

**UÇAK BAKIMINDA
HASAR ANALİZİ UYGULAMALARI
Yüksek Lisans Tezi
Arif Nail YÜCEL
Eskişehir 2018**

UÇAK BAKIMINDA HASAR ANALİZİ UYGULAMALARI

Arif Nail YÜCEL

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ

Eskişehir
Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Ekim 2018

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Arif Nail YÜCEL'in "Uçak Bakımında Hasar Analizi Uygulamaları" başlıklı tezi 15/10/2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Anadolu Üniversitesi Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

<u>Jüri Üyeleri</u>	<u>Unvanı Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı)	: Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ
Üye	: Doç. Dr. Önder TURAN
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Işıl YAZAR

Prof. Dr. Ersin YÜCEL
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

UÇAK BAKIMINDA HASAR ANALİZİ UYGULAMALARI

Arif Nail YÜCEL

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı

Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ekim 2018

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ

Bir hava aracının uçuşa elverişlilik ve hazır bulunuşluk gerekliliklerini karşılamak ve uçuş emniyetini sağlamak amacıyla o hava aracının ve alt sistemlerinin servis, onarım, modifikasyon, revizyon, durum tespiti ve muayene ile bu işlemlerin yönetsel faaliyetlerinin bütünü uçak bakımı şeklinde adlandırılır. Havacılığın ilk yıllarında uçak bakımı, düzeltici işlem olarak uygulanan ve zaruri haller dışında başvurulmayan bir faaliyet iken emniyet kavramının öneminin anlaşılmasıyla birlikte önleyici bakım olarak planlı ve düzenli uygulamalar haline almıştır.

Hasar bir sistemin kendisinden beklenen işlevi yerine getiremez hale gelmesidir. Uçak bakım faaliyetlerinde hasar analizi ise, meydana gelmiş bir hasarın veya kaza-kırımın kök ve tali nedenlerinin, mekanizmalarının tespit edilmesi, etkili düzeltici ve önleyici tedbirlerin belirlenerek uygulanması ve benzer hasar veya kaza-kırım olaylarının tekrarının önlenmesi için icra edilen disiplinler arası bir çalışmadır.

Bu çalışmada uçak bakım faaliyetleri esnasında hasar tespit edilen ana iniş takım kapağı, aksesuar dişli kutusu, kompresör diski ve kompresör şaftı olmak üzere dört farklı uçak komponentinin hasar analizi yapılmıştır. Hasar analizi uygulama çalışmalarında esnasında taramalı elektron mikroskobu, tahribatsız muayene yöntemleri, imaj analizi, sertlik ölçüm testi gibi karakterizasyon yöntemleri kullanılmıştır. Çalışma sonunda hasar mekanizmalarının genellikle yorulma ve korozyon kaynaklı sünek kırılma hasarları olduğu belirlenmiş ve benzer hasarların tekrarını önlemek için önlem ve öneriler geliştirilmiştir.

Anahtar Sözcükler: Uçak bakımı, Hasar analizi, Kırılma, Yorulma, Korozyon.

ABSTRACT

FAILURE ANALYSIS APPLICATIONS IN AIRCRAFT MAINTENANCE

Arif Nail YÜCEL

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Anadolu University, Graduate School of Sciences, October 2018

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Alper ULUDAĞ

In order to meet the airworthiness and availability requirements of an aircraft and to ensure flight safety; the service, repair, modification, revision, detection of status and inspection of that aircraft and its sub-systems are called aircraft maintenance together with whole administrative activities of the operations. In the first years of aviation, aircraft maintenance was an activity that was applied as a corrective process and it had not been applied unless it was indispensable, however it became a planned and regular application as preventive maintenance after being understood the importance of safety concept.

Failure is a condition in which a system becomes incapable of doing its expected function. Failure analysis in aircraft maintenance activities is an interdisciplinary study conducted to determine the root and secondary causes, mechanisms of a failure or an accident that has occurred, to determine and to apply effective corrective and preventive measures and to prevent the repetition of the problem through the lessons learned.

In this study, the failures detected during the aircraft maintenance activities of four different aircraft components such as main landing gear cover, accessory gearbox, compressor disk and compressor shaft were analyzed. During the these failure analysis applications, different characterization techniques such as scanning elektron microscope, non-destructive inspection methods, image analysis and hardness test were used. At the end of the study, failure mechanisms were generally determined to be ductile fractures caused by fatigue and corrosion, and precautions and recommendations were developed to prevent recurrence of failures.

Keywords: Aircraft maintenance, Failure analysis, Fracture, Fatigue, Corrosion.

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının hazırlanmasında her aşamada bana destek olan ve değerli görüşlerini esirgemeyen danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ'a,

Dört yıl süren bu uzun soluklu Yüksek Lisans Eğitimimde motivasyonumu yüksek tutmam için yardımlarını esirgemeyen dostlarım Hasan ÇAKIR ve Barış KARABAYRAK'a,

Bu çalışmanın her aşamasında desteğini esirgemeyen ve bana inancını kaybetmeyen değerli hayat arkadaşım Bengisu Deniz YÜCEL'e,

30 yıllık en iyi arkadaşım, kardeşim Nermin Olcay YÜCEL'e,

Tezimin düzenlemesi için yardımcı olan Osman KÖŞ'e,

Hayatımın en güzel 6 yılını geçirdiğim, nice dostluklar arkadaşlıklar biriktirdiğim ikinci memleketim ESKİŞEHİR'e en içten kalbimle teşekkürlerimi sunarım.

Arif Nail YÜCEL

15/10/2018

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığımı ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durum saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Arif Nail YÜCEL

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI.....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET.....	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
TABLolar DİZİNİ.....	x
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
GÖRSELLER DİZİNİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvii
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAK BAKIMI.....	4
2.1. Uçak Bakım Kavramı, Faaliyetleri ve Sınıflandırılması.....	4
2.1.1. Bakımı oluşturan faaliyetler.....	4
2.1.1.1. Servis faaliyetleri.....	5
2.1.1.2. Kontrol faaliyetleri.....	5
2.1.1.3. Onarım faaliyetleri.....	5
2.1.1.4. Tadilat faaliyetleri.....	5
2.1.2. Bakım periyotlarının belirlenmesi.....	5
2.1.2.1. Zamana dayalı parça değişimi.....	6
2.1.2.2. Parça durumuna bağlı değişim.....	6
2.1.2.3. Durum izlemeye dayalı parça değişimi.....	6

2.1.3. Uçak bakım faaliyetlerinin sınıflandırılması.....	7
2.1.3.1. Yapıldığı yere göre uçak bakım faaliyetleri.....	7
2.1.3.2. Yapıldıkları süreye göre uçak bakım faaliyetleri	8
2.1.3.3. Yapılış amacına göre uçak bakım faaliyetleri.....	8
2.1.3.3.1. Önleyici bakım.....	8
2.1.3.3.2. Düzeltici bakım.....	9
3. HASAR ANALİZİ.....	10
3.1. Hasar Oluşum Sebepleri.....	17
3.1.1. Üretim hataları.....	18
3.1.1.1. Tasarım hataları	19
3.1.1.2. Malzeme hataları	22
3.1.1.3. İmalat hataları	24
3.1.1.4. Montaj hataları.....	27
3.1.2. Uygun olmayan çalışma şartları	29
3.1.3. Uygun olmayan muayene ve bakım.....	31
3.1.4. Sabotaj.....	33
3.2. Hasar Mekanizmaları	34
3.2.1. Korozyon.....	36
3.2.2. Yorulma	39
3.2.3. Kırılma	42
3.2.3.1. Sünek kırılma	43
3.2.3.2. Gevrek kırılma	44
3.2.4. Aşınma.....	46
3.2.5. Sürünme.....	47
3.3. Hasar Analizi İşlem Basamakları	49
3.3.1. Planlama yapılması	50
3.3.2. Kayıt tutma biriminin kurulması	50

3.3.3. Verilerin toplanması	50
3.3.4. Fotoğraf ve video kayıtların alınması.....	51
3.3.5. Hasarlı bölge ve bileşenlerin ön incelemesinin yapılması.....	52
3.3.6. Laboratuvar muayenesi için numune seçimi.....	52
3.3.7. Tahribatsız muayene yöntemlerinin uygulanması.....	52
3.3.7.1. Göz ve optik cihazlar ile muayene	53
3.3.7.2. Sıvı penetrant ile muayene.....	53
3.3.7.3. Manyetik parçacık ile muayene	54
3.3.7.4. Girdap akımları ile muayene.....	55
3.3.7.5. Ultrasonik muayene.....	56
3.3.7.6. Radyografik muayene	56
3.3.8. Mekanik testlerin yapılması.....	57
3.3.9. Kimyasal testlerin yapılması	58
3.3.10. Makroskobik ve mikroskobik incelemelerin yapılması.....	59
3.3.10.1. Taramalı elektron mikroskobu	59
3.3.11. Hasar mekanizmasının belirlenmesi	60
3.3.12. Veri analizinin yapılması.....	60
3.3.13. Hasar analizi raporunun yazılması	61
4. HASAR ANALİZİ UYGULAMALARI.....	62
4.1. İniş Takım Kapağı Hasar Analizi.....	62
4.2. Dişli Kutusu Hasar Analizi.....	75
4.3. Kompresör Diski Hasar Analizi.....	81
4.4. Kompresör Şaftı Hasar Analizi.....	88
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	95
KAYNAKÇA	97
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 3.1. Can kayıpları ile sonuçlanan kazaların nedenleri ve oranları	13
Tablo 3.2. Maden, kimya, imalat ve metalurji alanlarında hasar oluşum sebepleri..	18
Tablo 3.3. Hasar mekanizmaları	35
Tablo 3.4. Metallerde çözülme gerilimleri.....	37
Tablo 3.5. Yorulma çatlağı başlangıç bölgeleri	41
Tablo 4.1. Sistem arıza oranları	65

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1. Uçak bakım faaliyetlerinin sınıflandırılması	7
Şekil 3.1. Hasar akış diyagramı	10
Şekil 3.2. Bir sistem ya da malzemenin servis ömrü boyunca hasara uğrama oranı	12
Şekil 3.3. Can kayıpları ile sonuçlanan kaza sayıları ve can kaybı sayıları	12
Şekil 3.4. Hasar yolu ve hasar analiz yolu.....	14
Şekil 3.5. Hasar analizi ve durum izleme	15
Şekil 3.6. Üretimle hasar analizi arasındaki ilişki	19
Şekil 3.7. Cessna 402B ana iniş takımı	30
Şekil 3.8. Gaz türbinli motorlarda meydana gelen hasar mekanizmaları.....	36
Şekil 3.9. Gerilme-zaman grafiği	40
Şekil 3.10. Sünek kırılmanın aşamaları	43
Şekil 3.11. Gevrek (a) ve sünek (b) kırılma	44
Şekil 3.12. Sürünme eğrisi.....	48
Şekil 3.13. Girdap akımları ile muayene yönteminin çalışma prensibi.....	55
Şekil 4.1. Kompresör rotor kademeleri	81
Şekil 4.2. Kompresör stator kademeleri	82
Şekil 4.3. Kompresör şaftı	89

GÖRSELLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Görsel 1.1. İniş sonrasında uçaktaki hasarlı bölge.....	2
Görsel 3.1. Comet-I'in enkazı.....	21
Görsel 3.2. Comet-I basınç testi.....	21
Görsel 3.3. Basınç testi.....	22
Görsel 3.4. Kırılan türbin paleleri	23
Görsel 3.5. Hasarlı dişli.....	25
Görsel 3.6. Yorulma çatlakları	26
Görsel 3.7. Silindirdeki çatlak bölgesi	26
Görsel 3.8. Tek yönlü yakıt hattı valfi	28
Görsel 3.9. Chaff ve flare magazinleri	29
Görsel 3.10. İniş takımındaki kırık cıvata (a) ve kırık kesit yüzeyi (b)	30
Görsel 3.11. Kırılmış cıvatalar (a)-(d).....	33
Görsel 3.12. F-18 uçağında korozyon	38
Görsel 3.13. Bakım kapağı altındaki korozyon.....	38
Görsel 3.14. Yorulma kırılması sonucu malzeme kesiti	39
Görsel 3.15. Yorulma sonucu kırılan bir şaftın kırılma yüzeyinin makroskobik (a), mikroskobik (b) ve (c) görüntüleri.....	42
Görsel 3.16. Sünek kırılan malzemenin görüntüsü (b), malzeme mikroyapısı (a) ve (c).....	44
Görsel 3.17. Gevrek kırılan eyebar	45
Görsel 3.18. SS Schenectady gemisi.....	45

Görsel 3.19. Gevrek kırılma mikroyapısı (a) ve (b).....	46
Görsel 3.20. Bir uçağın yakıt pompasında meydana gelen aşınma.....	47
Görsel 3.21. Sürünme deneyi öncesinde test numunesi.....	48
Görsel 3.22. Sürünme deneyi sonrasında test numunesi.....	49
Görsel 3.23. Baroskop ekranından görülen kompresör palesi	53
Görsel 3.24. Bir test parçasının siyah ışık altında incelenmesi.....	54
Görsel 3.25. Manyetik parçacık ile muayene test seti.....	54
Görsel 3.26. Portatif bir girdap akım test cihazı	55
Görsel 3.27. Kalibre bloğu üzerinde test işleminde kullanılan bir ultrasonik muayene cihazı	56
Görsel 3.28. Hava boşluklarının bir filme yansması.....	57
Görsel 3.29. Üç nokta ve dört nokta eğilme testi	57
Görsel 3.30. Çekme testi evreleri (“Tensile testing”, tarihsiz)	58
Görsel 3.31. Atomik emisyon spektrometresi.....	58
Görsel 3.32. SEM ve SEM’in vakum odası	60
Görsel 4.1. Cessna 172 ve sabit iniş takımları	63
Görsel 4.2. F-16 ve katlanır iniş takımları	63
Görsel 4.3. Boeing 737 ve iniş takım yuvası	64
Görsel 4.4. Boeing 737’nin iniş takımları açık durumu.....	64
Görsel 4.5. Boeing 737’nin iniş takımları kapalı durumu.....	65
Görsel 4.6. Ana iniş takım iç ve dış kapağı.....	66
Görsel 4.7. Ana iniş takım iç kapağı	67

Görsel 4.8. A/İ/T iç kapağındaki deformasyon	67
Görsel 4.9. A/İ/T iç kapağındaki çatlak	68
Görsel 4.10. Korozyonlu bölge	68
Görsel 4.11. A/İ/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-1	68
Görsel 4.12. A/İ/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-2.....	69
Görsel 4.13. A/İ/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-3.....	69
Görsel 4.14. A/İ/T dış kapağı.....	70
Görsel 4.15. A/İ/T dış kapağındaki deformasyon	70
Görsel 4.16. A/İ/T dış kapağının mikroskopik incelemesi-1	71
Görsel 4.17. A/İ/T dış kapağının mikroskopik incelemesi-2.....	71
Görsel 4.18. Rod asamblesi.....	72
Görsel 4.19. Rod asamblesindeki deformasyon	72
Görsel 4.20. Rod asamblesindeki ezilmeler	72
Görsel 4.21. Rod asamblesi.....	73
Görsel 4.22. Aksesuar dişli kutusu ve kırık saplamalar	76
Görsel 4.23. Aksesuar dişli kutusu iç görünümü	76
Görsel 4.24. Dişli kutusu kapağı ve kırık saplamaların genel görüntüsü-1	77
Görsel 4.25. Dişli kutusu kapağı ve kırık saplamaların genel görüntüsü-2	77
Görsel 4.26. Saplamaların makroskopik incelemesi	78
Görsel 4.27. Saplama yüzeyindeki deformasyonlar-1	78
Görsel 4.28. Saplama yüzeyindeki deformasyonlar-2	79

Görsel 4.29. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü-1	79
Görsel 4.30. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü-2	80
Görsel 4.31. Kompresör rotor ve statorları	82
Görsel 4.32. Kompresör disk ve rotor paleleri	83
Görsel 4.33. Kırık dovetail postu	83
Görsel 4.34. Kompresör rotor modülü ve 8.kademe disk	84
Görsel 4.35. Kompresör alt ve üst kapakları	85
Görsel 4.36. Hasarlı 8. kademe paleleri	85
Görsel 4.37. Dovetail yuvasındaki aşınma.....	86
Görsel 4.38. Dovetail yuvası giriş kısmındaki çapaklanmalar (a), (b) ve (c)	86
Görsel 4.39. Kırık kesit yüzeyi (a), (b) ve (c)	87
Görsel 4.40. Dovetail yuvasında meydana gelen çapaklanma	87
Görsel 4.41. Gaz türbinli motor üzerinde kompresör şaftı.....	89
Görsel 4.42. Hasarlı kompresör şaftı.....	90
Görsel 4.43. Şaft üzerindeki çatlak	90
Görsel 4.44. Çatlak bölgesindeki sapma	91
Görsel 4.45. Takım izleri ve çukur korozyonu	91
Görsel 4.46. Dişlideki hasarlar	92
Görsel 4.47. Dişliler arasındaki bölgede oluşan ezilme, metal sıvanması ve çukur korozyon hasarları	92
Görsel 4.48. Çatlak yüzeyi incelemesi	93
Görsel 4.49. Kırılma yüzeyi	93

Görsel 4.50. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü..... 93

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

- A/İ/T : Ana İniş Takımı
- ATPL : Airline Transport Pilot License (Havayolları Taşımacılığı Pilot Lisansı)
- İHK : İsrail Hava Kuvvetleri
- NDE : Nondestructive Evaluation (Tahribatsız Değerlendirme)
- NDI : Nondestructive Inspection (Tahribatsız Muayene)
- NDT : Nondestructive Techniques (Tahribatsız Teknikler)
- OTI : One Time Inspection (Bir Defaya Mahsus Kontrol)
- PPL : Private Pilot License (Özel Pilot Lisansı)
- SEM : Scanning Electron Microscope (Taramalı Elektron Mikroskobu)
- U/S : Uçuş Saati

1. GİRİŞ

Gelişen teknolojiyle birlikte insanoğlunun hayatını kolaylaştırıcı sistem ve yapılar artmaya ve daha da karmaşık hale gelmeye devam etmektedir. İnsanoğlu için bir anlamda vazgeçilmez olmaya başlayan bu sistemlerin, karmaşıklığı arttıkça arızaya veya hasara uğramaları durumunda maddi ve/veya can kayıpları ile sonuçlanan olaylar ya da kazalar meydana gelebilmektedir. Bu sebeple gerekli önlemleri almak için öncelikle bu olayların, hasarların veya kazaların sebeplerini ortaya çıkarmak ve anlamak gerekir. Meydana gelen olay, hasar ya da kazanın sebeplerini saptamak, toplumu bilgilendirmek ve tekrarını önleyici tedbirler almak için kaza sonrası yapılacak araştırma ve analizlerin önemi büyüktür.

Kazalar birçok alanda olduğu gibi havacılıkta da meydana gelmektedir. Bu kazalar havacılıkta kuralların kanla yazılmasına sebep olmuştur. Türk havacılık tarihinin bilinen ilk uçuş denemesi 1010 yılında İsmail Cevheri'nin kollarına iki tahta plaka bağlayarak bir camiden kendini boşluğa bırakması ve düşerek hayatını kaybetmesi ile sonuçlanmıştır. Uçak ile ilk uçuşu 1903 yılında gerçekleştirerek tarihe geçen Wright Kardeşler aynı zamanda ilk kez bir yolcunun hayatını kaybettiği uçuşu gerçekleştirerek de tarihe geçmişlerdir. 17 Eylül 1908'de Orville Wright'ın kumandasındaki uçak düşmüş ve yolcusu olan Thomas Selfridge hayatını kaybetmiştir. Kaza ve olaylara ilk bakışta görünen bir sebep olmasına rağmen aslında arka planda birçok gizli sebep bulunabilmektedir. Reason İsviçre Peyniri Modeline ([http-1](http://1)) göre bir kaza bu görünmeyen nedenlerin arka arkaya meydana gelmesiyle oluşabilmektedir. Bu nedenler insan, teknik problemler, çevre, yönetim ve diğer olmak üzere beş genel başlık altında toplanabilir. 6 Şubat 1996'da 189 kişilik yolcu ve mürettebattan kurtulmanın olmadığı Birgen Air' a ait Boeing 757 uçak kazasında, uçuş ekibinin stall olan motorun işaretlerini anlamadıkları için tutunma kaybını engelleyemedikleri kazanın görünen sebebidir. Araştırmalar derinleştğinde pitot tüpü içine arıların yuva yapmasından kaynaklı hız göstergelerinin yanlış değerler gösterdiği, uçağın 20 gündür uçmadığı ve arıların bu süre zarfında yuva yaptığı (pitot tüpü emniyetinin takılı olmadığı), aslında Boeing 767 tipi bir uçağın bu uçuşa planlandığı ancak bir arızadan ötürü planlamanın değiştiği açığa çıkmıştır (Flight Safety Foundation, 1999). Mürettebatın mevcut durumu idrak edememesi insan kaynaklı; hız göstergelerinin yanlış değerler göstermesi teknik problem kaynaklı; arıların pitot tüpüne yuva yapması çevre kaynaklı; pitot tüpünün

emniyetinin takılmaması teknik problem kaynaklı; planlanan uçuşun 20 gündür uçmayan bir uçakla değiştirilmesi yönetim kaynaklı nedenlerdir. Bu örnekte bahsi geçen gizli birçok neden vardır ve hepsinin bir araya gelmesiyle bu kaza meydana gelmiştir. 24 Şubat 1989'da meydana gelen başka bir olayda Hawaii'den Sydney rotasında kalkan United Airlines'a ait Boeing 747 uçağının kapısının 22000-23000 feet irtifa aralığında koparak ayrılmıştır. Uçakta toplam 355 yolcu ve mürettebat bulunmakta olup, 9 yolcu olay anında uçaktan fırlamış ve tüm arama çalışmalarına rağmen cesetlerine ulaşılamamıştır. Pilotlar emniyetli bir şekilde Hawaii'ye iniş yapmışlardır. İniş sonrasında uçaktaki hasarlı bölgenin fotoğrafı, Görsel 1.1'de verilmiştir.



Görsel 1.1. İniş sonrasında uçaktaki hasarlı bölge (<http-2>)

Yapılan inceleme sonucu kilitleme mekanizmasının uçuş öncesinde, bakım esnasında hasarlanması sebebiyle kapının tam kilitlemediği yargısı hâkimken kayıp kapının okyanusun 14200 feet derinliğinde bulunmasından sonra kilit mekanizmasında buna yönelik bir hasar bulunmadığı, kök nedenin kapının tasarımındaki yanlışlık olduğu

sonucuna varılmış ve kapının tasarımında değişikliğe gidilmiştir. Bu olayda uçuş ekibinin herhangi bir hatası bulunmamakta olup kaza teknik nedenlerden kaynaklanmaktadır (National Transportation Safety Board, 1992). Bu örnekte görüldüğü gibi kaza-kırım sonrası araştırma yapmak zor ve karmaşık bir süreçtir. İlk başta deliller, kaza analistini kaza nedeni açısından bakım hatasına doğru yönlendirirken kapının bulunmasıyla kök nedenin tamamen farklı olduğu anlaşılmıştır.

Meydana gelen bu tip kaza-kırım ve olaylar çoğu zaman önlenabilir küçük hatalar sebebiyle meydana gelmektedir ama görüldüğü üzere sonuçları çok vahim olabilmektedir. Bu sonuçlar genel itibariyle aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Ölüm,
- Yaralanma,
- Mülkiyet kaybı,
- Tesisin kapatılması,
- Ürün/hizmet üretim kaybı,
- Tehlikeli maddelerin sızıntısı gibi çevresel problemler,
- Üreticinin itibarının zedelenmesi,
- Kamuya ya da şahıslara karşı davalar (Ramachandran vd., 2005).

Meydana gelen bu tip kaza-kırım ve olaylar, sistemin başarısızlığı olarak nitelendirilebilir. Her bir hasar, uzman kişiler tarafından disiplinler arası yaklaşımla sistematik olarak incelendiğinde, kazaya sebep olan kök neden ortaya çıkacak ve aynı başarısızlığın tekrarlanmaması için gerekli düzeltici ve önleyici tedbirler belirlenebilecektir. Sistem elemanlarının başarısızlıklarının nedenlerinin tespiti hasar analizi yöntemi ile yapılmaktadır.

Bu çalışmada, uçak bakımında icra edilen hasar analizi uygulamaları incelenmiştir. Bu doğrultuda çalışma giriş, uçak bakımı, hasar analizi, uçak bakımında hasar analizi uygulamaları ile sonuç ve öneriler bölümlerinden oluşmaktadır. Birinci bölümde, çalışmaya genel bir giriş yapılmış ve çalışmanın içeriği hakkında bilgi verilmiştir. İkinci bölümde, uçak bakımı kavramı, faaliyetleri ve sınıflandırılması incelenmiştir. Üçüncü bölümde, hasar analizi, hasar oluşum sebepleri ve çeşitleri incelenmiş olup bir hasar analizi çalışmasının sahip olması gereken işlem basamakları açıklanmıştır. Dördüncü bölümde, uçak bakımında uygulanmış olan dört adet hasar analizi çalışması anlatılmıştır. Son bölümde ise bu çalışmada incelenen hasar analizi uygulamalarından elde edilen sonuçlar ve belirlenen öneriler verilmiştir.

2. UÇAK BAKIMI

2.1. Uçak Bakım Kavramı, Faaliyetleri ve Sınıflandırılması

Bir hava aracının uçuşa elverişlilik ve hazır bulunuşluk gerekliliklerini karşılamak ve uçuş emniyetini sağlamak amacıyla o hava aracının ve alt sistemlerinin servis, onarım, modifikasyon, revizyon, durum tespiti ve muayene ile bu işlemlerin yönetsel faaliyetlerinin bütünü uçak bakımı şeklinde adlandırılmaktadır (Gerede, 2007).

Uçak bakım faaliyetleri 3e kuralına göre icra edilir. Bunlar emniyet, etkinlik ve ekonomiktir. Sivil veya askeri uçak bakım faaliyetlerinin tamamında bu 3e kuralı daima göz önünde bulundurulur (Uçak Bakım Okulu, 2010). Değişen şart ve şirket politikalarına göre 3e'nin kendi içindeki önceliği değişebilir ancak herhangi biri ihmal edilemez. Bakım faaliyetleri yürütülürken uyulması gereken bazı prensipler bulunmaktadır. Bu prensipler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Bakım faaliyetlerinde uygun olmayan takım avadanlık kullanılmamalıdır.
- Yapılan her türlü bakım faaliyeti kayıt altına alınmalıdır.
- Bakım kademelendirilerek yapılmalıdır. Kullanıcı seviyesi bakımdan başlayarak fabrika seviyesine kadar bakım sistemi kademelendirilmelidir.
- Yeterli seviyede eğitim almamış personel çalıştırılmamalıdır.
- İş sağlığı ve güvenliği kapsamında gerekli tedbirler alınmalıdır (Uçak Bakım Okulu, 2010).

2.1.1. Bakımı oluşturan faaliyetler

Bir hava aracının üretim bandından çıkıp servise girmesiyle başlayıp hizmetten çıkarılıp kal olmasına kadar devam eden kullanım ömrü boyunca faal olarak hizmet etmesi amacıyla gördüğü işlemlerin tamamı bakım faaliyetleri kapsamındadır. Bakım faaliyetleri dört ana başlıkta incelenir. Bunlar:

- Servis faaliyetleri,
- Kontrol faaliyetleri,
- Onarım faaliyetleri,
- Tadilat faaliyetleridir (Ergün, 2008).

2.1.1.1. Servis faaliyetleri

Hava aracının uçuş öncesi veya sonrası yağ, yakıt, oksijen, hava gibi gerekli ikmallerinin yapılması, kabinin temizlenmesi ve hava aracının dış satırlarının kar/buzdan temizlenmesi (de-icing) ile buz önleme (anti-icing) işleminin yapılması etkinliklerini kapsar (Ergün, 2008; Süer, 2016).

2.1.1.2. Kontrol faaliyetleri

Uçuş öncesi/arası/sonrası ya da belirli bir takvim esasına göre ya da bir kereye mahsus olmak üzere vb. şeklindeki periyotlarla hava aracı üzerinde yapılan kontrollerdir. Operasyonel, işlevsel, genel göz, detaylı ve özel kontroller olmak üzere beş gruba ayrılır (Ergün, 2008; Süer, 2016).

2.1.1.3. Onarım faaliyetleri

Hava aracının herhangi bir komponentinde meydana gelen bir arıza ya da hasarın hava aracı üzerinde veya ilgili atölyesinde, üretici firma tarafından belirlenmiş olan spesifikasyonlara geri getirilmesi için icra edilen faaliyetler bütünüdür (Ergün, 2008; Süer, 2016).

2.1.1.4. Tadilat faaliyetleri

Hava aracının yıllara sari kullanımından sonra elde edilen tecrübeler ışığında hava aracının emniyetini, güvenilirliğini veya performansını arttırmak amacıyla hava aracının ya da komponentlerinin üreticileri veya geliştiricilerinin yapmış oldukları tadilatlardır (Ergün, 2008; Süer, 2016).

2.1.2. Bakım periyotlarının belirlenmesi

Havacılığın ilk zamanlarında sadece gerektiğinde yapılıyordu. Genellikle hava aracı arızalanmadığı sürece bakım faaliyetleri uygulanmıyordu. Yaşanan kazalar ve teknolojinin zamanla gelişmesiyle birlikte bakım programları oluşturulmaya ve belli aralıklarla uygulanmaya başladı. Hava aracındaki parça veya komponentlerin ömür kriterleri veya değişim kriterleri de zamanla geliştirilmiş ve üç şekilde uygulanmıştır. Bunlar:

- Zamana dayalı parça değişimi (hard-time)
- Parça durumuna bağlı değişim (on-condition)
- Durum izlemeye dayalı parça değişimi (condition monitoring) (Yılmaz, 2018).

2.1.2.1. Zamana dayalı parça değişimi

Bakım programlarının öneminin anlaşıldığı ilk zamanlarda hava aracı üzerinde ne kadar çok parça değiştirilirse o kadar iyi olduğu ve hava aracının o derece emniyetli olacağı düşüncesi hâkimdi. Üretici firma tarafından bir komponente öngörülen ömür sonunda direk değişim yapılıyordu. Genellikle zaman aşımına ya da uçuş saati bazlı takip edilen bu sistemin uçak üzerindeki tüm bileşenlere uygulanması iş yükü ve maliyet artışlarına sebep olduğu için zamanla uçuş emniyetini doğrudan etkileyen kritik komponentler için uygulanmaya başlanmıştır. Bazı motor parçaları, iniş takım bileşenleri, hidrolik pompalar, bataryalar, askeri uçaklardaki pilot fırlatma sisteminin kartriçleri (cartridge) örnek olarak verilebilir (Gerede, 2007; Suer, 2016; Yılmaz, 2018).

2.1.2.2. Parça durumuna bağlı değişim

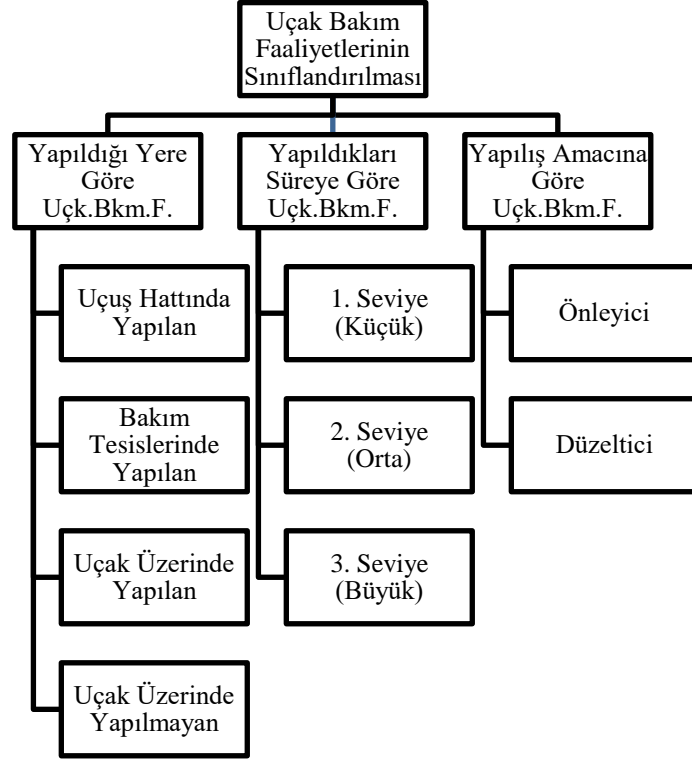
Ticari havacılığın ve uçuş emniyet felsefesinin gelişmesiyle zamana dayalı parça değişimi (hard-time) ile fazla bakım yaparak fazla malzeme değiştirme anlayışının uçuş emniyetini getirdiği mali yüke rağmen geliştirmediği ortaya çıkmıştır. Bunun sonucu olarak havacılık sektöründe yeni bir anlayış olan parça durumuna bağlı değişim ortaya çıkmıştır. Bu sistemde ömrü dolan sistem bileşeni belirli aralıklarla üretici firmanın belirlediği kontrollere tabi tutulur ve belirlenen spesifikasyon ve toleransları sağlaması durumunda kullanılmaya devam eder. Aksi takdirde malzemenin değişimi sağlanır. Hava aracı üzerindeki komponentlerin tamamı parça durumuna bağlı şekilde değiştirilmez. Kontrol sonucu ölçüm yapılabilecek lastikler, hidrolik ve motor yağları, bazı kumanda kontrol rod ve milleri bu kapsamda sayılabilir (Gerede, 2007; Suer, 2016; Yılmaz 2018).

2.1.2.3. Durum izlemeye dayalı parça değişimi

İlk iki parça değişim yaklaşımına girmeyen uçuş emniyetine doğrudan risk oluşturmayacak, üretici tarafından belirlenen belirli bir servis ömrü ya da toleransı olmayan komponentler durum izlemeye dayalı parça değişimi kapsamındadır. Bu bileşenlerin herhangi bir arıza öncesi tespit edilebilirlik prosesi bulunmamaktadır. Arızalandığında doğrudan değiştirilen parçalardır. Aviyonik, elektronik sistem malzemeleri örnek olarak verilebilir (Gerede, 2007; Suer, 2016; Yılmaz, 2016).

2.1.3. Uçak bakım faaliyetlerinin sınıflandırılması

Uçak bakım faaliyetleri yapıldıkları yere, süreye ve yapılaş amaçlarına göre olmak üzere üç ana başlık altında sınıflandırılır (Zorbacı, 2011). Şekil 2.1'de uçak bakım faaliyetlerinin sınıflandırılması gösterilmiştir.



Şekil 2.1. Uçak bakım faaliyetlerinin sınıflandırılması (Zorbacı, 2011)

2.1.3.1. Yapıldığı yere göre uçak bakım faaliyetleri

Uçak bakım faaliyetinin nerede icra edildiğine göre yapılan sınıflandırmadır. Servis işlemleri ya da kısa süreli küçük arızaların giderildiği uçuş hattında yapılan arızalara karşın hava aracı komponentleri üzerinde test ve arıza giderme çalışmalarının uzun sürdüğü büyük çaplı bakımlarda bakım tesislerinde icra edilmektedir. Bununla birlikte bakım teknisyeninin uçak üzerinde çalıştığı ya da komponenti hava aracı üzerinden sökerek gerekli işlemler için ilgili bakım birimlerine gönderdiği uçak üzerinde olmayan bakım vardır (Zorbacı, 2011).

2.1.3.2. Yapıldıkları süreye göre uçak bakım faaliyetleri

Yapılacak bakım faaliyetinin gereklerine bağlı olarak bakım süresi küçük, orta, büyük (1., 2., 3. seviye) olarak üç gruba ayrılır. Yağ, hidrolik servis işlemleri kısa bakım, arıza giderme işlemleri arızanın nevine göre kısa ve orta bakım, revizyon işlemleri de büyük bakım faaliyetleri olarak değerlendirilmektedir (Zorbacı, 2011).

2.1.3.3. Yapılış amacına göre uçak bakım faaliyetleri

Yapılış amacına göre bakımlar önleyici (preventive maintenance) ve düzeltici (corrective maintenance) olmak üzere ikiye ayrılır. Hava aracı sistemlerine gerekli bakımların arıza oluşmasını beklemeden önceden yapılarak arızaların önlendiği bakım tipine önleyici; oluşan arızaların giderildiği bakım tipine de düzeltici bakım denir (Zorbacı, 2011).

2.1.3.3.1. Önleyici bakım

Proaktif yaklaşım ile hareket eden önleyici bakım sisteminde, hava aracında herhangi bir arıza ya da hasar meydana gelmeden önce gerekli bakım işlemlerinin yapılmasıdır.

Önleyici bakım zaman aşımına dayalı olarak zamana bağlı parça değişimi yaklaşımına giren komponentlerin üreticinin belirlemiş olduğu ömürleri dolduğunda direkt değiştirmek ve parça durumuna bağlı değişim yaklaşımıyla da periyodik kontrol ve testler sonucu belirlenmiş olan spesifikasyon ve limitleri sağlamayan komponentlerin değiştirilmesi esasına dayanır. Önleyici bakım bir programlı bakım çeşididir. Hava aracının, üreticinin uygun görüp belirlediği periyotlarla programlı bakıma alınması sonucu gerekli işlemler yapılır. Genellikle bakım için uçuş saati ya da zaman aşımı esas alınır. Her hava aracının kendine özgü günlük, haftalık, aylık ve yıllık ya da 100, 300, 600, 1200 saatlik gibi bakım programları vardır. Her bakım periyodunda, doğrudan değişecek ve kontrol sonucu limitlere uymadığı takdirde değişecek komponentler belirlidir. Ayrıca hava aracı üzerindeki özel bir sistem ya da modülün de kendine özgü programlı bakımı bulunabilir. Örneğin, uçak motorlarının 100, 200, 300, 600 saatlik bakımları mevcuttur (Gerede, 2007; Zorbacı 2011).

Önleyici bakıma başka bir örnek de, herhangi bir hava aracında bakım esnasında karşılaşılan ya da hava aracı olayına sebep olan bir aksaklığın diğer hava araçlarında olup olmadığını tespit etmek amacıyla bir defaya mahsus yapılan kontroller (OTI- One

Time Inspection) verilebilir. Diğer hava araçlarında herhangi bir kaza-kırım meydana gelmeden aksaklığın tespit edilip giderilmesi amaçlandığı için OTI de bir önleyici bakımdır (Uçak Bakım Okulu, 2010).

2.1.3.3.2. Düzeltici bakım

Düzeltici bakımda reaktif bir yaklaşım vardır. Bir hava aracının arıza yapması beklenir ve meydana gelen arıza sonucunda arıza arama çalışmaları tamamlanarak hava aracının faaliyeti sağlanır. Esasen durum izlemeye dayalı parça değişimi yaklaşımına esas komponentler üzerinde uygulanmakla beraber zamana dayalı ve parça durumuna bağlı parça değişimine esas komponentler de kendilerine biçilen ömürden önce arızalanmaları durumunda düzeltici bakım kapsamında değiştirilirler (Zorbacı, 2011).

Düzeltici bakımlar programsız bakımdırlar. Hava aracının gayri faal duruma düşmesi için belirli bir zaman tahmin edilemez ve meydana gelen arızanın kök nedeninin tespit edilerek düzeltici işlemlerin uygulanmasının ne kadar süre alacağı kısmen belirsizdir. Arıza arama çalışmalarında hava aracı bakım dokümanlarına göre yapılacak her bir işlemin yaklaşık zamanı bellidir, lakin arızanın hangi işlem basamağında tespit edileceği belli olmadığı için kesin bir faaliyet zamanı öngörülemez.

Önleyici bakımın uçak bakım sistemindeki uygulama alanı çok geniştir. Özellikle askeri havacılıkta gelişen teknoloji ve yükselen hava aracı üretim maliyetleri nedeniyle yeni bir hava aracı üretmek yerine mevcut olanlara revizyon ve modernizasyon yaparak uzun yıllar uçuş hedeflenmektedir. 1950 yıllarında üretilmiş uçakların günümüzde hala uçuşuluyor olması buna en güzel örnektir. Modernizasyon yapılan bir hava aracında aviyonik ve elektronik sistemler en çok güncellenen bileşenlerdir. Lakin hava aracının gövdesi üzerinde karşılaşılan herhangi bir yapısal sorun bulunmadığı takdirde bir değişikliğe gidilmez. Bu sebeple yaşanan uçaklarda (ageing aircrafts) daha sık arızalarla karşılaşılmaktadır (Uçak Bakım Okulu, 2010).

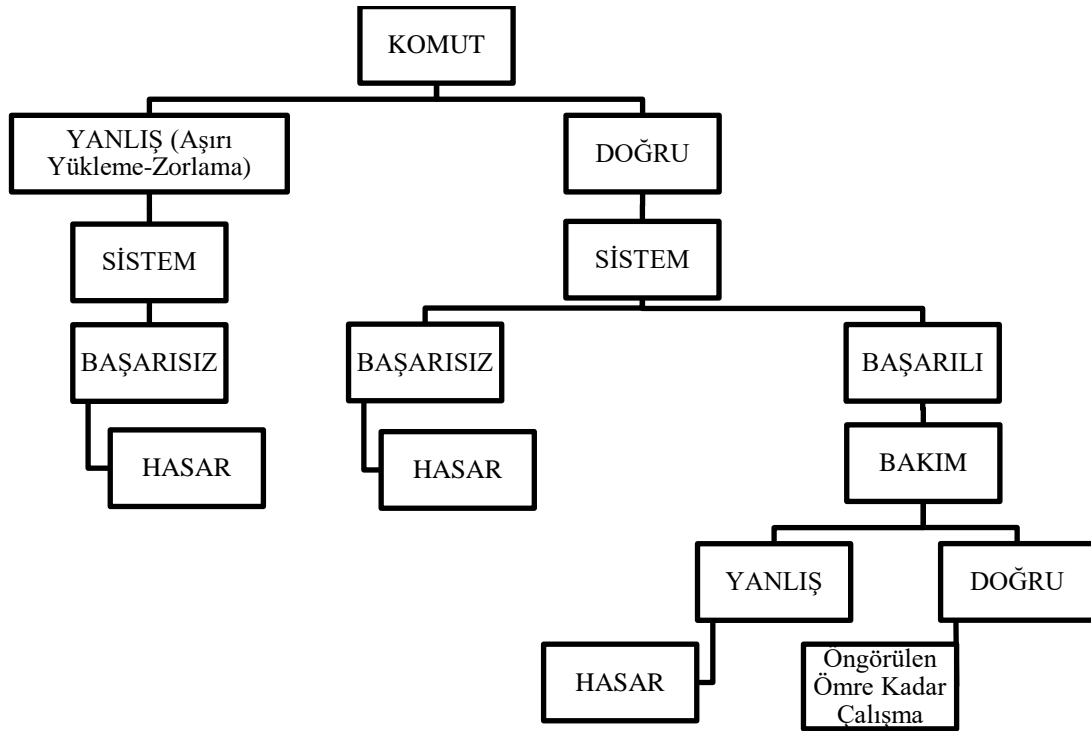
Ayrıca günümüz hava araçlarının büyük bölümü karmaşık aviyonik ve elektronik sistemlerden oluşmaktadır. Bu sistemlerde zamana dayalı ve parça durumuna bağlı değişim yaklaşımıyla değişen komponent sayısı oldukça azdır. Çoğunlukla durum izlemeye dayalı parça değişimi yaklaşımıyla arıza yaptıkça değişen parçalar kullanılmaktadır. Bu da önleyici bakımın önemini arttırmaktadır.

3. HASAR ANALİZİ

Eryürek'e göre (1993) hasar, bir yapının ya da yapı elemanının kendisinden beklenen işlevi yapamaz hale gelmesidir. Bu elemanın "aşırı zorlanması" ile hasar meydana gelmektedir.

Brooks and Choudhury'e göre (2002) malzemeler, yanlış kullanım, montaj hataları ve uygun olmayan bakım, tasarım hataları, hatalı işleme ve servisteki bozulma gibi farklı nedenlerle hasarlanırlar. Hasar terimi, bir parçanın veya tertibatın amaçlanan fonksiyonunu yerine getirememesidir.

Eryürek ve Dikicioğlu (2003) hasarın, ürünün aşırı zorlanmasıyla oluştuğunu, aşırı zorlanmaya da üründeki teknolojik hataların sebebiyet verdiğini belirtmiş ve Şekil 3.1'de gösterilen "Hasar Akış Diyagramı" nı oluşturmuşlardır.



Şekil 3.1. Hasar akış diyagramı (Eryürek ve Dikicioğlu, 2003)

Hasar Akış Diyagramına göre komut yani yapılmak istenen işlem yanlış ise sistem başarısız olur ve hasarlanır. Komut doğru olmasına rağmen sistem düzgün çalışmıyorsa yine hasar ortaya çıkar. Komut ve sistemin her ikisi de istenen kıstasları sağlıyorsa

bakım kademesine gelinir. Bakım da üretici firmanın standart ve teknik dokümanlarına göre yapıldığı takdirde öngörülen ömre kadar çalışma sağlanacaktır.

Bir sistem ya da malzemede hasar meydana gelmesi için belli nedenlerin oluşması gerekir. Yavuz'a (2005) göre bu nedenler:

- Sistem ya da malzemeye etkiyen yüklerin o sistemin ya da malzemenin taşıyabileceğinden daha fazla olması,

- Sistem ya da malzemenin gereken dayanımdan küçük olmasıdır.

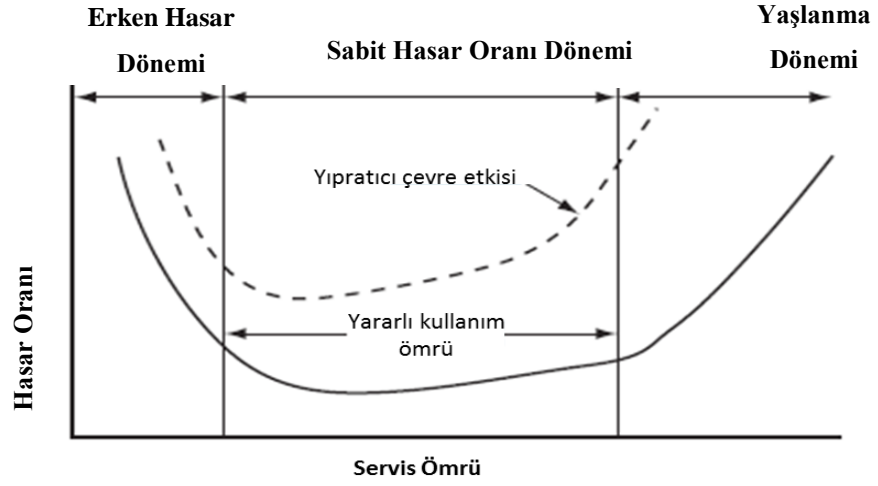
Ramachandran vd. (2005) göre ise:

- Malzemenin tasarımının ötesinde bir çalışma ortamına maruz kalması,
- Malzemenin, tasarım ve çalışma şartlarına göre uygun seçilmemiş olması,
- Malzemenin kusurlu olması,
- Tasarımın yanlış olmasıdır.

Yıldırım ve Çimenoğlu'na (2000) göre bir sistem ya da malzemenin kullanılmaması için işlevini yitirmesi gerekmektedir. Bir sistem veya malzeme aşağıda verilen durumlar sonucunda işlevini yitirir.

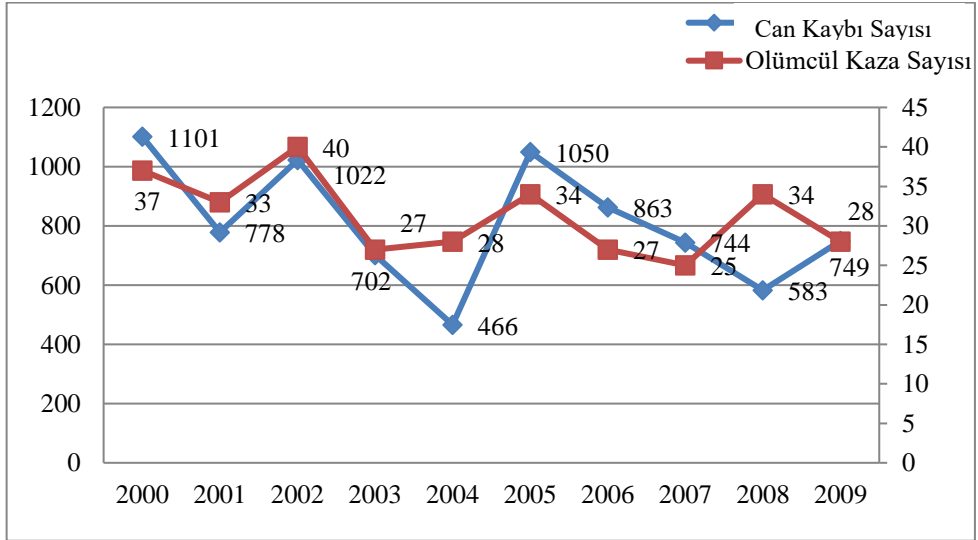
- Kullanılabilecek halde olmasına rağmen istenen performansı sağlayamaması,
- Çevreden kaynaklanan bir hasar sonucu malzeme ya da sistemin kullanılmasının tehlike yaratması şeklindedir.

Bir sistem ya da malzemenin çalışma ömründe hasara uğrama oranı Şekil 3.2'de gösterilmiştir. Şekil 3.2'ye göre malzemenin ilk kullanım aşamasında hasar oranı yüksektir. Bunun nedeni genellikle tasarım zayıflığı, hatalı üretim ya da montaj hatası olmaktadır. Yararlı hizmet ömrünü gösteren ikinci bölümde hasarlar sabit bir orana sahiptir ve rastlantısaldır. Sistem belirli bir ömrü aştığında, hasar oranı tekrar yükseliş eğilimine girer. Sistem, aşınma ve diğer bozulma süreçlerinden sonra geriatrik aşamadır ve bu safhada artık güvenilir ve ekonomik değildir. Tüm kalite kontrol çalışmaları birinci bölgedeki hasar oranını azaltmayı ve ikinci bölgedeki ömür süresini uzatmayı amaçlamaktadır (Dattaguru and Tata, 1980).



Şekil 3.2. Bir sistem ya da malzemenin servis ömrü boyunca hasara uğrama oranı (Dattaguru and Tata, 1980)

Havacılık tarihinde kurallar kanla yazıldığı için bu kurallara riayet üst seviyede önem taşımakta ve yetkili makamlar ile şirketler tarafından takip edilmektedir. Alınan tüm tedbirlere rağmen kazalar hiçbir zaman sıfır düzeyine düşmemiştir. 2000 yılından 2009 yılına kadar hava yollarında yaşanan can kayıpları ile sonuçlanan kaza sayıları ve can kaybı sayıları Şekil 3.3'te verilmiştir.



Şekil 3.3. Can kayıpları ile sonuçlanan kaza sayıları ve can kaybı sayıları (Wang, 2011)

Şekil 3.3'teki can kayıpları ile sonuçlanan kazaların nedenleri ve oranları Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1. Can kayıpları ile sonuçlanan kazaların nedenleri ve oranları (Wang, 2011)

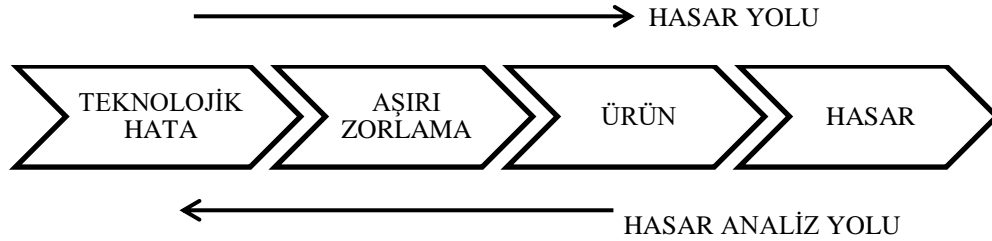
KAZA SEBEBİ	KAZA SAYISI	ORAN %	CAN KAYBI	ORAN %
Mürettebat Hatası	37	65	824	68
Yer Kazası	21	37	523	43
Meteoroloji	17	30	287	24
Kumanda Kontrol Kaybı	8	14	419	34
Motor Arızası	9	16	90	7
Yapısal Arıza	6	11	152	13
Operasyonel Hata	6	11	18	0,5
Bakım Hatası	1	1,7	1	0,1
Uçak Yangını	1	1,7	15	1,2
Trafik Kontrol Hatası	1	1,7	2	0,2

Şekil 3.3 ve Tablo 3.1 incelendiğinde, 10 yılın ortalama kaza sayısının 31, can kaybının ise 806 olduğu ve kazaların ağırlıklı olarak insan-makine ortamındaki etkileşimden kaynaklandığı anlaşılmaktadır. Kaza sebeplerini tamamen ortadan kaldırmak mümkün değildir ama havacılık sektöründe çalışan personelin doğru seçimi ve eğitimi kazaların sayısını azaltacaktır. Kaza oranlarının toplamının %100'den büyük olması bazı kazaların meydana gelmesinde birden fazla unsurun etkisi olduğunu ifade etmektedir. Bu kazalarda Reason İsviçre Peyniri Modelindeki gibi arka arkaya gelen hatalar zinciri ölümlü kazalara yol açmıştır. Bu nedenle arızaların ciddi can ve mal kaybına sebep olacak kazalara yol açmasını önlemek için meydana gelmiş olayları incelemek, sebeplerini ortaya koymak ve tedbir almak önem arz etmektedir. Her arıza ya da hasar sistem bileşenlerinin makro ve mikro yapısında çeşitli işaretler bırakır. Bu işaretleri uygun şekilde tespit etmek ve okumak için başarılı bir hasar analizi uygulamak şarttır (Ramachandran vd., 2005).

Arıza ya da kazalar, kök neden belirlemek için uygun olarak değerlendirilmeli ve analiz edilmelidir. Raporlama, analiz ve düzeltici işlem prosedürleri, sonuçların belgelendirilmesi için gereklilikleri, arıza tespit incelemelerini ve analiz sonuçlarını içermelidir (USA Department of Defense, 1985).

Hasar analizinde, hasarlı sistem ve bu sistemin geçirmiş olduğu safhalar üzerinde çalışma yönünün tam tersi olacak şekilde sondan başa doğru araştırma yapıp hasar türü, hasara sebep teknolojik hata cinsi ve bu hatanın hangi evrede meydana geldiğini ortaya çıkarmak, gelecekteki tasarım, üretim faaliyetleri için önleyici tedbirler almak esas amaçtır. Şekil 3.4'te hasar yolu ve hasar analiz yolu arasındaki ilişki verilmiştir. Hasar

yolu, hatadan başlayarak hasarda son bulacak şekilde sistemin işleyiş yönünde olurken, hasar analizi hasardan hataya gidecek şekilde; hasar yolunun tam tersi istikamette icra edilir.



Şekil 3.4. Hasar yolu ve hasar analiz yolu (Eryürek ve Dikicioğlu, 2003)

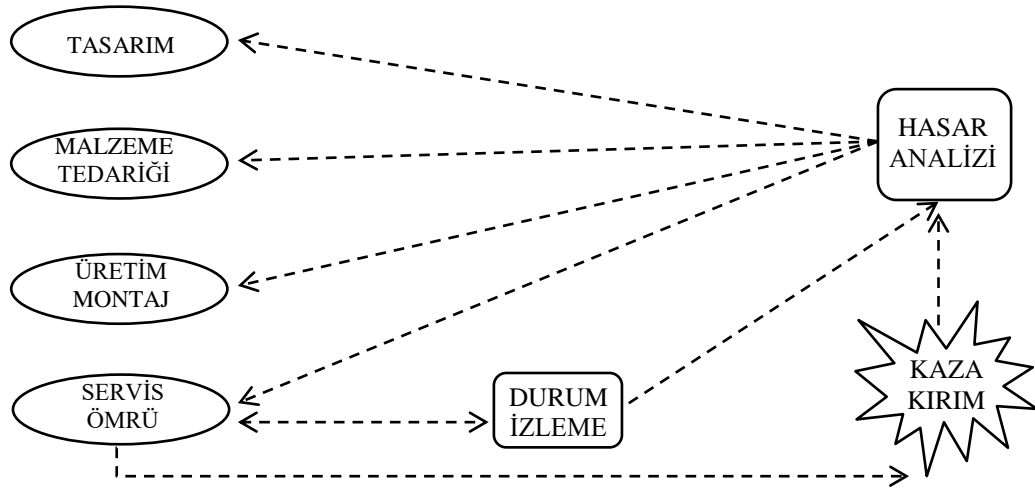
Hasar analizi, meydana gelmiş hasar, kaza gibi bir olayın nedenlerini, mekanizmalarını tespit etmede gerekli olan ve etkili düzeltici önlemlerin uygulanabilmesi ve aynı problemin tekrarlanmasının ortadan kaldırılabilmesi için gerekli ilk aşamadır. Çünkü bir problemin nedeni bilinmeden, çözüme ulaşılması mümkün değildir. Hasar analizi, belirtilerin, verilerin, mevcut kanıtların ve test sonuçlarının mantık süzgecinden geçirilmesiyle olayın nedenlerinin belirlenmesine dayanmaktadır. Hasar analizinin hedefleri aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Hasar mekanizmasını ve hasar nedenini belirlemek,
- Benzer olayların engellenmesi için öneri sunmak,
- Gerçek çalışma koşullarını belirlemek,
- Olayla ilgili hukuksal sürece katkıda bulunmak,
- Risk teorileriyle geribildirim sistemini güncellemek (Ramachandran vd., 2005).

Düzeltilici işlem, başarısızlık veya tasarım yetersizliğinin temelini gidermek için uygulanan tasarım, proses, prosedür veya materyalin belgelenmiş bir değişikliğidir. Genellikle birden fazla alternatifi içerir, örneğin:

- Altta yatan sorunu ortadan kaldırmak veya azaltmak için tasarım yükseltmeleri,
- Daha ileri çalışmalar ve incelemeler için benzer bileşenlerin çıkarılması,
- Tahmini koşullara dayalı bakım teknikleri dahil edilmesi,
- Kalite kontrol prosedürlerinde değişiklikler,
- Bakım ve kullanma kılavuzlarının gözden geçirilmesi,
- Veri tabanlarının güncellenmesi,
- Uyarı (Eliaz and Latanision, 2007).

Symonds (2005), çalışmasında hasar analizinin sadece herhangi bir kaza-kırım meydana gelmeden de yapılabileceğini, bunun da durum izleme yöntemiyle olacağını vurgulamıştır. Durum izleme hasarın erken teşhisinde kullanılan tanısasal bir yöntemdir. Hasar meydana geldiğinde hasar analizi yapmak reaktif bir yaklaşım iken, durum izleme sonucu hasar analizini yapmak proaktif bir yaklaşımdır. Ancak yaklaşmakta olan bir hasarın tespiti, aynı hasarın tekrarını engellemek için başlı başına yeterli değildir. Durum izleme yaklaşımının hasar analiziyle tamamlanması gerekir. Durum izleme ile elde edilen bulgular, hasar analizi ile değerlendirilmeli ve sorunlu sistem ya da malzemenin gerekli üretim hattına girdi yapılarak sorun giderilmelidir. Bu şekilde kapalı bir devre kurularak sistemin sürekli olarak kendini denetlenmesi sağlanmalı; böylelikle sürekli gelişim felsefesi altında, devamlı olarak küçük değişiklik ve düzeltmelerle sistemin kendini geliştirmesi ve güvenilirliğinin artması sağlanmalıdır. Bir sistem ya da malzemenin durum izleme ve hasar analizi arasındaki kapalı devre kontrol mekanizması Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.5. Hasar analizi ve durum izleme (Symonds, 2005)

Hasar analizi sürecinde çoğunlukla kullanılan terimler ve açıklamaları aşağıda verilmiştir (USA Department of Defense, 1981).

- Katastrofik Hasar: Sistem elemanlarından birinin kaybına sebep olabilecek hasar.
- Kritik Hasar: Bir ögenin belirlenmiş olan görevini yerine getirmesini engelleyen hasar ya da hasarlar birleşimi.
- Hasar Mekanizması: Hasar ile sonuçlanan fiziksel, kimyasal, elektriksel, termik veya diğer süreçler.

- Arıza Oranı: Belirtilen koşullar altında belirli ölçüm aralığında, bir sistem içindeki toplam arıza oranının toplam ünite sayısına bölümüdür.

- Arıza Yalıtımı: Onarımın gerçekleştirilebilmesi için bir arızanın yerini belirleme süreci.

- Sorumluluk Doğurmayan Arıza:

- İlişki görülmeyen hasar

- Daha önce organizasyonel kuruluşun sorumluluğunda olmadığı belirtilen bir durumun neden olduğu arıza. İlgili tüm başarısızlıklar başka bir tarafa yüklenebilir.

- İlişki Görülmeyen Arıza: Operasyonel ortamda bulunmayan bir durumun neden olduğu doğrulanmış arızadır.

Hasar analizi, mühendislik yaklaşımlarının, araştırma teknik ve yöntemlerinin kullanıldığı, meydana gelmiş olayın arkada bıraktığı izlerin tespit edilerek, olayın analiz ve tahlil edildiği disiplinler arası bir yaklaşım olup çok geniş yelpazeli bir uygulama alanı bulunmaktadır. Son yıllarda farklı uzmanlık alanlarında yapılmış birkaç çalışma aşağıda kısaca açıklanmıştır.

Gatto vd., (2017) implant destekli diş protezlerinde meydana gelen hasarlar üzerine çalışma yapmışlardır. SEM ve optik mikroskop ile hasar modları ve olası hasar nedenlerini araştırmışlar ve uygun olmayan tasarım ile montaj hatalarından kaynaklı hasarlarda yüksek oran olduğu sonucuna varmışlardır.

Kıbaroğlu vd., (2017) kırık bir eskrim kılıcına metalografik muayene, kimyasal analiz, sertlik ölçümü, kırık yüzey muayeneleri ve çekme testi yapmışlar ve sonuç olarak eğitim sırasında kılıçların birbirine çarpması sonucu oluşan çentikten veya elektrik kablosunun takılması için kılıç boyunca açılmış olan oluktan başladığı sonucuna varmışlardır. Ayrıca kılıçların direncini arttırmak için malzeme, kılıç tasarımı ve yüzey sertleştirme işlemi önermişlerdir.

Zucarelli vd., (2016) Brezilya yeraltı metro aracının iki yıllık kullanımdan sonra 181000 km.'de çatlak tespit edilen tekerleği ile ilgili hasar analizi yapmışlardır. Metalürjik değişiklikleri önlemek adına termal enerji girişi olmaksızın tekerleği kesmek için serbest düşen ağırlık yöntemi kullanılmış ve 3 metreden 1 tonluk ağırlık bırakılarak tekerlek parçalanmıştır. Malzemenin kalitesini, üretim sürecini, mekanik özelliklerini analiz etmek için çekme, darbe, tokluk ve metalürjik testleri yapılmıştır. Çatlakların tekerlek ve ray arasındaki temas yüzeyi olan tekerleğin sırt bölgesinde başladığı bunun nedeninin ise yüksek süratte sürtünmeden kaynaklı yüksek ısı nedeniyle tekerleğin bu

bölgesinde mikroyapı değişimi olduğu sonucuna varılmıştır. Bu çalışmada sadece mekanik özelliklerden ve imalat sürecinden değil, dış faktörlerden ve çalışma yöntemlerinden de ciddi kusurların olabileceği gösterilmiştir.

Havacılık alanındaki kaza ve hasarların sonuçları vahim sonuçlar doğurabildiği için hasar analizi çalışmalarına önem verilmiş ve birçok çalışma yapılmıştır.

İlkhechi, (2017) çalışmasında gaz türbinli motorlarda türbin kaynaklı hasarların çoğunun pale hasarı olduğu belirtilmiş ve bir türbin modellenerek farklı irtifa, yanma odası çıkış sıcaklığı, pale sıcaklığı, basınç ve türbin dönüş hız değerlerinde testler yapmıştır. Yapılan testler sonucu palelerin yorulma ömürlerine dönme hızı ve basıncın azımsanacak derecede bir etki yapmadığı; yüksek gerilme ve hasarların ana kaynağının sıcaklık olduğu ve tasarım aşamasında bu durumun değerlendirilmesi gerektiği ifade etmiştir.

Park, (2003) J69 turbojet motorundaki aksesuar dişli kutusuna ait bir tahrik dişli çarkının kırılmasını araştırmıştır. Kırılma yüzeyleri üzerinde makroskobik analiz ve taramalı elektron mikroskopuyla (SEM) mikroyapı analizleri yapmış ve dişlilerde imalat hatası olduğunu tespit etmiştir.

Infante vd., (2017) küçük bir uçağın burun iniş takımında meydana gelen hasarı incelemiştir. Kırılma yüzeylerinin gözle, optik ve taramalı elektron mikroskopla incelemelerini yapıp malzeme üzerindeki bağlantı deliklerinde yoğunlaşan gerilmenin yorulma kırılmasına sebep olduğu sonucuna varmışlardır.

Kushan, Diltemiz ve Sackesen, (2007) çalışmalarında bir Cessne-185 uçağının kırılan pervanesinin hasar analizini yapmışlar ve pervaneye çarpan bir yabancı madde hasarı sebebiyle oluşan çentiğin bu bölgede gerilmeyi arttırması sonucu kırılmanın meydana geldiğini tespit etmişlerdir.

3.1. Hasar Oluşum Sebepleri

Kaza ve/veya hasarların meydana gelmesine neden olan sebepler vardır. Kaza ve olayların meydana gelme nedeni tespit edilmediği sürece, tekrarını önlemek için herhangi bir önlemin belirlenmesi mümkün değildir. Hasar analizi ile kaza ve/veya hasarların nedenleri tespit edilip gerekli tedbirler alındığı takdirde, endüstrilerin kalbini oluşturan makina ve yapısal donanımın güvenilirliğini ve emniyetini geliştirmede önemli adımlar atılmış olur. Dört mühendislik dalındaki (maden, kimya, imalat, metalürji) hasar oluşum sebepleri Tablo 3.2'de verilmiştir. Tablo 3.2'de görüldüğü

üzere doğru malzeme ve üretim metotlarının seçimiyle hasar oluşumunun azalacağını öngörmek kaçınılmazdır.

Tablo 3.2. Maden, kimya, imalat ve metalurji alanlarında hasar oluşum sebepleri (Shiple and Becker, 2002)

HASAR SEBEBİ	ORAN %
Yanlış malzeme seçimi	38
İmalat hatası	15
Hatalı ısıl işlem	15
Tasarım hatası	11
Beklenmeyen çalışma koşulları	8
Uygun olmayan ortam koşulları	6
Kalite kontrol eksikliği	5
Malzeme karışması	2

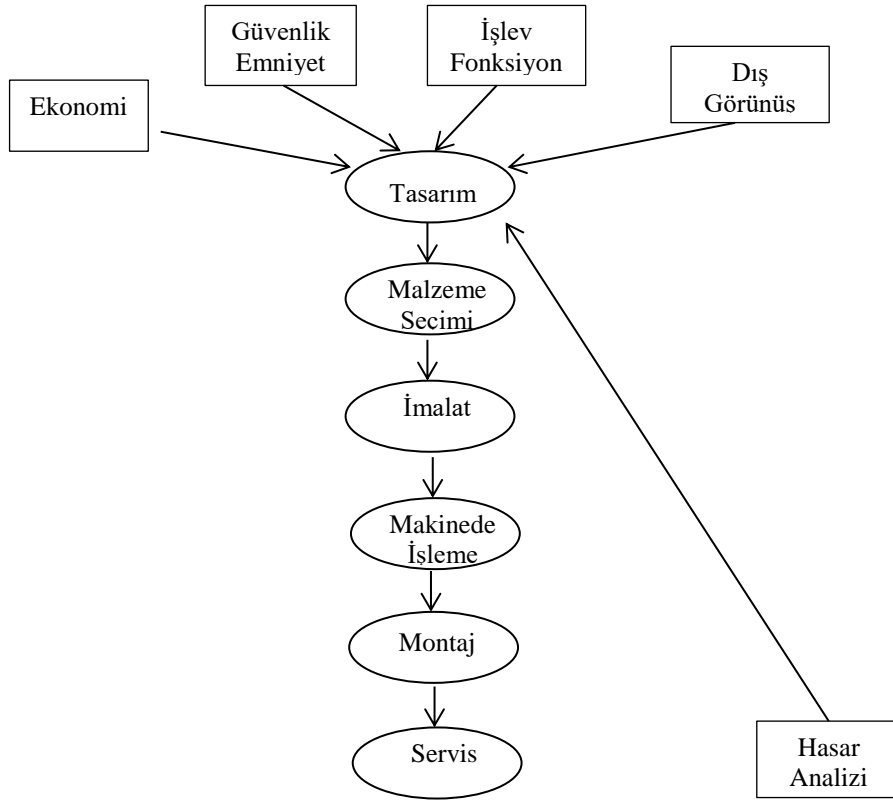
Eliasz and Latanision, (2007) 10 yıldan fazla çalıştıkları İsrail Hava Kuvvetleri (İHK) metalürji laboratuvarlarında yaptıkları incelemelerde İHK’da meydana gelen uçak olaylarında üç temel nedenin bakım (%16), imalat (%14) ve tasarım (%12) olduğunu tespit etmişlerdir.

Hasarların sebepleri genel olarak dört ana başlık altında incelenebilir:

- Üretim hataları
- Uygun olmayan çalışma şartları
- Uygun olmayan muayene ve bakım
- Sabotaj

3.1.1. Üretim hataları

Bir sistem ya da malzemenin üretiminde düşünülen üç “e” vardır. Bunlar ekonomiklik, emniyet, etkinlik şeklinde sıralanabilir. Kullanılacak sektör ve alana göre bu üç öge arasında öncelik sırası değişebilmektedir. Askeri havacılıkta emniyet ve etkinlik ilk iki sırayı alırken sivil bir havayolu işletmesi için ekonomiklik ilk sırada olabilir. Bu öncelik sırası da üretim sürecindeki alt proseslerin birbirleriyle olan ilişkilerini belirler. Bir malzemenin üretimiyle hasar analizi arasındaki ilişki Şekil 3.6’da verilmiştir (Colangelo 1974’den aktaran Yavuz, 2005).



Şekil 3.6. Üretimle hasar analizi arasındaki ilişki (Colangelo 1974'ten aktaran Yavuz, 2005)

Tasarımda emniyet, ekonomi, görünüş ve fonksiyon önemli etkenlerdir. Bu etkenlere karar verilmesiyle tasarıma yönelik malzeme seçimi, imalat, makinede işleme ve montajla birlikte son ürün servise verilebilir hale gelir. Bu üretim sürecinin herhangi bir bölümünde meydana gelecek hasar üreticiye, zaman, maliyet, ürün kaybı, pazar kaybı, güven kaybı vb. olarak dönecektir. Üretim hataları aşağıdaki başlıklar altında toplanabilir:

- Tasarım hataları
- Malzeme hataları
- İmalat hataları
- Montaj hataları (Ramachandran vd., 2005).

3.1.1.1. Tasarım hataları

Bir sistem ya da malzemenin tasarımından kaynaklanan kabul edilemeyecek özellikleri hasarın esas nedenini oluşturur. Emniyet katsayısı açısından tasarım aşamasında iki yol vardır: küçük emniyet katsayısı (ekonomik, malzeme sarfiyatı düşük, hasar riski yüksek), büyük emniyet katsayısı (ekonomik değil, malzeme sarfiyatı

yüksek, hasar riski düşük). Tasarımda izlenecek temel prensip, problem çıkarmayacak minimum seviyede bir emniyet katsayısıdır (Yıldırım ve Çimenoglu, 2000).

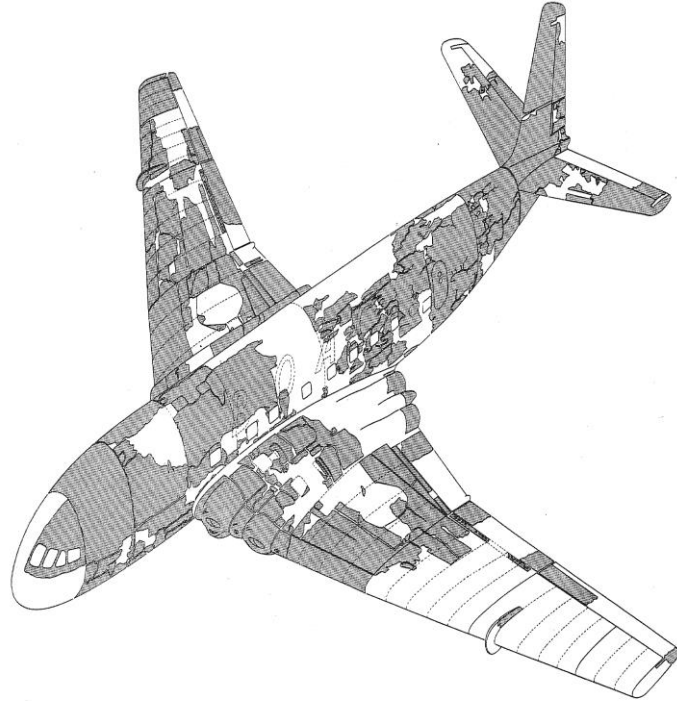
Temel sağlam olmadıktan sonra üzerine konan hiçbir şey mevcut yapının kusurunu gideremeyeceği için ilk basamak olan tasarımın, proje gereklilikleri ve mevcut imkân kabiliyetler analiz edilerek yapılması çok önemlidir. Aksi takdirde tasarım kaynaklı bir hasardan ötürü malzeme çeşitli onarımlarla orijinal haline benzer bir duruma getirilse de, tasarımdaki hatanın etkisi nedeniyle servis anında tekrar hasara uğrayacaktır. Günel (2012), bir yapı tasarlarken seçilen malzeme mukavemetinin tahmini yükü sürdürebileceği düşünülmelidir. Uygulanan yük seviyesi, malzeme yük taşıma kapasitesinden yüksekse, yapıda hasar meydana gelir demiştir. Tasarım aşamasında yapılabilecek genel hatalar şunlardır: (Eryürek ve Dikicioğlu, 2003; Ramachandran vd., 2005)

- Sistem çalışma koşullarının hatalı saptanması
 - Çalışma ortamı hakkında yanlış bilgiler (sıcaklık, korozyon vb.)
 - Yükleme hakkında yanlış bilgiler (ısı, mekanik, zamanla değişim, yükleme şekli, şiddeti vb.)
- İstenmeyen geometri
 - Gerilim yoğunlaştırıcılar
 - Köşelerde yetersiz yarıçap
 - Muayene için erişememe
- Mukavemet vb. mühendislik hesaplamalarının hatalı yapılması
- Özel değişiklikler

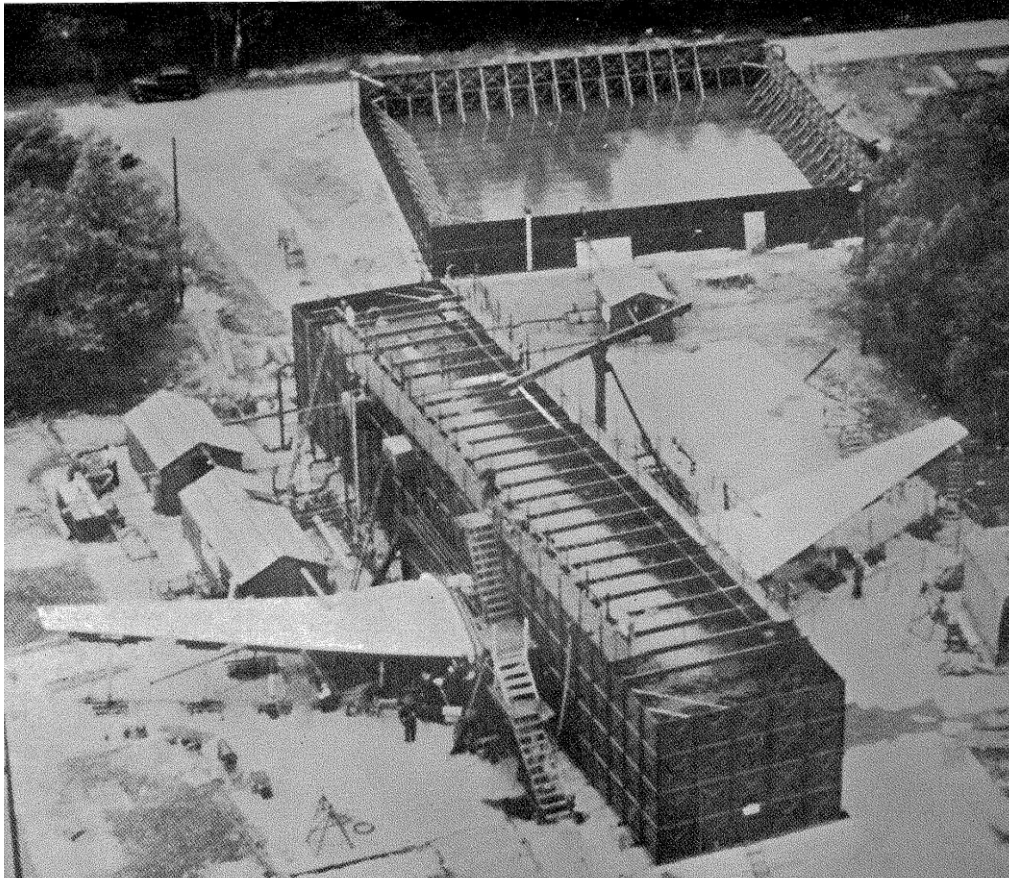
Tasarım kaynaklı hatalar sonucu meydana gelen olaylara verilebilecek birkaç örnek:

- Eski Romalılar, şarap kadehlerinde kurşun kullanmıştır. Uzun süre boyunca bu kadehlerin kullanılması kurşun zehirlenmesi ve delilik ile sonuçlanmıştır (Zamanzadeh, Larkin and Gibbon, 2004).

- Havacılık tarihinin ilk jet motorlu uçağı olan Comet-I uçağından iki tanesi tasarım hatası yüzünden 10 Ocak 1954 ve 8 Nisan 1954'te düşmüştür. Üç ay arayla iki uçağın da havada infilak ederek düşmesi üzerine düşen ilk uçağın enkazının deniz altından çıkarılıp incelenmesine (Görsel 3.1) ve başka bir Comet-I uçağına da kabin basıncı ve kanat yükleme testleri (Görsel 3.2) yapılmasına karar verilmiştir.

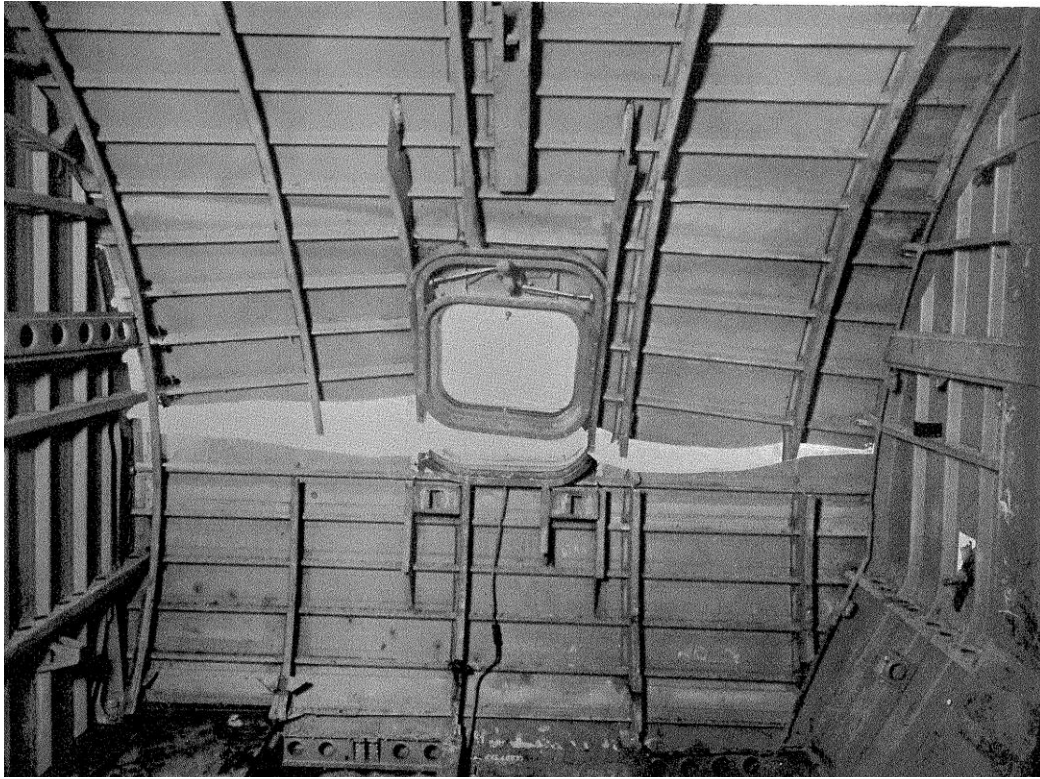


Görsel 3.1. *Comet-1'in enkazı (Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955)*



Görsel 3.2. *Comet-1 basınç testi (Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955)*

Yapılan test ve enkaz üzerindeki incelemeler sonucunda, kazalara gerilme yığılmasının neden olduğu sonucuna varılmıştır. Uçağın pencere ve kapılarının şekilleri dikdörtgene yakındı. Dikdörtgenin köşelerinin gerilme yığılma bölgeleri olması sebebiyle bu noktalardaki yerel gerilmelerin hesaplamalardakilerden büyük olduğu belirlenmiştir. Yapılan hesaplamalardan pencere kenarlarındaki gerilmelerin, malzemenin maksimum dayanımının neredeyse iki katı değere ulaştığı anlaşılmıştır (Candan, 2014). Basınç testi sonucu Comet-I uçağının sol acil çıkış kapısında oluşan hasar Görsel 3.3’te açıkça görülmektedir.



Görsel 3.3. Basınç testi (Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955)

Comet uçak kazalarından sonra anlaşıldı ki: uçakların pencere ve kapı tasarımları yanlıştı; dikdörtgen gibi köşelerde gerilme yığılmasına sebep olacak bir geometri yerine oval bir geometri seçilmesi daha uygundu.

3.1.1.2. Malzeme hataları

Malzeme yapısından olmayan kalıntılar, malzemeyi gevrekleştirici faz oluşturan kimyasal bileşim ve malzemenin yarı mamul şekline getirilme safhasındaki plastik şekil verme ve döküm anında oluşan gözeneklilik, malzeme içindeki çatlak ve boşluklar,

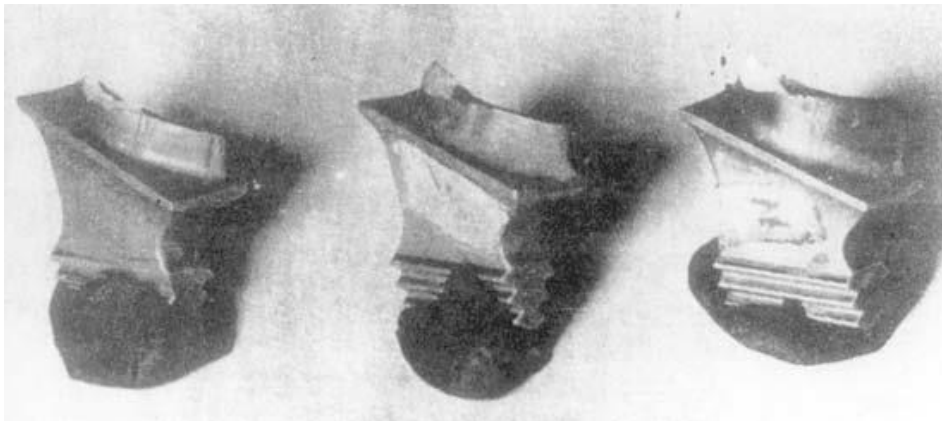
homojen olmayan içyapı vb. hatalardır (Eryürek, 1993). Bu eksiklik ve süreksizlikler kabul edilemez birer kusurdur. Ürünün veya sistemin performansında olumsuz etki yaparlar. Ayrıca kullanılan bir malzemede hâlihazırda iç hatalar mevcutsa servis anında bu hatalar kaynaklı hasar meydana gelir. Bu durumda çeşitli onarım yöntemleriyle malzeme içindeki hataların tamamı ortadan kaldıramayacağı için mevcut iç hatalar malzemenin çalışma sürecinde potansiyel risk noktaları olarak kalır.

Aynı zamanda tasarım ve kullanıma uygun nitelikte malzeme seçilmediğinde de malzemede herhangi bir kusur olmamasına rağmen hasar kaçınılmaz olmaktadır. Aşırı yükleme sonucu oluşan gevrek kırılma, statik kırılma ve yorulma hasarı bu duruma örnektir (Aksoy, 2015).

Malzeme kaynaklı hatalar genel olarak aşağıdaki gibidir:

- Karışık malzemeler
- İstenmeyen faz ve yabancı malzemeler
- Zayıf malzeme kalitesi
- Spesifikasyonlara uyumsuzluk

Malzeme kaynaklı hatalara örnek olarak, malzeme saflığının önemini de gösteren bir uçak motorunun çalıştırılması sırasında meydana gelen türbin palesi hasarı gösterilebilir. Olayda türbin paleleri, türbin şaftına bağlantı noktası olan kök kısmına yakın yerlerden kırılmışlardır. Görsel 3.4'te kırılan türbin paleleri gösterilmektedir (Ramachandran vd., 2005).



Görsel 3.4. Kırılan türbin paleleri (Ramachandran vd., 2005)

Yapılan inceleme sonucu, palelerin yorulma nedeniyle kırıldığı belirlenmiştir. Palelere kesitsel metalografi uygulanmış ve yayılma çatlaklarının yolu takip edilerek

çatlağın kaynağının, malzemede bulunan metalik olmayan yabancı madde olduğu tespit edilmiştir. Metalik bir matristeki metalik olmayan yabancı madde süreksizlik ve gerilme yoğunlaşması bölgelerini temsil etmektedir. Bu tür hatalar, servis koşullarında yorulmadan yayılan çatlaklara neden olmaktadır.

3.1.1.3. İmalat hataları

Tasarımda öngörülen son ürünün elde edilmesi esnasında kullanılan imal yöntemlerinin uygulanması anında ortaya çıkan hatalar ile ısı ve yüzey işlemleri sırasında oluşan hatalardır (Eryürek, 1993).

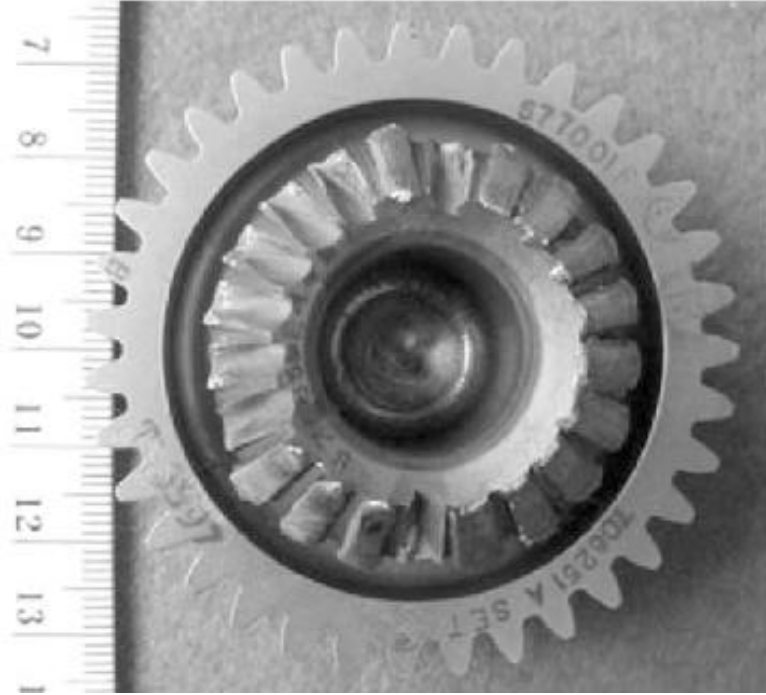
İmalat sürecinin her kademesinde hata meydana gelebilir. Bu süreçte oluşabilecek kusurlar genel olarak şunlardır: (Ay 2004; Ramachandran vd., 2005; Varol, 2008)

- Döküm
 - Gözenekli yapı oluşması
 - Yabancı madde karışması
- Talaşlı imalat
 - Küt takım ucu kaynaklı mikro yapısal kusurlar
 - Aşırı ısınmayla birlikte artık gerilmeler
 - Zayıf yüzey bitişi
 - Yırtılma ve çatlaklar
- Plastik şekillendirme
 - Çatlaklar, yırtılmalar ve boyun verme
 - Takım izleri ve çizikleri
 - Ters akış hatları
- Isıl işlem
 - Tane büyümesi
 - Uygun olmayan çökelti oluşturma
 - Taneler arası gevrek faz oluşumu
 - Hassaslaşmış ve homojen olmayan mikro yapı
 - Yanma, çatlama ve burulma
 - Aşırı ya da yetersiz ısınma
- Kaynak

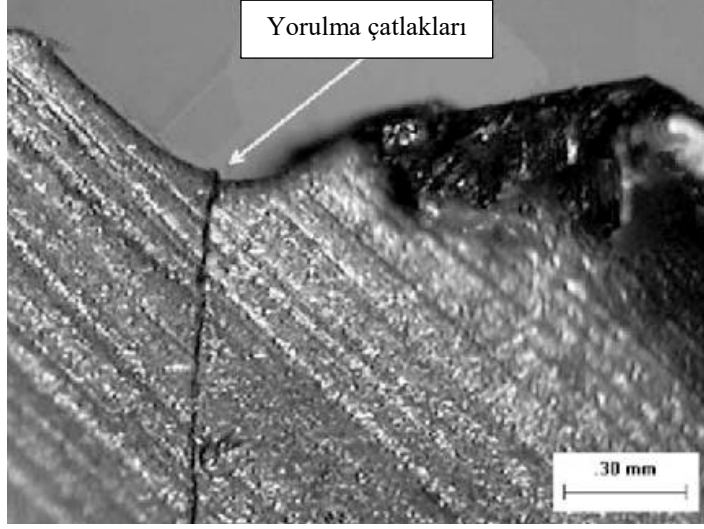
- Sıcaklıktan etkilenen bölgede meydana gelen çatlaklar
- Uygun olmayan dolgu maddesi kullanımı
- Yanlış kaynama
- Gözenekli yapı oluşumu
- Artık gerilmeler
- Temizleme ve son işlem
 - Uygun olmayan temizleme sonrası korozyon oluşumu
 - Asitle temizleme sonrası taneler arası etkileşim ya da hidrojen gevrekliği

İmalat hataları kaynaklı meydana gelen olaylar için aşağıdaki örnekler verilebilir:

- Park, (2003) J69 turbojet motorunun aksesuar dişli kutusu içindeki bir tahrik dişli çarkının kırılmasını araştırmıştır. Hasarlı dişlinin kırılma yüzeyinin görsel incelemesinden, kırma modunun yorulma olduğu anlaşılmaktadır. SEM yöntemi kullanılarak yorulma çatlak kökeninin dikkatle gözlemlenmesi, herhangi bir yüzey kusuru olmadığını göstermiştir. Mikroyapısal analiz, kırılmış dişlilerin düzgün şekilde sertleştirilmediğini ve bunun da yüzey sertliğini düşürdüğünü ortaya koymuştur. Görsel 3.5’de hasarlı dişli ve cm ölçekli skala; Görsel 3.6’da dişli üzerinde oluşan yorulma çatlakları gösterilmektedir.

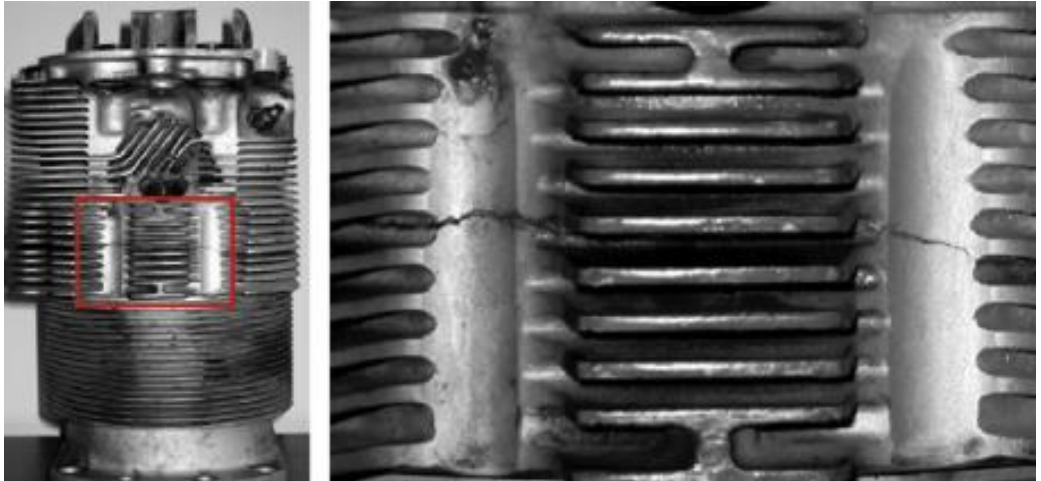


Görsel 3.5. Hasarlı dişli (Park, 2003)



Görsel 3.6. Yorulma çatlakları (Park, 2003)

• Başka bir örnek olayda Utva-75 uçağı kalkıştan kısa bir süre sonra, patlama sesiyle birlikte motorda titreşim ve motor saatlerinde anormallik sonucu acil iniş yapmıştır. Gerçekleştirilen arıza arama çalışmalarında motor silindirinde çatlak tespit edilmiş ve SEM incelemesi, kimyasal analiz ve sertlik testi silindire uygulanmıştır. Çatlağın bulunduğu silindir Görsel 3.7’de görülmektedir. Hasar analizi sonucu silindirdeki problemin döküm aşamasında oluşan gözenekli yapıdan kaynaklandığı ve bu bölgede beklenenden kısa sürede yorulma çatlakları oluştuğu anlaşılmıştır (Krstic vd., 2013).



Görsel 3.7. Silindirdeki çatlak bölgesi (Krstic vd., 2013)

3.1.1.4. Montaj hataları

Montaj, malzemelerin alt sistemleri; alt sistemlerin de ana sistemleri oluşturduğu prodestir. Üreticinin muayenesinde tespit edemediği ya da satın alma aşamasında tüketicinin fark edemediği montaj hataları, sistemin başlangıçtaki çalışmasını bariz bir şekilde engellemese de ilerleyen süreçte sistemde hasara neden olur. Montaj hataları sonucunda, tasarımda göz önüne alınmayan ilave gerilmeler, değişik yükleme şekilleri oluşarak yorulma ömrünün azalmasına ve aşınma, burulma gibi hasarlara yol açar. Bu hataların genellikle kök nedeni eksik dokümantasyon, montaj operatörünün bilgisizliği ya da kayıtsızlığıdır (Eryürek, 1993).

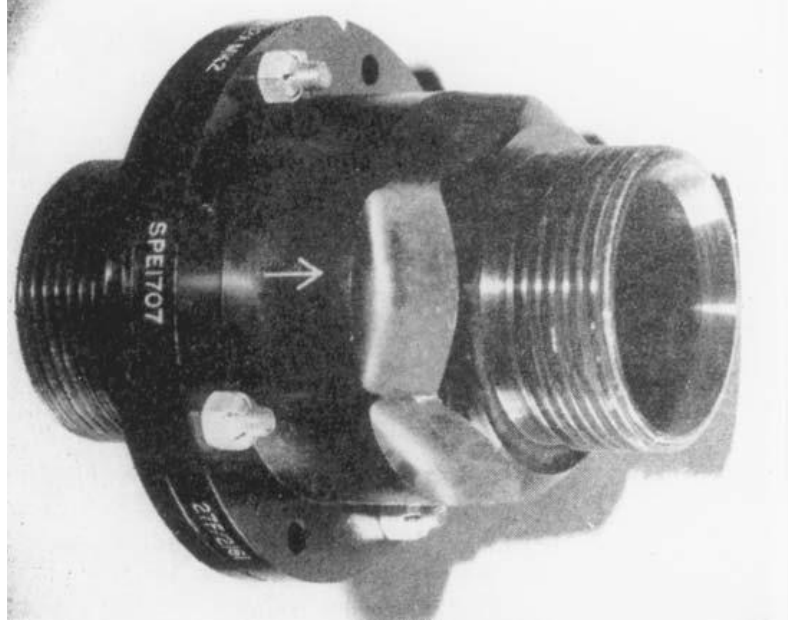
Ay, (2004) en yaygın imalat hasarlarının montaj anında yapılan hatalardan kaynaklandığını belirtmektedir.

Montaj hatası kaynaklı hasar sebepleri genel olarak aşağıdaki gibidir: (Eryürek ve Dikicioğlu, 2003; Ramachandran vd., 2005; Varol, 2008)

- Eksen kaçıklığı ve yanlış dengeleme
- Bağlantı sistemi veya sıkma tork değerinin uygun olmaması
- Uygun olmayan takım kullanma
- Montajın uygun koşullarda yapılmaması ve sisteme yabancı madde girişı
- Montaj gerilmeleri
- Eksik veya yanlış parça

Montaj hatası kaynaklı meydana gelen olaylara verilebilecek örnekler şu şekildedir:

- Newton, (1964) bir uçağın yakıt hattında bulunan tek yönlü bir valfin her iki ucunun aynı ebat ve yivde olmasının teknisyen hatasıyla birleşmesiyle, valfin ters takılıp ölümlü bir kazaya sebep olmasını incelemiştir. Görsel 3.8’de hasara uğramış olan bu valf görülmektedir.



Görsel 3.8. Tek yönlü yakıt hattı valfi (Newton, 1964)

Benzer bir olayın tekrarının önüne geçebilmek için, valfin tasarımında değişiklik yapılarak teknisyen tarafından montaj yönünün kolaylıkla anlaşılabilir olması ve teknisyene malzemedeki ayırt edici özellikleri fark etmesine yönelik eğitim verilmesi uygun olacaktır.

- Bir diğer örnek olarak, savaş uçaklarında pilotun kendisine doğru gelen ısı güdümlü füze/roketi yanıltmak için kullandığı flare ve radar güdümlü füze/roketi yanıltmak için kullandığı chaff sistemlerinin magazinlerinin uçağa takılması verilebilir. Teknisyenin bilgisizliği ya da dikkatsizliği sonucu ters takılan bir magazin, chaff ve flare sisteminin çalışmasına engel olacağı için pilotun herhangi bir füze/roket saldırısından kaçma ihtimalini de neredeyse sıfıra indirecektir. Görsel 3.9'da bir savaş uçağına takılmış olan chaff ve flare magazinleri gösterilmektedir.

Chaff: Radar güdümlü füzelere karşı kullanılan bir sistemdir. Uçaktan atıldığında metal parçacık bulutu meydana getirir ve uçağın radardaki görüntüsünü bozarak füzeden kaçınmayı kolaylaştırır.

Flare: Isı güdümlü füzelere karşı kullanılan bir sistemdir. Uçaktan atıldığında yüksek sıcaklık yayarak füzeden kaçınmayı kolaylaştırır.

Magazin: Chaff ve flare kartuşlarının içine konarak uçağına montelendiğı kutudur.



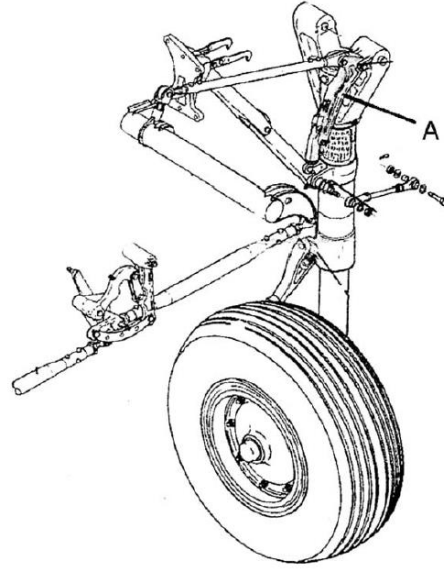
Görsel 3.9. Chaff ve flare magazinleri (<http-3>)

3.1.2. Uygun olmayan çalışma şartları

Bir sistem ya da malzeme, gereklilikler belirlendikten sonra belirli çalışma koşulları göz önüne alınarak tasarlanır ve ona göre imal edilip kurulur. Tasarım, malzeme, imalat ve montaj safhalarında herhangi bir kusur bulunmamasına rağmen, çalışma koşullarının tasarlanandan ağır olması durumunda sistem ya da malzemenin beklenen servis ömründen daha kısa sürede hasarlanması kaçınılmazdır. Uygun olmayan çalışma şartlarına genel olarak aşağıdaki örnekler verilebilir: (Aksoy, 2015; Ramachandran vd., 2005)

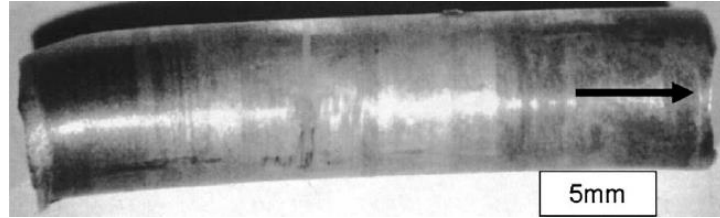
- Aşırı yükleme
- Çevresel faktörlerdeki değişimler (sıcaklık, titreşim vb.)
- Korozyon etkisi
- Radyasyon etkisi
- Yeterli eğitimi almamış operatör
- Temiz olmayan çalışma koşulları

Ossa, (2006) uygun olmayan çalışma şartları sonucu meydana gelen bir uçak kazasını incelemiştir. Bir Cessna 402B uçağının sağ ana iniş takımı iniş esnasında hasara uğramıştır. Şekil 3.7'de uçağa ait ana iniş takımı görülmektedir. Şekil 3.7'de görülen A mesneti, iniş takımını açık konumda kilitlemekte ve iniş esnasında yüksek gerilmelere maruz kalmaktadır. Yapılan incelemede bu mesnet üzerindeki bir civatanın kırıldığı görülmüştür.

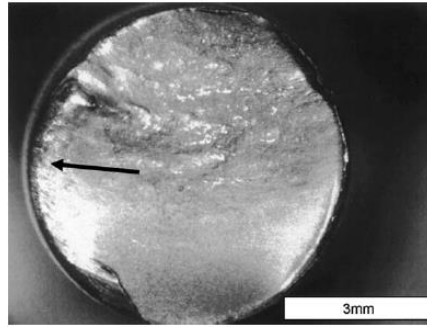


Şekil 3.7. Cessna 402B ana iniş takımı (Ossa, 2006)

Kırık cıvata, Görsel 3.10 (a)'da ve kırık kesit yüzeyi Görsel 3.10 (b)'de görülmektedir. Yapılan analiz sonucu cıvatanın ani bir darbe yükü ile gevrek olarak kırıldığı, bunun da sert iniş sonucu meydana geldiği belirlenmiştir.



(a)



(b)

Görsel 3.10. İniş takımındaki kırık cıvata (a) ve kırık kesit yüzeyi (b) (Ossa, 2006)

Bu olayda Cessna uçağının iniş takımlarının tasarlanıp üretildiği iniş yükünün üzerine çıkıldığı için kaza-kırım meydana gelmiştir.

3.1.3. Uygun olmayan muayene ve bakım

Muayene, nihai kullanıma çıkmadan önce bir ürün, sistem ya da malzemeye yapılan kontrol olup üretimin önemli bir parçasını oluşturmaktadır. Ayrıca halihazırda kullanılan bir sistemin ve içerdiği alt bileşenlerinin anlık durumunu tespit ve gözlem için periyodik kontroller önemli bir aşamadır. Böylelikle ilerleyen süreçte büyük problemler yaratabilecek küçük arıza ve eksiklikler tespit edilip, gerekli tedbirlerin alınmasıyla sistemin uzun ömürlü olması sağlanmaktadır. Genel olarak uygun olmayan muayene ve bakım elemanları şunlardır: (Ramachandran vd., 2005)

- İzin verilen toleranslardan sapma,
- Kalibresiz ya da yanlış takım kullanma,
- Hedefi karşılamak için kısa yollar kullanma,
- Aşırı imtiyaz,
- Yetersiz durum izleme ve önleyici bakım,
- Yeterli eğitimi almamış teknisyen.

Uygun olmayan muayene ve bakıma aşağıdaki örnekler verilebilir:

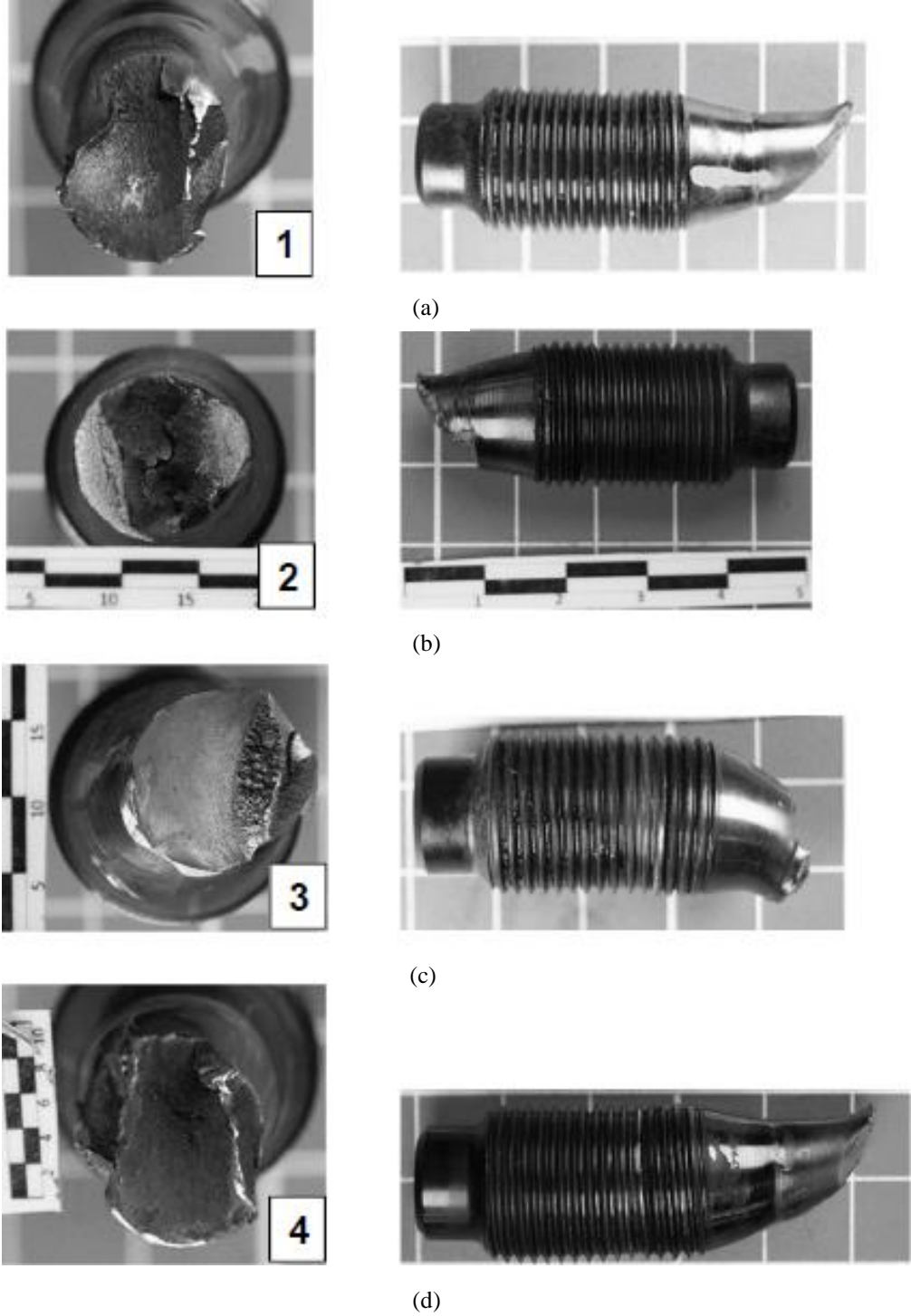
- Günümüzde uçaklar gövde olarak uzun yıllar kullanılmakta ve gelişen teknolojiyle içerdiği elektronik ve aviyonik sistemler devamlı olarak modernize edilmektedir. Uçağın bakım kartlarının gereği olarak belli periyotlarda yapılan tahribatsız muayene yöntemleriyle ana yapıyı oluşturan lonjeronlarda tespit edilen bir çatlığa müdahale edilmek suretiyle ilerleyen süreçte meydana gelebilecek bir uçak kaza-kırımının önüne geçilebilir.

- Bir başka örnek olarak, savaş uçaklarında her uçuş öncesi ve sonrası görevli teknisyen hava alığına girerek fan (varsa) ve ilk birkaç kademe kompresör palelerini gözle kontrol etmekte ve kaydını tutmaktadır. Teknisyenin tespit edeceği limit harici bir çentik vs. durumda motora baroskop kontrolü yapılarak diğer kompresör ve türbin palelerinde herhangi bir yabancı madde hasarının olup olmadığı araştırılmakta ve gerekli bakım ve arıza giderme çalışmaları yapılmaktadır. Her iki örnekte de görevli teknisyenin muayene ve bakım işlemlerinde gerekli özen ve dikkati göstermesi büyük önem taşımaktadır. Aksi takdirde ilerleyen dönemlerde acil durum ya da kaza-kırım meydana gelmesi kaçınılmazdır.

- Gonzales, Rivas and Beltran, (2017) çalışmalarında, 1500, 3000 ve 7000 saatlik bakımları yapılan 16 silindirli dizel bir motorun revizyona 3000 saat kala, 27000

Çalışma saatinde meydana gelen hasarı incelemişlerdir. Silindirlerin birindeki piston, bağlantı rotları, cıvatalar gibi çok sayıda parça kırılmıştır. Silindirde kırılan dört adet sabitleme cıvatasının kırılma yüzeyleri incelendiğinde üçünün aşırı yüklenerek kırıldığı (Görsel 3.11 (a), (b) ve (d)); birinin (Görsel 3.11 (c)) ise yorulma sonucu kırıldığı anlaşılmıştır. Kırılan cıvatalar Görsel 3.11 (a)-(d)'de görülmektedir.

Sonuç olarak Görsel 3.11 (c)'de görülen cıvatanın yorulma sebebiyle kırıldığı, akabinde diğer üç cıvatanın mevcut yükü taşıyamadığı ve kırıldığı anlaşılmıştır. Metalografi ve kimyasal analiz ve tahribatsız muayene sonuçlarına göre, dört cıvata da 4140 T elik özelliklerine uygundur ve özellikleri benzerdir. Bu nedenle arızanın nedeninin cıvatanın kusurlu olması değil yüksek gerilime maruz kalmasının tek olasılığı olarak yanlış çalışma veya bakım olduğu kanaatine varılmıştır.



Görsel 3.11. Kırılmış civatalar (a)-(d) (Gonzales, Rivas and Beltran, 2017)

3.1.4. Sabotaj

Kasıtlı hasarlar çeşitli unsurların sabotajından kaynaklanır. Hemen hemen her büyük kazada, ilk şüphe edilen şey sabotaj olup olmadığıdır. Uçak enkazından elde edilen bulgulardan uçak içinde patlamanın sebep olduğu bir sabotaj olup olmadığını

anlamak artık mümkündür. Deneysel çalışmalar patlama sonucu parçalanmış malzemelerin kırılma ve yüzey özelliklerinden bunun tespit edileceğini ortaya koymuştur.

23 Haziran 1985'te yaşanan ve 11 Eylül ikiz kuleler saldırısına kadar bir uçağın dahil olduğu en ölümlü sabotaj olan Hindistan Havayollarının (Air India) 182 numaralı uçuşu, yolcu ve mürettebat dahil 329 kişinin ölümüyle sonuçlanmıştır. Yapılan araştırma sonucunda uçağın düşme sebebinin yaklaşık 31000 feet irtifada patlayan bomba olduğu anlaşılmıştır (Singh, 2015).

3.2. Hasar Mekanizmaları

Bir sistemde ya da sistem elemanında meydana gelen hasarın malzeme kaynaklı boyutunun incelenmesiyle hasar mekanizması (çeşidi) belirlenir. Hasar sebebinin üretim hatası, uygun olmayan çalışma şartları ya da muayene ve bakımdan kaynaklanabileceğini düşünmek ve bu üç farklı hasar kaynağını birbirlerinden ayırt etmek gerekir. Bazı durumlarda tasarım ya da imalat sürecindeki küçük bir değişiklik ile hasar önlenirken, bazı durumlarda da aynı tasarım ve yeni bir malzeme ile üretilen parçalarda daha yüksek kullanım ömürleri görülebilmektedir. Tüm sistem içerisinde çok fazla değişken bulunduğu için hasar kaynağının tespiti de ancak iyi bir hasar analizi ile mümkün olmaktadır. Hasar mekanizmalarının aşağıdaki şekilde sınıflandırılması mümkündür.

- Korozyon
- Yorulma
- Kırılma
- Aşırı yük
- Sürünme
- Aşınma
- Şekil değişimi

İki ya da daha fazla hasar mekanizmasının aynı anda ya da birbirini tetikleyen şekilde meydana gelmesi sık rastlanan bir durumdur (Eryürek, 1993). Örneğin; bir bölgedeki aşınma çatlak oluşumuna sebep olabilir. Akabinde yine aynı bölgede çatlak ve korozyon görülebilir.

Findlay and Harrison (2002), yaptıkları çalışmada mühendislik ve uçak bileşenlerinde meydana gelen hasar mekanizmalarının dağılımını incelemiştir.

Mühendislik bileşenlerinde sırasıyla en fazla korozyon, yorulma, gevrek kırılma ve aşırı yük meydana gelirken, uçak bileşenlerinde ise yorulma, korozyon ve aşırı yük en çok rastlanan hasar mekanizmalarıdır. Uçak bileşenlerinde yorulma hasarı, toplam hasar çeşitlerinin yarısından fazlasını oluşturmasıyla dikkat çekmektedir.

Tablo 3.3'te Findlay and Harrison (2002)'in, yaptıkları çalışma elde ettikleri sonuçlar görülmektedir.

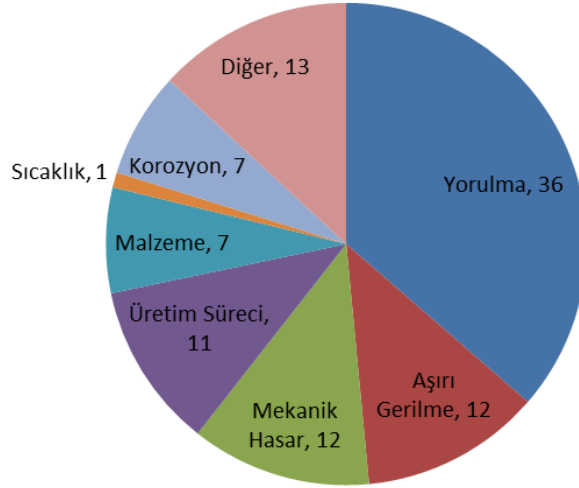
Tablo 3.3. Hasar mekanizmaları (Findlay and Harrison, 2002)

HASAR MEKANİZMASI	ORAN (%)	
	Mühendislik Bileşenleri	Uçak Bileşenleri
Korozyon	29	16
Yorulma	25	55
Gevrek Kırılma	16	-
Aşırı Yük	11	14
Yüksek Sıcaklık Korozyonu	7	2
Gerilmeli Korozyon	6	7
Sürünme	3	-
Aşınma	3	6

Eliaz and Latanision (2007)'in, İHK uçaklarında 10 yılı aşkın sürede yaptıkları araştırmalar göstermektedir ki; yorulma (%34), aşırı yük (%23) ve korozyon (%10) en fazla meydana gelen hasar mekanizmaları olmuştur.

Her iki çalışmada da (Findlay and Harrison, 2002) ve (Eliaz and Latanision, 2007) en çok karşılaşılan hasar mekanizmaları yorulma, aşırı yük ve korozyondur.

Cowles (1996), gaz türbinli motorlar üzerinde yaptığı çalışmada en çok hasarın, yorulma (%36), aşırı gerilme (%12) ve mekanik hasar (%12) olduğunu belirtmiştir. Şekil 3.8'de Cowles'in çalışmasına ait dağılım grafiği bulunmaktadır.



Şekil 3.8. Gaz türbinli motorlarda meydana gelen hasar mekanizmaları (Cowles, 1996)

3.2.1. Korozyon

Bir malzemenin içinde bulunduğu fiziksel, kimyasal veya elektrokimyasal ortamlara tepkimeye girmesi sonucu, dışardan enerji vermeye gerek olmadan, doğal olarak gerçekleşen ve malzemenin kendisinden beklenen özellikleri kaybetmesiyle sonuçlanan olaya korozyon denilmektedir. Korozyonun meydana gelmesi için en az iki farklı metal bulunmalı, ortamda çözelti olmalı ve metaller arasında iletkenlik bulunmalıdır (Aksoy, 2015).

Metal ve alaşımlarının kararlı hale yani bileşik haline dönme eğilimleri yüksektir. Bu sebeple bir metal içinde bulunduğu ortamın elemanlarıyla tepkimeye girer ve önce iyonik hale gelir sonra ortamdaki diğer elementlerle birleşir ve bileşik haline dönmeye çalışır. Bu da o metalin kimyasal değişime uğrayıp bozulması demektir.

Çözülme gerilimleri farklı iki metalin birbirine temas etmesi sonucu, akış yönü çözülme gerilimi yüksek metalden, çözülme gerilimi düşük metale olacak şekilde elektron akımı başlar. Çözülme gerilimi yüksek metal anot durumuna geçer ve devamlı elektron kaybederek tahrip olur.

Metallerin anot ve katot olma özellikleri, hidrojen gerilimine göre düzenlenmektedir. Çözülme gerilimi fazla olanın alt, az olanın ise üst sırada bulunduğu "Metallerde Çözülme Gerilimleri" Tablo 3.4'te gösterilmiştir (Çelebi 1997'den aktaran Kurtuluş, 2009).

Tablo 3.4. *Metallerde çözülme gerilimleri (Çelebi 1997'den aktaran Kurtuluş, 2009)*

Malzeme	Oksidasyon Potansiyel	
Altın	+1,50	Anot ↑ (Soy)
Gümüş	+0,80	
Demir (2)	+0,77	
Bakır	+0,34	
Hidrojen	0,00	Referans
Kurşun	-0,13	Katot ↓ (Baz)
Nikel	-0,25	
Demir	-0,44	
Krom	-0,74	
Çinko	-0,76	
Alüminyum	-1,66	
Magnezyum	-2,36	
Lityum	-2,96	

Paslanmaz çeliklerin kaynak bölgelerinde meydana gelen korozyonun ana mekanizmalarından biri kromca zengin karbürlerin kaynak ısı etkisi ile oluşması ve sonuç olarak karbürlere yakın alanların alaşım elementi açısından fakirleşmesidir. Korozyon morfolojisi de tane sınırlarında çökelmiş bileşiklerin dağılımına ve morfolojisine bağlıdır (Baydoğan, Şeşen, ve Çimenoglu, 2003).

Geçmiş yıllarda uçak kanatlarındaki korozyonun kaynağı yaygın bir şekilde kullanılan çelik iken günümüzde, belirli uçak malzemeleri çelikten imal edilse de kanatlar büyük oranda alüminyum alaşımlarından imal edilmektedir. Bu durum, korozyon direncini büyük oranda artırır ama korozyon riskini tamamen ortadan kaldırmaz (Katifes, 2016).

Korozyon doğal bir reaksiyon olup tamamen önlenmesi zor bir olaydır. Buna karşın uygun malzeme seçimi, tasarım, kaplama ve çevre şartlarını iyileştirme benzeri yöntemlerle korozyonun şiddeti ve etkisi azaltılabilir. Ancak hava araçlarında, malzemenin ağırlık/mukavemet oranının, korozyon direncinden daha cazip hale geldiği durumlar olabilir ve en uygun malzemeyi kullanmak her zaman mümkün olmaz. Bu durumda korozyonu sınırlamaya yönelik tedbirlerin alınması gerekir. Anodik koruma, katodik koruma, organik ve inorganik kaplama, inhibitörle koruma, oksit film kaplama ile koruma uygulanabilecek bazı tedbirlerdir.

Bir korozyona etkiyen faktörler şu şekilde sıralanabilir:

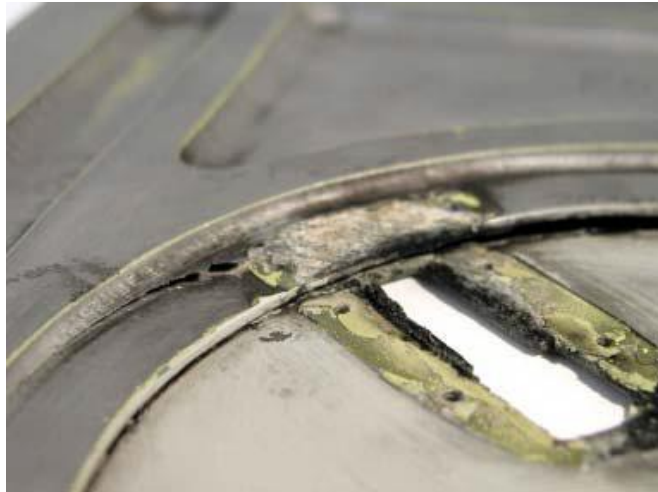
- Korozyonun hızı ve tipi,
- Korozyonun ilerleme miktarı,

- Metal ve ortam arasındaki yüzeyin sıcaklığı ve sıcaklık gradyanı,
- Çevrenin ve birbirine temas halindeki metal yüzeylerin doğası ve bileşimi,
- Malzemedeki ya da montajdaki boşluklar,
- Malzemeler arası veya malzemeyle çevre arasındaki izafi hareket (Aksoy, 2015).

Bir F-18 uçağının gövde ve kanat birleşim bağlantı elemanlarında meydana gelmiş olan korozyon Görsel 3.12’de; bir uçağın bakım kapağının altında oluşan korozyon Görsel 3.13’te verilmiştir.



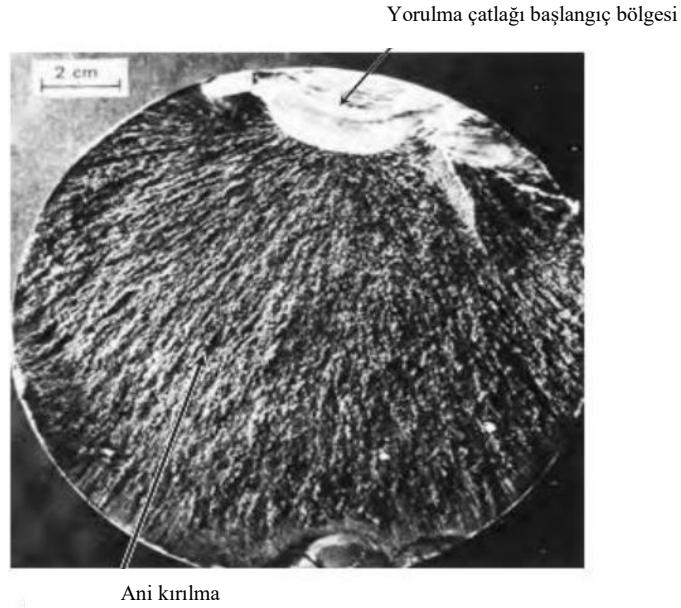
Görsel 3.12. F-18 uçağında korozyon (Rose and Legg, 2014)



Görsel 3.13. Bakım kapağı altındaki korozyon (Findlay and Harrison, 2002)

3.2.2. Yorulma

Dinamik yükler etkisi altında bir malzemenin ya da parçanın mekanik özelliklerinde görülen azalmaya yorulma denir. Malzemeye etkiyen bu çevrimsel yüklerin ürettiği gerilme normal şartlar altında malzemenin dayanımının çok altındadır. Hasar genelde yüzeyde bulunan bir süreksizlikten başlar ve çatlak yayılır. Bu süreçte göz veya tahribatsız muayene yöntemleriyle çatlak tespit edilemezse, çatlak boyutu kritik bir değere eriştiği zaman, ani bir kırılma meydana gelir. Kırık yüzey incelendiğinde, kritik çatlak boyuna ulaşıncaya kadar geçen zamandaki yorulma çatlağının makroskobik düzeyde görülebilen karakteristik yorulma çizgileri bıraktığı görülür. Kumsal çizgilerine benzeyen bu izler ve düzgün yapı, kritik çatlak seviyesinden sonra gerçekleşen ani kırılma bölgesinde yerini daha pürüzlü bir yapıya bırakır. Görsel 3.14'te yorulma sonucu kırılmış bir malzemedeki yorulma çizgileri ve ani kırılma bölgesi görülmektedir.

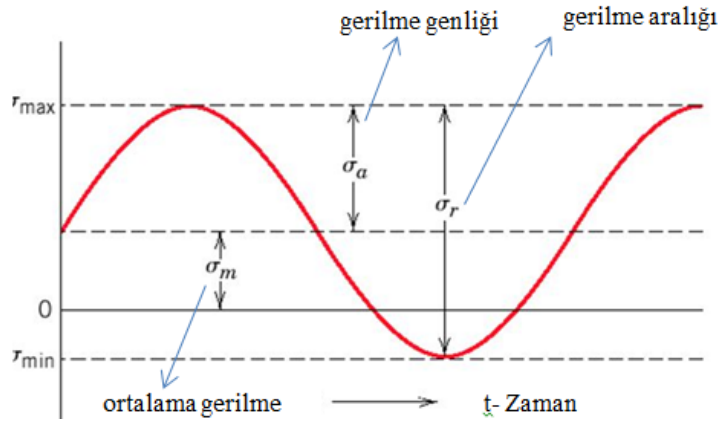


Görsel 3.14. *Yorulma kırılması sonucu malzeme kesiti (Callister, 2007)*

Yorulma nedeniyle bir malzemenin kırılması üç aşamada gerçekleşir. Bunlar:

- Çevrimsel yüklerin etkisiyle yorulmadan kaynaklı çatlağın başlaması,
- Yorulma çatlağının yayılması,
- Çatlak, kalan malzemenin uygulanan kuvvetlere dayanamadığı nokta olan kritik düzeye ulaştığında ani bir kırılmanın yaşanması şeklindedir.

Şekil 3.9’da gerilme-zaman grafiği gösterilmektedir. Bu grafikte minimum ve maksimum gerilme değerleri çevrimsel yüklerin aldıkları en büyük ve en küçük değerlerdir. Malzemeye etki eden bu çevrimsel yükler, her zaman malzemenin statik zorlamada dayanabileceği gerilme değerinin altındadır. Minimum ve maksimum gerilme değerlerinin arasındaki değerler bölgesine de gerilme aralığı denir. Çevrim ise gerilme-zaman eğrisinde periyodik bir şekilde tekrarlanan en küçük bölümdür (http-4).



Şekil 3.9. Gerilme-zaman grafiği (http-4)

Bir malzemenin yorulma mukavemetini etkileyen belirli unsurlar vardır. Bunlar:

- Malzemenin yüzey işleme kalitesi: Malzeme yüzeyi pürüzsüzlüğünü kaybettiğinde yorulma ömrü de düşmektedir.
- Çentik etkisi: Malzemede çentiğin olması yüzey işleme kalitesiyle aynı etkiyi yapmakta ve yorulma ömrünü azaltmaktadır.
- Korozyon: Korozyona uğramış bir malzemede, yorulma çatlakları daha kısa sürede oluşmakta ve çatlak ilerleme hızı artmaktadır.
- Sıcaklık: Yorulma mukavemeti yüksek sıcaklıkta azalırken, düşük sıcaklıkta artmaktadır.
- Gerilme koşulları: Eksenel ve eğme gerilmeleri ile burma gerilmesinin yorulma üzerinde farklı etkileri vardır.
- Tane boyutu: Malzemenin tane boyutu büyüdükçe yorulma mukavemeti azalmaktadır (Bircan, 2011; Aksoy, 2015).

Yorulma çatlakları genellikle malzemenin yüzeyinde oluşur. Yorulma çatlaklarının malzeme yüzeyinden başlamasının nedenleri:

- Bir malzemenin dış ortamdan etkilenen kısmı yüzeyidir.

- Malzeme yüzeyinin pürüzlülüğü, gerilme yığılmalarına sebep olur.
- Burulma ve eğilme durumlarında gerilmelerin yüzeyde en yüksek değere ulaşmasıdır (Eryürek, 1993).

Birçok metal ve alaşımın yorulma davranışları laboratuvar ortamında analiz edilip anlaşılmış olmasına rağmen, yorulma çatlakları hala hava araçlarında en çok karşılaşılan hasar sebebidir. Bu yüzden uçak malzemeleri, imal edilirken yorulma çatlak ve kırılmalarına karşılık yüksek emniyet katsayısı kullanılır (Katifes, 2016).

Tablo 3.5'te verilen yorulma hasarı sebepli kazaların meydana geldiği hava araçlarındaki çatlak başlama bölgeleri incelendiğinde, yorulma hasarlarının genellikle yüzey mükemmelliğini bozan unsurlar nedeniyle oluştuğu anlaşılmaktadır.

Tablo 3.5. Yorulma çatlağı başlangıç bölgeleri (Findlay and Harrison, 2002)

Çatlak Başlangıç Bölgesi	Olay Sayısı	
	Sabit Kanat	Döner Kanat
Cıvata, vida veya somun	108	32
Perçin deliği ya da diğer delikler	72	12
Kavis, yarıçap veya keskin çentikler	57	22
Kaynak	53	3
Korozyon	43	19
Yiv (Bolt ve vida hariç)	32	4
İmalat hataları	27	9
Çizik, çentik veya dent	26	2
Sürtme	13	10
Yüzey / yüzey altı kusurları	6	3
Uygun olmayan ısıl işlem	4	2
Bakım kaynaklı çatlak	4	-
Mekanik işlemle sertleştirilmiş bölge	2	-
Aşınma	2	7

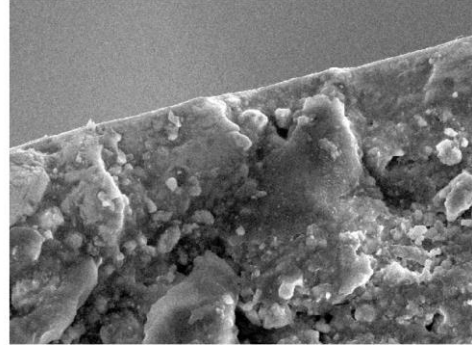
Görsel 3.15 (a), (b) ve (c)'de bir Cessna L19 uçağının iniş takım dikmesindeki yorulma sonucu kırılan bir şaftın kırılma yüzeyinin makroskobik (Görsel 3.15(a)) ve mikroskobik (Görsel 3.15 (b) ve (c)) görüntüleri verilmiştir.



(a)



(b)



(c)

Görsel 3.15. Yorulma sonucu kırılan bir şaftın kırılma yüzeyinin makroskobik (a), mikroskobik (b) ve (c) görüntüleri (May, 2010)

3.2.3. Kırılma

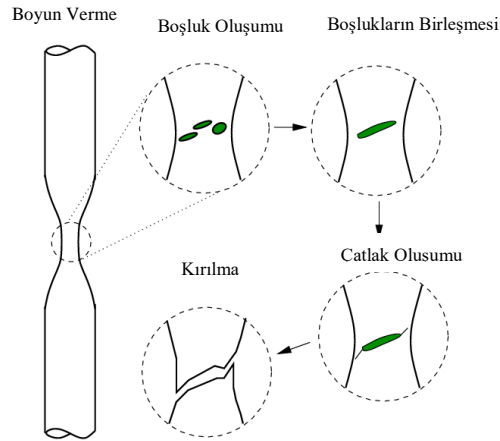
Bir cismin belli bir yük altında, en az iki parçaya ayrılması olayına kırılma denir. Bir başka deyişle, bir malzemedeki başlangıçta bulunan ya da daha sonra oluşan bir çatlak, malzemeye etkiyen gerilmeler nedeniyle, büyüyerek malzemeyi iki ya da daha fazla parçaya ayırmasıdır. Kırılma iki aşamadan oluşur; bu aşamalar çatlak oluşması ve ilerleyen çatlak kritik safhaya geldiğinde malzemenin kırılması şeklindedir (Eryürek, 1993). Çatlak ilerlemesi kararlı ve kararsız olmak üzere iki halde olabilir. Kararlı ilerleyen çatlakta, çatlak ilerlemesi için her seferinde daha fazla yük uygulamak gerekirken; kararsız ilerleyen çatlakta buna gerek olmadan kontrolsüz bir şekilde çatlak ilerlemektedir. Malzemenin özellikleri ve kritikliğine göre çatlak durdurma delikleri açılarak, çatlak büyümesi engellenebilir. Malzemenin kırılıncaya kadar uğradığı şekil değişimine bakılarak kırılma, sünek ve gevrek kırılma şeklinde iki gruba ayrılır.

3.2.3.1. Sünek kırılma

Kırılma gerçekleşmeden malzemede önemli miktarda plastik şekil değişimi görülür. Sünek kırılmada; kırılma yüzeyinde lifli görünüm, yüksek oranda plastik deformasyon, yüksek kırılma gerilmesi, mat kırılma yüzeyi ve düşük çatlak ilerleme hızı karakteristik özelliklerdir (Aksoy, 2015). Kırılma gerçekleşmeden önce boyun verdiği için periyodik bakım uygulamalarıyla tespit edilmesi ve kırılma gerçekleşmeden tedbir alınması kolaydır.

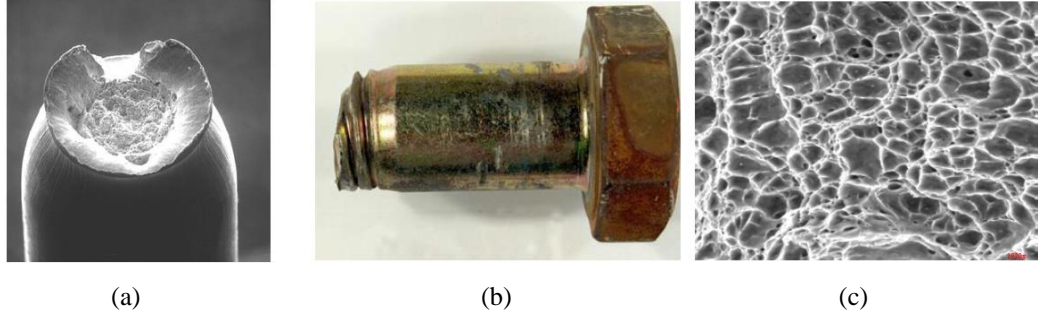
Sünek kırılma beş aşamada gerçekleşir. Sırasıyla bu aşamalar:

- Boyun verme (Necking): Malzemeye etkiyen yükün artmasıyla en kesiti daralırken boyu uzamaya başlar.
- Boşluk oluşumu (Void nucleation): Bu aşamada malzemenin boyun verdiği noktada düzlemler kaymaya ve birbirinden kopyaya başlar.
- Boşlukların birleşmesi / büyümesi (Void coalescence): Birbirinden bağımsız olarak oluşan boşluklar birleşmeye başlar.
- Çatlak ilerlemesi (Crack propagation): Bu aşamada artık boşluklar çatlaklar oluşturup ilerlemeye başlar.
- Kırılma (Seperation): Malzeme artık daha fazla sünemeyecek noktadadır ve boyun verdiği yerden malzeme kopar, kırılır. Sünek kırılmanın aşamaları Şekil 3.10.'da görülmektedir.



Şekil 3.10. Sünek kırılmanın aşamaları (http-5)

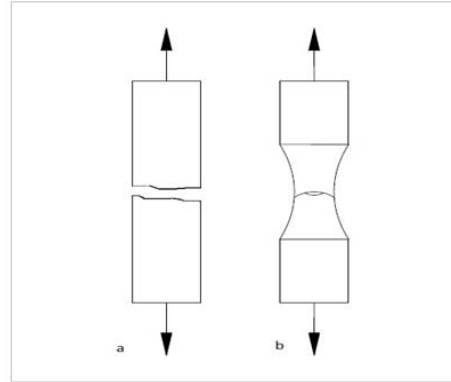
Görsel 3.16'da sünek kırılmanın meydana geldiği malzeme (b) ve mikro yapı (a), (c) özellikleri gösterilmektedir (Zamanzadeh, Larkin and Gibbon, 2004).



Görsel 3.16. Sünek kırılan malzemenin görüntüsü (b), malzemenin mikroyapısı (a) ve (c)
(Zamanzadeh, Larkin and Gibbon, 2004)

3.2.3.2. Gevrek kırılma

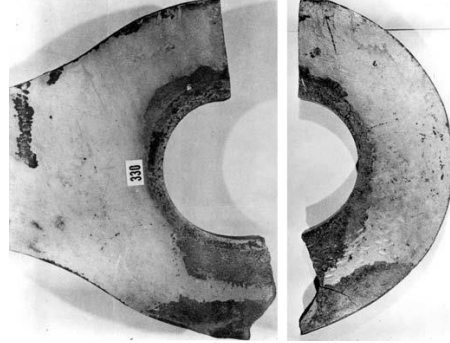
Sünek kırılmanın tersine, kırılma bölgesinde plastik şekil değişiminin olmadığı ya da çok az olduğu kırılma çeşididir. Çatlak ilerleme hızı yüksek ve kırılma gerilmesi düşüktür. Kırılma yüzeyi sünek kırılmaya nazaran çok daha pürüzsüzdür. Aniden yaşandığı ve boyun verme gibi bir işarı olmadığı için bakım uygulamalarında sünek kırılma gibi öncesinde tespit edilemez ve operasyon anında kırılarak istenmeyen sonuçlar doğurabilir. Şekil 3.11 (a)'da gevrek ve Şekil 3.11 (b)'de sünek kırılma örnekleri verilmiştir. Sünek kırılmada, gevrek kırılmaya göre çok daha fazla şekil değişimi ve boyun verme olduğu görülmektedir.



Şekil 3.11. Gevrek (a) ve sünek (b) kırılma (Abacı, 2012)

Gevrek kırılma, herhangi bir işar vermeden ansızın gerçekleşmesi sebebiyle havacılık uygulamaları başta olmak üzere genellikle istenmez. Tarih boyunca gevrek kırılma kaynaklı birçok vahim kaza meydana gelmiştir. Bunlardan biri 15 Aralık 1967'de Batı Virginia'da aniden çökerek 46 kişinin ölümüyle sonuçlanan Point Pleasant

Köprüsüdür. Yapılan araştırma sonucunda Görsel 3.17’de görülen ‘eyebar’ adlı bağlantı elemanının aşırı yük sonucu gevrek kırıldığı ve köprünün çöktüğü ortaya çıkmıştır.



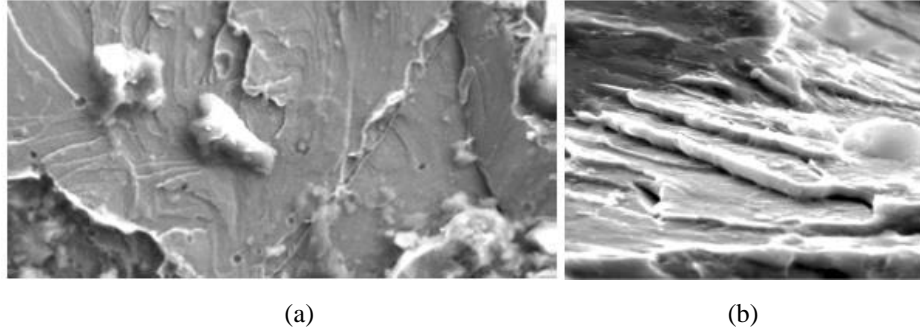
Görsel 3.17. *Gevrek kırılan eyebar (Hertzberg, Vinci and Hertzberg, 2013)*

16 Ocak 1943’te SS Schenectady isimli tanker gemisi ikiye ayrılmıştır ve yapılan araştırmalar gevrek kırılmanın buna sebep olduğunu ortaya çıkarmıştır. Görsel 3.18’de gemi görülmektedir.



Görsel 3.18. *SS Schenectady gemisi (Hertzberg, Vinci and Hertzberg, 2013)*

Görsel 3.19 (a) ve (b)’de gevrek kırılmanın oluşturduğu mikroyapı görülmektedir.



Görsel 3.19. Gevrek kırılma mikroyapısı (a) ve (b) (Zamanzadeh, Larkin and Gibbon, 2004)

3.2.4. Aşınma

Aşınma, kayma, çarpma veya yuvarlanma hareketleri sebebiyle birbirleri ile temas halinde bulunan iki malzemeden (katı, sıvı, gaz) en az birinde mekanik etkenler kaynaklı istenmeyen yüzey hasarı oluşumu ya da yüzeyden parça ayrılması şeklinde tanımlanabilen malzeme kaybı olayıdır. İmalat teknolojisi ve kalitesi ne kadar iyi olursa olsun, mikro düzeyde yüzeylerde daima pürüzlülük olur ve bu pürüzlülük oranınca temas eden yüzeyler arasında aşınma gerçekleşir.

Aşınma esnasında yüzeydeki malzeme kaybı üç şekilde gerçekleşebilir; kimyasal çözünmeyle oluşan malzeme kaybı, lokal erimelerle meydana gelen malzeme kaybı ve yüzeyden fiziksel olarak ayrılan malzeme kaybı şeklindedir. Bir aşınma sürecinin meydana gelebilmesi için aşınan (ana malzeme), aşındırıcı (karşı malzeme), ara malzeme, hareket ve yük bileşenlerinin bulunması gerekir. Ayrıca nem, atmosfer, sıcaklık, kayma yolu ve hızı, yüzey sertliği ve kalitesi, yüzeyler arası sürtünme katsayısı ve sürtünme süresi, yağlama da bu süreci etkileyen faktörlerdir (Ayvaz, 2013).

Çeşitli aşınma mekanizmaları bulunmaktadır. Bunlar, abrasif aşınma, adhesif aşınma, yorulma aşınması, erozyon (çarpmalı darbe) aşınması, kimyasal (korozif) aşınma, öğütmeli aşınma, oymalı aşınma, kazımalı aşınma ve elektrik ark aşınması olarak sayılabilir (Çelikyürek, 2006; Aksoy 2015).

Bir uçağın yakıt pompasında meydana gelen aşınma Görsel 3.20'de gösterilmiştir.

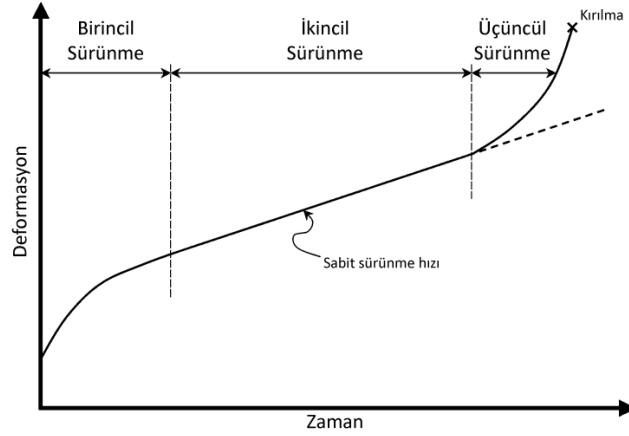


Görsel 3.20. *Bir uçağın yakıt pompasında meydana gelen aşınma (Ramachandran vd., 2005)*

3.2.5. Sürünme

Sürünme, belirli bir zaman periyodu içerisinde, sabit bir sıcaklık ve sabit gerilme altında malzemelerin kalıcı deformasyona uğramasıdır. Artan sürünme geriniminin tasarım limitlerini aşmasıyla sürünme hasarı oluşur. Gerilme altındaki malzemenin maksimum sürünme limitlerini aşmasıyla ikiye ayrılmasına sürünme kopması denir. Metal malzemeler uygulanan sabit kuvvetle, ani olarak belli bir miktar şekil değiştirdikten sonra kuvvet sabit bir şekilde uygulanmaya devam edilirse malzeme kopana kadar şekil değişimi devam eder. Sürünme hasarı özellikle yüksek sıcaklıkta çalışan malzemelerde görülür; gaz türbinleri, petrokimyasal ve kimyasal endüstriler, nükleer reaktörler, termik santraller, uçak motor malzemeleri bunlara örnek olarak verilebilir. Düşük sıcaklıkta küçük taneli, yüksek sıcaklıkta iri taneli malzemeler daha iyi sürünme dayanımı gösterir. Buna karşılık tane büyüklüğü arttıkça süneklik ve yorulma dayanımı azalır. Malzemenin kullanılacağı yerin çalışma koşulları değerlendirilerek optimal tane büyüklüğü ve sürünme, süneklik ve yorulma özellikleri elde edilir (Sönmez, 2010).

Bir malzemenin yüksek sıcaklık ile gerilme altında gösterdiği davranış sürünme eğrileriyle ifade edilir. Şekil 3.12’de bir sürünme eğrisi görülmektedir. Bir sürünme eğrisi birincil, ikincil ve üçüncül olmak üzere üç bölgeden oluşur.



Şekil 3.12. Sürünme eğrisi (Ulukut, 2014)

Birincil sürünme bölgesinde, yük etkisiyle malzemede dislokasyon miktarı çoktur ve malzeme uzar. Yüksek sıcaklık sebebiyle iç gerilmeler azalır ve deformasyon sertleşmesi dolayısıyla sürünme hızı zamanla düşer.

İkincil sürünme bölgesi kararlı sürünme bölgesi olarak adlandırılır. Bunun nedeni sürünme hızının bu bölge içinde sabit olmasıdır. Aynı zamanda en uzun süren sürünme evresidir. Bu evrede sürünme hızı minimum değerdedir. Minimum sürünme hızı ile malzemenin hasara uğrama süresi ters orantılıdır. Sürünme hızı yükseldikçe, malzemenin hasara uğrama süresi azalır. Bir malzemenin sürünme ömrüyle ilgili hesaplamalar genellikle bu evreden elde edilir.

Üçüncül sürünme bölgesinde sürünme hızı tekrar artmaya ve malzeme boyun vermeye başlar. Malzemenin içyapısındaki dislokasyonlar birleşerek çatlak oluşturur ve son olarak malzeme kopar (Gülçimen, 2013; Türkoğlu 2013).

Bir test numunesinin sürünme deneyinden önceki ve sonraki hali sırasıyla Görsel 3.21 ve 3.22’de gösterilmiştir. Malzeme sabit sıcaklık altında sabit bir kuvvetle çekildiğinde önce boyun vermiş ve maksimum sürünme limitlerine ulaştığında da kopma gerçekleşmiştir.



Görsel 3.21. Sürünme deneyi öncesinde test numunesi (Chvostova and Dzugan, 2017)



Görsel 3.22. Sürünme deneyi sonrasında test numunesi(Chvostova and Dzugan, 2017)

3.3. Hasar Analizi İşlem Basamakları

Hasar analizi süreci azim, soruna sistematik bir yaklaşım, malzeme, aerodinamik, yapısal, mekanik, kimyasal, elektronik, insan faktörü gibi birçok disiplin dalında uzmanlık gerektiren bir faaliyettir. Analizistin uzmanlık seviyesi ve kullandığı teknikler doğru tespiti yapabilmek için çok önemlidir. Tek bir analizistin olayı inceleyip hasar analizi yapabilmesi için tüm bu disiplinler hakkında yeterli bilgi ve deneyime sahip olması mümkün değildir. Bu nedenle hasar analizinde gerekli disiplinlerden yeterli bilgi ve deneyime sahip personelden oluşacak bir ekip kurulması en uygun olanıdır. Her kaza ve hasarın kendine özgü dinamikleri olduğu için her birinde farklı analiz yolu ve metotları kullanılabilir. Bu nedenle, genel anlamda bir hasar analizinin işlem basamakları aşağıdaki gibi sıralanabilir (Eryürek, 1993; Yıldırım, S. ve Çimenoglu, 2000; Eliaz and Latanision, 2007; Bircan, 2011)

1. Planlama yapılması.
2. Kayıt tutma biriminin kurulması.
3. Verilerin toplanması.
4. Fotoğraf ve video kayıtların alınması.
5. Hasarlı bölge ve bileşenlerin ön incelemesinin yapılması.
6. Laboratuvar muayenesi için numune seçimi.
7. Tahribatsız muayene yöntemlerinin uygulanması.
8. Mekanik testlerin yapılması.
9. Kimyasal testlerin yapılması.
10. Makroskobik ve mikroskobik incelemelerin yapılması.
11. Hasar mekanizmasının belirlenmesi.
12. Veri analizinin yapılması.
13. Hasar analizi raporunun yazılması.

3.3.1. Planlama yapılması

Bazı durumlarda hasar analizi yapılacak olayın sınırları çok geniş ve sistemdeki parametreler fazla ve değişken olabilir. Bu durumda birçok disiplinden çok sayıda uzman kişinin bir arada çalışması gerekebilir. Bu şartlar altında planlamanın önemi bir kat daha artmaktadır. İyi bir planlama yapılmadığı takdirde olayın kök nedenine ulaşmak bir yana içinden çıkılmaz veri yığınlarının olduğu bir durumla karşı karşıya kalınır (Ramachandran vd., 2005).

3.3.2. Kayıt tutma biriminin kurulması

Kayıt tutmanın düzenli bir biçimde gerçekleştirilmesi hayati önem arz etmektedir. Bu, çoğu kez birkaç laboratuvar (veya "taşeron") arasında bölünen hasar analizi çalışmalarının yanı sıra örneklerin uzun vadeli depolanmasına da yardımcı olacaktır. Bulguların nihayetinde yasal işlemlere yol açabileceği de unutulmamalıdır. Bu nedenle, her adım açıkça belgelenmelidir. Uçak kuyruk numarası (veya adı), parça/montaj adı ve soruşturmayı talep eden müşteri ile birlikte yazılmalıdır. Soruşturmada sorumlu personel ile birlikte örnek toplama yeri ve tarihi belirtilmelidir. Buna ek olarak, aciliyet derecesi ve soruşturmanın tamamlanması için son tarih belirtilmelidir (Eliaz and Latanision, 2007).

3.3.3. Verilerin toplanması

Hasar analizine başlarken yapılacak işlem söz konusu analize sebep olan arka planda gelişen durumlar hakkında verilerin toplanmasıdır. Toplanacak veriler iki gruba ayrılır: (Ramachandran vd., 2005; Yavuz, 2005; Eliaz and Latanision, 2007)

- Hasara ya da arızaya sebep olan sistem bileşeni hakkındaki veriler
- Hasarın ya da arızanın kendisi hakkındaki veriler

Hasara ya da arızaya sebep olan sistem bileşeni hakkındaki veriler şunlardır:

1. Bileşenin adı, parça numarası, üreticisi ve kullanıcı
2. Bileşenin sistem içerisindeki konumu
3. Bileşenin amaçlanan fonksiyonu
4. İlk kullanımdan itibaren servis ömrü
5. Son revizyondan sonraki servis ömrü
6. Tasarım yükleri, fiili servis yükleri ve yük yönlendirmeleri
7. Yükleme sıklığı

8. Sıcaklık, basınç gibi servis parametreleri
9. Çevre şartları
10. İnşaat malzemeleri
11. Bileşenlerde verilen imtiyazlar
12. Mukavemet parametreleri
13. Üretim süreçleri
14. Termomekanik işlemler
15. Yüzey işlemleri
16. Muayene teknikleri ve kayıtları
17. Bakım kayıtları
18. Özel değişiklikler
19. Teknik resimler
20. Bileşenin tasarım ömrü
21. Bileşenin bakım, servis kayıtları ve bakım el kitapları
22. Bileşenin geçmişindeki benzer arıza kayıtları

Hasarın ya da arızanın kendisi hakkındaki veriler:

1. Olayın tarihi, saati ve yeri
2. Çevredeki yapı, personel vb. hasar miktarı
3. Arızadan hemen önce çalışma koşulları
4. Servis anormallikleri
5. Başarısız bileşenin ve çevredeki alanların krokisi ve fotoğrafları
6. Enkaz dağılım haritası
7. Görgü tanıkları ifadeleri şeklindedir.

3.3.4. Fotoğraf ve video kayıtların alınması

Fotoğraf ve video kaydı alınması olay mahallinde yapılması gereken ilk aşamadır. Daha önce icra edilen planlama, kayıt biriminin oluşturulması ve verilerin elde edilmesi olay yerine gelmeden yapılacak işlemlerdir. Olayın bir uçak kazası olduğu düşünülürse enkazın çok büyük bir alana yayılmış olması ya da ortam şartlarının değişebilecek olması ile delillerin yok olmasının önüne geçebilmek için olay yerinin genel ve tüm bileşenlerin ayrı ayrı fotoğraf ve video kaydı alınmalıdır. Analiz boyunca elde edilen tüm kanıtların kaydının alınmasına devam edilmelidir. Çekilen video ve fotoğrafların

hangi bileşene ait olduğu, nerede çekildiği, diğer fotoğraflarla varsa bağlantısı, yakınlaştırma miktarı belirtilmelidir. (Ramachandran vd., 2005)

3.3.5. Hasarlı bölge ve bileşenlerin ön incelemesinin yapılması

Hasarlı bölge ya da bileşende herhangi bir temizlik çalışması yapılmadan ön inceleme yapılması önemlidir. Bileşenler üzerindeki iz ve kalıntılar hasar mekanizması hakkında bilgi verebilir (Eryürek, 1993). Ayrıca imalat işaretlerinin belgelendirilmesi, şekil veya boyut değişikliklerinin tespiti, renk değişikliğinin belirlenmesi, başarısızlığın kaynağını, korozyon, aşınma ve çapaklanma gibi deliller içerir.

3.3.6. Laboratuvar muayenesi için numune seçimi

Bir hasar analizinde laboratuvar muayenesine örnek toplamak çok dikkatli ve özenle yapılması gereken bir iştir. Numune seçiminde yapılacak bir hata zamanın boşa harcanması dışında kök nedenin bulunması safahatında kafa karışıklığına ve yanlış yönlendirmelere sebep olabilir. Olaya sebep olan birincil ve ikinci nedenlerin birbirleriyle karışmaması için numuneler dikkatli bir şekilde toplanmalı ve sistem üzerindeki ve enkazdaki yerleri not edilmelidir. Kırılma yüzeyleri, laboratuvar incelemesinde önemli bilgiler verebileceği için özenle toplanmalı ve bu yüzeylerin toplama, taşıma esnasında zarar görmemesine azami gayret gösterilmelidir. (Eliaz and Latanision, 2007)

3.3.7. Tahribatsız muayene yöntemlerinin uygulanması

Üretim ya da servis aşamasında oluşarak bir malzemenin yapısal bütünlüğünü bozan süreksizlikleri tespit etmek ya da malzeme bünyesinde herhangi bir süreksizlik olmadığını belirlemek amacıyla yapılan, test aşamasında numunenin değil, malzemenin bizzat kendisinin kullanıldığı ve malzemeye herhangi bir zararın verilmediği test ve tekniklere tahribatsız muayene yöntemleri denir. Tahribatsız Muayene (Nondestructive Inspection - NDI), Tahribatsız İnceleme (Nondestructive Examination – NDE), Tahribatsız Test (Nondestructive Testing - NDT), Tahribatsız Değerlendirme (Nondestructive Evaluation - NDE) gibi aynı anlama gelen çeşitli isimlendirmeleri mevcuttur. Göz ve optik cihazlarla muayene, manyetik parçacık ile muayene, girdap akımları ile muayene, ultrasonik muayene, sıvı penetrant ile muayene, radyografik muayene havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan yöntemlerdir.

3.3.7.1. Göz ve optik cihazlar ile muayene

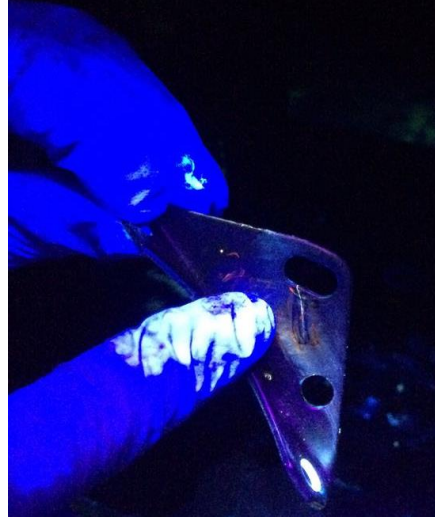
Göz ve optik cihazlarla muayene tahribatsız test yöntemlerinin ilk aşamasını oluşturur. Muayene edilecek malzemenin uzman personel tarafından çıplak gözle ya da optik cihazla incelenmesini kapsar. Bu yöntem, metalik ya da metalik olmayan tüm malzemelere uygulanabilir. Muayene edilecek yüzeye erişilebilirlik durumuna göre gerektiğinde baroskop gibi yardımcı cihazlar da kullanılabilir. Bu yöntemde en önemli kriterler, iyi bir aydınlatma ve kir, yağdan arındırılmış temiz bir yüzeydir. Görsel 3.23'te baroskop ekranından bir kompresör palesinin görüntüsü verilmiştir.



Görsel 3.23. Baroskop ekranından görülen kompresör palesi (<http-6>)

3.3.7.2. Sıvı penetrant ile muayene

Penetrant ile muayene, yüzeye açık süreksizliklerin içine kapiler hareketle nüfuz etmiş olan penetrantın, geliştirici (developer) tarafından ters kapiler hareket ile tekrar yüzeye çekilmesiyle süreksizliğin tespit edilmesi prensibinin uygulandığı yöntemdir (General Dynamics, 1977). Bu yöntemin sağlıklı bir şekilde uygulanabilmesi için yüzeyin boya, kaplama, kir, yağ gibi yabancı maddelerden temizlenmesi ve pürüzsüz bir yüzey sağlanması şarttır. Süreksizliklerin tespitinde kullanılan hızlı, ekonomik, basit ve güvenilir bir tahribatsız muayene yöntemidir. Sıvı penetrant ile muayene, test yüzeyinin hazırlanması, penetrantın uygulanması, fazla penetrantın giderilmesi, geliştiricinin uygulanması, malzeme yüzeyinin uygun ışık kaynağı altında incelenmesi ve yüzeyin temizlenmesi işlem basamaklarından oluşmaktadır. Görsel 3.24'te bir test malzemesinin siyah ışık altında incelenmesi görülmektedir.



Görsel 3.24. Bir test parçasının siyah ışık altında incelenmesi

3.3.7.3. Manyetik parçacık ile muayene

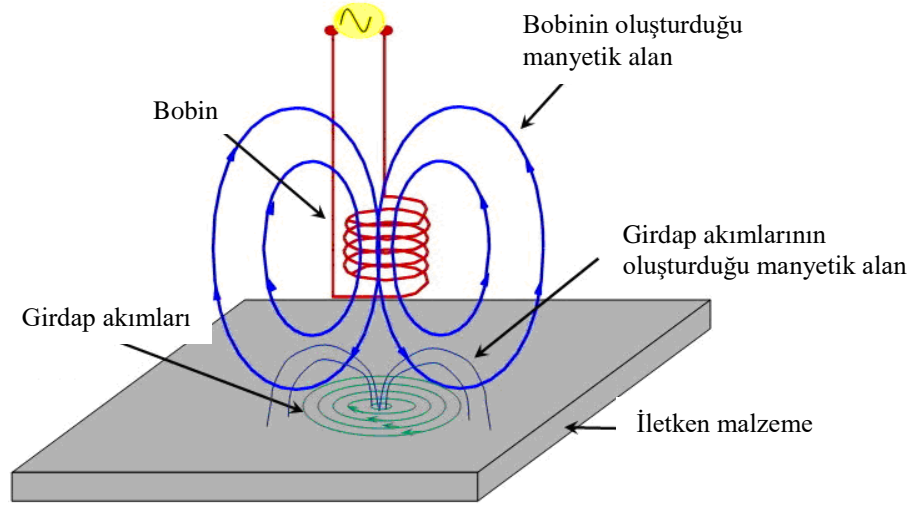
Manyetik parçacık ile muayene, mıknatıslanma özelliği yüksek olan malzemelerin yüzeyinde veya yüzeye yakın bölgelerinde bulunan belirsizliklerin tespitinde kullanılan tahribatsız bir muayene yöntemidir. Üzerinde manyetik alan oluşturulan test parçasının yüzeyinde ya da yüzeye yakın bir noktasında süreksizlik varsa burada akı kaçakları oluşur ve demir tozları bu bölgede toplanır. Manyetik parçacık ile muayene, yüzey hazırlama, manyetik alan üretilmesi, kontrol-değerlendirme ve demanyetizasyon aşamalarından oluşur. Görsel 3.25'te merkezi iletken ile manyetizasyon, direk manyetizasyon ve bobin ile manyetizasyonun yapılabildiği bir manyetik parçacık ile muayene test seti görülmektedir.



Görsel 3.25. Manyetik parçacık ile muayene test seti

3.3.7.4. Girdap akımları ile muayene

Girdap akımları ile muayene, alternatif akım bobini tarafından oluşturulan manyetik alanın test parçası yüzeyinde dairesel girdap akımları indüklemesine dayanır. Test parçası yüzeyindeki veya yüzeye yakın bölgesindeki süreksizlikler, indüklenen girdap akımlarının yönünü ve manyetik alanını değiştirmektedir. Bu değişiklik bobin tarafından algılanmakta ve süreksizlik tespit edilmektedir. Şekil 3.13'te girdap akımları çalışma prensibi ve Görsel 3.26'da portatif bir girdap akım test cihazı gösterilmiştir.



Şekil 3.13. Girdap akımları ile muayene yönteminin çalışma prensibi (Milli Eğitim Bakanlığı, 2012)



Görsel 3.26. Portatif bir girdap akım test cihazı

3.3.7.5. Ultrasonik muayene

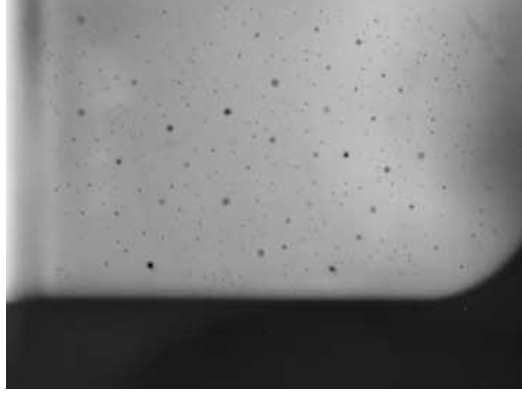
Ultrasonik muayene temel olarak ses dalgalarının yayılma prensibine dayanır. Test cihazının probu tarafından üretilen yüksek frekanslı ses dalgaları malzeme içerisinde ilerleyerek malzemenin arka yüzeyinden geri döner. Bu ses dalgaları malzeme içerisinde bir süreksizlikle karşılaştığında, süreksizliği geçemeyip geri yansır ve prop tarafından algılanarak malzeme içerisindeki süreksizlik tespit edilir. Görsel 3.27’de kalibre bloğu üzerinde test işleminde kullanılan bir ultrasonik muayene cihazı görülmektedir.



Görsel 3.27. Kalibre bloğu üzerinde test işleminde kullanılan bir ultrasonik muayene cihazı

3.3.7.6. Radyografik muayene

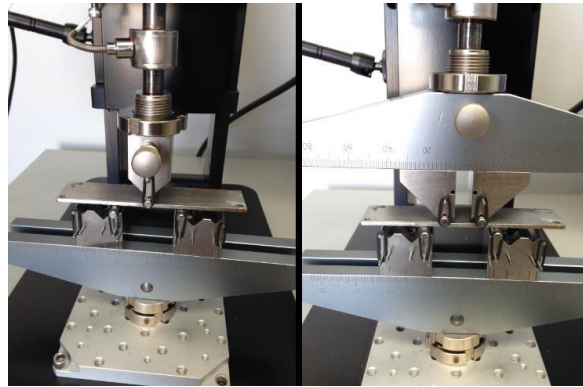
Radyografik muayene X ve Gama ışınlarının yayılımı prensibine dayanır. Bir kaynaktan çıkan X veya Gama ışınları, test malzemesine nüfuz eder ve ilerleyerek malzemeyi terk eder. Işınlar, test malzemesinin arkasına yerleştirilen bu ışınlara duyarlı filmle karşılaştıklarında malzeme içerisinde bulunan bir süreksizliklerin görüntüsünü daha koyu olarak filme aktarırlar. Görsel 3.28’de test malzemesi içinde bulunan hava boşluklarının filme nasıl yansıdığı görülmektedir (USA Secretary of the Air Force, 2014).



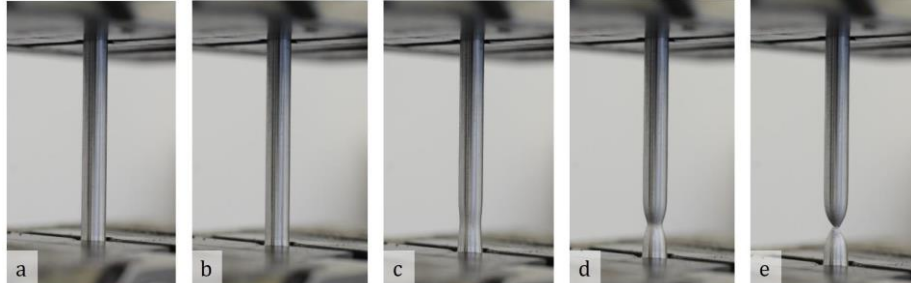
Görsel 3.28. Hava boşluklarının bir filme yansımaları (USA Secretary of the Air Force, 2014)

3.3.8. Mekanik testlerin yapılması

Bir hasar analizinde, hasarlı bileşenin mekanik özelliklerinin belirlenmesi önemli bir adımdır. Bu sayede analist, bileşenin hangi maddeden üretildiğini, mukavemet özelliklerine uygunluğunu ve servis gerilmelerine dayanımını tespit edebilir. Ayrıca hasarlı bileşenden alınan numune ile birlikte o an serviste olan benzer bir bileşenden alınan numune ve hiç kullanılmamış bir bileşenden alınan numuneye aynı mekanik testlerin uygulanması analiste fikir verebilir. Burada önemli olan tüm numunelerin aynı partiden olması gerektiğidir. Çekme, basma, bükme, yorulma, darbe, sürünme, kırılma tokluğu, sertlik testleri gibi yöntemler kullanılabilir. Bileşenin hasar sonrası durumu bu testlere izin vermiyorsa en azından bir sertlik ölçümü bile çekme mukavemetinin tahmininde çok yardımcı olabilir (Ramachandran vd., 2005). Görsel 3.29’da üç ve dört nokta eğilme testi, Görsel 3.30’da ise çekme testinin test malzemesinin başlangıçtan itibaren boyun verip kopmasına kadarki evreleri verilmiştir.



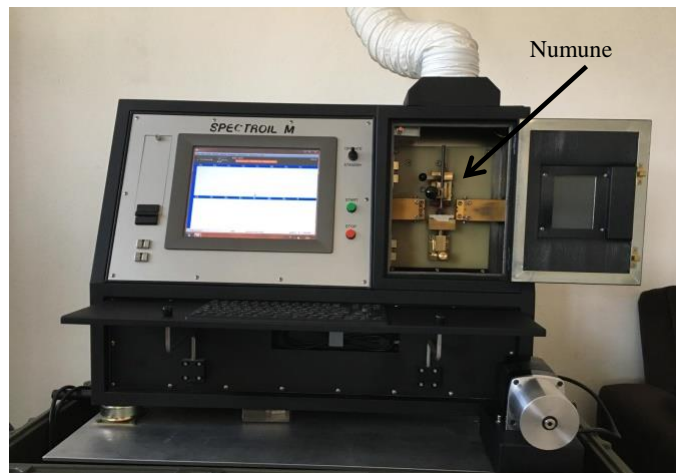
Görsel 3.29. Üç nokta ve dört nokta eğilme testi (Sim, 2016)



Görsel 3.30. Çekme testi evreleri (“Tensile testing”, tarihsiz)

3.3.9. Kimyasal testlerin yapılması

Hasara uğramış bölgeden alınan numunenin kimyasal analizi, tasarımda belirlenen standartlar ve malzeme homojenliğinden sapma ile yabancı madde ve fazların yarattığı kirlilik, korozyon ürünleri ve kaplamalar hakkında bilgi sağlar. Özellikle bazı kirliliklerin metallerde aşınmaya sebep olduğu göz önünde bulundurulursa, zararlı bileşenlerin tanımlanmasının önemi daha iyi anlaşılır. Spektrofotometre, atomik absorpsiyon spektrometresi, atomik emisyon spektrometresi, x-ışını floresan analizi, lazer prob mikroanalizi, elektron prob mikroanalizi, Auger elektron spektroskopisi, x-ışını fotoelektron spektroskopisi, Fourier dönüşümü kızılötesi spektroskopisi, diferansiyel tarama kalorimetresi kullanılan bazı kimyasal yöntemlere örnek olarak verilebilir (Findlay and Harrison, 2002; Eliaz and Latanision, 2007). Görsel 3.31’de bir atomik emisyon spektrometre cihazı görülmektedir.



Görsel 3.31. Atomik emisyon spektrometresi

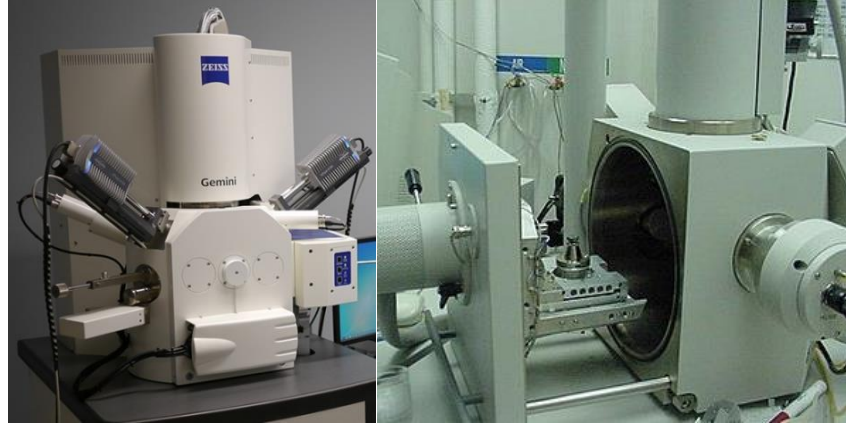
3.3.10. Makroskobik ve mikroskobik incelemelerin yapılması

Kırılma yüzeylerinin makroskobik ve mikroskobik incelemesi, çıplak göz, büyüteç, mikroskop, taramalı elektron mikroskobu (SEM) kullanılarak çeşitli büyütme ve çözünürlük düzeylerinde gerçekleştirilebilir. Bunlar, bileşenin seçilen bölümlerinin metalografik muayenesi ile desteklenmelidir. Bu testlerden elde edilecek bilgiler hasarın nedenini, mekanizmasını ve sırasını belirlemek için son derece yararlıdır. Laboratuvar muayenesi için numune seçimi başlığı altında, kırılma yüzeylerinin temizliği ve taşınması esnasında dikkatli olunması gerektiğinden bahsedilmiştir. Bu yüzeylerin makroskobik ve mikroskobik incelemesinde kırılma mekanizması hakkında hasar analizini sonuçlandıracak çok önemli bulgular elde edilebilir. Bu aşamada tane boyutu, yüzey tabakaları ve kaplamaların kalınlığı, kırılma yüzeyine yakın kusurlar, ikincil kırılma, çatlama / kırılma yolu gibi veriler elde edilebilir (Eliaz and Latanision, 2007).

3.3.10.1. Taramalı elektron mikroskobu

Mikroskobik incelemelerde sıklıkla kullanılan SEM, oldukça küçük bir alana odaklanmış bulunan yüksek enerjili elektron demeti ile test numunesi yüzeyinin taranması prensibine göre çalışmaktadır. Elektron mikroskopları hakkındaki çeşitli gelişmelerden sonra 1937'de Manfred von Ardenne tarafından ilk taramalı elektron mikroskobu icat edilmiştir. SEM, özellikle pürüzlü yüzeylerin incelenmesinde yüzey topografyasının çıkarılmasında çok başarılıdır. Işık mikroskoplarına göre çözme gücü, çözme derinliği ve büyütme kabiliyeti yüksektir.

SEM cihazına bir kamera bağlanarak, test numunesinden elde edilen mikroskop görüntüsü bilgisayara aktarılabilir. Bilgisayar üzerinde de çeşitli imaj analiz programları ile görüntü analizi yapılabilir (Elieyioğlu, 2005). Görsel 3.32'de bir SEM cihazı ve vakum odası görülmektedir.



Görsel 3.32. SEM ve SEM'in vakum odası (<http-7>)

3.3.11. Hasar mekanizmasının belirlenmesi

Bu aşamada ilk olarak olası hasar mekanizmaları belirlenir ve beyin fırtınası yapmak için takımlar kurulabilir. Tüm potansiyel mekanizmalar listelendikten sonra, hasara yol açmayan mekanizmaları eleyebilmek için sistematik bir yaklaşım uygulanmalı ve bu aşama sonunda hasar mekanizması önerilmiş olmalıdır. Akabinde önerilen hasar mekanizmasını desteklemek için deneysel, matematiksel veya simülasyon yaklaşımları kullanılmalıdır. Deneysel teknikler kritik çatlak uzunluğunu ve hasar süresini belirlemek için gerilme / sıkıştırma (statik), yorulma (dinamik) veya kırılma mekaniği testlerini içerebilir. Rüzgâr tünelleri, sensörler vb. araçlar kullanılabilir. Simülasyon koşulları altında yapılan deneyler, karakteristik kırılma morfolojilerini ayırt etmek, farklı tasarımların beklenen ömrünü belirlemek gibi faaliyetler için kullanılabilir (Eliaz and Latanision, 2007).

3.3.12. Veri analizinin yapılması

Hasar analizinde en önemli aşama, testlerden elde edilen tüm verilerin birleştirilmesi ve sistematik biçimde analizinin yapılmasıdır. Testlerin sonuçları spesifikasyonlar ve sapmalara karşı karşılaştırılmalı ve varsa katkıda bulunan faktörler olarak dikkatle düşünülmelidir. Bu noktada, ilgili diğer disiplinlerden sağlanan uzman görüşleri, verilerin yorumlanmasında oldukça yararlı olacaktır.

Hasarın çeşitli yönleri hakkında bir bilgi kaynağı uygun bir analizle kullanılabilir hale gelebilir. Bunlara, hasar başlama bölgesi veya alanları, çatlak uzunluğu, yayılma yolu ve hızı ile bileşen üzerinde etki eden yükün doğası ve yönü dâhildir. Sıcaklık, korozyon, aşınma, bileşen imalat tarihi, montaj ve hizalama, bakım ve onarım geçmişi,

servis anormallikleri ve varsa suistimal gibi diğer faktörlerin rolü de analiz sırasında netleşecektir. Bu sayede birincil ve ikincil nedenler sağlıklı bir şekilde belirlenebilir ancak bazı durumlarda hasarın sebebini kesin olarak belirtmenin mümkün olmadığı da görülebilir. Bu durumda hangi sonuçların, belirlenen olgulara dayandığını ve buna dayanak olan varsayımsal ve esaslı kanıtların açıkça belirtilmesi gerekir (Ramachandran vd., 2005).

3.3.13. Hasar analizi raporunun yazılması

Hasara sebep olan kök nedenlerin tespit edildiği başarılı bir hasar analizi icra edilmiş olmasına rağmen sonuç raporunun aynı özen ve başarıyla hazırlanmaması rapor sonuçlarının etkili bir şekilde anlaşılabilmesi problemini doğurabilir. Bu yüzden rapor açık, anlaşılır olarak kaleme alınmalı ve sonuçların ardındaki mantığı içermelidir. İyi hazırlanmış bir rapor aşağıdaki bölümleri kapsar (Eryürek, 1993; Ramachandran vd., 2005).

- Hasara sebep olan durumlar
- Hasarlı bileşenin açıklaması
- Arıza durumunda çalışma koşulları ve parametreleri
- Genel fiziksel özelliklerin görsel incelenmesi
- Metalürjik, kimyasal, mekanik ve diğer testleri içeren laboratuvar araştırmaları
- Var olan anormallikler
- Hasar mekanizmasının ve olay diziliminin tartışılması
- Benzer olayların tekrarının önlenmesi için önlem ve öneriler

4. HASAR ANALİZİ UYGULAMALARI

Uçak bakımında hasar analizi uygulamalarının gerçekleştirildiği bu bölümde, dört farklı uçak komponenti üzerinde uygulama yapılmıştır. Bu komponentler bir eğitim uçağının iniş takım kapağı, turbojet bir motorun aksesuar dişli kutusu, turbojet bir motorun kompresör diski ve turbojet bir motorun kompresör şaftıdır. Uygulamalarda, SEM yöntemi, optik mikroskop, imaj analiz programları, Rockwell Sertlik Testi ve tahribatsız muayene yöntemleri kullanılmıştır.

4.1. İniş Takım Kapağı Hasar Analizi

Bir uçağın yer ile temasını sağlayan, yerdeki hareketi sırasında ağırlığını taşıyan ve iniş kalkış gerçekleştirdiği yapısal elemanlara iniş takımı denilmektedir. İniş takımları, uçuş güvenliği açısından bakıldığında uçak için en kritik komponentlerden birisidir. Yer ile teması sağlayan iniş takımları, bir yandan yerden gelen bozucu yol etkilerinden kaynaklı titreşimi bastırırken öte yandan uçağın kararlılığını korumalı ve rule esnasında yolcu konforunu sağlamalıdır. Ayrıca iniş esnasında iniş takımının yer ile temas ettiği ilk andaki darbe etkisini sönmüleyebilmelidir. Uçakların tasarım ve görev gereksinimlerine göre dört farklı tipte iniş takım tasarımı bulunmaktadır. Bu iniş takım tipleri sırası ile aşağıda gösterilmiştir.

- Bisiklet tipi iniş takımı
- Klasik tip iniş takımı
- Tricycle tip iniş takımı
- Quadricycle tip iniş takımı

Ayrıca iniş takımlarının sabit ve katlanır olmak üzere ikiye ayrıldığı bir başka sınıflandırması da mevcuttur. Sabit iniş takımları Görsel 4.1’de verilen Cessna 172 uçağında görüldüğü gibi uçak altında sabit bir şekilde duran tiptir. Uçuş esnasında ilave sürüklenme yaratır. Genellikle küçük ve düşük süratli eğitim uçaklarında kullanılır.



Görsel 4.1. Cessna 172 ve sabit iniş takımları (<http-8>)

Görsel 4.2'deki F-16 uçağında görülen katlanır iniş takımları ise ruleyi müteakip uçak kalkışını yaptıktan sonra pilotun kumandasıyla katlanarak uçak gövdesi içindeki yerine giren tiptir. Uçuş boyunca uçak gövdesi içerisinde bulunduğu için aerodinamik yapıyı bozarak ilave bir sürükleme yaratmaz.



Görsel 4.2. F-16 ve katlanır iniş takımları (<http-9>)

Bir iniş takımında birçok alt bileşen bulunmakla beraber belli başlıları şunlardır:

- İniş takım dikmesi
- Jant
- Lastik
- Piston
- Çeşitli borular ve sensörler
- Fren sistemi
- İniş takım kapağı.

Kalkıştan sonra pilotun kumandasıyla iniş takımları içeri alınır. İniş takımları katlanarak uçağın gövdesinin içine (iniş takım yuvasına) girer. Akabinde iniş takım

kapağı, iniş takım yuvasını örtecek şekilde kapanır ve kilitlenir. Böylelikle uçuş esnasında uçağın daha iyi bir aerodinamik yapıya kavuşması sağlanmış olur. Artık uçak daha kararlı ve düzgün bir yapıdadır. Ayrıca iniş takım yuvası içine hava filelerinin girmesi önlenerek burada bulunan çeşitli hidrolik ve yakıt boruları, kablo ve göstergelerin hasar görmesi engellenir. Görsel 4.3'te bir Boeing 737 uçağının iniş takım yuvası görölmektedir.



Görsel 4.3. Boeing 737 ve iniş takım yuvası (<http-10>)

İniş takım kapağı tek parça ya da iç ve dış kapak olmak üzere iki parça olabildiği gibi, bazı uçaklarda ise bulunmamaktadır. Bu uçaklarda iniş takım yuvasına yan dönerek giren lastik ve jantın dış yüzeyleri kapak görevi görmektedir. Görsel 4.4 ve Görsel 4.5'te bir Boeing 737 uçağının iniş takımlarının açık ve kapalı durumları görölmektedir.



Görsel 4.4. Boeing 737'nin iniş takımları açık durumu (<http-11>)



Görsel 4.5. Boeing 737'nin iniş takımları kapalı durumu (<http-12>)

Bu hasar analizi uygulamasında iniş takım iç ve dış kapakları ile dış kapak rod asamblesinde meydana gelen hasarın incelemesi yapılmıştır.

Eğitim uçuşu sonrası sorumlu teknisyen gerçekleştirdiği uçuş sonu bakımında uçağın sol ana iniş takımı (S/A/İ/T) iç ve dış kapaklarında ve dış kapağı tutan rod asamblesinde kırılma ve parça kaybının olduğunu tespit etmiştir.

Elde edilen veriler incelendiğinde;

- Uçağın 40 yılı aşkın süredir kullanıldığı ve yaşlanan uçaklar kategorisine girdiği görülmektedir. Yonggang and Honglang (2011)'e göre uçağın tasarlanan kullanım süresinin %75'inden daha fazla kullanılması, o uçağı yaşlanan uçak kategorisine sokmaktadır. Yaşlanan uçaklarda en fazla karşılaşılan arızalar Tablo 4.1'de verilmiştir.

Tablo 4.1. Sistem arıza oranları (Yonggang and Honglang, 2011)

ARIZA MEKANİZMASI	ORAN(%)
Klima sistemi	17,37
Yangın koruma sistemi	11,23
Uçuş kontrol sistemi	9,43
İniş takım sistemi	8,69
Havalandırma sistemi	11,46
Motor sistemi	7,15
Diğer arızalar	34,67

- Tablo 4.1 incelendiğinde % 8,69 ile yaşlanan uçaklarda ciddi oranda iniş takım arızası meydana geldiği görülmektedir. Ayrıca iniş takım sisteminde meydana gelen bir arızanın klima, uçuş kontrol ve havalandırma sistemlerine nazaran çok daha kritik

olabileceği de göz önünde bulundurulduğunda yangın koruma sistem arızalarından (%11,23) sonra en yüksek arıza oranı bulunan kritik sistem olduğu anlaşılmaktadır.

- Uçak, Özel Pilot Lisansı (Private Pilot License-PPL) ve Havayolları Taşımacılığı Pilot Lisansı (Airline Transport Pilot License-ATPL) uçuş eğitimlerinde kullanılmaktadır.

- Eğitim uçuşları sırasında çok sayıda iniş kalkış çalışması yapıldığı için iniş takımları bir sortide birçok kez açılıp kapatılarak kullanılmaktadır.

- A/İ/T iç kapağının, bakım kartlarında her uçuş sonrası hasar ve çatlak yönünden göz kontrolü bulunmakta ve bu kontroller eksiksiz yapılmaktadır.

- A/İ/T iç kapağının belirli bölgelerine 450 ve 900 uçuş saatlik (U/S) periyodik bakımlarında ultrasonik ve 900 ve 1800 U/S'lik periyodik bakımlarında radyografik kontrolleri bulunmakta ve bakım kayıtlarına göre eksiksiz yapılmaktadır.

Yapılan ön incelemede, sol ana iniş takımı iç kapağı kaplama sacının ayrılarak bir bölümünün ve sol ana iniş takımı dış kapağının rod bağlantısının alt kısmından koptuğu tespit edilmiştir.

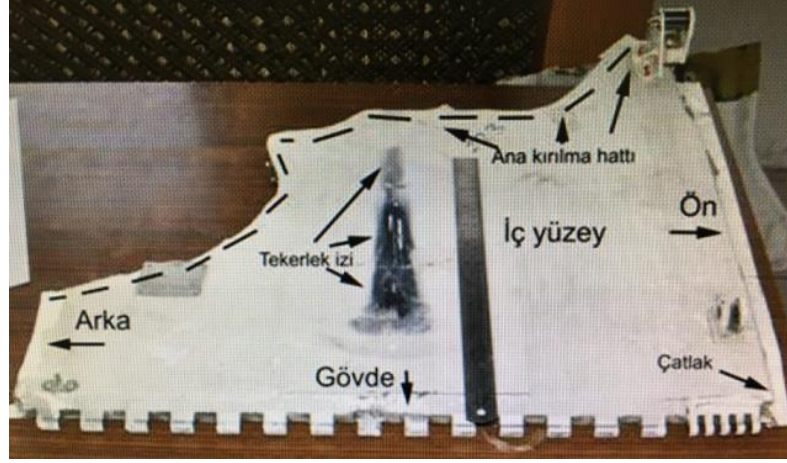
Uçak jaka alınarak uçak üzerinden sökülen iç ve dış ana iniş takım kapakları ile dış kapak üzerindeki kırık rod asamblesi temizlenerek SEM ve imaj analizi için laboratuvara gönderilmiştir. Görsel 4.6'da ana iniş takım iç ve dış kapakları uçak üzerinde gösterilmektedir.



Görsel 4.6. Ana iniş takım iç ve dış kapağı

Sol A/İ/T iç kapağı kırılma yüzeyleri makroskobik ve mikroskobik olarak incelendiğinde;

- Görsel 4.7’de verilen A/İ/T iç kapağında gerilimin yükseldiği ön kısımda bulunan bağlantı kulakçık hizasından menteşeli kısma doğru koparak malzeme kaybına uğradığı gösterilmektedir.



Görsel 4.7. Ana iniş takım iç kapağı

- Kırılma hattına ve ön/arka kenarlara yaklaştıkça kapağın, iç yüzeyine doğru eğilme şeklinde kalıcı plastik deformasyona maruz kaldığı Görsel 4.8’de gösterilmektedir.



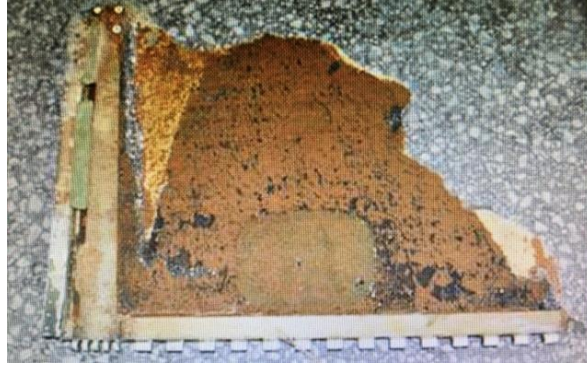
Görsel 4.8. A/İ/T iç kapağındaki deformasyon

- Kapak menteşesi ve kapak ön bölgesinin kesiştiği köşede gerilmenin yükseldiği sac büküm noktasında 65 mm uzunluğunda bir çatlak bulunmaktadır. Görsel 4.9’da çatlağın meydana geldiği kısım gösterilmektedir.



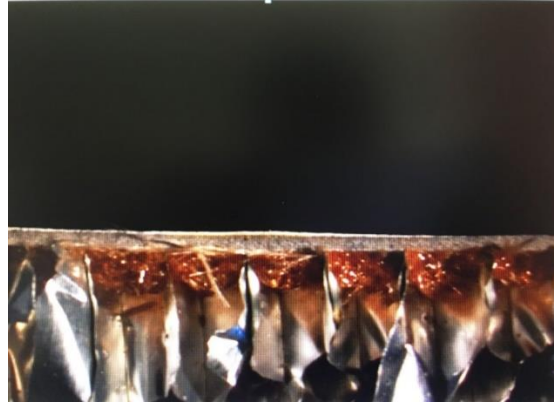
Görsel 4.9. A/I/T iç kapağındaki çatlak

- Aynı bölgede, kapağın dış yüzeyindeki sacın ve yer yer bal peteğinin yapının kalkarak altındaki alüminyum kısmın ortaya çıktığı ve bu iç yüzeyde yüzeysel korozyon hasarının varlığı tespit edilmiş ve Görsel 4.10'da gösterilmektedir.



Görsel 4.10. Korozyonlu bölge

- Kopmanın yaşandığı kırılma bölgesinde ağırlıklı olarak çekme ve eğilme yüklerinin etkisiyle sünek tipte kırılma meydana gelmiş çukurcuklar içeren pürüzlü bir yapının varlığı Görsel 4.11'de gösterilmektedir.

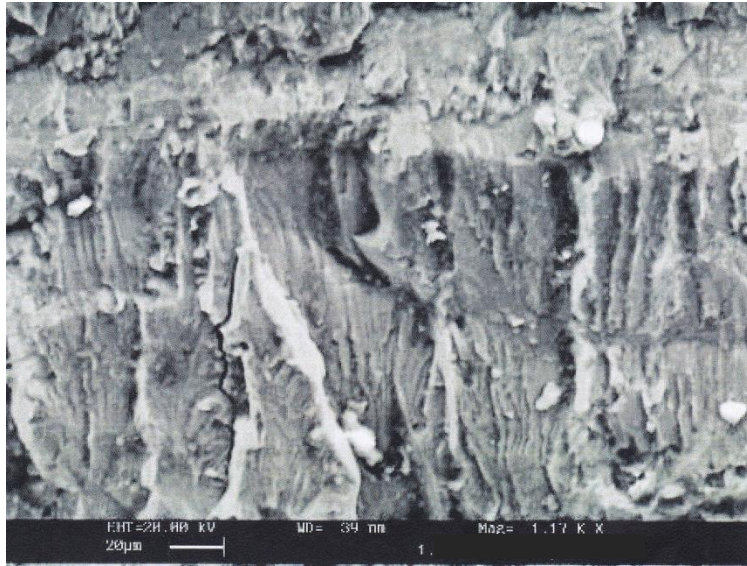


Görsel 4.11. A/I/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-1

- Çatlağın bulunduğu ön iç köşe kısmında, çok noktalı başlangıç bölgeleri gerilmeli sac büküm bölgesinde bulunan tekrarlı yükler etkisiyle ilerlemiş ince taneli bir yapı bulunduğu Görsel 4.12 ve Görsel 4.13'te gösterilmektedir.



Görsel 4.12. A/I/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-2

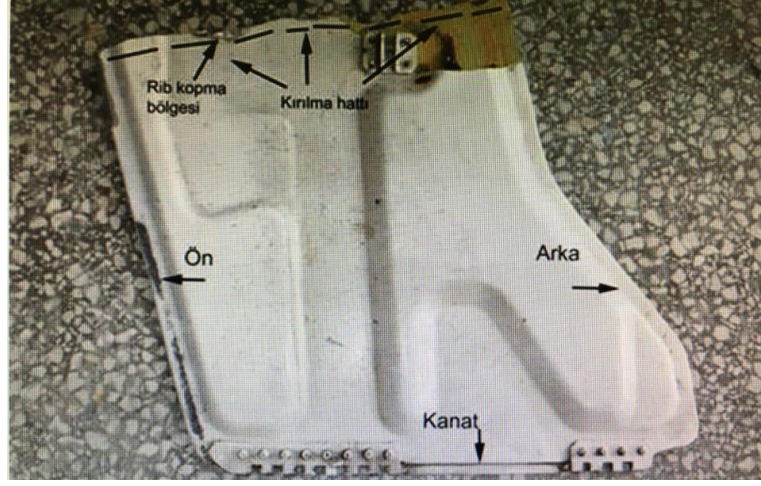


Görsel 4.13. A/I/T iç kapağının mikroskopik incelemesi-3

Sol A/I/T dış kapağı kırılma yüzeyleri makroskopik ve mikroskopik olarak incelendiğinde;

- Gerilimin yükseldiği bağlantı kulaklığı hizasından koparak malzeme kaybına uğradığı ve kırılma hattının kapağın arka kısmına gelen bölgesinde bal peteği yapının da

koparak dış saca birlikte kapaktan ayrıldığı görülmüştür. Görsel 4.14'te A/İ/T dış kapağı gösterilmektedir.



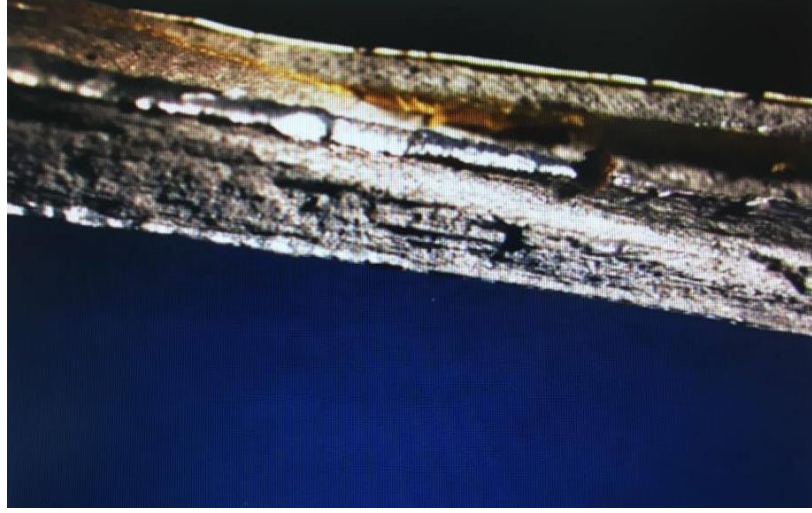
Görsel 4.14. A/İ/T dış kapağı

- Kırılma hattına yaklaştıkça, kapağın dış yüzeyine doğru eğilme şeklinde kalıcı plastik deformasyon meydana geldiği Görsel 4.15'te gösterilmektedir.



Görsel 4.15. A/İ/T dış kapağındaki deformasyon

- Ağırlıklı olarak eğilme yüklerinin etkisiyle sünek tipte kırılma sonucu meydana gelmiş çukurcuklar içeren pürüzlü bir yapının var olduğu Görsel 4.16 ve Görsel 4.17'de gösterilmektedir.



Görsel 4.16. *A/I/T dış kapağının mikroskopik incelemesi-1*



Görsel 4.17. *A/I/T dış kapağının mikroskopik incelemesi-2*

Dış kapak üzerindeki rod asamblesi incelendiğinde;

- Bazı bölgelerde boyanın sökülmiş olduğu ve korozyon bulunduğu tespit edilmiştir.
- Gerilimin yükseldiği bağlantı uçlarından birinin kırıldığı ve kırılan uca büyük miktarda sünek plastik şekil değişimi meydana geldiği Görsel 4.18’de gösterilmektedir.



Görsel 4.18. *Rod asamblesi*

- Diğer bağlantı ucunun da eksen dışı yük sonucu eğilme şeklinde deformasyona uğradığı Görsel 4.19’da gösterilmektedir.



Görsel 4.19. *Rod asamblesindeki deformasyon*

- Kırılan bağlantı ucuna yakın bölgelerde ezilme hasarlarının bulunduğu Görsel 4.20’de gösterilmektedir.



Görsel 4.20. *Rod asamblesindeki ezilmeler*

- Kırık kesit yüzeyinin bir kısmının, kırılma sonrası sürtünme sonucu incelenemez hale geldiği (ikincil deformasyon), diğer bölgelerde ise yük etkisiyle sünek

tipte kırılma sonucu meydana gelmiş çukurcuklar içeren pürüzlü bir yapı bulunduğu Görsel 4.21’de gösterilmektedir.



Görsel 4.21. Rod asamblesi

A/İ/T iç ve dış kapakları ile rod asamblesi üzerinde yapılan incelemeler sonucunda uçak olayının aşağıda açıklanan şekilde meydana geldiği belirlenmiştir.

- Bahse konu uçuş esnasında pilotun iniş takımlarını yukarı alma kumandasıyla kırılma başlamıştır.

- Kırılmanın meydana gelişi, A/İ/T iç kapağının hücum kenarı ile kök bölgesinin kesiştiği köşede gerilme yığılmasının arttığı sac büküm noktasında, tekrarlı yüklerin etkisiyle zamanla oluşan yorulma çatlaklarının aşırı yük etkisi ile ilerlemesi, kritik çatlak boyuna ulaşması sonrasında ise kırılması şeklinde olmuştur.

- Görsel 4.8’de görünen plastik deformasyon şekli itibari ile olay esnasında iniş takımlarının yukarıda ve iç kapağın kilit kancalarından kilitli olduğu anlaşılmaktadır. İniş takımları yukarı pozisyonda iken kırık bölgeden, kapak ile uçak gövdesi üzerindeki İ/T yuvası arasına şiddetli hava filelerinin girmeye başlamıştır.

- İç yüzeyinde bulunan korozyonun da etkisiyle, kapağın aynı bölgesindeki alüminyum dış kaplama sacı, ayrılarak yırtılmaya ve bal peteği yapıyı zayıflatmaya başlamıştır.

- İ/T yuvası ve kapak arasına giren hava filelerinin yarattığı dışa doğru artarak devam eden yüksek hava basıncı sonucunda oluşan yüklerin etkisiyle A/İ/T iç kapağı plastik şekil değişimi sonrası aşırı zorlama ile sünek tipte kırılarak parça kaybına uğramıştır.

- İç kapakta meydana gelen parça kopması nedeniyle İ/T yuvasının aerodinamik düzgünlüğünü bozulmuştur. Dış kapak hücum kenarı ile hasarlı iç kapak bölgesinden giren hava akımları etkisiyle İ/T yuvası içerisinde dışa doğru oluşan yüksek basıncın dış kapağı açılmaya zorlamasıyla kapağın ön bölgesinde bulunan rod asamblesi, gerilimin yükseldiği bağlantı ucundan sünek tipte kırılmıştır.

- Dış kapak ise rod ile eş zamanlı olarak, rod bağlantısının yapıldığı en zayıf noktası olan kulakçık bağlantı delik kenarlarından aşırı yük etkisiyle başlayan çatlağın ilerlemesi ile sünek tipte kırılarak parça kaybına uğramıştır.

Sonuç olarak bahse konu bir uçak olayının tekrarını önlemek amacıyla alınacak önlem ve öneriler şunlardır:

- A/İ/T iç kapağının belirli bölgelerine yapılan ultrasonik ve radyografik kontrollerin her 300 U/S'lik periyotta yapılması,

- A/İ/T dış kapağı ile rod asamblesi bağlantı noktalarına ultrasonik ve radyografik kontrol ilave edilmesi,

- İniş takım açma sürat limitlerine uyulması konusunda pilot adaylarının çalışma dokümanlarına ilave uyarı konması,

- Korozyon önleme, tespit ve giderme faaliyetlerinin incelenerek arttırılması,

- Kapak menteşesi ve kapak ön bölgesinin kesiştiği köşede gerilimin yükseldiği sac büküm noktasında kırılmaları önlemek için tasarım ve malzeme değişikliğinin yapılabilirliğinin incelenmesi ve gerilme yığılmalarının önüne geçilmesi,

- Mevcut uçaklardaki iniş takım kapaklarına bir sefere mahsus olmak üzere çatlak kontrolü yapılması,

- Bakım personeline yaşlanan uçaklar hakkında tazeleme eğitimi verilmesinin uygun olacağı belirlenmiştir.

Yaşlanan uçaklarda bakım gereksinimleri daha katı ve sık olmak zorundadır. Uçak yaşlandıkça mekanik parçalarda yorulma ve aşınma; sensör ve gyro gibi elektronik elemanlarda çalışma zamanı ve sayısına bağlı olarak performans düşüklüğü ve daha sık arızalanma; borularda ise korozyon ve çatlaklar görülür. Bu tip aksaklıkların zamanında tespit edilip önlem alınabilmesi için uçaklar yaşlandıkça, bakım programları geliştirilmeli ve ilave bakım tedbirleri alınmalı, koruyucu önlemler tespit edilip uygulanmalı, bakım personeli eğitilerek daha nitelikli hale getirilmelidir. Böylelikle hem uçakların güvenilirliği hem de ekonomik verimlilik sağlanmış olur.

4.2. Dişli Kutusu Hasar Analizi

Motor ısı enerjisini mekanik enerjiye çeviren bir sistemdir. Günümüz uçaklarının birçoğunda kullanılan gaz türbinli motorlar, pistonlu motorların yüksek süratlere çıkamaması ve istenen verimi sağlayamaması üzerine askeri havacılık ihtiyaçları doğrultusunda geliştirilmiştir. Bir gaz türbinli motor temel olarak, kompresörde sıkıştırılan havanın yanma odasında yakıtla karıştırılması ve ateşlenmesiyle elde edilen basınçlı gaz karışımının türbinde mekanik enerjiye dönüştürülmesi esasına dayanır. Gaz türbinli motorlar temel çalışma prensipleri aynı kalmak koşuluyla turbojet, turboprop, turbofan, turboşaft ve propfan olmak üzere beş farklı tiptedir.

Bir uçak motorunun asli ve tali görevleri vardır. Asli görevi sürüklenme kuvvetini yenecek ve ona zıt yönde olacak şekilde itki kuvveti oluşturmaktır. Tali görevi ise uçak sistemlerinde kullanılmak üzere elektrik, hidrolik ve pneumatik güç üretmektir. Asli görevi olan itki oluşturmayı motorun tipine göre egzozdan atılan gazın itki kuvvetiyle veya pervanenin çekme kuvvetiyle sağlarken; tali görevi olan elektrik, hidrolik ve pneumatik güç üretimini aksesuar dişli kutuları vasıtasıyla sağlarlar. Aksesuar dişli kutuları, motordan aldıkları dönü hareketini, çeşitli şaft ve bağlantılar vasıtasıyla yağlama sistemi, yakıt sistemi, jeneratör, motor ateşleme sistemi, motor kontrol sistemi gibi elemanlara aktararak bunların çalışmasını sağlar.

Bu uygulamada turbojet bir motorun aksesuar dişli kutusunda meydana gelen hasarın analizi yapılmıştır. Jeneratör devreden çıktı ve hidrolik tazyik sıfır oldu şeklinde kayıtlara geçen bir arıza sonrasında yapılan arıza arama çalışmalarında motorun aksesuar dişli kutusunda bulunan altı adet saplamadan beş adedinin kırıldığı tespit edilmiştir.

Elde edilen veriler incelendiğinde;

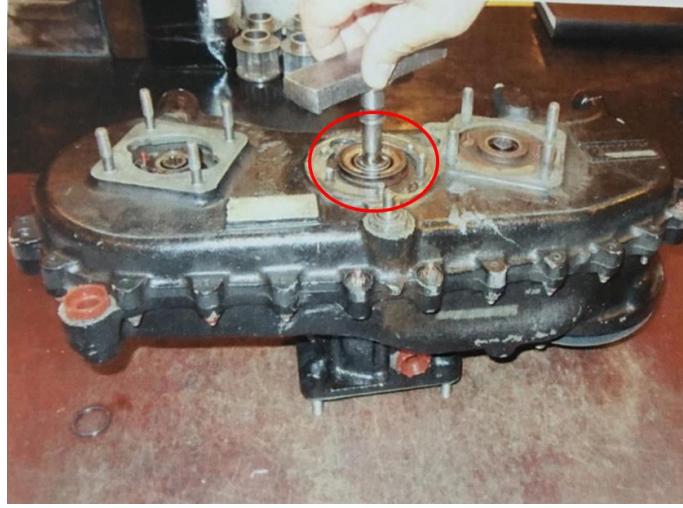
- Bahse konu arızanın uçuşun 80'inci dakikasında meydana gelmiştir.
- Aksesuar dişli kutusunun her 500 saatte bir revizyon bakımı yapılmaktadır.
- Aksesuar dişli kutusunun son revizyondan itibaren 354 uçuş saati vardır.

Tasarlanan ömrünün yaklaşık %75'lik kısmındayken hasar meydana gelmiştir.

- Aksesuar dişli kutusu üzerine monteli aksesuarlar bulunmaktadır. Aksesuar dişli kutusu motordan gelen aksenal hareketi radyal şaft vasıtasıyla yatay harekete çevirmekte ve aksesuarlara hareket vermektedir. Bu aksesuarlar aşağıda açıklanmıştır.

- Ana yakıt pompası: Motora yakıt akışını sağlar.
- Yağ pompası: Motor yataklarını soğutma için kullanılan yağın akışını sağlar.
- Yüksek sürat düzenleyici (Overspeed governor): Motorun devrini ayarlar.
- Takometre jeneratörü: Kokpitteki motor devri göstergesine sinyal yollar.
- Jeneratör: Bir mil ile aksesuar dişli kutusundan hareket alır ve elektrik üretir.

Görsel 4.22 ve Görsel 4.23'te aksesuar dişli kutusunun dış ve iç görünüşü verilmiştir.



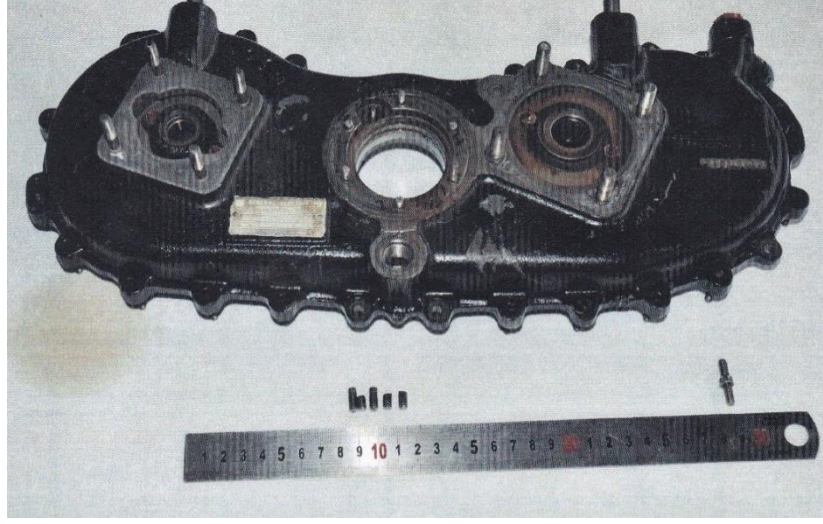
Görsel 4.22. Aksesuar dişli kutusu ve kırık saplamalar



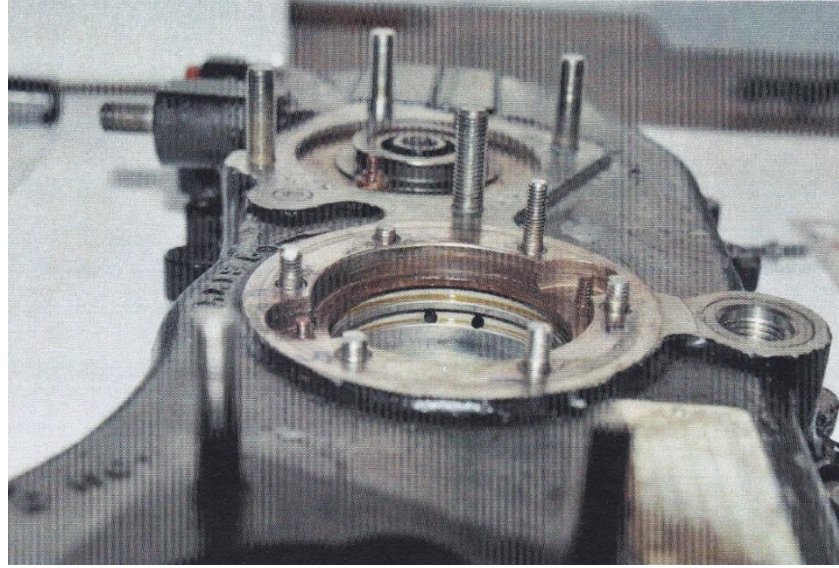
Görsel 4.23. Aksesuar dişli kutusu iç görünümü

Sökülen saplamalar metalürjik olarak incelenmek üzere laboratuvara gönderilmiş ve SEM ile kontrol, imaj analizi, sertlik ölçümleri yapılmıştır.

Üzerine takılı oldukları aksesuar dişli kutusu kapağının ve saplamaların genel görüntüleri Görsel 4.24 ve Görsel 4.25'te verilmiştir. Saplamaların farklı hizalardan kırıldıkları gösterilmektedir.



Görsel 4.24. Dişli kutusu kapağı ve kırık saplamaların genel görüntüsü-1



Görsel 4.25. Dişli kutusu kapağı ve kırık saplamaların genel görüntüsü-2

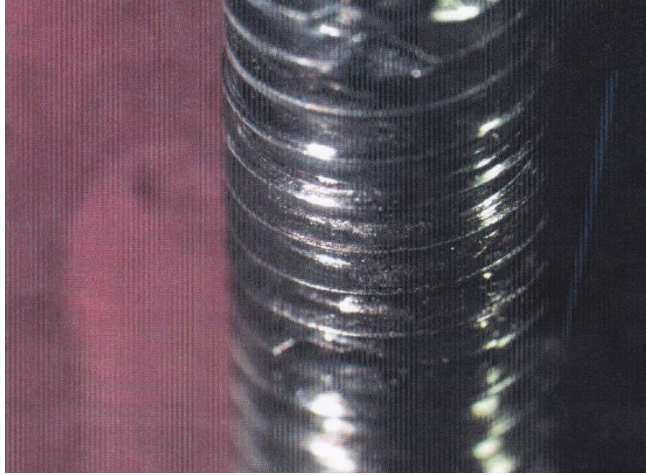
Saplama kırılma yüzeyleri makroskobik ve mikroskobik olarak incelendiğinde;

- Kırılmaların, saplama eksenine dik düzlemler boyunca meydana geldikleri ve kırılma bölgesinde eğilme, kesitte daralma şeklinde makro sünek deformasyonların bulunmadığı Görsel 4.26'da gösterilmektedir.

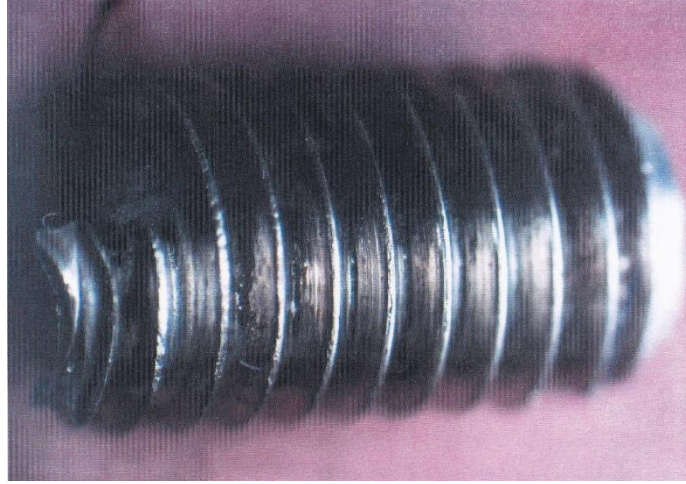


Görsel 4.26. Saplamaların makroskobik incelemesi

- Saplamaların dış yüzeylerinde montaj, söküm, kirlilik vb. kaynaklı olabilecek şekilde diş profilini bozan çevresel doğrultuda ezilme, çizilme şeklinde yüzeysel deformasyonların ve korozyonlu bölgelerin bulunduğu Görsel 4.26, Görsel 4.27 ve Görsel 4.28’de gösterilmektedir.



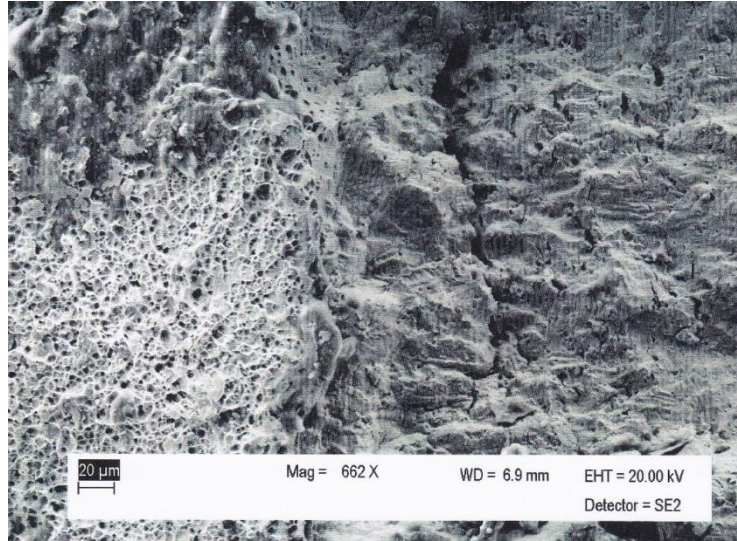
Görsel 4.27. Saplama yüzeyindeki deformasyonlar-1



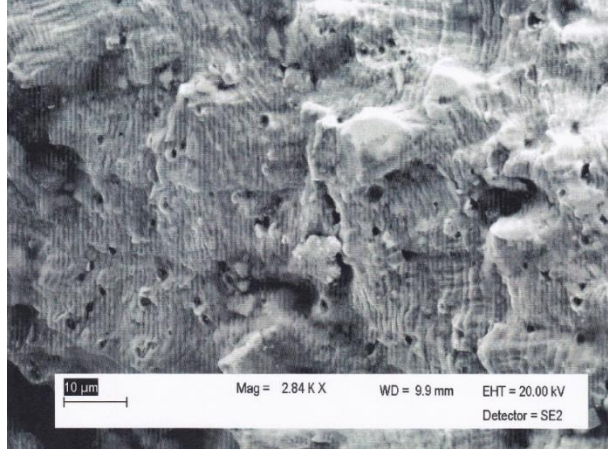
Görsel 4.28. Saplama yüzeyindeki deformasyonlar-2

- İki adet hasarlı saplamadan dişli bölgesini kapsayacak şekilde aksel kesit alınmış ve Rockwell Sertlik Testi uygulanmıştır. Test sonucu saplamaların ortalama sertlikleri 33 HRC ve 38 HRC olarak bulunmuş ve standartlar içinde olduğu belirlenmiştir.

- Yük altında meydana gelmiş sünek tipte kırılma içeren yüzeyler ve tekrarlı yüklerin etkisiyle meydana gelmiş yorulma adımları içeren kısımların SEM görüntüleri Görsel 4.29 ve Görsel 4.30'da verilmiştir.



Görsel 4.29. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü-1



Görsel 4.30. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü -2

Yapılan incelemeler sonucunda oluşan hasarın aşağıda açıklanan şekilde meydana geldiği belirlenmiştir.

- Aksesuar dişli kutusunun revizyonu ya da motor üzerine montajı esnasında teknisyenin dikkatli ve titiz çalışmaması sonucu saplamalar üzerinde ezilme, çizilme gibi hasarlar oluşmuştur.

- Bu hasarlı bölgelerde korozyon hasarı başlamıştır.

- Korozyonlu ve hasarlı bölgelerdeki diş dip kısımlarında gerilme yığılması oluşarak yorulma çatlaklarının başlamasına sebep olmuştur.

- Çatlakların kritik eşiğe ulaşmasıyla saplamalar sünek olarak kırılmışlardır.

- Dişli kutusuna jeneratörü bağlayan milin takılı olduğu flanşa ait olan saplamalar kırıldığı için dişli kutusundan jeneratöre hareket gitmemiş ve jeneratör devreden çıkmıştır.

- Jeneratörün devreden çıkmasıyla gücünü buradan alan hidrolik pompaların çalışması durmuştur.

Sonuç olarak bahse konu hasarın tekrar meydana gelmemesi için alınacak önlem ve öneriler şunlardır:

- Aksesuar dişli kutusunun revizyonunu ve motora montajını yapan teknisyenler, saplamalara herhangi bir çizik, ezilme gibi hasar vermemeleri için dikkatli olmaları ve çizik dahi olsa hasarlı saplamaların kullanılmaması ikazı yapılmalı,

- Dişli kutusunun revizyon iş kartlarına saplamalara tahribatsız muayene yapılmasının eklenmesi,

- Korozyon ve yorulma hakkında bakım personeline tazeleme eğitimi verilmesinin uygun olacağı belirlenmiştir.

4.3. Kompresör Diski Hasar Analizi

Havacılıkta stall ifadesi hem uçak hem motor için ortak kullanılan bir kavramdır. Bir uçağın stall olması, hava akımlarının kanat üst yüzeyinden ayrılması sonucu taşımanın azalmasıdır. Motorun stall olması ise kompresörün hava akışının bozulması ve havanın düzensiz olarak kompresörde ilerlemesi ya da olması gereken akış yönünün tersine geri gelmesidir. Motor stallu, kompresör stallu olarak da adlandırılmaktadır. Kompresörde stall oluşmasının iki farklı nedeni bulunmaktadır. Bu nedenler:

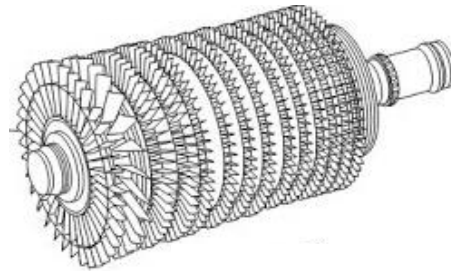
- Motorun çalışmasıyla ilgili problemler: Motorun hızının tasarım hızının çok altında kalması, ani hız kesme ya da ani hızlanma durumlarında kompresörün çalışma düzeni bozulacak ve stalla sebep olacaktır.

- Motor parçalarında oluşan hasarlar: Motor komponentlerinde meydana gelen bir hasar, motor içindeki hava akışını bozarak türbülanslı bir hava akışına sebep olabilir.

Kompresör stallunun ilk belirtisi kompresör çıkış basıncındaki dalgalanma veya titreşimdir. Stallun yumuşak olduğu durumlarda bu basınç dalgalanmaları ancak hassas cihazlarla anlaşılabilir. Bu titreşim ve dalgalanmalar motorda öksürme, kazıntı, vuruntu ve alışılmadık ses ve hamlelere yol açar.

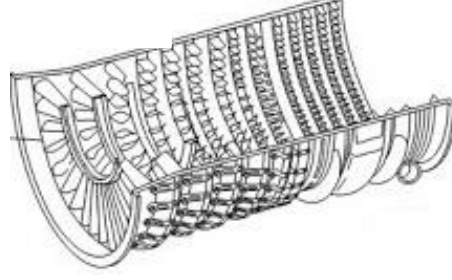
Bir kompresörde, havanın sıkışmasını ve yanma odasına kesintisiz hava akışını sağlayan iki ana komponente vardır. Bunlar rotor ve statordur.

- Rotor: Kompresör şaftının üzerinde sıra halinde dizilmiş olan disklerle takılı bulunan, kompresör dönüşüyle birlikte havanın yanma odasına doğru itilerek sıkışmasını ve basınç kazanmasını sağlayan palelerdir. Şekil 4.1’de kompresör rotorları, kompresör şaftının üzerinde sıra halde gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Kompresör rotor kademeleri (<http-13>)

- **Stator:** Kompresör rotor kademelerinin arasındaki boşluklara kompresör kapağı üzerinden içeriye doğru uzatılmış olan statorlar, hava akımının bir rotor kademesinden diğer rotor kademesine geçişini sağlar. Şekil 4.2’de kompresör alt kapağına monteli halde stator kademeleri görülmektedir.



Şekil 4.2. Kompresör stator kademeleri (<http-13>)

Görsel 4.31’de bir kompresör şaftı üzerine monteli rotor kademeleri ve kompresör kapağı üzerine monteli stator kademeleri birlikte görülmektedir.



Görsel 4.31. Kompresör rotor ve statorları

Rotor paleleri kompresör şaftına bağlı olan disklerle monte edilirler. Görsel 4.32’de görünen disk ve o diske monteli rotor paleleri, bir kademe oluşturur. Diskler kompresör şaftına sıra ile monte edilerek istenen sayıda kademedan oluşan bir kompresör elde edilir.

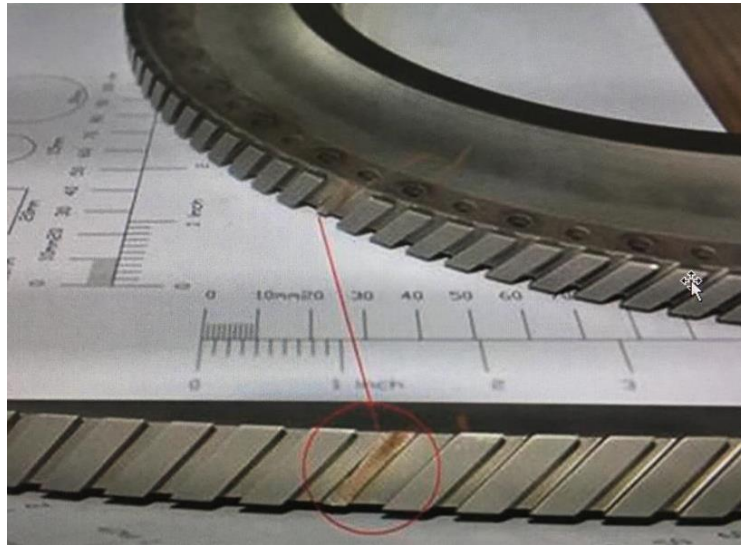


Görsel 4.32. Kompresör diski ve rotor paleleri (<http-14>)

Bu uygulamada turbojet bir motorun kompresör diskinde meydana gelen bir hasarın analizi yapılmıştır. “Kalkış rulesi esnasında motor stall işaretleri alındığı için kalkıştan vazgeçildi.” şeklindeki bir arıza kaydı sonrasında yapılan incelemede kompresör 8. kademe diski üzerindeki dovetail (kırlangıçkuyruğu) post yüzeylerinden bir adedinin kırıldığı tespit edilmiştir.

Elde edilen veriler incelendiğinde;

- Olay kalkış rulesi esnasında yaklaşık 70 knot süratte meydana gelmiştir.
- 8. kademe diskteki dovetail postlarından biri kırılmış ve postun sağ ve solundaki paleler yerinden çıkmıştır. Görsel 4.33’te disk üzerinde kırık dovetail postu gösterilmektedir.



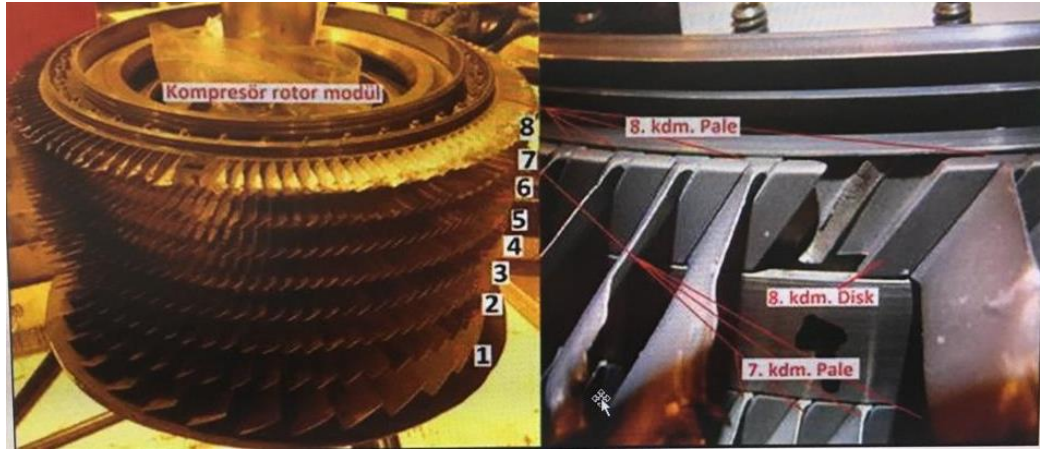
Görsel 4.33. Kırık dovetail postu

- Kırılan post ve yerinden çıkan paleler, 7. kademe stator palelerinde, 8.kademe rotor palelerinde, 1. ve 2. kademe türbin rotor palelerinde hasara yol açmıştır.

- Yapılan incelemede motora her 1000 U/S sonrası revizyon yapıldığı ve son revizyondan sonra 29 U/S geçtiği tespit edilmiştir.

Dovetail postunun kırılmasına sebep olabilecek muhtemel sebepler incelendiğinde;

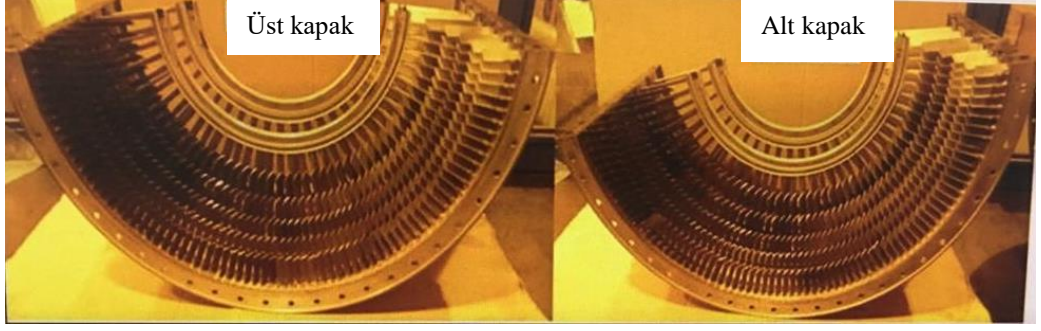
- Kompresör rotor modülüne ait disklerin, kompresör şaftın, palelerin montaj kontrolleri yapılmış ve herhangi bir aksaklık tespit edilmemiştir. Görsel 4.34'te kompresör rotor modülü ile 8. kademe disk ve paleler ile kırık dovetail postu gösterilmektedir.



Görsel 4.34. Kompresör rotor modülü ve 8.kademe disk

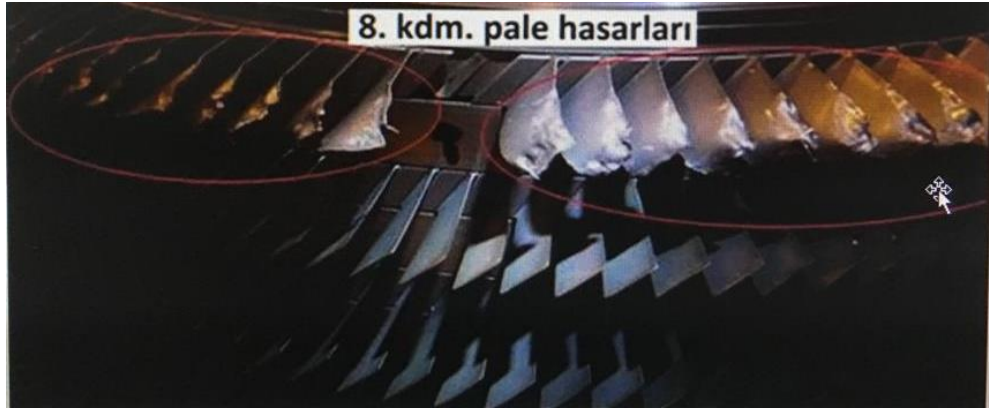
- Rotor pale uçları ile kompresör kapağı arasındaki boşluk (pale uç klerans ölçümü) ölçümleri yapılmış ve pale uçlarının kapağa sürtmesine sebep olacak herhangi bir uygun olmayan durum görülmemiştir.

- Kompresör alt ve üst kapakları üzerinde bulunan statorların montaj ve klerans ölçümleri yapılmış ve uygun olduğu görülmüştür. Görsel 4.35'de kompresör üst ve alt kapakları gösterilmektedir.



Görsel 4.35. Kompresör üst ve alt kapakları

- Kompresör 1.-7. kademeler arası palelerde herhangi bir hasar tespit edilmemiş olup dovetail postu ve yerinden çıkan iki palenin 8. kademedeki palelerin tamamının uç kısımlarını hasara uğratması Görsel 4.36'da gösterilmektedir.



Görsel 4.36. Hasarlı 8. kademe paleleri

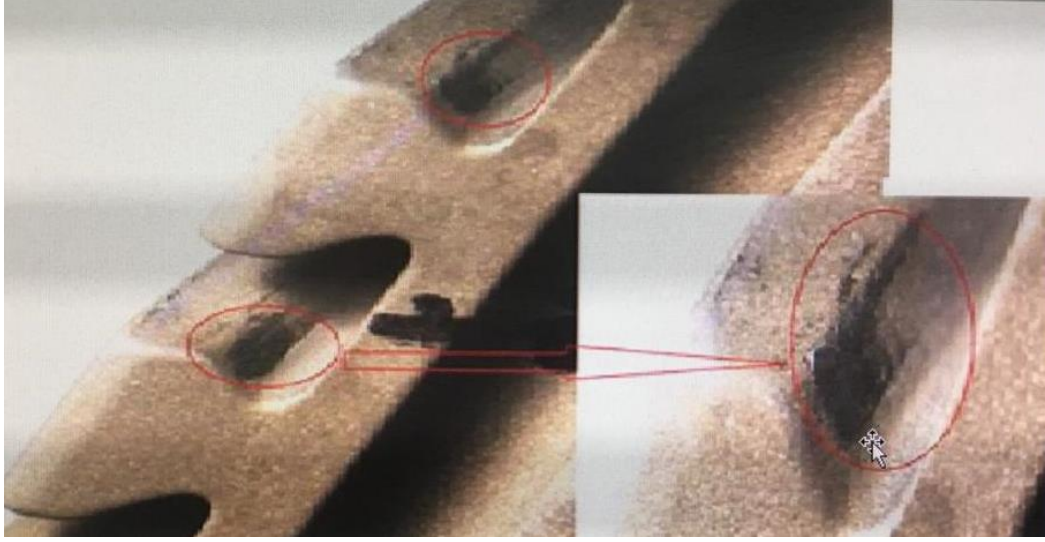
- 8. kademe disk yüzeyinde ve dovetail post kısımlarında yabancı madde hasarı kaynaklı çatlak oluşup oluşmadığının kontrolü manyetik parçacık yöntemi ile kontrol edilmiş ve aksaklığa rastlanmamıştır.

Dovetail postun üretim ya da servis koşullarında hasarlanmış olma ihtimaline karşı disk metalürjik olarak incelenmek üzere laboratuvara gönderilmiş ve SEM ile kontrol, imaj analizi, sertlik ölçümleri yapılmıştır. Dovetail post kırılma yüzeyleri makroskobik ve mikroskobik olarak incelendiğinde;

- Disk üzerinde gerilimin yüksek olduğu ve pale bağlantılarının yapıldığı dovetail post kısımlarından birinin kırıldığı, kırılma düzleminin parça eksenine dik olduğu ve kırılma bölgesinde belirgin makro seviyede plastik deformasyon

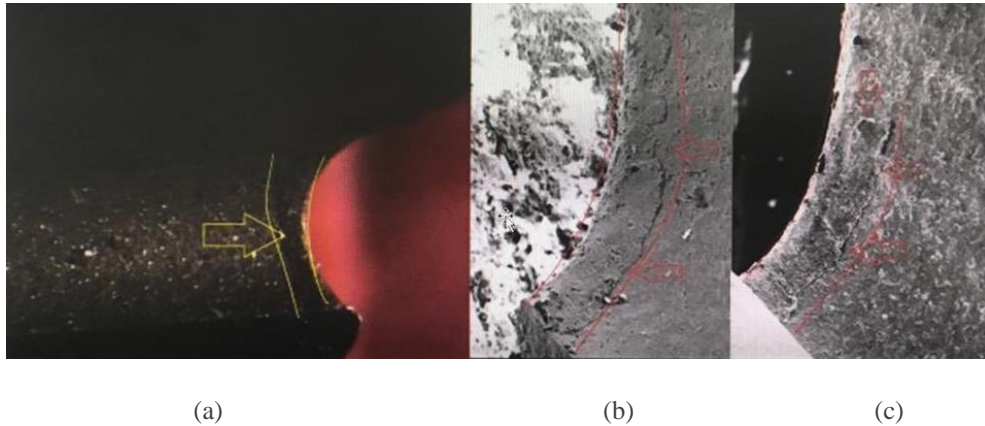
bulunmadığı, kırık kesit yüzeylerinin genel olarak temiz durumda olduğu Görsel 4.33’de gösterilmektedir.

- Kırılma hattına yakın konumda bulunan diğer dovetail kısımlarının iç yüzeylerinde oluşan aşınma Görsel 4.37’de gösterilmektedir.



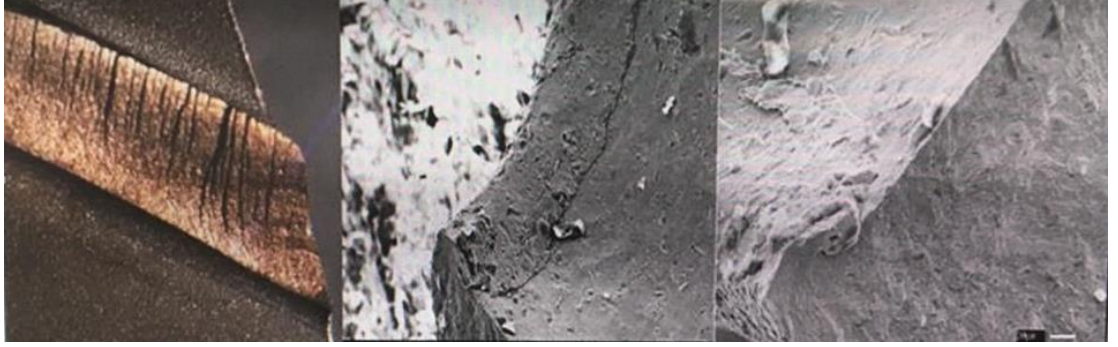
Görsel 4.37. Dovetail yuvasındaki aşınma

- Hem kırılan hem de diğer dovetail yuvalarının giriş kısmında kırılma hattı ile kesişecek şekilde çapaklanmaların bulunduğu Görsel 4.38 (a), (b) ve (c)’de gösterilmektedir. Çapaklanmanın imalat prosesindeki radüsleme işleminden kaynaklandığı belirlenmiştir.



Görsel 4.38. Dovetail yuvası giriş kısmındaki çapaklanmalar (a), (b) ve (c)

- Kırık kesit yüzeylerinde yük etkisiyle sünek tipte kırılma sonucunda meydana gelmiş çukurcukların olduğu ve tekrarlı yükler etkisi ile yarı eliptik formda ilerlemiş köşe çatlağının varlığı Görsel 4.39 (a), (b) ve (c)'de gösterilmektedir.



(a)

(b)

(c)

Görsel 4.39. Kırık kesit yüzeyi (a), (b) ve (c)

- Rockwell Sertlik Testi sonucunda disk merkezine yakın kısımlarda ortalama sertliğin yaklaşık 44 HRC ile limit dahilinde olduğu ama kırılan dovetail kısmında ise plastik deformasyon ve aşırı ısınmanın sonucu olarak sertlik değerlerinin dalgalı bir karakter izleyerek 38-48 HRC aralığında değişkenlik gösterdiği tespit edilmiştir.
- Çapağın uzunluğunun aksenal yönde yaklaşık 170 μm ., genişliğinin ise yaklaşık 18 μm . olduğu ve çapaklanmaya bağlı olarak lif yönlenmesine benzer bir değişimin meydana geldiği Görsel 4.40'da gösterilmektedir.



Görsel 4.40. Dovetail yuvasında meydana gelen çapaklanma

Yapılan incelemeler sonucunda oluşan hasarın aşağıda açıklanan şekilde meydana geldiği belirlenmiştir.

- İmalat esnasında dovetail yuvasında oluşan çapaklanmanın etkisiyle malzemenin sertlik değerlerinde kararsız değişimler ve çentik etkisi sonucu bu bölgede çatlak oluşmuştur.

- Tekrarlı yükler etkisi altında çatlak dovetail post yüzeyinin toplam kesit alanının büyük kısmına ilerlemiştir.

- İlerleyen çatlağın kritik eşiğe gelmesi sonucu dovetail post tamamen kırılmıştır.

- Dovetail postun kırılmasıyla, sağındaki ve solundaki paleler boşa çıkmış ve kırık postla birlikte motorda hasara sebep olmuştur.

- Oluşan hasarla birlikte motor içi hava akışı bozulmuş ve motor stall olmuştur.

Sonuç olarak bahse konu hasarın tekrar meydana gelmemesi için alınacak önlem ve öneriler şunlardır:

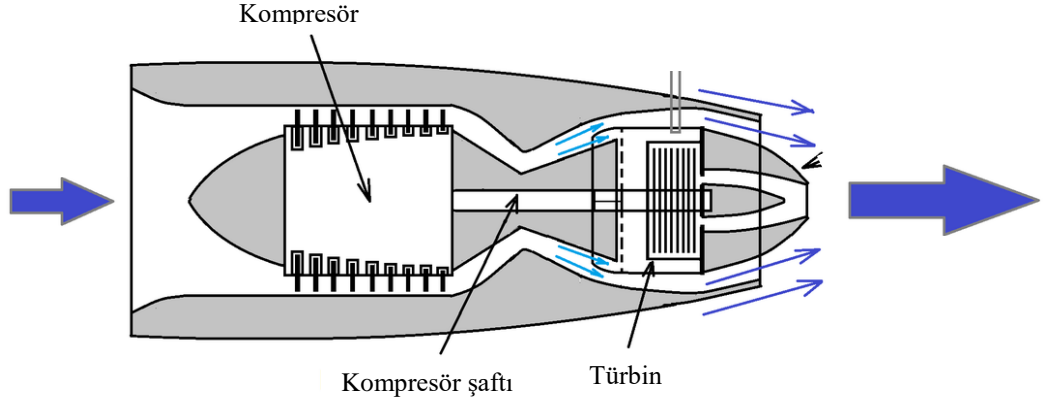
- Hasarlı kompresördeki diğer disklerin sökülerek dovetail post yuvalarının çapaklanma kontrolünün yapılması,

- Motor revizyon iş kartlarına, kompresör disklerinin dovetail post yuvası çapak kontrolünün eklenmesi,

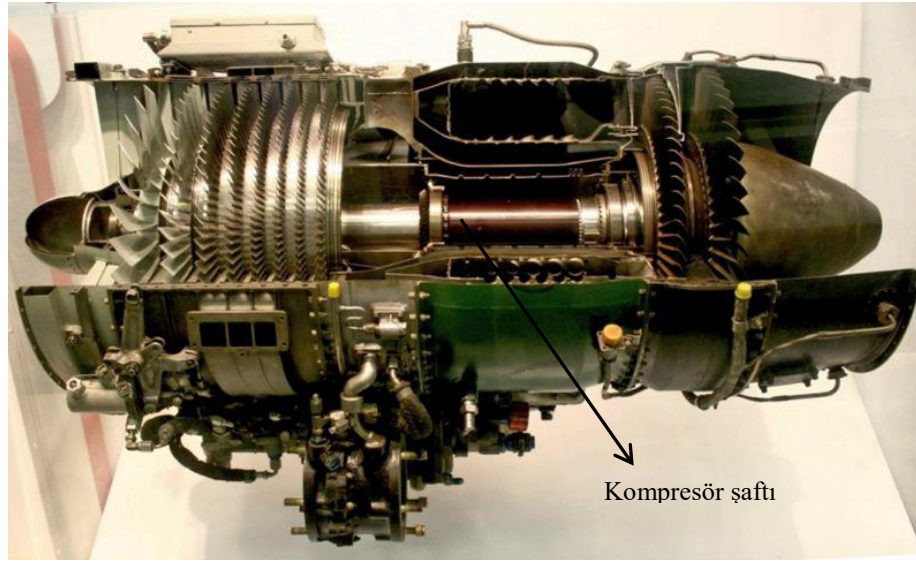
- İmalat prosesleri incelenerek çapak oluşumunun önüne geçilmesi için alınacak tedbirlerin kararlaştırılmasının uygun olduğu belirlenmiştir.

4.4. Kompresör Şaftı Hasar Analizi

Gaz türbinli bir motorda kompresör dönü hareketini türbinden almaktadır. Bu işlem için kompresör ile türbini yanma odasından geçerek birbirine bağlayan bir şaft bulunmaktadır. Şekil 4.3 ve Görsel 4.41'de bir gaz türbinli motorda türbin ve kompresörü bağlayan şaft gösterilmiştir. Yanma odasında oluşan yüksek basınç ve sıcaklıktaki gazların türbini döndürmesiyle birlikte bu dönü şaft ile kompresöre iletilmekte ve sürekli olarak havanın kompresörde sıkıştırılarak yanma odasına yollanması sağlanmaktadır.



Şekil 4.3. Kompresör şaftı (http-15)



Görsel 4.41. Gaz türbinli motor üzerinde kompresör şaftı (http-16)

Pilotun turbojet motoru çalıştırmasını müteakip sol motorda sarsıntı arızası sebebiyle yapılan kontrollü sökülme ve arıza arama çalışmaları sonrasında kompresör şaftı üzerinde vent holiden başlayarak devam eden 2,6 inç uzunluğunda çatlak tespit edilmiştir.

Elde edilen veriler incelendiğinde;

- Şaftın bir ucunun kompresör dördüncü kademe diskine, diğer ucun türbine bağlandığı görülmüştür.
- Motorun her 1500 U/S sonrası revizyon bakımına alındığı ve son revizyondan itibaren 1155 U/S olduğu tespit edilmiştir.
- Şaftın servis ömrünün 3000 U/S olduğu ve şimdiye kadar 2655 U/S doldurduğu belirlenmiştir.

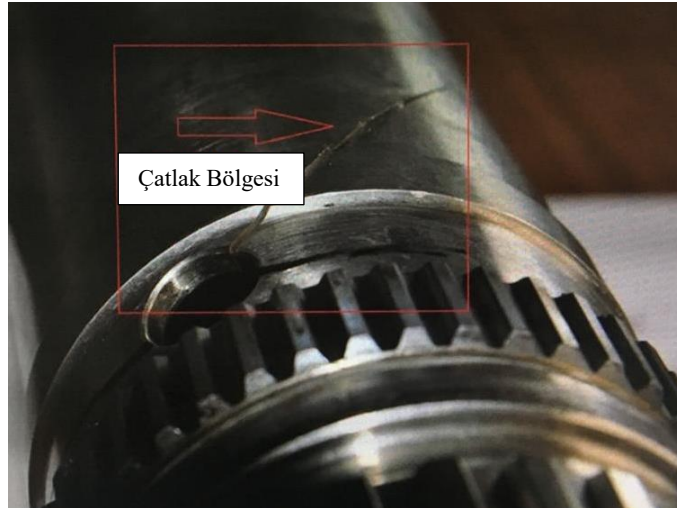
- Revizyon işlemi sırasında şaftın üzerindeki dişlilerin NDI kontrolünün bulunduğu ama vent hole için herhangi bir NDI kontrolünün bulunmadığı tespit edilmiştir.

Görsel 4.42’de verilen hasarlı şaft metalürjik olarak incelenmek üzere laboratuvara gönderilmiş ve SEM ile kontrol, imaj analizi, sertlik ölçümleri yapılmıştır. Makroskobik ve mikroskobik olarak yapılan incelemede;



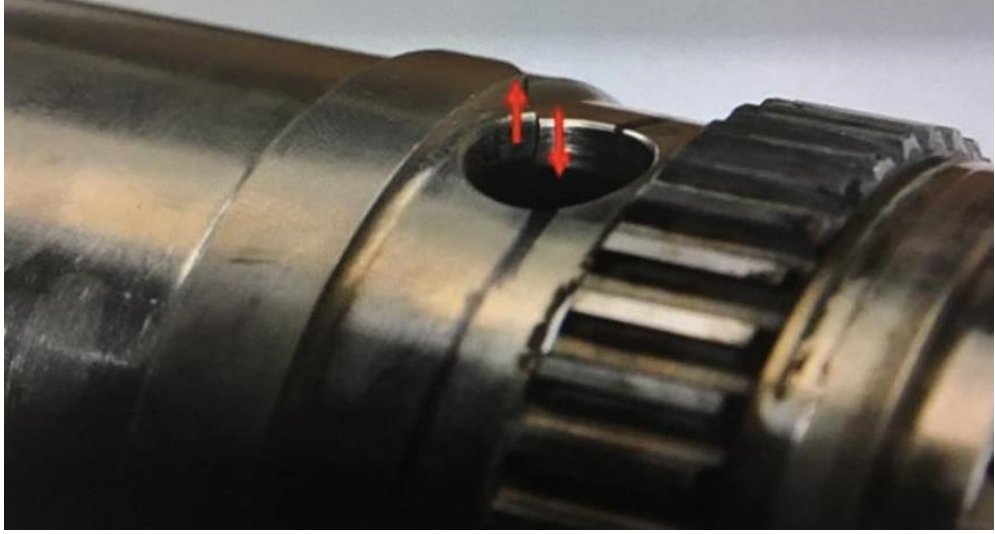
Görsel 4.42. Hasarlı kompresör şaftı

- Şaftın türbin tarafı uç kısmındaki vent hole kenarında 2,6 inç uzunluğunda ve yaklaşık 45 derece açılı diyagonal çatlak Görsel 4.43’de gösterilmektedir.



Görsel 4.43. Şaft üzerindeki çatlak

- Çatlağın her iki tarafında kalan kırılma yüzeylerinin burulma yükü altında oluştuğu değerlendirilen vent holeden uzaklaştıkça azalacak şekilde birbirlerine zıt yönde sapmaya uğradıkları Görsel 4.44’te gösterilmektedir.



Görsel 4.44. Çatlak bölgesindeki sapma

- Çatlak hattı ile de kesişen vent hole iç yüzeylerinde takım izleri ve çukur korozyonu (pitting korozyonu) hasarlarının varlığı Görsel 4.45'te gösterilmektedir.

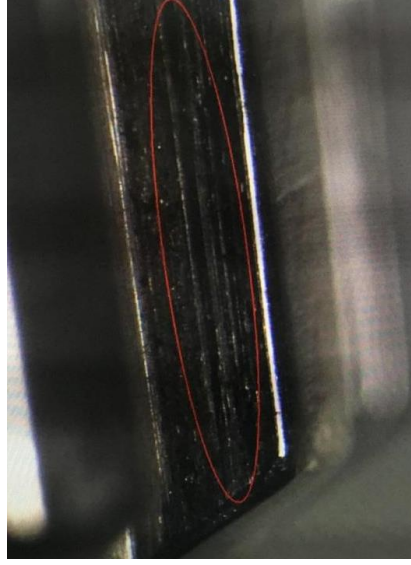


Takım izleri ve çukur korozyonu

1000 μm

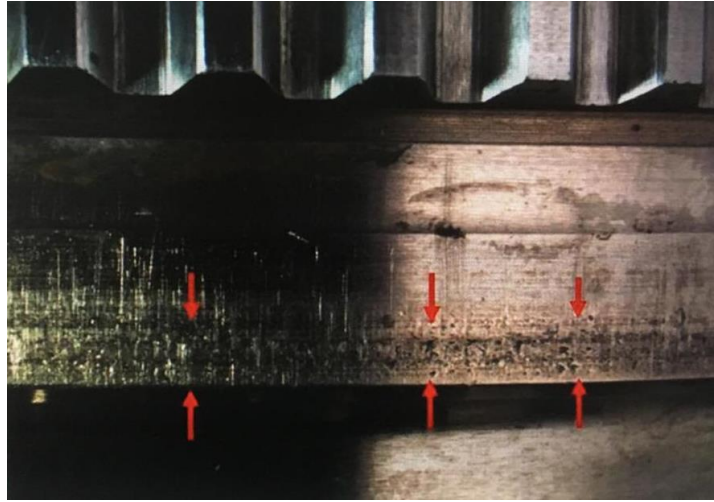
Görsel 4.45. Takım izleri ve çukur korozyonu

- Türbinin shafta bağlandığı uçtaki dişlilerin çalışma yüzeylerinde sıkı geçme montaj kaynaklı çeşitli derinliklerde çizikler Görsel 4.46'te gösterilmektedir.



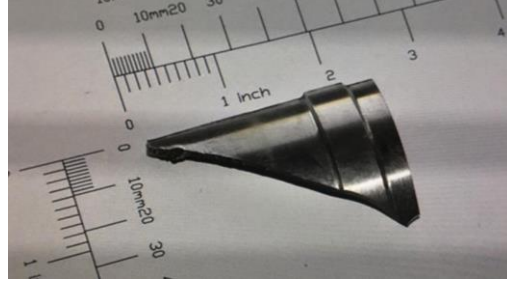
Görsel 4.46. Dişlideki hasarlar

- Uzun ve kısa dişliler arasında bulunan bölgede, tüm şaft çevresi boyunca meydana gelmiş karşılıklı titreşim ve basma yükü kaynaklı ezilme, metal sıvanması ve çukur korozyonu hasarlarının varlığı Görsel 4.47’de gösterilmektedir.



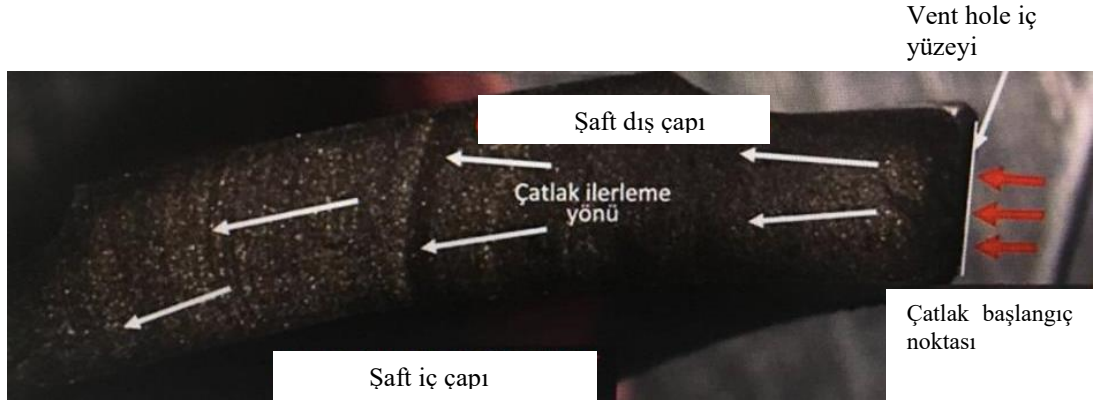
Görsel 4.47. Dişliler arasındaki bölgede oluşan ezilme, metal sıvanması ve çukur korozyon hasarları

- Çatlak bölge açılarak kırık kesit yüzeyleri incelenmek üzere çıkarılan parça Görsel 4.48’de gösterilmektedir.



Görsel 4.48. Çatlak yüzeyi incelemesi

- Kırık kesit yüzeyi incelendiğinde çok noktalı başlangıç bölgelerinin, Görsel 4.54'te gösterilen vent hole iç yüzeyinde bulunan korozyon ve tekrarlı yüklerin etkisiyle ilerlemesi Görsel 4.49'da gösterilmektedir.



Görsel 4.49. Kırılma yüzeyi

- Görsel 4.50'de SEM yöntemiyle elde edilmiş kırık yüzey görüntüsü verilmiştir.



Görsel 4.50. Kırık yüzeyin SEM görüntüsü

- Rockwell Sertlik Testi ölçümleri sonucunda kırılma hattına yakın kısımlarda sertlikte belirgin bir değişiklik bulunmadığı ve ortalama sertlik değerinin 34,9 HRC olarak limit içi olduğu gözlemlenmiştir.

Yapılan incelemeler sonucunda meydana gelen hasarın aşağıda açıklanan şekilde olduğu belirlenmiştir.

- Kompresörün revizyonu esnasında henüz tespit edilemeyen bir işlem basamağında vent hole iç çap yüzeylerinde takım çarpması kaynaklı izler oluşmuştur.

- Takım izlerinin olduğu bu bölgede korozyon ve gerilme yığılmaları meydana gelmiştir.

- Korozyon ve gerilme yığılmaları sonucu vent holeden itibaren çatlak başlamıştır.

- Yüksek titreşim ve burulma yükü altında çalışan şaftta tekrarlı yüklerin etkisiyle başlayan çatlak yorulmanın da etkisiyle ilerlemiştir.

- Çatlağın büyümesiyle şaftın salgısı bozulmuş ve yüksek titreşimle çalışmaya başlamış ve motorda sarsıntılı çalışmaya sebep olmuştur.

Sonuç olarak bahse konu hasarın tekrar meydana gelmemesi için alınacak önlem ve öneriler şunlardır:

- Vent hole iç çap yüzeylerinde oluşan takım hasarlarının hangi proseste meydana geldiğinin belirlenerek önleyici tedbirlerin alınması,

- Revizyon işlemi sırasında vent hole bölgesi için NDI kontrolü işlem basamağının eklenmesi,

- Yorulma ve korozyon hakkında teknik personele tazeleme eğitimi verilmesinin uygun olduğu belirlenmiştir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, uçak bakım faaliyetleri bünyesinde hasar tespit edilen ana iniş takım kapağı, aksesuar dişli kutusu, kompresör diski ve kompresör şaftı olmak üzere dört farklı uçak komponentinin hasar analizi uygulamaları gerçekleştirilmiştir.

Birinci uygulamada, bir eğitim uçağının ana iniş takım iç ve dış kapaklarında ve dış kapak bağlantı rodunda kırılma ve parça kaybı tespit edilmiştir. Yapılan hasar analizi uygulaması sonucunda yorulma ve korozyon kaynaklı sünek kırılmanın meydana geldiği belirlenmiştir.

İkinci uygulamada, turbojet bir motorun aksesuar dişli kutusunda bulunan altı adet saplamadan beş adedinin kırıldığı tespit edilmiştir. Yapılan hasar analizi uygulaması sonucunda saplamlarda uygun olmayan bakım kaynaklı çizik ve ezilmelerin olduğu noktalarda korozyon ve gerilme yığılması kaynaklı yorulma hasarının başladığı ve sünek kırılmayla sonuçlandığı belirlenmiştir.

Üçüncü uygulamada, kompresör sekizinci kademe diski üzerindeki dovetail post yüzeylerinden birinin kırılması sonucu, motorda oluşan hasar incelenmiştir. Üretim hatası sebebiyle dovetail post yuvasında oluşan çapaklanmanın gerilim yığılmalarına neden olduğu ve yorulma kırılmasının meydana geldiği belirlenmiştir.

Dördüncü uygulamada, turbojet bir motorda sarsıntıya sebep olan kompresör şaftındaki çatlak hasarı analiz edilmiştir. Şaft üzerindeki vent hole iç çap yüzeylerinde uygun olmayan bakım kaynaklı olduğu değerlendirilen takım izlerinin sebep olduğu gerilme yığılmaları ve korozyon kaynaklı yorulma kırılmasının meydana geldiği belirlenmiştir.

Yapılan hasar analizi çalışmalarının sonucunda, uçak bakım faaliyetlerinde insan faktörünün neden olduğu uygun olmayan veya yetersiz bakım kaynaklı yorulma ve korozyon hasarları ön plana çıkmıştır.

Hasar analiz çalışmaları, hasara sebep olan sorunların kök ve tali nedenlerinin bulunması ve tekrar benzer bir hasarın oluşmasının önüne geçilmesi için önem ihtiva eden çalışmalardır. Birçok farklı disiplin arasında koordineli bir çalışma gerektiren hasar analizleri sonucunda alınacak önlemler ile kaza-kırımların önüne geçilebilir.

Bu çalışmada icra edilen hasar analizi uygulamalarının ışığında uçak bakım faaliyetleri için aşağıda açıklanan öneriler verilebilir.

- Yaşlanan uçaklarda bakım faaliyetlerinin titizlikle yapılması ve gerektiğinde ilave önleyici bakım basamakları uygulanması,
- Uçak üzerindeki gerilme yığılmalarının olduğu bölgelere tahribatsız muayene yöntemleriyle kontrol yapılması,
- Bakım teknisyenlerinin teknik dokümanlara uygun olarak çalışması,
- Bakım teknisyenlerinin kalibreli ve uygun takım avadanlık kullanarak çalışması,
- Yorulma ve korozyonun havacılıktaki yeri ve alınabilecek tedbirler hakkında bakım personeline eğitimler verilmesi,
- Bağlantı elemanları başta olmak üzere, malzemeler üzerinde gerilme yığılmalarına sebep olacak çizik, çentik gibi uygun olmayan durumların olmaması,
- Çalışma şartlarına uygun malzeme kullanılması,
- İmalat proseslerinde, malzeme yüzeyinde gerilme yığılmalarına sebep olacak hatalı işlemlerden kaçınılması ve imalat sonu kalite kontrollerinin yapılmasının uygun olacağı belirlenmiştir.

KAYNAKÇA

- Abacı, D. (2012). *Sonlu elemanlar desteği ile kırılma tokluğunun elde edilmesi*. Yüksek Lisans Tezi. Edirne: Trakya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Aksoy, A. (2015). *Çelik malzemelerde hasar analizi*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Ayvaz, S. (2013). *Cr-Mo çeliklerinin aşınma ve korozif aşınma özelliklerinin incelenmesi*. Yüksek Lisans Tezi. Karabük: Karabük Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Baydoğan, M., Şeşen, M.K. ve Çimenoglu, H. (2003) Ostenitik paslanmaz çelik bir dirsekte korozyon hasarının incelenmesi. *Kaynak Teknolojisi IV. Ulusal Kongresi*. Kocaeli. TMMOB Makine Mühendisleri Odası. s.13
- Bircan, A. (2011). *Makina parçalarının hasar analizi*. Yüksek Lisans Tezi. Isparta: Süleyman Demirel Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Brooks, C. R., Choudhury, A. (2002). *Failure Analysis of Engineering Materials*. New York: McGraw-Hill.
- Callister, W.D. (2007). *Materials science and engineering*. New York: John Wiley & Sons, Inc.
- Candan, B. (2014). Havacılıkta ömür kavramı. *Savunma ve Havacılık*, 164, 128-134.
- Chvostova, E. and Dzugan, J. (2017). Creep test with use of miniaturized specimens. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 179.
- Colangelo. (1974)'dan aktaran Yavuz, İ. (2005). *Taşıtlarda güç aktarma organlarında meydana gelen hasarların analizi*. Yüksek Lisans Tezi. Afyon: Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Cowles, B.A. (1996). High cycle fatigue in aircraft gas turbines- an industry perspective. *International Journal of Fracture*, 80, 147-163.
- Çelebi, G. (1997)'den aktaran Kurtuluş, T. (2009). *Yapı döşemelerinde hasar analizi*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
- Çelikyürek, İ. (2006). *Demir aluminatların borlanması ve aşınma özelliklerinin belirlenmesi*. Doktora Tezi. Eskişehir: Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Dattaguru B. and Tata E. (1980). A real time test. *Proceeding of Conference on Advances in Structural Testing, Analysis and Design*. New Delhi. McGraw-Hill.
- Eliasz, N. and Latanision, R.M. (2007). Preventative maintenance and failure analysis of aircraft components. *Corrosion Reviews*, 25, 107-144.

- Elieyioğlu, S. (2005). *eliklerin ısııl işlem altında gösterdiği yapısal değişikliklerin taramalı elektron mikroskobu (SEM) ve Mössbauer spektroskopisi ile incelenmesi*. Yüksek Lisans Tezi. Kırıkkale: Kırıkkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Ergün, N. (2008). *Havayolu taşımacılığında çalışanlara yönelik örgütsel uygulamaların etiksel algınışı ve havaaracı bakım ünitesinde bir uygulama*. Doktora Tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü.
- Eryürek, B. (1993). *Hasar Analizi*. İstanbul: Birsen Yayınevi.
- Eryürek, B. ve Dikicioğlu, A. (2003). Onarım kaynağında hasar analizinin nemi. *Kaynak Teknolojisi IV. Ulusal Kongresi*. Kocaeli. TMMOB Makine Mühendisleri Odası. s.1
- Flight Safety Foundation. (1999). Erroneous Airspeed Indications Cited in Boeing 757 Control Loss. *Accident Prevention*, 56 (10).
- Findlay, S.J. and Harrison, N.D. (2002). Why aircraft fail. *Materials Today*. Hampshire: QinetiQ Ltd
- Gatto, A., Iuliano, L., Atzeni, E., Minetola, P., Salmi, A. (2017). Dental failure analysis: the need of a comprehensive failure classification. *Procedia CIRP*, 62, 429-434.
- General Dynamics. (1977). *CT-6-2 classroom training handbook, nondestructive testing, liquid penetrant*. Ohio: American Society of Nondestructive Testing.
- Gerede, E. (2007). Önleyici bakım programlarının tasarlanması aracı olarak bakım yönlendirme kılavuzları. *Mühendis ve Makine*, 566, 22-31.
- Gonzales, J.L., Rivas, D. and Beltran, M.A. (2017). Failure analysis of a diesel engine. *Procedia Structural Integrity*, 3, 41-47.
- Glçimen, B. (2013). *P91 eliğinin sürünme ve kırılma özelliklerinin small punch testiyle belirlenmesi*. Doktora Tezi. Bursa: Uludağ Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Gnel, M. (2012). *Linear and nonlinear progressive failure analysis of laminated composite aerospace structures*. Yüksek Lisans Tezi. Ankara: Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Hertzberg, R.W., Vinci, R.P. and Hertzberg, J.L. (2013). *Deformation and fracture mechanics of engineering materials*. New York: John Wiley & Sons, Inc
- Infante, V., Fernandes, L., Freitas, M., Baptista, R. (2017). Failure analysis of nose landing gear fork. *Engineering Failure Analysis*, 82, 554-565.
- İlkhechi, N.C. (2017). *Fatigue failure analysis of a turbine blade*, Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.

- Katifes, X. (2016). *Structural analysis, fatigue analysis and optimization of aircraft wings*. Lisans Tezi. Edinburg: Napier University, School of Engineering and The Built Environment.
- Kibaroglu, D., Baydoğan, M., Çimenoglu, H., Baş, B., Yağsi, C., Aliyeva, N. (2017). Failure analysis of fencing blades. *Journal of Physics: Conference Series*, 843,1-8.
- Krstic, B., Rasuo, B., Trifkovic, D., Radisavljevic, I., Rajic, Z., Dinulovic, M. (2013). Failure analysis of an aircraft engine cylinder head. *Engineering Failure Analysis*, 32, 1-15.
- Kurtuluş, T. (2009). *Yapı döşemelerinde hasar analizi*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Kushan, M.C., Diltemiz, S.F., Sackesen, İ. (2007). Failure analysis of an aircraft propeller. *Engineering Failure Analysis*, 14, 1693-1700.
- May, I.L. (2010). Case studies of three fatigue failure evaluation in aircraft. *Procedia Engineering*, 2, 59-64.
- Milli Eğitim Bakanlığı, (2012). *Uçaklarda tahribatsız muayene*. Ankara.
- Ministry of Transport and Civil Aviation. (1955). *Civil aircraft accident report of the court of inquiry into the accidents to Comet G-ALYP on 10th January 1954 and Comet G-ALYY on 8th April 1954*. London.
- National Transportation Safety Board. (1992). *Aircraft accident report, explosive decompression loff of cargo door in flight*. Washington.
- Newton, E. (1964). The investigation of aircraft accidents with particular reference to those caused by mechanical failure, their diagnosis and lessons learnt from them. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 68, 156-164.
- Ossa, E.A. (2006). Failure analysis of a civil aircraft landing gear. *Engineering Failure Analysis*, 13(7), 1177-1183.
- Park, M. (2003). Failure analysis of an accessory bevel gear installed on a J69 turbojet engine. *Engineering Failure Analysis*, 10, 371-382.
- Ramachandran, V., Raghuram, A.C., Krishnan, R.V., Bhaumik, S.K. (2005). *Failure Analysis of Engineering Structures Methodology and Case Histories*. Ohio: ASM International.
- Rose, A. and Legg, K. (2014). Predicting corrosion in military aircraft. *Materials Performance*, 53(2), 58-60.
- Shipley, R.J. and Becker, W.T. (2002). *ASM Handbook Volume 11: Failure Analysis and Prevention*. Ohio: ASM International.
- Sim, S. (2016). Mach-1-3-point or 4-point bending test.

- Singh, M. (2015). The bombing of Air India Flight 182: demanding justice, public inquiries and acts of citizenship. Phd Thesis. Vancouver: Simon Fraser University, School of Communication Faculty of Communication, Art and Technology.
- Smethurst, E. and Waterhouse, R.B. (1977) Causes of failure in total hip prostheses. *Journal of Materials Science*, 12, 1781-1792.
- Sönmez, D. (2010). *Şekil hafızalı metal esaslı malzemelerin sürünme özelliklerinin incelenmesi*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Suer, E. (2016). *Uçak bakım-onarımlarında tehlike kaynakları ve çözüm önerileri*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: Gedik Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü.
- Symonds, N. (2005). Condition monitoring and failure analysis: powerful tools for modern military helicopters. *OR Insight*, 47(8), 472-477.
- (tarihsiz). *Tensile testing*.
- Türkoğlu, O. (2013). *Cu ve Ti ile alaşımlandırılmış çinko levhaların (titanzink) kısa dönem testlerle sürünme özelliklerinin belirlenmesi*. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Uçak Bakım Okulu. (2010). *Uçak bakım okulu ders notları*.
- Ulukut, S. (2014). *SiAlON seramiklerinin sürünme davranışına yoğunluk ve ısıtma işleminin etkisi ve mikroyapı karakterizasyonu*. Yüksek Lisans Tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- USA Department of Defense. (1981). *MIL-STD-721C Definitions of terms for reliability and maintainability*. Washington.
- USA Department of Defense. (1985). *MIL-STD-2155(AS) Failure reporting, analysis and corrective action system*. Washington.
- USA Secretary of the Air Force. (2014). *T.O. 33B-1-1 Nondestructive inspection methods, basic theory*.
- Varol, H. (2008). *Av ve spor tüfekleri için kritik parçaların hasar analizi*. Yüksek Lisans Tezi. Isparta: Süleyman Demirel Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Wang, Z. (2011). Study of evolution mechanism on aircraft sudden failure. *Procedia Engineering*, 15, 1303-1307.
- Yavuz, İ. (2005) *Taşıtlarda güç aktarma organlarında meydana gelen hasarların analizi*. Yüksek Lisans Tezi. Afyon: Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.

- Yıldırım, S. ve Çimenoğlu, H. (2000). Dökümhane ortamında çalışan bir makine parçasında hasar analizi. *Denizli Malzeme Sempozyumu'nda sunulan bildiri*. Denizli.
- Yılmaz, D. (2018). *Uçak bakım tahsis sürelerinin belirlenmesine yönelik yeni bir yöntem geliştirilmesi*. Doktora Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Yonggang, W. and Honglang, L. (2011). Summary and analysis of the aging aircrafts' failure. *Procedia Engineering*, 17, 303-309.
- Zamanzadeh, M., Larkin, E. and Gibbon, D. (2004). *A re-examination of failure analysis and root cause determination*. Matco Associates Inc. Pittsburgh.
- Zorbacı, B. (2011). *Uçak bakım işletmesinde iyileştirme öneri ve uygulamaları*. Yüksek Lisans Tezi. Kocaeli: Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Zucarelli, T.A., Vieira, M.A., Filho, L.A.M., Reis, D.A.P., Reis L. (2016). Failure analysis in railway wheels. *Procedia Structural Integrity*, 1, 212-217.
- http-1:Reason, J. (2000). *Human error: models and management*. <https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC1117770/> (Erişim tarihi: 24.01.2018)
- http-2:<http://tailstrike.com/240289.htm> (Erişim tarihi: 20.01.2018)
- http-3: <http://sepecat.info/b/2007/11/08/tracor-anale-40-chaffflare-dispenser/> (Erişim tarihi: 03.02.2018)
- http-4: <http://w3.balikesir.edu.tr/~ay/lectures/ha/lecture6.pdf> (Erişim tarihi: 14.04.2018)
- http-5:https://en.wikipedia.org/wiki/Fracture#/media/File:Ductile_fracture_upd.png (Erişim tarihi: 14.04.2018)
- http-6:<https://www.olympus-ims.com/en/landing/videoscopes/iplax-g-lite/small-turbine/#!> (Erişim tarihi: 08.08.2018)
- http-7:<https://www.tech-worm.com/taramali-elektron-mikroskobu-sem-nedir/>(Erişim tarihi: 16.08.2018)
- http-8: http://www.wikiwand.com/tr/Cessna_172 (Erişim tarihi: 13.09.2018)
- http-9:<https://tr.sputniknews.com/savunma/201808281034940143-turk-hava-kuvvetleri-f-16-lastik/> (Erişim tarihi: 13.09.2018)
- http-10:<https://www.flickr.com/photos/golfcharlie232/7690180180>(Erişim tarihi: 13.09.2018)
- http-11:https://www.flickr.com/photos/abhishek_photography/5197294111(Erişim tarihi: 13.09.2018)

- http-12:https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Maersk_737-500_planform.jpg(Erişim tarihi: 13.09.2018)
- http-13:<http://science-naturalphenomena1.blogspot.com/2008/12/high-pressure-compressor.html> (Erişim tarihi: 23.09.2018)
- http-14:<http://www.aerobrut.com/en/collection/1190-a-pratt-whitney-jt9d-compressor-disk> (Erişim tarihi: 23.09.2018)
- http-15:<https://green-aviation.weebly.com/cold-jet-engine.html#> (Erişim tarihi: 27.09.2018)
- http-16:http://web2srv.ing.uniroma1.it/~m_valorani/Trasparenze_files/ma-slides-lecture-13.pdf (Erişim tarihi: 27.09.2018)

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı :Arif Nail YÜCEL
Yabancı Dil :İngilizce
Doğum Yeri ve Yılı :Aydın / 12.06.1988
E-Posta :a.n.yucel@hotmail.com

Eğitim Geçmişi:

- 2018, Yüksek Lisans, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak Gövde-Motor Bakım ABD.
- 2010, HHO Endüstri Mühendisliği ABD.