturma vb. olabilir. Uçakların termal gerilmelere, sıcaklık, rutubet gibi atmosferik şartlara maruz kalması kullanılan boyanın zamanla solmasına, soyulmasına ve çatlamasına neden olmaktadır. Uçak gövde kaplama sacları ağırlıklı olarak alüminyum alaşımıdır. Uçak gövdesi üzerinde korozyon oluşması oldukça maliyetli bakım faaliyetleri getireceğinden korozyon oluşması önlenmek istenir. Bu amaçla uçaklara periyodik olarak boya sökme ve boya yenileme işlemi gerçekleştirilir. Boya yenileme periyodu; kullanılan boyalara ve uçak tipine göre genellikle dört ila on iki yıl arasında değişiklik gösterebilir. Boya sökme işlemi genellikle plastik parçacık püskürtmek suretiyle veya kimyasal boya sökücüler kullanılarak gerçekleştirilir (Childers, et al, 1985).

Şekil 4.1.'de astar boya (primer) uygulanmış bir uçak ve Şekil 4.2.'de üstkat boya (topcoat) uygulanmış bir uçak görülmektedir (<http://www.desapi.com>).



Şekil 4.1. Astar boya (Primer) uygulanmış bir uçak



Şekil 4.2. Üstkat boya (Topcoat) uygulanmış bir uçak

4.2. Kimyasal Yöntem İle Boya Sökme

Uçakların dış yüzeylerindeki boya­ların sökülmesinde kimyasal boya sökü­cüler de kullanılabilir. Kimyasal sökü­cüler; boyayı yumuşatarak veya çö­zerek, boya ve boyanan yüzey arasındaki tutunmayı kırmak suretiyle kaplama üzerindeki boyanın kaldırılmasını sağlarlar. Yağlı, kirli ve ıslak yüzeylerde boya sökü­cünün kimyasal etkisi azaldığından boyası sökü­lecek yüzeyler titizlikle temizlenir. Boya sökü­cünün etkinliğini artırmak amacıyla; mika, tahta gibi bir kazıyıcı ile baklava dilimi veya kareler şeklinde boya üzerinde çentikler açılır. Boya sökü­cü kimyasal, boyası sökü­lecek yüzeye uzun ve metalik olmayan bir fırça veya düşük basınçlı bir sprey pompa ile tatbik edilir. Boya sökü­cü, uçağın dış yüzeyinde en az 30 dakika, en fazla 120 dakika süreyle bekletilir. Takiben uzun saplı fırça veya sert lifli ovma beziyle yüzeyler ovulmak suretiyle boya sökme işlemi gerçekleştirilir. Basınçlı suyla temizlik yapılarak işlem sonlandırılır. Şekil 4.3.'de kimyasal yöntem ile bir uçak üzerinde boya sökme işlemi ve Şekil 4.3.'de boya sökme işlemi tamamlanmış bir uçak gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Kimyasal yöntem ile bir uçak üzerinde boya sökme



Şekil 4.4. Boya sökme işlemi ve alodin uygulanmış bir uçak.

Kimyasal sökücüler; kompozisyonlarına göre; korozif olarak asidik veya alkalın, solvent olarak veya bunların kombinasyonu olarak sınıflandırılabilir. Bununla birlikte, korozif boya sökücüler 80-100 °C gibi yüksek sıcaklıklarda kullanılır. Diğer taraftan solvent çözücüler oda sıcaklığına yakın sıcaklıklarda kullanılabilirler (Izzo, 2010; <http://www.desapi.com>).

4.3. Plastik Parçacık Püskürtme Yöntemi İle Boya Sökme

Mekanik yöntemle boya sökme işlemi; yüksek basınçlı su püskürtme, aşındırıcı parçacık, fırça, zımpara gibi yöntemleri içerir. Mekanik ve kimyasal yöntemlerin pek çoğu alüminyum, plastik ve kompozit yapıya zarar verebildiği için boya sökme yöntemleri sürekli olarak geliştirilmektedir. Aşındırıcı parçacık ile boya sökme işleminin avantajı hızlı olması, pek çok farklı özellikte boyalı yüzeyde kullanılabilmesi, çevreye daha az zararlı olması ve güvenli olmasıdır. Aşındırıcı parçacık ile boya sökme işleminin dezavantajı ise; kullanılan parçacıkların boya sökülecek yüzeye çarpmasının sonucu olarak yüzey hasarlarının meydana gelebilmesidir. Günümüzde aşındırıcı parçacık ile boya sökmede

kum, plastik, buz kristalleri, organik maddeler vb. kullanılmaktadır. 1980'li yıllarda uygulanmaya başlanan plastik parçacık püskürtme yöntemi; 1980 öncesi kullanılan geleneksel yöntemle kıyasla; uçakların boya renklerinin sökülmesinde hızlı, düşük maliyetli, çevreye daha az zararlı ve kompozit gibi metal olmayan uçak parçalarında kullanılabilirliği açısından üstündür. Parçacık sertliği, büyüklüğü, kompozisyonu, püskürtme basıncı, püskürtme açısı vb. sökülecek boyanın özelliklerine bağlı olarak değişebilir (Izzo, 2010; Storr, 1988).

Şekil 4.5., Şekil 4.6. ve Şekil 4.7.'de bir uçak parçası, bir yolcu uçağı ve bir savaş uçağı üzerinde plastik parçacık püskürtme yöntemi ile boya sökme işlemi görülmektedir. Ayrıca, Şekil 4.8.'de bu yöntemde kullanılan plastik parçacıklar gösterilmektedir. Bu işlem, askeri şartnameler ve eğitilmiş personel tarafından teknik dokümanlara göre gerçekleştirilmektedir.



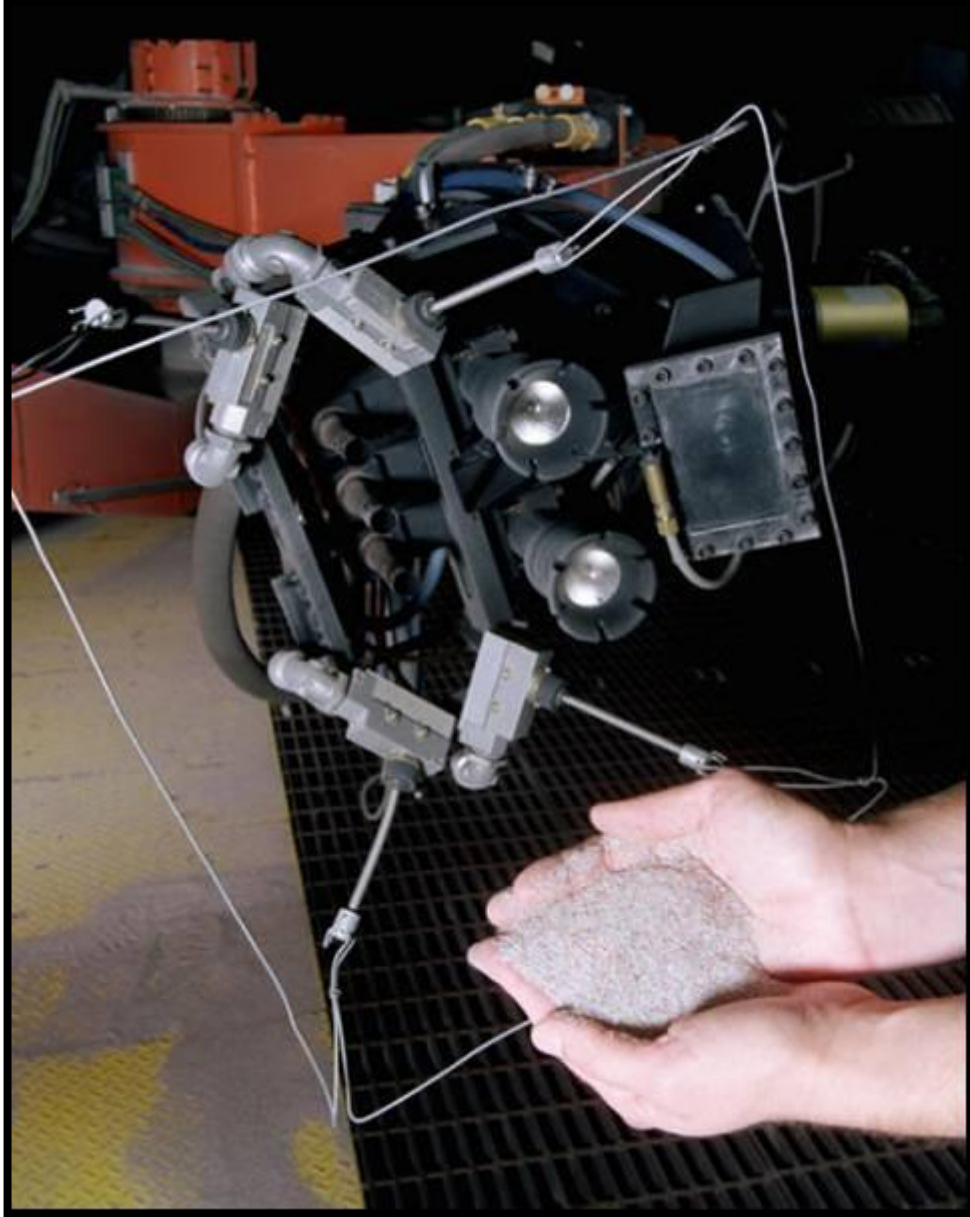
Şekil 4.5. Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile bir uçak parçası üzerinde boya sökme.



Şekil 4.6. Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile DC-9 uçağı üzerinde boya sökme.



Şekil 4.7. Plastik parçacık püskürtme yöntemi ile F-4 uçağı üzerinde boya sökme.



Şekil 4.8. Boya sökme işleminde kullanılan plastik parçacıklar.

Uçakların boya sökme işleminde sıklıkla tercih edilen plastik parçacıkların tane büyüklüğü 0.4 ila 0.841 mm arasındadır. Bu parçacıklar düzenli olmayan keskin kenarlı/köşeli ve renkli parçacıklar halindedir. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan bu parçacıklar “Urea Formaldehyde” esaslı bir plastiktir (Boy, et al, 1996).

Mohs sertlik ölçeğine göre parçacıkların sertliği 3.5 mohs'dur (54-62 Barcol). Bu özellikteki parçacıklarla, dakikada en fazla 450 santimetre kare boya sökme işlemi yapılabilmektedir. Uygulamada nozul püskürtme basıncı 206-276 kPa (30-40 psi) arasındadır. Nozul, boyası sökülecek yüzeyden en az 30 cm mesafede tutulmaktadır. Nozul ile boya sökme işlemi yapılacak yüzey arasındaki açı 45-60 derece arasında değişiklik göstermektedir.

Hem imalat, hem de kullanım sırasındaki birçok nedenden dolayı parçacıklar kirlenmektedir. Başlıca görülebilecek kirlilikler; kum, cam ve diğer silikat esaslı malzemeler, alüminyum, magnezyum, demir ve çinko esaslı malzemeler, boya, macunlar ve yüksek yoğunluklu plastiklerdir. Havacılıkta plastik parçacık püskürtülerek boya sökme işleminde kullanılacak plastik parçacıkların kirlilik oranının % 0.02'yi aşmasına müsaade edilmez. Bu nedenle boya sökme işlemi öncesi plastik parçacıkların kirlilik kontrolü laboratuarda gerçekleştirilmektedir. Bu limit aşıldığında (% 0.02) kirlenmiş olan plastik parçacıklar ya yenisiyle değiştirilir ya da kirlilik seviyesini limit dâhiline düşürmek için gerekli miktarda yeni parçacık ilave edilir (Miles, et al, 2002).

4.4. İleri Teknoloji Boya Sökme Yöntemleri

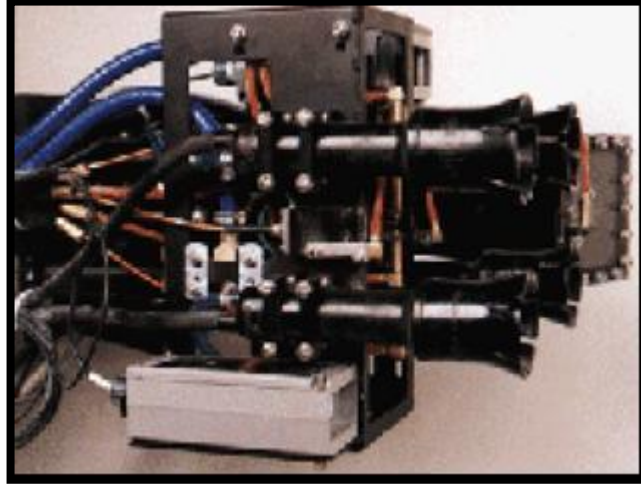
4.4.1. Robotlu boya sökme

Southwest Research Institute (SwRI) tarafından geliştirilen ve ABD'de kullanılmakta olan robotlu boya sökme sistemi; çevreye zarar vermeyen, aşındırıcı parçacık olarak mısır unu gibi organik maddelerin kullanıldığı, kompozit ve alüminyum uçak yüzeylere nazik işlem yapabilen yeni bir teknolojidir. Geleneksel boya sökme yöntemleri; plastik gibi çevreye zararlı maddeleri ve insan işçiliği kullanmaktadır ve büyük miktarlarda endüstriyel atık yaratmaktadır. Aşındırıcı parçacık olarak ilk kez robotlu bir sistemde kullanılan mısır unu; sıvı kullanmaksızın minimum riskle uçak boyalarını sökebilmektedir. Kullanılan mısır unu filtrelenmekte ve yaklaşık %95'i tekrar kullanılmaktadır.

Bu sistem; işçilerin tozlu havaya maruz kalmaması, platform gereksinimi olmaması ve yorgunluğu azaltması sebebiyle işçi sağlığı ve güvenliğine katkıda bulunur. Uçak yüzeyinde boya kalınlığı ve yüzey hassasiyeti değişiklik göstermektedir. SwRI tarafından geliştirilen özel bir sensör (U.S. Patent No. 5,038,038) uçak yüzeyinin durumunu belirlemekte ve yüzeye zarar verilmesini önlemek için optimum parçacık püskürtme basıncı vb. ayarlanmaktadır. Boya sökme işlemi bir F-16 uçağı için 10-12 saat sürmektedir. Günümüzde, çevreye ve insan sağlığına zarar vermeyen, daha hızlı, daha ekonomik, ince alüminyum veya grafit kompozit uçak dış yüzeylerini en asgari düzeyde etkileyen lazer gibi yeni teknolojiler üzerinde de çalışılmakta ve bu sistemler sürekli geliştirilmektedir. Şekil 4.9.'da boya sökme işleminde aşındırıcı parçacık olarak kullanılan mısır unu, Şekil 4.10.'da boya kalınlığı ve yüzey hassasiyetini değerlendirerek kullanılacak parçacık püskürtme basıncı gibi parametrelerin belirlenmesine katkı sağlayan sensör sistemi, Şekil 4.11.'de robotlu boya sökme sistemi tarafından bir F-16 uçağında boya sökme operasyonu görülmektedir (<http://www.swri.org>).



Şekil 4.9. Boya sökmede aşındırıcı parçacık olarak kullanılan mısır unu



Şekil 4.10. Yüzey hassasiyetini ölçen sensör sistemi



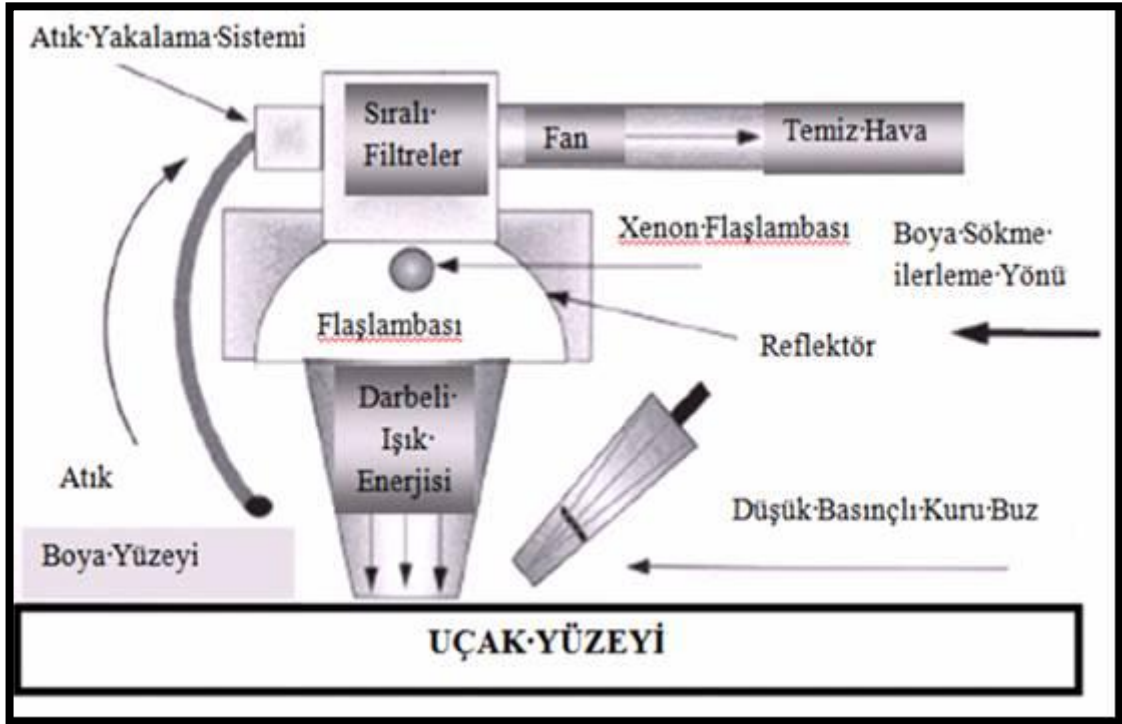
Şekil 4.11. F-16 uçağında robotlu boya sökme operasyonu

4.4.2. Flashjet yöntemi

Uçakların boya sökme işlemi esnasında çevreye zararlı kimyasalların azaltılması, Amerika Birleşik Devletleri'nde zehirli kimyasal boya sökücülerin yasaklanması ve mekanik yöntemlerle boya sökmenin uçak gövdesi dış kaplama malzemelerine zarar vermesinin önlenmesi amacıyla pek çok yeni boya sökme teknolojileri geliştirilmektedir. Bu nedenle, Amerikan hava ve deniz kuvvetleri envanterinde bulunan savaş uçaklarının boya sökme işlemlerini Boeing firmasının kullanmakta olduğu ileri teknoloji boya sökme yöntemi olan Flashjet yöntemi ile boya sökmenin kendi envanterinde bulunan savaş uçaklarında kullanılabilmesi (vasıflandırma işlemi) amacıyla bir araştırma geliştirme çalışması gerçekleştirilmiştir (Kozol, 2007).

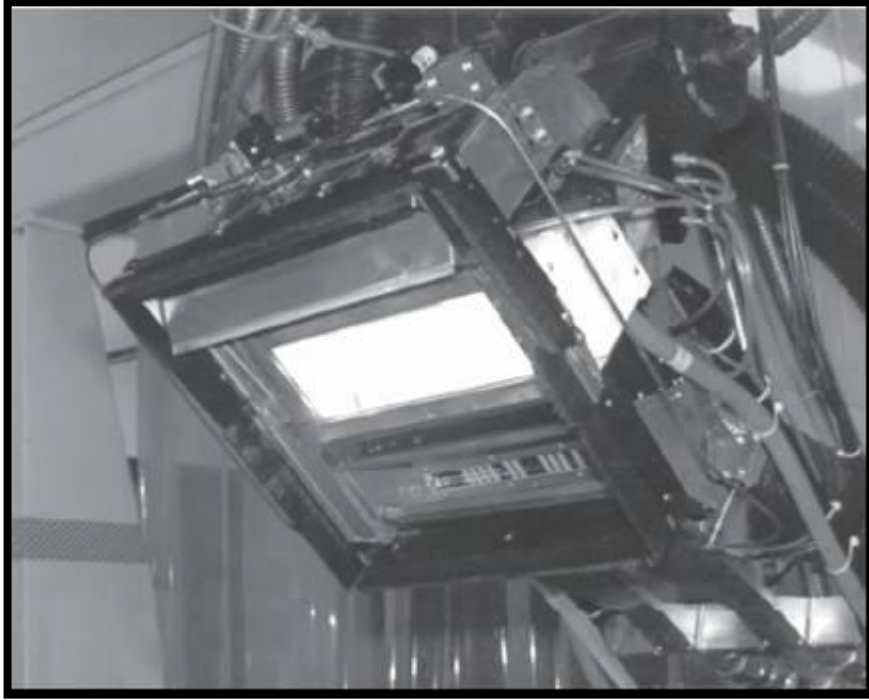
Bir savaş uçağının serviste kaldığı süre boyunca, pek çok defa boya sökülmesine ve boya yenilemesine ihtiyaç duyulur. Günümüzde, savaş uçaklarında kullanılan boya sistemleri, geçmişte kullanılan boyalara nazaran boyalı yüzeyden sökülmesi daha zor olan epoxy primer (astar boya) ve polyurethan (plastik esaslı üst kat boyası) boyaları kapsar.

Uçaklar için boya sökme yöntemi belirlenirken, ilk başta düşünülmesi gereken boya sökme metodunun boyanın altında yer alan kompozit ya da metal yüzeye hasar verip vermeyeceğinin değerlendirilmesidir. Bu amaçla, ABD Deniz ve Hv.K.leri ileri teknoloji boya sökme yöntemlerini araştırmaya başlamıştır. Şekil 4.12.'de uçaklarda boya sökme için kullanılan flashjet yöntemi şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 4.12. Flashjet yöntemi ile boya sökme prosesi.

Şekil 4.13.'de gösterilen flashjet boya sökme düzeneğine ilave olarak, sistem; kontrol konsolu, güç ünitesi, düşük basınçlı kuru buz parçacık püskürtme sistemi, sıvı karbondioksit depolama tesisi ve atık yakalama sisteminden oluşmaktadır. ABD Deniz ve Hava Kuvvetleri tarafından yapılan testler sonucunda; flashjet boya sökme metodunun savaş uçaklarının grafit kompozit ve alüminyum yüzeylerinde herhangi bir hasara sebep olmadığı tespit edilmiştir.



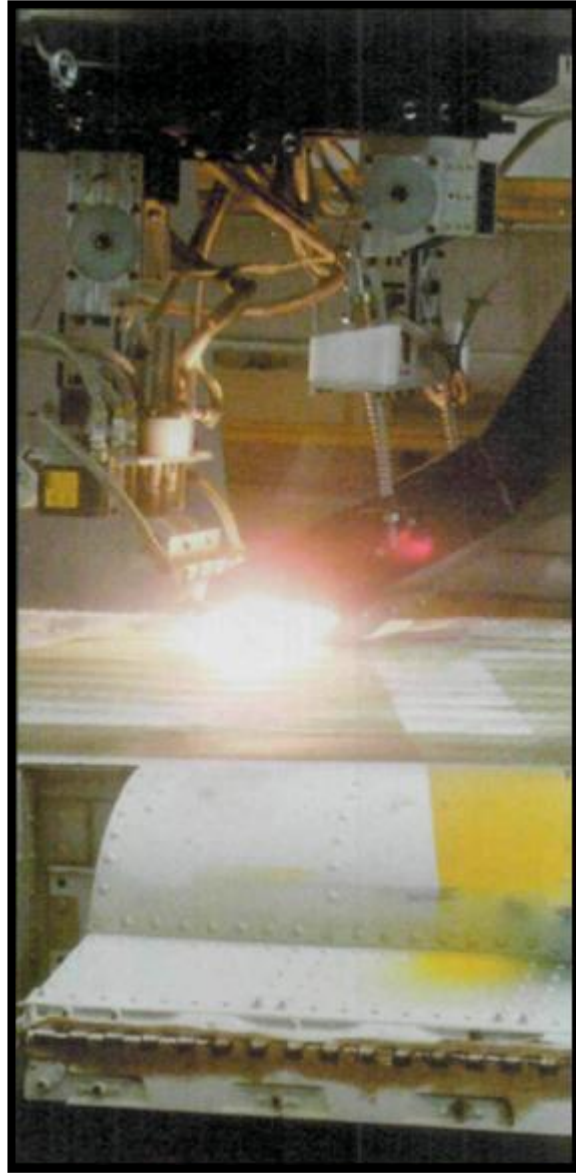
Şekil 4.13. Flashjet boya sökme düzeneği.

4.4.3. Lazer yöntemi

Günümüzde gelişmiş ülkelerde, uçaklarda boya sökme işlemi için; uçak kaplamasına ve çevreye zarar vermeyecek flashjet ile boya sökme işleminin yanında, robotlu lazer boya sökme sistemleri gibi ileri yeni teknolojiler de kullanılmaktadır. Şekil 4.14. ve Şekil 4.15.'de ABD Hava Kuvvetlerinde kullanılan robotlu lazer boya sökme sistemleri görülmektedir (Air Safety Week, 2010; Arthur, et al, 2010).



Şekil 4.14. Robotlu lazer boya sökme sistemi.



Şekil 4.15. KC-135'in boya sökme işleminde kullanılan robotlu lazer sistem.

Kimyasal yöntem gibi 1980 öncesi geliştirilen geleneksel boya sökme yöntemlerinde, metilen klorür veya metil etil keton gibi zehirli maddeler kullanılmaktadır. Bu tür kimyasalların kullanımı günümüzde ABD'de, çevreye ve insan sağlığına zararlarından dolayı kullanımı azami ölçüde azaltılmış ya da yasaklanmıştır. Benzer şekilde, 1980'li yıllarda geliştirilen plastik parçacık püskürtme yöntemi, kimyasal yöntemle nazaran çevreye daha az zararlı olmakla birlikte boya sökülmesinde

kullanılan plastik, baryum, kadmiyum, krom, kurşun gibi çevreye zararlı atıklar meydana getirmektedir. Bu zararlı atıklar günümüzde çevre kanunları gereği uygun şekilde imha edilmesi gerektiğinden yüksek maliyetler getirmektedir. Ayrıca, yeteri kadar boya sökme yapılamayan yüzeylerde el ile zımparalama yapılarak, tekrar işçilik kullanılmaktadır (Boy, et al, 1996).

2000’li yılların sonlarında geliştirilen Lazer yöntemi ise; parçacık püskürtme yönteminden kaynaklanan büyük miktardaki atıkları ve zararlı kimyasalların kullanımını elimine etmekte ve boya sökme işlemi sonrası söz konusu tekrar işçilik kullanımını önemli ölçüde azaltmaktadır. Lazer yöntemi; kompozitler, cam, metal ve plastikler gibi pek çok yüzeyde boya sökme için kullanılabilir. Lazer enerjisinin çok büyük bir bölümü boyası sökülecek yüzey üzerindeki boya tarafından emilir ve süreç boyanın yüzeyden kaldırılmasıyla sonuçlanır. Başka bir deyişle, lazer enerjisi boya tarafından emildiğinden pek az kısmı yüzeyde düşük bir sıcaklık artışı meydana getirir. Şekil 4.16’da elle kontrollü lazer boya sökme sistemi görülmektedir (Klingenberg, et al, 2007).



Şekil 4.16. Elle kontrollü lazer boya sökme sistemi

5. DENEYSEL ÇALIŞMA

Yapılan deneysel çalışmalarda, “Plastik Parçacık Püskürtme” yöntemi ile boya sökme işleminin uçak kaplama saclarının yorulma ömrünü nasıl etkilediği araştırılmıştır. Öncelikle malzemenin mekanik özelliklerini belirlemek amacıyla üzerinden PPP yöntemiyle boya sökme işlemi yapılmış parçalara çekme deneyleri uygulanmıştır. Yorulma deneylerinde sabit genlikli uygulanan gerilme değerleri elastik bölgede kalacak şekilde seçilmiştir. Numunelerin kırılmış yüzeyleri taramalı elektron mikroskopunda incelenmiş ve analizler yapılmıştır.

5.1. Kullanılan Malzeme

Deney çalışmalarında kullanılan malzeme, 0.8128 mm (0.032 inç), 1.27 mm (0.050 inç) ve 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığında 2024- T6 alüminyum alaşımıdır. Çizelge 5.1’de 2024 alüminyum alaşımının kimyasal bileşimi verilmiştir. 2024 alüminyum alaşımında kullanılan ana alaşım elementi bakır ve mangandır. Alüminyum 2024 alaşımının mukavemeti yüksek, fakat korozyon direnci düşüktür. Alüminyum 2024 alaşımı; alüminyum alaşımlarında en iyi bilinen ve uçaklarda en çok kullanılan alaşımdır (Harper, 2001).

Çizelge 5.1. Alüminyum 2024 alaşımının kimyasal bileşimi

Element	Cu	Mg	Mn	Cr	Fe	Si	Ti	Zn	Al
% Ağırlık Miktarı	3.8- 4.9	1.2- 1.8	0.3- 0.9	Max 0.1	Max 0.5	Max 0.5	Max 0.15	Max 0.25	Geri Kalan

T6 ısıtma işlemi; solüsyon ısıtma işlemi ve suni olarak yaşlandırma işlemi ifade etmekte olup; solüsyon ısıtma işlemi yapıldıktan sonra soğuk işlem (cold working) yapılmayan ürünlere uygulanır. Al 2024 alaşımı 495 °C sıcaklıkta solüsyona alınır. Isıtma

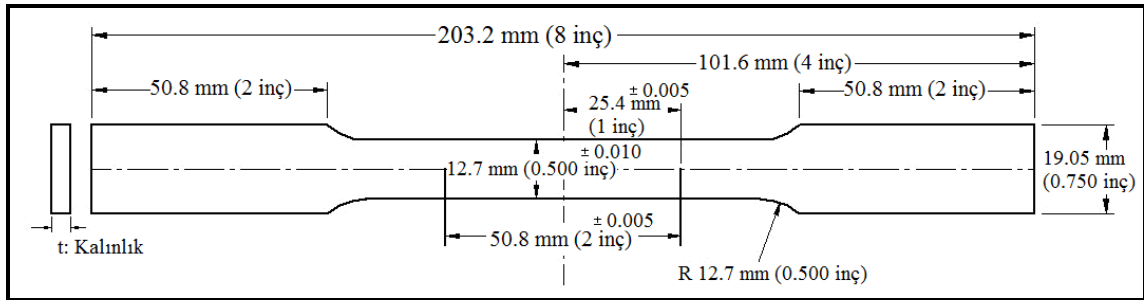
işlem yapılacak malzemenin kalınlığına göre solüsyonda bekletme süresi değişir. Örneğin; kalınlığı 0.81 ile 1.27 mm arasındaki malzemeler için solüsyonda bekletme süresi 30 dakikadır. Takiben malzeme en kısa sürede su ile dolu bir havuza veya uygun bir soğutma sıvısına daldırılarak hızlı bir şekilde soğutulur. Malzeme soğutma havuzunda soğutulduktan sonra, oda sıcaklığında en az 96 saat bekletilirse doğal yaşlandırma ile T4 ısıl işleme elde edilir. Doğal yaşlandırılmış malzeme, 190 °C'de 9 saat fırında bekletilerek T6 ısıl işleme elde edilir. Al 2024-T6 malzemenin sertliği en az 74-83 HRB, elektriksel iletkenliği ise % IACS olarak 34-44 arasındadır (SAE-AMS-H-6088, 1997; Mil-Hdbk-5J, 2003; Harper, 2001; ASM, 1997).

5.2. Deney Numuneleri

5.2.1. Çekme deney numunelerinin hazırlanması

0.8128 mm (0.032 inç), 1.27 mm (0.050 inç) ve 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığında plaka şeklinde temin edilen 2024-T6 alüminyum malzeme; 279.4X228.6 mm (11X9 inç) boyutlarında her bir kalınlık için eksantrik makasla kesilmiştir. Kesilen tüm bu plakalar temizlenmiş ve her bir plaka yüzeyine alodin (korozyondan korur ve boyanın yüzeye yapışmasını sağlar) kaplama işlemi yapılmıştır.

Şekil 5.1.'de boyutları gösterilen çekme deney numuneleri, ASTM E8 standardına uygun olarak 0.8128 mm, 1.27 mm ve 3.556 mm kalınlıklarındaki levhalar için bilgisayar kontrollü freze tezgahında imal edilmiştir.



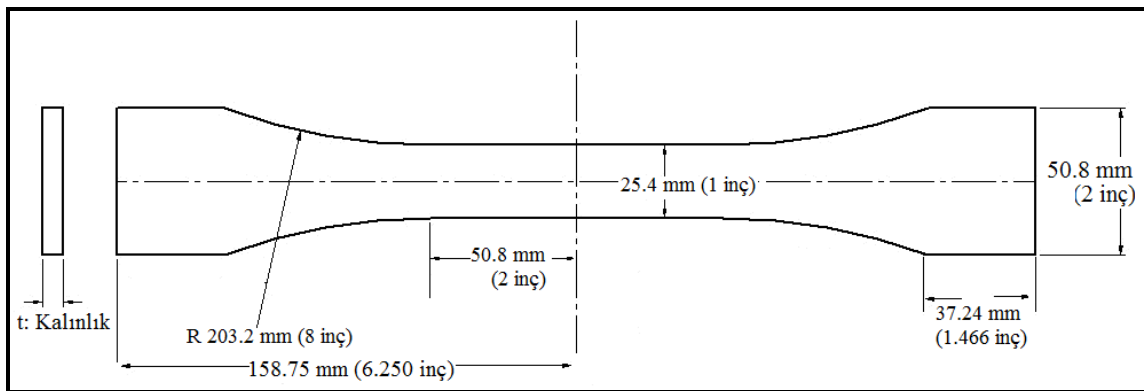
Şekil 5.1. Çekme Deney Numunelerinin Boyutları (ASTM E8).

5.2.2. Yorulma ömrü deney numuneleri

0.8128 mm (0.032 inç), 1.27 mm (0.050 inç) ve 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığında plaka şeklinde temin edilen 2024-T6 alüminyum malzeme; 685.8X203.2 mm (27X8 inç) boyutlarında kesilerek her bir kalınlık için ikişer adet levha hazırlanmıştır. Kesilen tüm bu plakalar temizlenmiş ve her bir plakaya alodin tatbik etmek suretiyle korozyon işlemi yapılmıştır.

0.8128 mm, 1.27 mm ve 3.556 mm kalınlığındaki levhaların birer adedi herhangi bir boya işleme maruz bırakılmamıştır. Şekil 5.2.'de boyutları gösterilen yorulma ömrü deney numuneleri bilgisayar kontrollü freze tezgahında ASTM E466 standardına uygun olarak imal edilmiş ve numaralandırılmıştır.

0.8128 mm, 1.27 mm ve 3.556 mm kalınlığındaki diğer levhalar uçak boyama standartlarına uygun olarak “epoxy” astar ve “polyurethane” boya ile boyanmış ve oda sıcaklığında 72 saat süreyle kurumaya bırakılmıştır. Daha sonra bu levhaların üzerindeki boyalar, dördüncü bölümde detaylı olarak tanımlanan plastik parçacık püskürtme yöntemi ile sökülmüştür. Uçakların ortalama servis ömrü boyunca boya yenileme miktarı dikkate alınarak, bu işlem dört çevrim tekrarlanmıştır. Daha sonra 0.8128 mm, 1.27 mm ve 3.556 mm kalınlığındaki bu levhalardan Şekil 5.2’de boyutları gösterilen yorulma deney numuneleri imal edilmiş (bilgisayar kontrollü freze tezgahında ASTM E466 standardına uygun olarak) ve numaralandırılmıştır.



Şekil 5.2. Yorulma ömrü deney numuneleri boyutları (ASTM E466).

5.3. Kullanılan Cihazlar

Deneyler Şekil 5.3.'de gösterilen 200 kN statik, 100 kN dinamik yük kapasiteli bilgisayar kontrollü Instron (8500 model) test cihazında yapılmıştır. Numuneler cihaz

çenelerine hidrolik basınçla sıkıştırılan kavrama teçhizatı ile yük dağılımı homojen olacak şekilde bağlanmıştır.

Çekme deneyleri Series IX paket programı kullanılarak yapılmıştır. Bu programa, çekme hızı, numune boyutları, çekme çeneleri arasındaki mesafe, ortam sıcaklığı, nem oranı verileri girilerek deney sonunda akma mukavemeti, çekme mukavemeti gibi istenilen mekanik özellikler program tarafından hesaplanmaktadır.

Sabit genlikli yorulma deneyleri, Instron test cihazında Max paket programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu programda, ortalama yük değeri, genlik, frekans ve çevrim sayısı verileri girilerek yapılmaktadır. Numuneler bağlanırken kavrama çenelerine uygulanan hidrolik gücün, her iki çene için de eşit olmasına ve numunenin çene eksenine paralel olarak bağlanmasına dikkat edilmiştir.

Yorulma çatlak ilerleme deneyleri sırasında çatlak ilerlemesinin ölçülmesinde gezici optik mikroskoba (10X) mercek monte edilmiş ve ± 0.003 mm hassasiyete sahip uzunluk ölçer kullanılmıştır. Çatlak uzunluğunun kolay ölçülebilmesi için numune yüzeyi çatlak ilerlemesine dik doğrultuda zımparalanmıştır. Çatlak boyu a , mikroskop okülerinde bulunan x-y eksen takımının y eksenini ile çentik ucu referans alınarak ölçülmüştür. Daha sonra çentik uzunluğu da dikkate alınarak, $2a$ çatlak uzunlukları hesaplanmıştır.

Yorulma deneyleri sonucunda kırılmış yüzeyler taramalı elektron mikroskopunda (SEM) incelenmiştir.



Şekil 5.3. Deneylerin yapılmasında kullanılan Instron cihazı.

5.4. Yapılan Deneyler

5.4.1. Çekme deneyleri sonuçları

Deneylerde kullanılan malzemelerin mekanik özelliklerini belirlemek amacıyla çekme deneyleri gerçekleştirilmiştir. Deneyler, 3 mm/dk çekme hızında yapılmış ve 3 adet numune kullanılmıştır. Deney sonuçları Çizelge 5.2’de verilmiştir.

Çizelge 5.2. Al 2024-T6 alaşımının çekme deney sonuçları

Numune Kalınlığı (mm/inç)	Malzeme, Isıl İşlemi	Akma Mukavemeti (ksi/MPa)	Çekme Mukavemeti (ksi/Mpa)
0.8128/0.032	Al2024-T6	52/358.5	67/462
1.27/0.050	Al2024-T6	52/358.5	66/455
3.556/0.140	Al2024-T6	51/351.6	67/462

5.4.2. Sabit genlikli yorulma ömür deneyleri sonuçları

Sabit genlikli yorulma ömür deneyleri plastik parçacık püskürtme yöntemi ile boya sökme işleminin farklı kalınlıklarda uçak kaplama sacları üzerinde yorulma ömrüne etkisi olup olmadığını tespit etmek için, Çizelge 5.3.’de belirtilen plana göre yapılmıştır. Bu deneylerde uygulanan yük, sinüs eğrisi şeklinde olup; deneyler yük kontrollü olarak numuneler kopuncaya kadar sürdürülmüştür.

Seçilen gerilme değerleri; plastik parçacık püskürme yöntemi ile boya sökme işleminin alüminyum malzemelerin yorulmasına etkisini araştıran pek çok sayıda kaynak referans alınarak belirlenmiştir (Galliher , et al, 1986; Amro, 1992; Childers, et al, 1985; Miles, et al, 2002).

Çizelge 5.3. Sabit genlikli yorulma ömür deneylerinin test şartları

Numune Kalınlığı (mm/İnç)	Malzeme, Isıl İşlemi	Numuneye Yapılan İşlem	Maks. Kuvvet (kN)	Min. Kuvvet (kN)	Gerçekleştirilen Deney Sayısı	Frekans (Hz)
3.556/ 0.140	Al2024-T6	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim PPP ile Boya Sökme	22	2	3	10
3.556/ 0.140	Al2024-T6	İşlem Görmedi	22	2	3	10
1.27/0.05	Al2024-T6	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim PPP ile Boya Sökme	10	3	3	10
1.27/0.05	Al2024-T6	İşlem Görmedi	10	3	3	10
0.8128/ 0.032	Al2024-T6	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim PPP ile Boya Sökme	7.11	2.13	3	10
0.8128/ 0.032	Al2024-T6	İşlem Görmedi	7.11	2.13	3	10

Üç çevrim boyama ve üç çevrim plastik parçacık püskürtme yöntemi ile boya sökme işlemi yapılmış ve işlem yapılmamış (boyama ve PPP'ye maruz kalmamış) sırasıyla 0.8128 (0.032 inç), 1.27 mm (0.050 inç) ve 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığındaki numunelere ait yorulma deney ömür sonuçları, çizelge olarak; Çizelge 5.4., Çizelge 5.5. ve Çizelge 5.6.'da, grafik olarak ise; Şekil 5.4., Şekil 5.5. ve Şekil 5.6.'da sunulmaktadır.

Çizelge 5.4. 0.8128 mm (0.032 inç) kalınlığındaki numunelerin yorulma ömür sonuçları

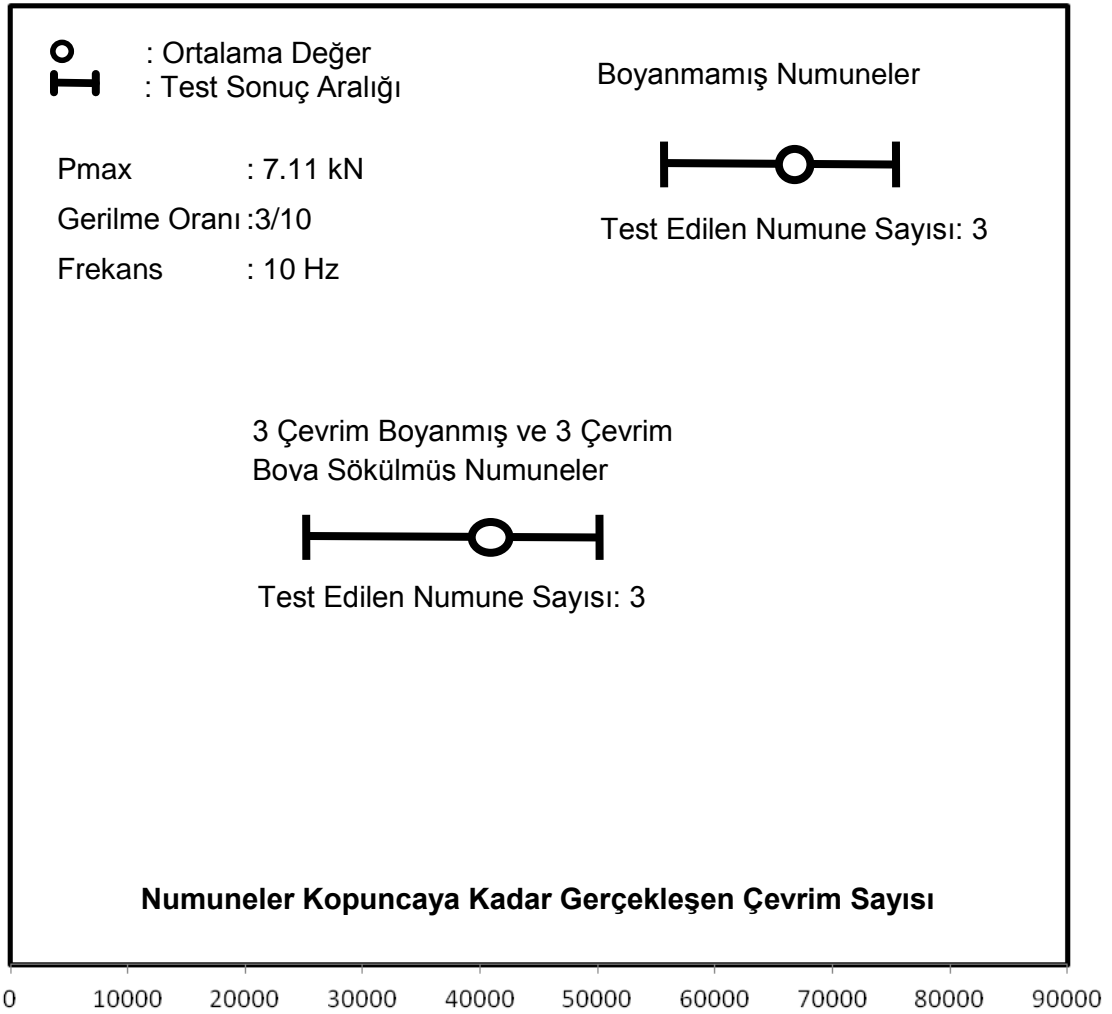
Numune Numarası	0.8128 mm Kalınlığındaki İşlem Görmemiş Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim Boya Sökme İşlemi Yapılmış Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı
1	69,567	49,844
2	56,265	25,268
3	74,944	47,510

Çizelge 5.5. 1.27 mm (0.050 inç) kalınlığındaki numunelerin yorulma ömür sonuçları

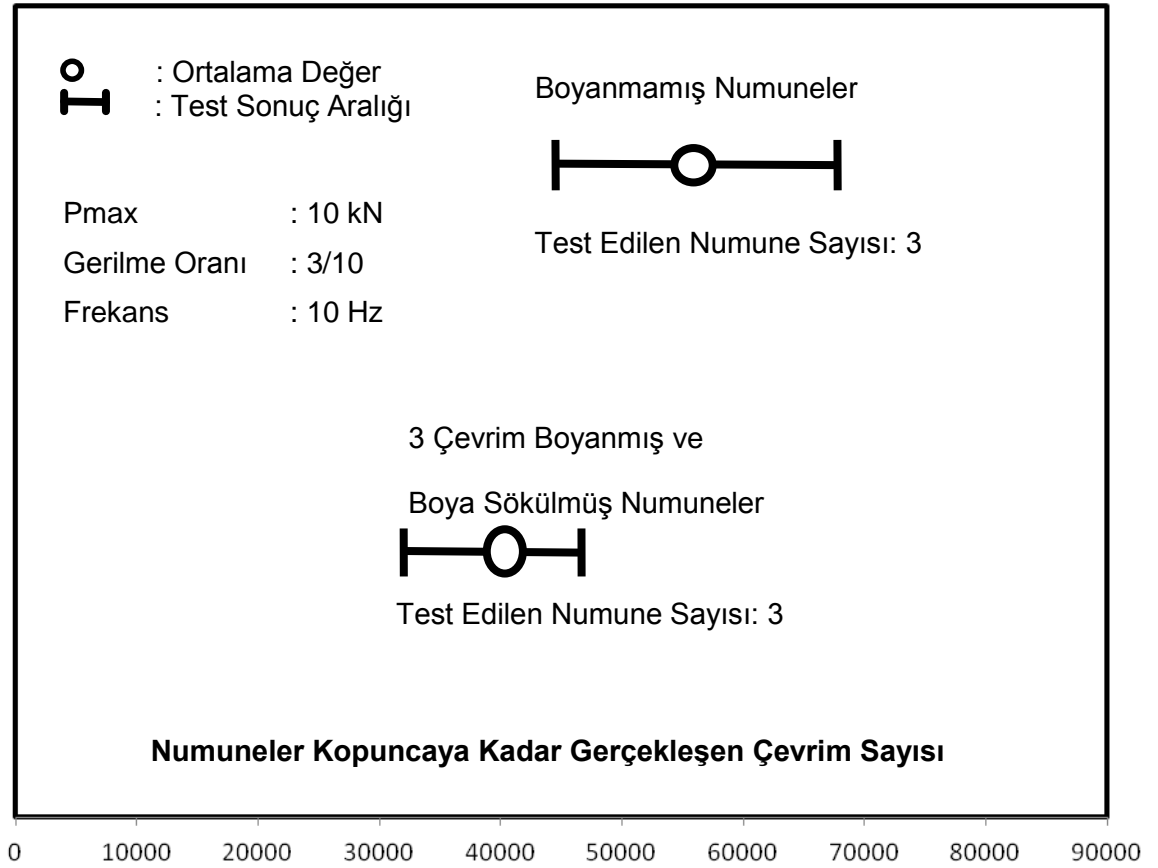
Numune Numarası	1.27 mm Kalınlığındaki İşlem Görmemiş Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim Boya Sökme İşlemi Yapılmış Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı
1	43,825	41,705
2	67,694	47,020
3	64,102	32,396

Çizelge-5.6. 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığındaki numunelerin yorulma ömür sonuçları

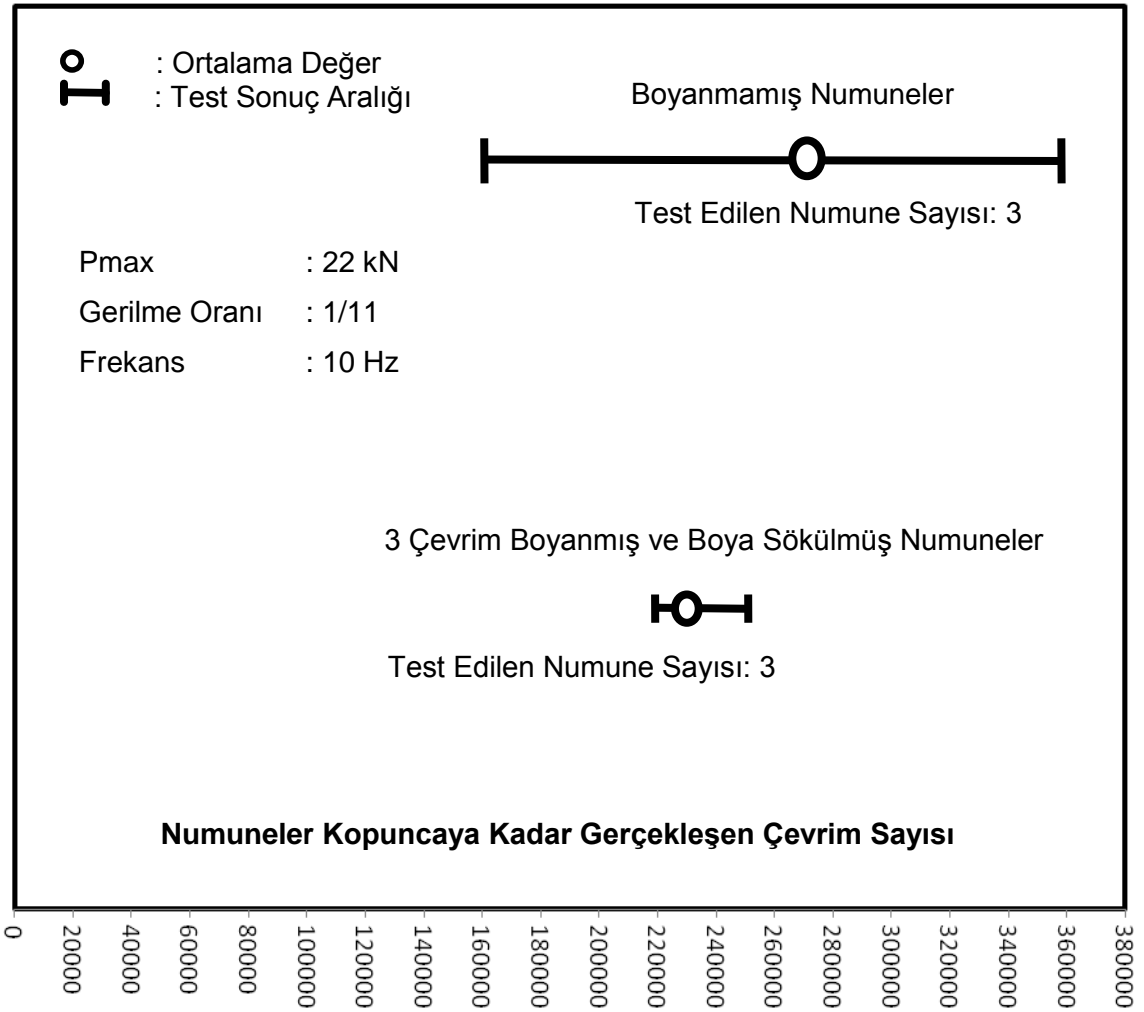
Numune Numarası	3.556 mm Kalınlığındaki İşlem Görmemiş Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı	3 Çevrim Boyama ve 3 Çevrim Boya Sökme İşlemi Yapılmış Numunelerin Yorulma Ömür Çevrim Sayısı
1	300,820	226,534
2	356,630	246,125
3	159,085	220,249



Şekil 5.4. 0.8128 mm (0.032 inç) kalınlığındaki alüminyum 2024-T6 yorulma test sonuçları.



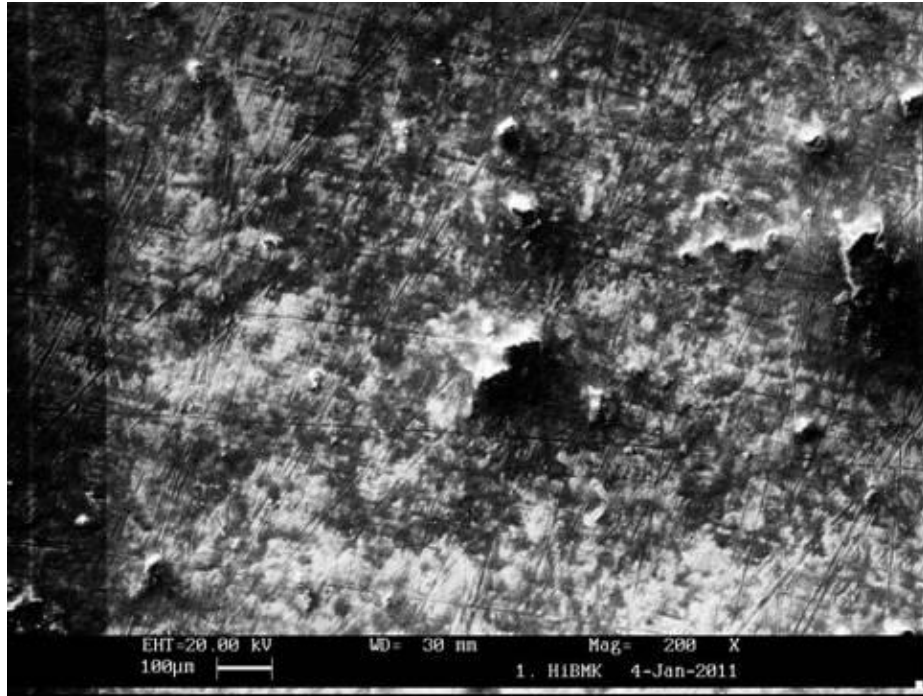
Şekil 5.5. 1.27 mm (0.050 inç) kalınlığındaki alüminyum 2024-T6 yorulma test sonuçları.



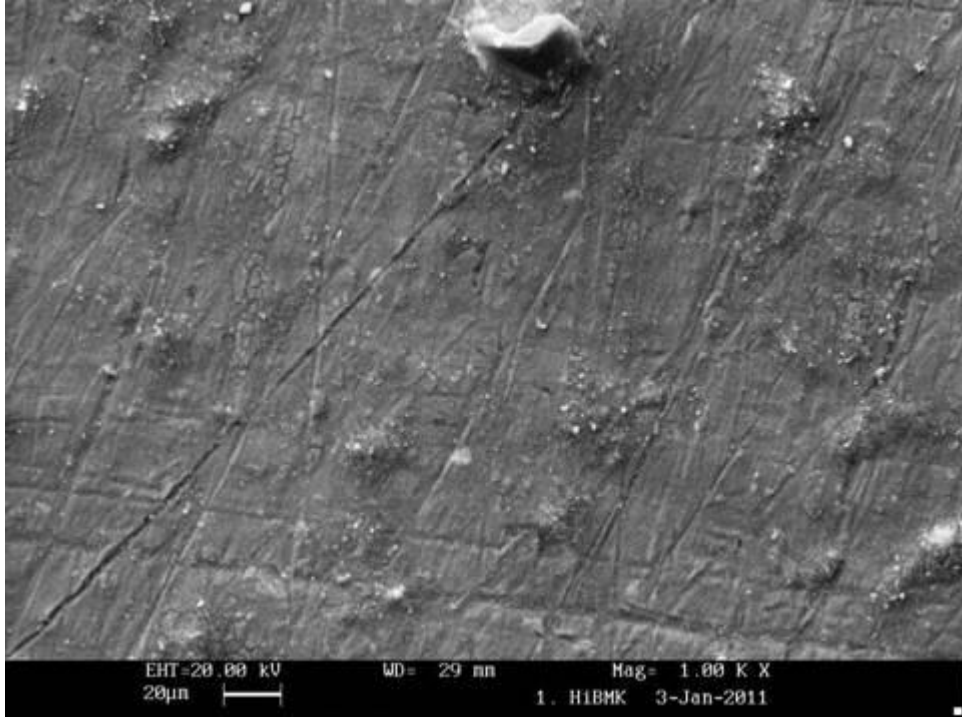
Şekil 5.6. 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığındaki alüminyum 2024-T6 yorulma test sonuçları.

5.5. Taramalı Elektron Mikroskop İnceleme Sonuçları

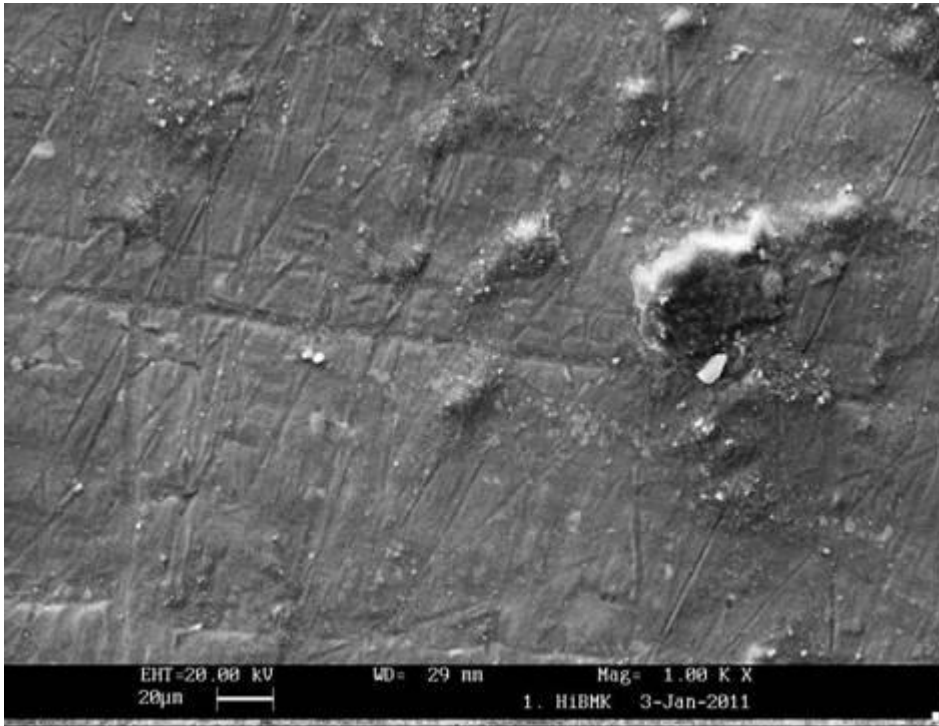
Üç çevrim boya sökme işlemi yapılan yorulma ömrü test kuponlarının yorulma ömründeki azalmanın, plastik parçacık ile mekanik olarak boya sökme işleminden kaynakladığı düşünülmektedir. Bu nedenle, boya sökme işlemi yapılan yorulma ömrü test kuponlarının yüzey şekli taramalı elektron mikroskopunda incelenmiştir. Şekil 5.7., Şekil 5.8. ve Şekil 5.9.'da; tane büyüklüğü 0.4 ila 0.84 mm arasında, 3.5 mohs sertliğinde plastik parçacıklarının yaklaşık 45 derece açı ile yüzeye çarpması sonucu oluşan yüzey şekilleri görülmektedir. Bu fotoğraflarda; plastik parçacıklarının boya sökme işlemi yapılan yüzeye çarpması sonucu yüzeyde çizikler ve tepelikler meydana geldiği, yüzeyde çok sayıda mikro çatlaklar ve yarıklar olduğu görülmektedir. Yorulma ömrü testi boyunca çekme gerilmesinin etkisiyle söz konusu bu yüzey çatlaklarının ilerlediği ve malzemenin yorulma ömrünün azalmasına neden olduğu düşünülmektedir. İnceleme sonucunda plastik parçacık püskürtme işlemi uygulanmış parçalarda, ortalama çapları 10-100 µm aralığında değişen, derinlikleri çaplarından daha az ($\sim 1/5$ derinlik / genişlik) kraterler meydana geldiği belirlenmiştir



Şekil 5.7. Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar (200X).



Şekil 5.8. Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar (1000X).

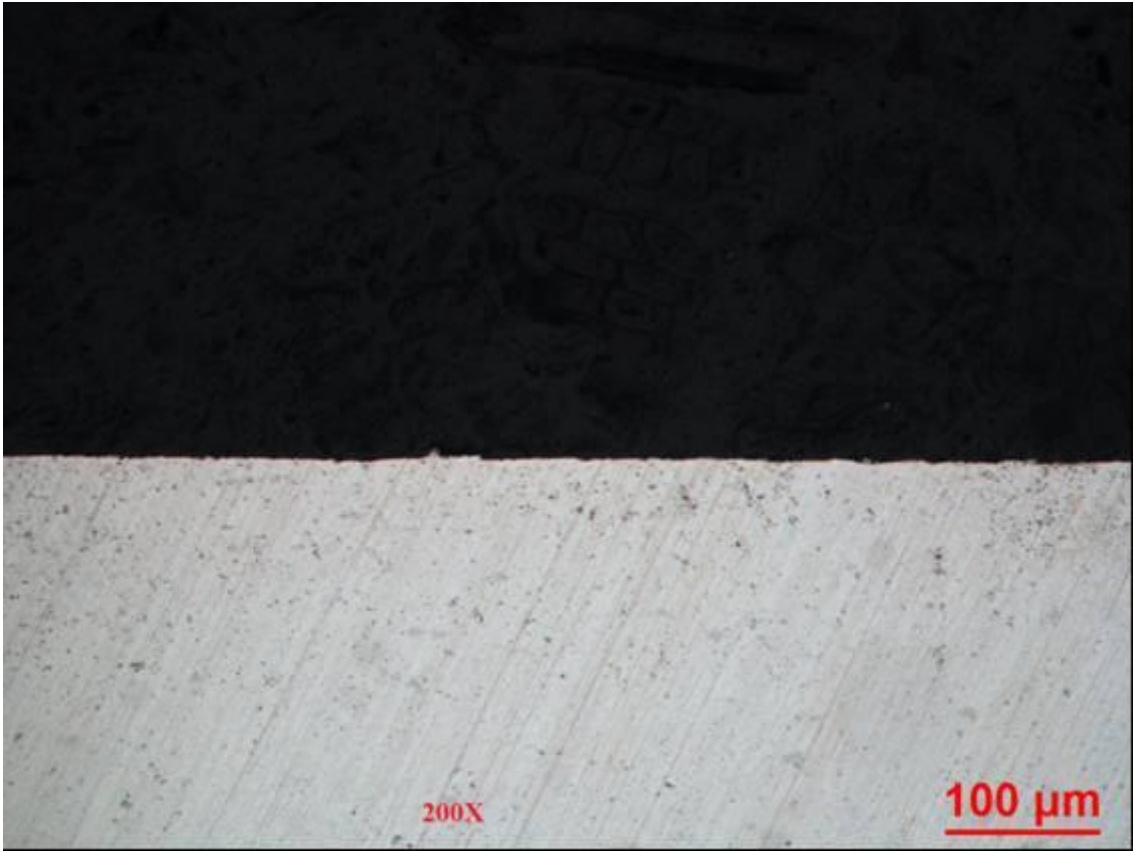


Şekil 5.9. Plastik parçacıkların metal yüzeyde oluşturduğu hasarlar(1000X).

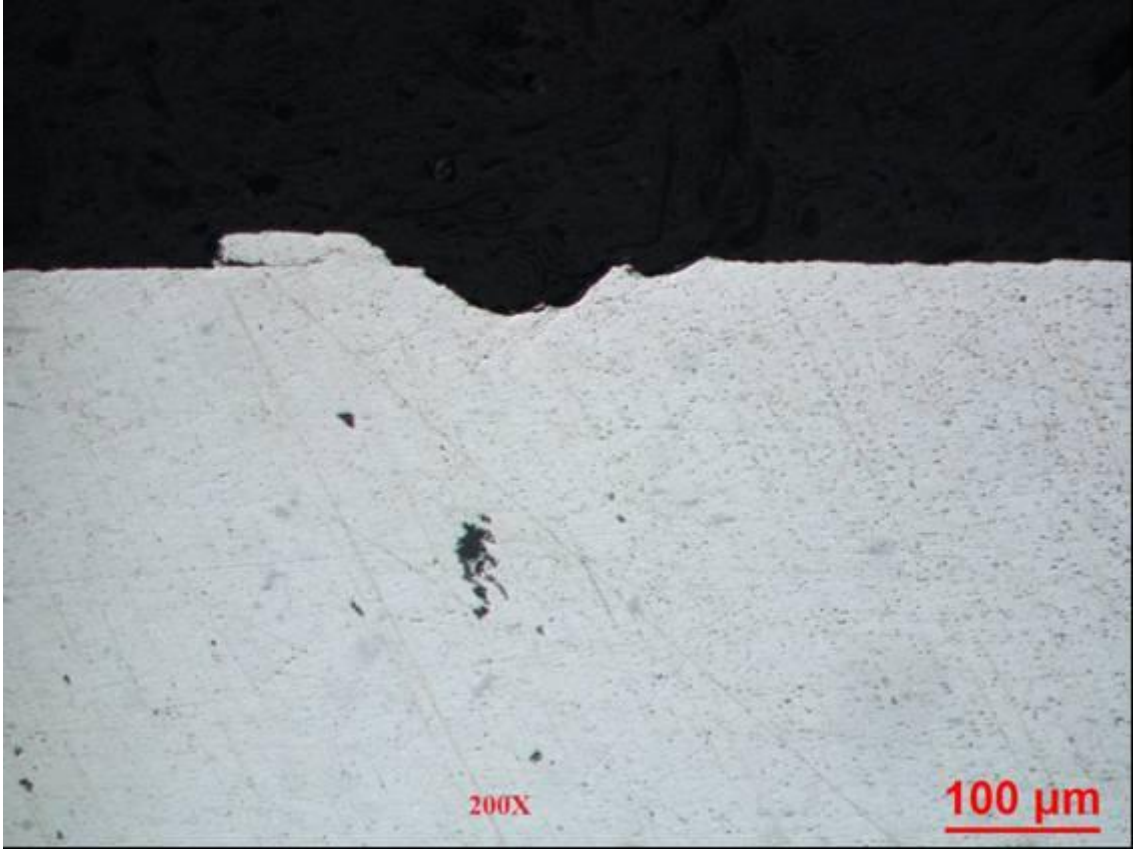
Elektron mikroskobu incelemesini takiben aynı numunelerden enine kesitler alınmış ve metalografik olarak hazırlanmıştır. Bu numunelere ait fotoğraflar Şekil 5.10., Şekil 5.11. ve Şekil 5.12.'de sunulmaktadır. Optik mikroskop ile yapılan değerlendirmede; kraterlerin bulunduğu bölgelerde malzemenin çarpma doğrultusunda yığıldığı, oluşan çukurların yarı eliptik formda olduğu gözlenmiştir. Hazırlanan kesitler üzerinde bulunan kraterlerin; maksimum 32 µm derinliğe, 145 µm genişliğe sahip olduğu tespit edilmiştir.

Oluşan bu yüzey hasarları geometrik olarak yüzey gerilimini arttırdığından malzemenin yorulma mukavemetini düşürmektedir.

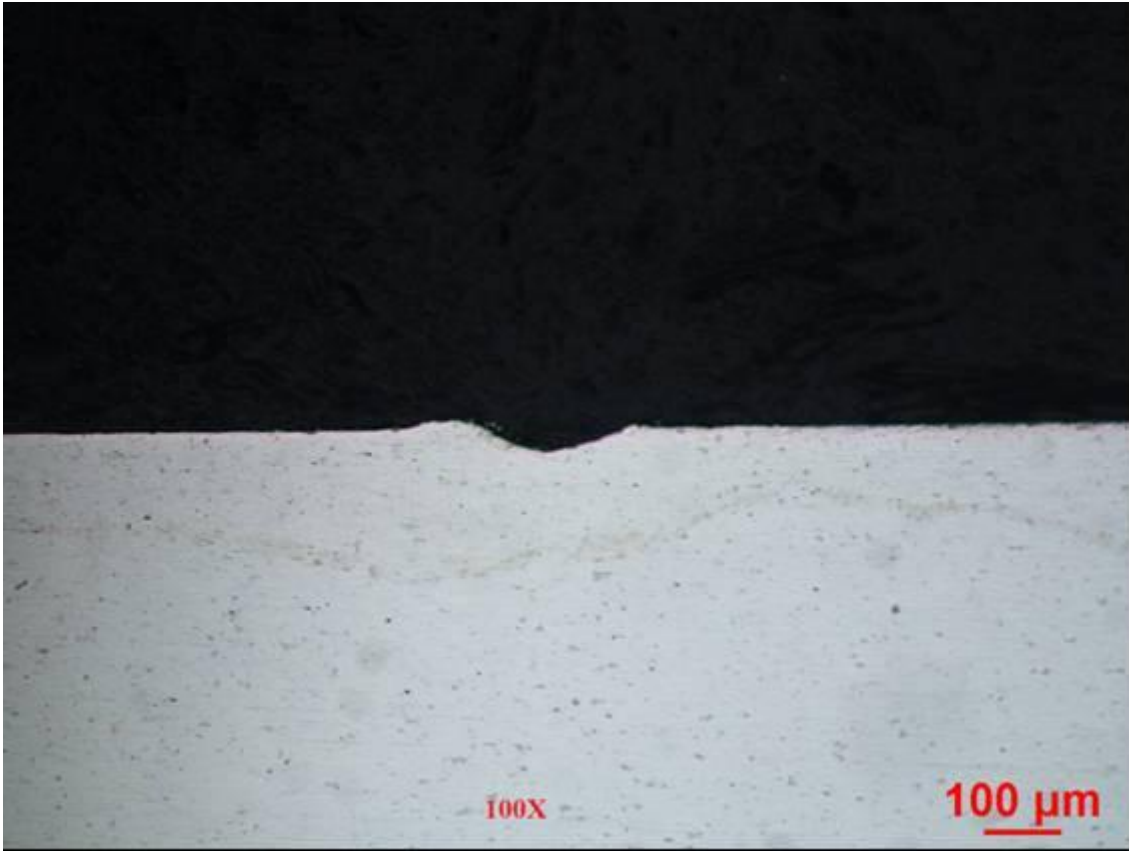
Yüzeyde meydana gelen bu hasarların bölgesel olması, tüm malzeme yüzeyinde yaklaşık eşit derinliklerde kraterlerin bulunmaması, plastik parçacık püskürtme işlemi sırasında kullanılan plastik parçacık içerisinde kütle, yoğunluk, çap, geometri vb. yönüyle homojensizlik bulunduğunu göstermektedir. Benzer sonuçlar; bu konuda farklı malzemeler için farklı koşullar altında farklı araştırmalar ve yayınlar yapan Galliher (et al), Amro, Childers (et al) ve Miles (et al) tarafından da elde edilmiştir (Galliher , et al, 1986; Amro, 1992; Childers, et al, 1985; Miles, et al, 2002).



Şekil 5.10. Plastik parçacıkların 0.8128 mm (0.032 inç) kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar (kesit görünüşü; 200X).



Şekil 5.11. Plastik parçacıkların 1.27 mm (0.050 inç) kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar (kesit görünüşü; 200X).



Şekil 5.12. Plastik parçacıkların 3.556 mm (0.140 inç) kalınlığındaki Al 2024 yüzeyinde oluşturduğu hasarlar (kesit görünüşü; 100X).

5.6. Yüzey Pürüzlülüğü Ölçüm Sonuçları

İşlem görmemiş ve üç çevrim boyama-boya sökme çevrimi yapılmış 0.81, 1.27 ve 3.56 mm kalınlığındaki test kuponlarından rastgele seçilen üçer adedinin yüzey pürüzlülüğü değerleri mikrometre olarak ölçülmüştür. Çizelge 5-7’de numunelerin ortalama olarak yüzey pürüzlülüğü ölçüm sonuçları görülmektedir. Üç çevrim boya sökme işlemi yapılmış numunelerin yüzey pürüzlülüğünün (Ra olarak) aynı kalınlıktaki işlem görmemiş numunelere kıyasla arttığı tespit edilmiştir. Ayrıca, numunelerin kalınlığının azalması ile plastik parçacık etkisinin arttığı tespit edilmiştir.

Uçak gövdesinin metalik dış kaplamasındaki yüzey pürüzlülüğünün hem aerodinamik sürüklenme hem de yorulma gibi mekanik özellikler üzerinde olumsuz etkisi bulunmaktadır. Plastik parçacık püskürtme işlemi yapılan metal yüzeylerinin yüzey pürüzlülüğünün ya da erozyonun arttığı ve malzemenin yüzeyinde mikro çatlaklar meydana geldiği ayrıca; belirli metal alaşımlarına, malzemenin ısıl işlemine ve kalınlığına bağlı olarak; yorulma özelliklerinin önemli ölçüde değiştiği pek çok araştırmacı tarafından tespit edilmiştir. Malzemenin yüzeyinde meydana gelen çukurcukların, çiziklerin ve kusurların yorulma çatlak başlaması için potansiyel bölgeler olduğu ve malzemenin yorulma ömrünün azalmasına sebep olabileceği birçok araştırmacı tarafından belirtilmiştir (JDMAG, 1994; Childers, et al, 1985; Campbell, 2001; Shijve, 2008).

Çizelge 5-7. Numunelerin yüzey pürüzlülüğü ölçüm sonuçları

Numune Kalınlığı (mm)	Numune Sayısı.	İşlem Görmeyen Numunelerin Yüzey Pürüzlülüğü (Ra) (Mikrometre)	Üç Çevrim Boyama-Boya Sökme Yapılan Numunelerin Yüzey Pürüzlülüğü (Ra) (Mikrometre)
0.81	3	0.52	0.65
1.27	3	0.48	0.55
3.56	3	0.25	0.30

6. GENEL SONUÇLAR VE ÖNERİLER

6.1. Sonuçlar

1. Bu çalışmada; 1'inci HİBM K.lığında kullanılmakta olan PPP yöntemi ile boya sökme işleminin uçak kaplamaları üzerindeki etkisi araştırılmıştır. 0.081 mm kalınlığında ve üç çevrim boyama-PPP ile boya sökme işlemine maruz kalmış Al 2024-T6 malzemenin, aynı özellikte işlem görmemiş (hiç boyama ve boya sökme yapılmamış) malzemeye göre; aynı gerilme oranı ve yük altında, yorulma ömrünün önemli ölçüde azaldığı tespit edilmiştir.

2. 1.27 mm kalınlığında ve üç çevrim boyama-PPP ile boya sökme işlemine maruz kalmış Al 2024-T6 malzemenin, aynı özellikteki işlem görmemiş Al 2024-T6 malzemeye göre; aynı gerilme oranı ve yük altında, yorulma ömrünün belirgin bir şekilde azaldığı tespit edilmiştir.

3. 3.5 mm kalınlığında ve üç çevrim boyama-PPP ile boya sökme işlemine maruz kalmış Al 2024-T6 malzemenin, işlem görmemiş Al 2024-T6 malzemeye göre; aynı gerilme oranı ve yük altında, yorulma ömrünün ortalama olarak azaldığı, fakat bu etkinin tüm deney sonuçları ile kıyaslandığında dikkate değer büyüklükte olmadığı, minimum maksimum değerler dikkate alındığında ise plastik parçacık etkisinin olmadığı tespit edilmiştir.

4. Elektron mikroskobunda rastgele seçilen malzemeler üzerinde yapılan incelemeler neticesinde; PPP ile boya sökme işlemine maruz kalmış parçaların yüzeyleri incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda, malzeme yüzeyinin krater gibi dalgalı olduğu ve bazı bölgelerde belirgin çukurcuklar bulunduğu tespit edilmiştir. Malzeme yüzeyindeki dalgalanma, tüm yüzeylerde az ya da çok görüldüğünden plastik parçacıkların yüzeye çarpması sonucu oluşabileceği, tespit edilen belirgin çukurcukların ise plastik

parçacıklar içinde bulunması muhtemel yabancı parçalardan (kum, metal parçaları gibi) kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir (sertlik ve momentum etkisi).

5. Yorulma ömür sonuçları ve yüzey morfolojisi birlikte değerlendirildiğinde; plastik parçacık ile boya sökme işleminin malzemenin kalınlığı azaldıkça yüzey hasarlarına daha fazla sebep olduğu, çatlağın veya çatlakların oluşan bu hasarların etkisiyle daha çabuk başladığı ve yorulma ömrünün işlem görmemiş numunelere nazaran daha kısa olduğu tespit edilmiştir.

6.2. Öneriler

1. PPP ile boya sökme işleminin uçak kaplama saclarında yüzey hasarları meydana getirdiği ve parçaların servis ömürlerinin düşmesine neden olduğu tespit edilmiştir. Bu nedenle; kullanılmakta olan boya sökme prosesi gözden geçirilmelidir. Özellikle boya sökmede kullanılan plastik parçacıkların kirlilik analizi yapılmalı ve kirlilik seviyesi tespit edilmelidir. Ayrıca, teknisyen personelin inisiyatifine bırakılan tüm proses parametreleri rastgele zaman aralıkları kontrol edilerek kayıt altına alınmalı, elde edilecek veriler kalite personeli tarafından analiz edilmeli ve teknisyen personelin eğitimleri periyodik olarak yenilenmelidir.

2. Geleneksel boya sökme yöntemlerinin çevreye, insan sağlığına ve uçak parçalarına zarar vermesi vb. nedenlerle araştırma ve geliştirme faaliyetleri sonucunda ABD’de boya sökme işlemi için lazer gibi yeni teknolojilerin kullanımına başlandığı tespit edilmiştir. Uçak bakımını/onarımını/modernizasyonunu gerçekleştiren kurumlar tarafından; dünyadaki teknolojik gelişmeler, bilimsel çalışmalar yakından takip edilmeli ve geleceğe yönelik olarak teknolojik donanım/yatırım ihtiyaçları belirlenmelidir.

7. KAYNAKLAR DİZİNİ

Abdel Latif, A.M., 2009, An overview of the applications of NDI/NDT in engineering design for structural integrity and damage tolerance in aircraft structures, Carleton University, Canada

Air Safety Week, 2010, Safe stripping F-16 fighters, 24 May 2010, Vol.24, Iss.21, New York, USA

Amro, J.P., 1992, The effect of mechanical paint stripping on the fatigue and fracture of thin aluminum airplane skin, Wichita State University, Ph. D Thesis, USA

Arthur, J.J., Naguy, T.A. and Naguy, O.A., 2010, Laser removal of aircraft coating, Industrial laser solutions, September/October 2010, USA

ASM International Handbook, 1997, Volume 4: Heat treating, ASM International, USA

ASTM E8/E8M-08, American society for testing and materials, Standard test methods for tension testing of metallic materials, USA

ASTM E466-07, American society for testing and materials, Standard practice for conducting force controlled constant amplitude axial fatigue tests of metallic materials, USA

Bannantine, J., Comer, J.J. and Handrock, J.L., 1990, Fundamentals of metal fatigue analysis, Prentice-Hall Inc, USA

Boy, J.H., Race T.D., Reinbold, K.A., 1996, Investigation of paint blast media waste, US Army Construction Engineering research Lab., USA

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam ediyor)

Broek, D., 1986, Elementary engineering fracture mechanics, Martinus nijhoff publishers, The Netherlands

Broek, D., 1989, The practical use of fracture mechanics, Kluwer academic publishers, The Netherlands

Campbell, J.E., Gerberich, W.W. and Underwood, J.H., 1982, Application of fracture mechanics for selection of metallic structural materials, American Society For Metals, USA

Campbell, J., 2001, Effect of shot peening processing on the fatigue behavior of three aluminium alloys and TI-AL-4V, U.S. Army Research Lab., Maryland, USA

Childers, S., Watsor, D.C., Stumpff, P. and Tirpak, J., December 1985, Air Force Systems Command Report (AFWAL-TR-85-4138), Evaluation of the effects of a plastic bead paint removal process on properties of aircraft structural materials, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson, Ohio, USA

De Forest, A.V., 1936, The rate of growth of fatigue cracks, J. Appl. Mech., Vol. 3, pp. A-23 to A-25.

Donner, R., 2010, Nondestructive testing and inspection, Aircraft maintenance technology magazine, September 2010, USA

Ewalds, H.L., Wanhill, R.J.H., 1984, Fracture mechanics, Edward arnold publishers, The Netherlands

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam ediyor)

JDMAG, Joint Depot Maintenance Analysing Group, 1994, Paint removal study, USA

Gallihier, R.D., Deel, O.L., Ivey, R.B., Plastic bead blast materials characterization study, Warner Robins Air Logistics Center, 1986, Georgia, USA

Halmshaw, R., 1991, Non-destructive testing, Hodder headline PLC, United Kingdom, 323 p.

Harper, Charles A., 2001, Handbook of materials for product design, McGraw-Hill professional publishing, USA, 1387 p.

Hellier, C., 2001, Handbook of nondestructive evaluation, McGraw-Hill professional publishing, USA

<http://www.desapi.com>, Ocak 2010, Dial eastern states aircraft painting Inc., Harrison country airport, Ohio, USA

<http://www.swri.org>, Ocak 2010, Southwest research institute, Applied engineering and physical sciences research and development organization, Headquartered in San Antonio, Texas, USA

Izzo, C., December 2010, Product finishing, ABI/INFORM trade & industry

Klingenberg, M.L., Naguy, D.A., Naguy, T.A., Straw, R.J., Joseph, C., Mongelli, G.A., Nelson, G.C., Denny, S.L and Arthur, J.J., 2007, Transitioning laser technology to support air force depot transformation needs, Surface and coatings technology, Vol.202, Iss.1, p.45, USA

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam ediyor)

Kozol, J., 2007, JOM Journal of the minerals, Metals and materials society, June 2007, Vol.53, Iss.3, USA

Mil-Hdbk-5J, 2003, Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures, Department of defense handbook, January 2003, USA

Miles, R., Clark, L., Ellicks, D., Hoch, R., Garrett, L. and Chambers, B., 2002, Metal Finishing, plastic media blasting: The paint remover of choice for the Air force, July 2002, Volume 100, Issue 7, , P. 14-17, USA

Packman, P. F., Summer 1989, Aging aircraft and fatigue failure, The journal of air law and commerce, Volume 54, Number 4, USA

SAE-AMS-H-6088, 1997, Heat treatment of aluminium alloys, Department of defense handbook, USA

Schijve, J., 2008, Fatigue of structures and materials, Delft University of Technology, Springer, The Netherlands

Stor, J.H., 1988, Effect of the plastic bead blasting paint removal process on the fatigue lives of thin skin materials, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Paterson Air force Base, Ohio, USA

Suresh, S., 1991, Fatigue of materials, Cambridge University press, USA

Trimm, M., 2003, An overview of nondestructive evaluation methods, Journal of failure analysis and prevention, June 2003, USA