

Yüksek Mukavemetli 7075 Alüminyum Alaşımının  
Yorulma ve Korozyon Özelliklerinin İyileştirilmesi

İsmail SAÇKESEN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak 2007

Enhancement of Fatigue and Corrosion Properties of  
7075 High Strength Aluminum Alloy

İsmail SAÇKESEN

**MASTER OF SCIENCE THESIS**

Department of Mechanical Engineering

January 2007

Yüksek Mukavemetli 7075 Alüminyum Alaşımının  
Yorulma ve Korozyon Özelliklerinin İyileştirilmesi

İsmail SAÇKESEN

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

Danışman: Yar.Doç.Dr. Melih Cemal KUŞHAN

Ocak 2007

# PDF Eraser Free

## ÖZET

Günümüzde dünya genelinde, gerek askeri gerekse sivil alanda hizmet veren uçakların, tasarlandıkları zaman niyetlenen sürelerin çok daha ötesinde uçuşa devam ettiklerini görmekteyiz. Ekonomik nedenler ve zorlayıcı rekabet koşulları filoların yenilenmesini geciktirmekte, uçuş maliyetlerinin en aza indirgenmesi için çeşitli çalışmalar yapılmaktadır.

Bu çalışmada havacılıkta kullanılan malzemeler, uçak yapıları ve ana yapısal parçalar hakkında temel bilgiler verilmiştir. Uçaklarda kullanılan yüksek mukavemetli metal malzemelerde karşılaşılan yorulma ve korozyon problemlerine değinilmiştir.

Belirgin olarak yaşlanma etkilerine maruz kalmış yüksek mukavemetli 7075 alüminyum alaşımının yorulma ve korozyon özelliklerini iyileştirmek için, son zamanlarda geliştirilmiş bir ısıtma işlemi olan RRA (Retrogression and re-aging) işlemi yanında, ısıtma işlemi mekanik yüzey işlemi birleştirilerek termomekanik bir proses geliştirilmiştir. Her iki yaklaşımın da sonuçları deneyler aracılığıyla irdelenmiştir. Numuneler üzerinde yapılan ölçümlerden, özellikle termomekanik işlemin yorulma ömrü üzerinde önemli olumlu etkileri saptanmıştır. Ancak bu olumlu yorulma özellikleri elde edilirken korozyon direnci büyük ölçüde yitirilmiştir. RRA işleminin ise etkileri her iki arzu edilen özellik açısından da benzer doğrultuda ancak daha sınırlı bir aralıkta gerçekleşmiştir.

Gelecekte, termomekanik işleme ait proses parametrelerinin optimizasyonu ile daha iyi korozyon ömrünün elde edilmesi için çalışmalar yapılması, yaşlanan uçak parçalarına yeni bir alternatif oluşturabilecektir.

**Anahtar Kelimeler : Yorulma, Korozyon, Termomekanik Isıtma İşlemi**

## SUMMARY

Worldwide, in the present time, we observe that both the commercial and military aircrafts exceed their intended design lives. Due to economical issues and competitions, the companies delay to renew their fleets and search for proper ways to decrease their fleet costs.

This study briefly tells about the fundamentals of aviation materials, aircraft structures and main structural materials. The study also contains the fatigue and corrosion problems encountered on the high strength materials used on the aircrafts

Apparently, to enhance the fatigue and corrosion properties of high strength material 7075 that has been exposed to aging effects, along with the RRA (Retrogression and re-aging), which has been developed lately, heat treatment and mechanical surface treatment has been combined and a new termomechanic has been developed. The results of both approaches have been examined thru experiments. The measurements made on the samples have verified that the termomechanic process positively effected the fatigue life of the material. However, the corrosion resistance has been mostly reduced while enhancing the fatigue life. The RRA process has effected the two properties to a limited extend but in the same way and in the desired direction.

In the future, the optimization of the parameters of the termomechanic process will enable the further studies to be carried on to enhance the corrosion life of the material and it will be an alternative for the aircraft parts that get older by time of operation.

**Key Words : Fatigue, Corrosion, Termomechanical Heat Treatment**

## TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim ve tez çalışmalarım süresince danışmanlığımı yaparak beni yönlendiren Yar.Doç.Dr. Melih Cemal KUŞHAN'a, tez çalışmamda yardımlarını esirgemeyen Seyit Fehmi DİLTEMİZ'e ve Adem KARCI'ya teşekkürlerimi sunuyorum.

## İÇİNDEKİLER

|   | <u>Sayfa</u> |
|---|--------------|
| <b>ÖZET</b> .....   | <b>iv</b>    |
| <b>SUMMARY</b> .....  | <b>v</b>     |
| <b>TEŞEKKÜR</b> .....   | <b>vi</b>    |
| <b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....                                    | <b>x</b>     |
| <b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....                                  | <b>xii</b>   |
| <b>SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....                     | <b>xiii</b>  |
| <br>  |              |
| <b>1. GİRİŞ</b> .....   | <b>1</b>     |
| <br>  |              |
| <b>2. UÇAK YAPILARI VE HAVACILIK MALZEMELERİ</b> .....          | <b>3</b>     |
| 2.1. Uçaklar ve Uçuş Prensipleri .....                          | 3            |
| 2.2. Uçak Yapıları .....  | 5            |
| 2.2.1. Gövde .....  | 5            |
| 2.2.2. Kanatlar .....   | 6            |
| 2.2.3. Yatay/Dikey Stabilizeler ve Uçuş Kontrol Yüzeyleri ..... | 7            |
| 2.2.4. İniş takımları .....                                     | 7            |
| 2.3. Havacılık Malzemeleri .....                                | 8            |
| 2.3.1. Alüminyum Alaşımları .....                               | 8            |
| 2.3.2. Magnezyum Alaşımları .....                               | 10           |
| 2.3.3. Titanyum Alaşımları .....                                | 11           |
| 2.3.4. Paslanmaz Çelikler .....                                 | 12           |
| 2.3.5. Süperalaşımlar .....                                     | 12           |
| 2.3.6. Kompozitler .....  | 13           |
| 2.3.7. Seramikler .....   | 15           |
| <br>  |              |
| <b>3. UÇAKLARDA YORULMA VE KOROZYON</b> .....                   | <b>17</b>    |
| 3.1. Tasarım Yaklaşımları .....                                 | 20           |
| 3.1.1. Emniyetli-Ömür Tasarımı .....                            | 20           |
| 3.1.2. Emniyetli-Hasar Tasarımı .....                           | 21           |
| 3.1.3. Hasar Toleransı Tasarımı .....                           | 22           |



**İÇİNDEKİLER (devam)**

|  | <b><u>Sayfa</u></b> |
|--|---------------------|
| 3.2. Yorulma Olayı ve Aşamaları .....  | 23                  |
| 3.2.1. Yorulma Çatlak Başlangıcı ve İlerlemesi .....   | 24                  |
| 3.2.2. Sabit Genlikli Yorulma .....  | 25                  |
| 3.2.3. Gerilme Şiddet Faktörü ve Çatlak İlerleme Hızı.....   | 26                  |
| 3.2.4. Yorulma Ömrünü Etkileyen Faktörler .....  | 30                  |
| 3.3. Uçaklarda Korozyon .....  | 31                  |
| 3.3.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Korozyon Davranışları .....  | 34                  |
| 3.4. Uçaklarda Yaşlanma ve Tasarım Ömrünün Üzerinde Uçurulma Beklentileri..                          | 35                  |
| <br>   |                     |
| <b>4. DENEYSEL ÇALIŞMA .....</b>   | <b>37</b>           |
| 4.1. Test Numunelerinin Alınması ve Hazırlanması.....  | 38                  |
| 4.1.1. Numune Yüzeylerindeki Boya Tabakasının Uzaklaştırılması .....                                 | 38                  |
| 4.1.2. Test Numunelerinin Alınması.....  | 40                  |
| 4.1.3. Numunelerin Tam Boyutlarına Getirilmesi .....   | 41                  |
| 4.1.4. Numune Yüzeylerindeki Alodine Kaplama Koruyucu Tabakanın<br>Uzaklaştırılması .....            | 41                  |
| 4.1.5. Numunelere Kenar Ön Çatlaklarının Açılması.....   | 42                  |
| 4.2. Numunelerin Test, Modifikasyon İşlemleri Öncesi ve Sonrası Özelliklerinin<br>Belirlenmesi ..... | 43                  |
| 4.2.1. Numunelerin Elektrik İletkenliğinin Ölçülmesi.....  | 43                  |
| 4.2.2. Numunelerin Sertliğinin Ölçülmesi .....   | 44                  |
| 4.3. Numunelerin Mevcut Özelliklerinin Değiştirilmesine Yönelik Çalışmalar.....                      | 45                  |
| 4.3.1. Mekanik Yüzey İşlemi .....  | 45                  |
| 4.3.2. Isıl İşlem.....   | 47                  |
| 4.3.3. Mekanik ve Isıl İşlemler Sonrası Numunelerin Mikroyapı İncelemesi                             | 52                  |
| 4.4. Yorulma ve Korozyon Etkisinin Bulunması.....  | 55                  |
| 4.4.1. Yorulma Testi.....  | 55                  |
| 4.4.2. Korozyon Testi.....   | 59                  |
| 4.4.3. Çekme Testi .....   | 60                  |

## İÇİNDEKİLER (devam)

|   | <u>Sayfa</u> |
|---|--------------|
| <b>5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....</b>                    | <b>62</b>    |
| 5.1. Elektrik İletkenliği .....                         | 62           |
| 5.2. Sertlik .....                                      | 63           |
| 5.3. Yorulma Mukavemeti .....                           | 65           |
| 5.4. Korozyon Mukavemeti.....                           | 67           |
| 5.5. Çekme Mukavemeti .....                             | 71           |
| 5.6. Normalize Edilmiş Deney Sonuçları ve Öneriler..... | 73           |
| <br>  |              |
| <b>6. KAYNAKLAR DİZİNİ .....</b>                        | <b>75</b>    |
| <br>  |              |
| <b>EKLER.....</b>                                       | <b>78</b>    |

## ŞEKİLLER DİZİNİ

| <u>Sekil</u>   | <u>Sayfa</u> |
|--|--------------|
| 2.1. Bir uçağa etki eden kuvvetler.....  | 3            |
| 2.2. Tipik bir yolcu uçağının yarı-monokok yapısal iç görünümü.....              | 6            |
| 2.3. Modern bir savaş uçağının yapısal iç görünümü.....                          | 7            |
| 2.4. Havacılık sektöründe malzeme kullanım yüzdeleri .....                       | 14           |
| 3.1. 1950’lerde Liberty gemisi kazası .....                                      | 18           |
| 3.2. Comet uçağı kazasına neden olan yorulma çatlağı .....                       | 19           |
| 3.3. Aloha Airlines uçağı kazası .....   | 19           |
| 3.4. Yorulma ömür aşamaları ve etkin faktörler .....                             | 24           |
| 3.5. Yorulma parametreleri ve gerilme tipleri.....                               | 25           |
| 3.6. Yorulma çatlak ilerleme hızı (da/dN - $\Delta K$ ) eğrisi ve bölgeleri..... | 28           |
| 4.1. Boya sökümü öncesi numune.....  | 39           |
| 4.2. Boya kazıma işlemi .....  | 39           |
| 4.3. Boya sökümü sonrası numune .....  | 40           |
| 4.4. Kesme işlemi uygulanarak elde edilmiş numuneler.....                        | 41           |
| 4.5. Boyutlandırma işlemi tamamlanmış numuneler .....                            | 42           |
| 4.6. EDM tezgahı kullanılarak elde edilen 5 mm kenar ön çatlağı .....            | 43           |
| 4.7. İletkenlik ölçüm cihazı ve uygulaması.....                                  | 44           |
| 4.8. Sertlik ölçümü sonucu numune yüzeylerinde oluşan küresel izler .....        | 45           |
| 4.9. LPB metodunda kullanılan aparat.....  | 47           |
| 4.10. T6 ve T7 kondüsyonlarına ait ısıl işlem eğrileri .....                     | 49           |
| 4.11. Termomekanik yaşlandırma ısıl işlem eğrileri.....                          | 50           |
| 4.12. T6 + RRA kondüsyonuna ait ısıl işlem eğrileri .....                        | 51           |
| 4.13. Uygulanan tüm ısıl işlemler .....  | 52           |
| 4.14. İşlem görmemiş numunenin mikroyapı görüntüsü (200 x).....                  | 53           |
| 4.15. Termomekanik işlem gören numunenin mikroyapı görüntüsü (200 x) .....       | 53           |
| 4.16. RRA ısıl işlemi gören numunelerin mikroyapı görüntüsü (200 x) .....        | 54           |
| 4.17. Yorulma deneyinde kullanılan Instron 8500 cihazı .....                     | 56           |
| 4.18. Korozyon testi öncesi numuneler.....                                       | 60           |
| 4.19. Çekme deneyi sonrası numuneler .....                                       | 61           |

**ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)**

| <b><u>Sekil</u></b>   | <b><u>Sayfa</u></b> |
|---|---------------------|
| 5.1. Numunelerin elektrik iletkenlik değerleri .....                | 62                  |
| 5.2. Numunelerin ortalama sertlik değerleri .....                   | 64                  |
| 5.3. Numunelerin toplam yorulma ömürleri .....                      | 65                  |
| 5.4. Numunelerin çatlak ilerleme ömürleri .....                     | 66                  |
| 5.5. Numunelerin çatlak ilerleme hızları.....                       | 66                  |
| 5.6. Numunelerin korozyon testi sonrası görüntüleri.....            | 68                  |
| 5.7. Korozyon testi sonrası numunelerin % ağırlık kayıpları.....    | 68                  |
| 5.8. İşlem görmemiş numunenin mikroyapı görüntüsü .....             | 69                  |
| 5.9. RRA işlemi uygulanan numunenin mikroyapı görüntüsü.....        | 69                  |
| 5.10. Termomekanik işlem görmüş numunenin mikroyapı görüntüsü ..... | 70                  |
| 5.11. Numunelere ait gerilim - % uzama grafikleri .....             | 71                  |
| 5.12. Normalize edilmiş deney sonuçları.....                        | 73                  |

## ÇİZELGELER DİZİNİ

| <u>Çizelge</u>   | <u>Sayfa</u> |
|--|--------------|
| 2.1. Savunma sanayiinde kullanılan malzemeler .....            | 9            |
| 4.1. 7075 alüminyum alaşımının kimyasal bileşimi (% ağı.)..... | 37           |
| 4.2. Numunelere uygulanan mekanik ve ısı işlem adımları .....  | 51           |
| 4.3. a/W oranına bağlı Y değerleri .....                       | 58           |
| 5.1. Numunelerin çekme mukavemeti ve % uzama değerleri.....    | 72           |

**SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ**

| <b><u>Simgeler</u></b>           | <b><u>Açıklama</u></b>                       |
|----------------------------------|--|
| a                                | : Çatlak boyu (mm)                           |
| C, m, n                          | : Malzeme sabitleri                          |
| f                                | : Frekans (Hz)                               |
| f(g), Y                          | : Geometrik düzeltme faktörü                 |
| K                                | : Gerilme şiddet faktörü ( $MPa\sqrt{m}$ )   |
| K <sub>t</sub>                   | : Gerilme konsantrasyon faktörü              |
| K <sub>IC</sub> , K <sub>C</sub> | : Kırılma tokluğu                            |
| N                                | : Çevrim sayısı                              |
| P                                | : Yük (kN)                                   |
| P <sub>max</sub>                 | : Maksimum yük (kN)                          |
| P <sub>min</sub>                 | : Minimum yük (kN)                           |
| R                                | : Gerilme oranı                              |
| $\sigma$                         | : Gerilme (MPa)                              |
| $\sigma_{max}$                   | : Maksimum gerilme (MPa)                     |
| $\sigma_{min}$                   | : Minimum gerilme (MPa)                      |
| $\sigma_m$                       | : Ortalama gerilme (MPa)                     |
| $\sigma_a$                       | : Gerilme genliği (MPa)                      |
| $\Delta\sigma$                   | : Gerilme aralığı (MPa)                      |
| W                                | : Numune genişliği (mm)                      |
| ASIP                             | : Aircraft Structural Integrity Program      |
| ASTM                             | : American Society for Testing and Materials |
| EDM                              | : Electro Discharge Machining                |
| IGA                              | : Inter Granular Attack                      |
| LPB                              | : Low Plasticity Burnishing                  |
| LSP                              | : Laser Shock Peening                        |
| RRA                              | : Retrogression and Re-aging                 |
| SCC                              | : Stress Corrosion Cracking                  |

## 1. GİRİŞ

Günümüzde uçaklar yaşamımızın birçok alanında kullanılmaktadır. En önemli olarak savunma ve ulaşım alanlarında kullanılan uçaklardan nakliye, tarım ve ilaçlama, orman yangınlarıyla mücadele gibi sektörlerde faydalanılmaktadır. Ülkelerin savunma gücünün ve ulaşımdaki büyüklüğünün havacılık sektöründeki ilerlemeler ile ölçüldüğü günümüzde, uçak sanayiine büyük yatırımlar yapılmaktadır. Yapılan yatırımlar ve araştırma-geliştirme çalışmaları ile uçak sanayiinde büyük gelişmeler sağlanmıştır.

Uçaklar havadan ağır araçlardır. Motor gücüne, dış şekline ve özellikle kanat tasarımına bağlı olarak uçakların performansları değişir. Uçakların dış görünüş olarak zarif, ince ve aerodinamik şekilli olmaları istenir. Aynı zamanda yapısal olarak çok dayanıklı olmaları ve olabildiğince hafif olmaları istenir. Bu durum performans ile birlikte maliyeti de arttıracaktır. Bu nedenle uçaklarda kullanılan malzemeler çok önemlidir.

Havacılıkta malzeme seçiminde ana kriter, genelde en yüksek özgül mukavemet (akma mukavemeti / özgül ağırlık) olarak tanımlanabilir. Yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları başta olmak üzere, titanyum alaşımları, yüksek mukavemetli çelikler, kompozitler ve seramikler uçak, helikopter ve uzay araçlarının yapımında öncelikli olarak kullanılmaktadır [Tetik, 1999].

Uçaklar hizmet ömürleri boyunca üzerlerine etkiyen tekrarlı yükler nedeniyle yorulma, çevresel faktörlerin etkisiyle korozyon, güç sistemlerindeki ani sıcaklık değişimleri nedeniyle termal şoklar gibi olayların etkisi altına kalırlar. Bu nedenlerle uçaklar yapısal ve performans olarak tasarım şartlarının altına düşerler.

Bu çalışmada uçak yapıları ve ana yapısal parçalar hakkında temel bilgiler verilmiştir. Havacılık sektöründe ve uçaklarda kullanılan malzemelerin özellikleri ve kullanım alanları anlatılmıştır. Uçaklarda kullanılan yüksek mukavemetli metal malzemelerde karşılaşılan yorulma ve korozyon problemlerine değinilmiştir.

Deneysel çalışmada, uçuş ömrü 40 yılı aşan 7075-T7352 kondisyonunda alüminyum alaşım malzemededen imal edilmiş yapısal bir parça kullanılmıştır. Uçuş ömrünün uzun olması, parça üzerinde yaşlanma etkilerinin daha iyi görülebilmesine olanak sağlaması nedeniyle özellikle tercih edilmiştir. Parçaya uygulanan ısı ve mekanik işlemler ile parçanın yorulma ve korozyon özelliklerinin iyileştirilmesi hedeflenmiştir.

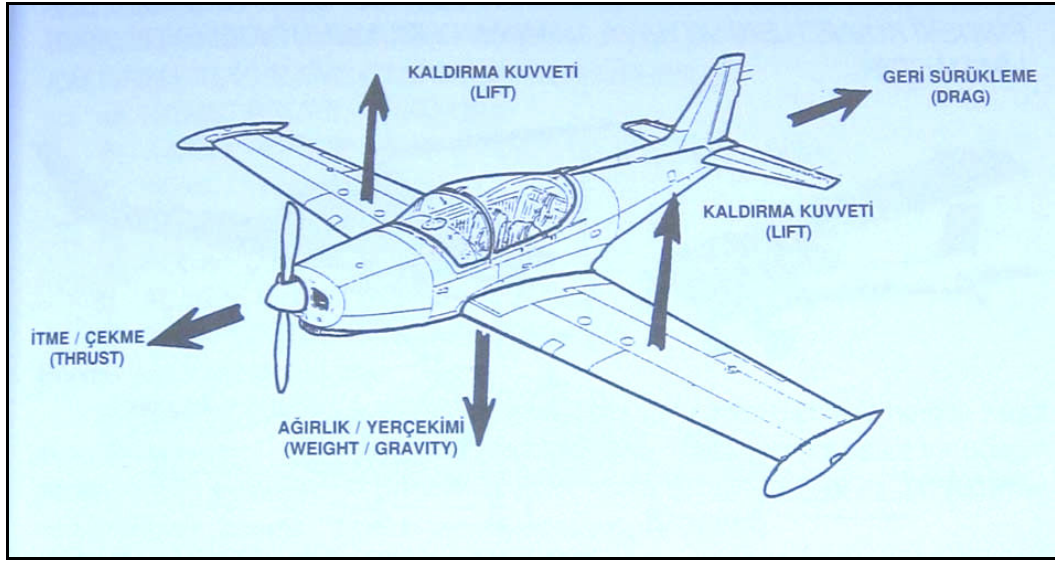


## 2. UÇAK YAPILARI VE HAVACILIK MALZEMELERİ

### 2.1. Uçaklar ve Uçuş Prensipleri

Uçakların uçmasını ve uçuş sırasında kontrolünü sağlayan dört ana kuvvet vardır. Şekil 2.1’de görülen bu dört kuvvet karşılıklı çiftler halindedir ve birbirlerini zıt yönde etkilerler. Bu kuvvetler;

- Kaldırma kuvveti (lift),
- Ağırlık (weight/gravity),
- İtme / çekme gücü (thrust),
- Geri sürüklenme kuvveti (drag)’dir [Şahin, 1999].



Şekil 2.1. Bir uçağa etki eden kuvvetler [Şahin, 1999]

Kaldırma kuvveti, uçakların havalanmasını sağlayan ve havada tutan kuvvettir. Tüm uçaklarda asıl kaldırma kuvveti kanatlardan elde edilir. Uçakların temel uçuş şartı olan kaldırma kuvveti Bernoulli Prensibine dayanır. Bernoulli Prensibine göre bir akışkanın hızı arttıkça basıncı düşer. Bu prensibe dayanarak uçağın kanat profili, uçağın ileri doğru hareketini kaldırma kuvvetine çevirir. Kanadın üstünden geçen hava alttan geçen havaya göre daha hızlı olduğu için, kanat üst yüzeyinde kanat alt yüzeyine göre

daha düşük basınç oluşur. Alt yüzeydeki basıncın üst yüzeydeki basınçtan fazla olması ile kaldırma kuvveti elde edilir.

Ağırlık, kaldırma kuvvetinin ters yönündedir ve daima yerkürenin merkezine doğrudur. Normal yatay uçuşta kaldırma kuvveti ağırlığa eşittir. Ancak keskin manevralarda yerçekimi ivmesinin etkisi ile uçağa binen yük artar. Bu nedenle keskin manevralar esnasında artan ağırlığa karşı kaldırma kuvvetini arttırmak için ya hücum açısı artırılır ya da motorların gücü artırılır.

Uçağın kanatlarında kaldırma kuvvetinin oluşması için kanadın etrafından belirli bir hız aralığında hava akımının geçmesi gerekir. Pervaneli uçakların bir motor gücüyle çalışan pervaneler tarafından öne doğru çekilmesi veya itilmesi ile, jet motorlu uçaklarda ise egzozdan hızla atılan gazların tepkisi ile geri sürüklenme kuvveti yenilerek öne doğru yatay bir hareket elde edilir. Buna itme/çekme gücü adı verilir.

Geri sürüklenme kuvveti, uçağın hava akımına karşı gösterdiği dirençtir. İtme yönünün zıt yönünde oluşur. Geri sürüklenme kuvveti çeşitli yöntemlerle azaltılabilir, ancak tamamen önlenemez.

Uçaklar havada ve yerde hareket ederken, yukarıda bahsedilen dört ana kuvveti de kısmen kapsayan çeşitli yüklere maruz kalırlar. Bir uçağa etki eden yükler;

- Hava yükleri (manevra yükleri, sağanak yükleri, kuyruk gezmesi vb.),
- Atalet yükleri (ivmelenme, dönme, titreşim, kanat sarsıntısı vb.),
- Güç grubu yükleri (itki, moment, motor titreşimi, jiroskobik kuvvetler vb.),
- İniş ve kalkış yükleri (dikey iniş/kalkış yükleri, rule, frenleme, kanca ile durma vb.),
- Diğer yükler (taksi yükleri, uçağın çekilmesi, uçağın jake alınması vb.) şeklinde özetlenebilir.

## 2.2. Uçak Yapıları

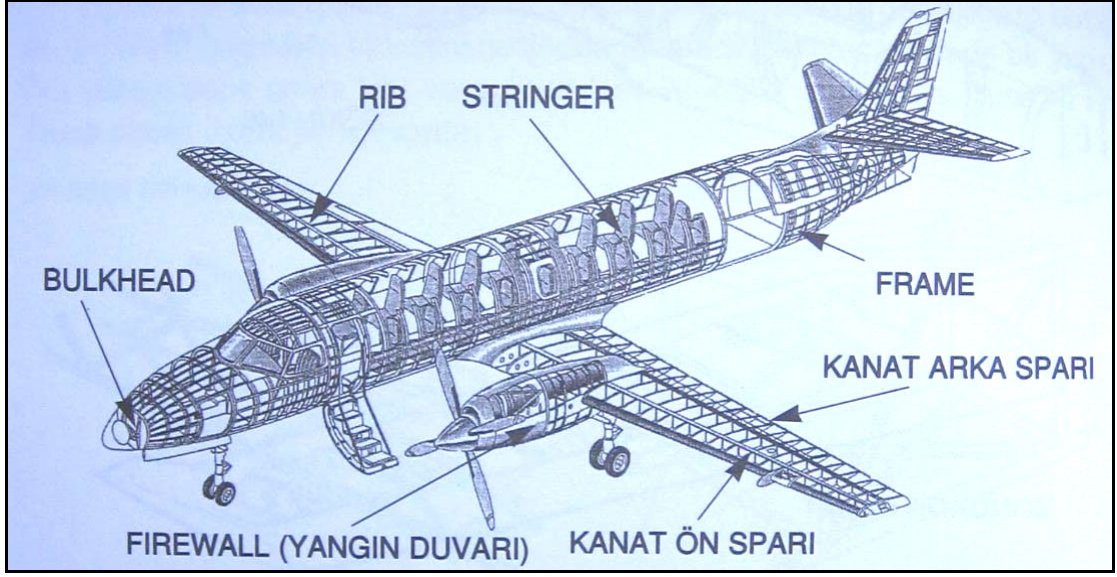
Uçak yapıları genellikle dört ana grupta incelenir. Bunlar;

- Gövde,
- Kanatlar,
- Yatay/dikey stabilizeler ve uçuş kontrol yüzeyleri,
- İniş takımlarıdır [Şahin, 1999].

### 2.2.1. Gövde

Uçaklarda gövdeler kanatları ve kuyruk yüzeylerini bir araya getiren yapıdır. Gövdeler uçağın büyüklüğüne ve kapasitesine göre en az sürüklenme kuvveti oluşturacak şekilde, hava akışına uygun bir aerodinamik dış şekle sahip olmalıdır. Aynı zamanda içinde taşıyacağı yük, yolcu ve çeşitli cihazlar dışında kendine bağlanan kanatlar, kuyruk, iniş takımları ve uçak tipine göre motorları taşıyabilecek güçte ve sağlamlıkta olmalıdır.

Günümüz uçaklarında en yaygın olarak kullanılan gövde tipi yarı-monokok yapıdır. Bu tip yapıda bulkhead, frame gibi diklemesine elemanlara ek olarak yerine göre boylamasına longeron'lar, keel beam'lar hem yapısal yükleri taşırlar, hem de gövdenin düzgün dış şeklini verirler. Stringer'ler de dış kaplamalara boylamasına destek sağladıkları gibi gövdenin bükülme ve burkulmasını önlerler. Yarı-monokok gövdeler üretim esnasında iki, üç veya daha fazla sayıda ana parça halinde üretilip, daha sonra birleştirilirler. Şekil 2.2'de bir yolcu uçağının yarı-monokok gövde yapısı görülmektedir.

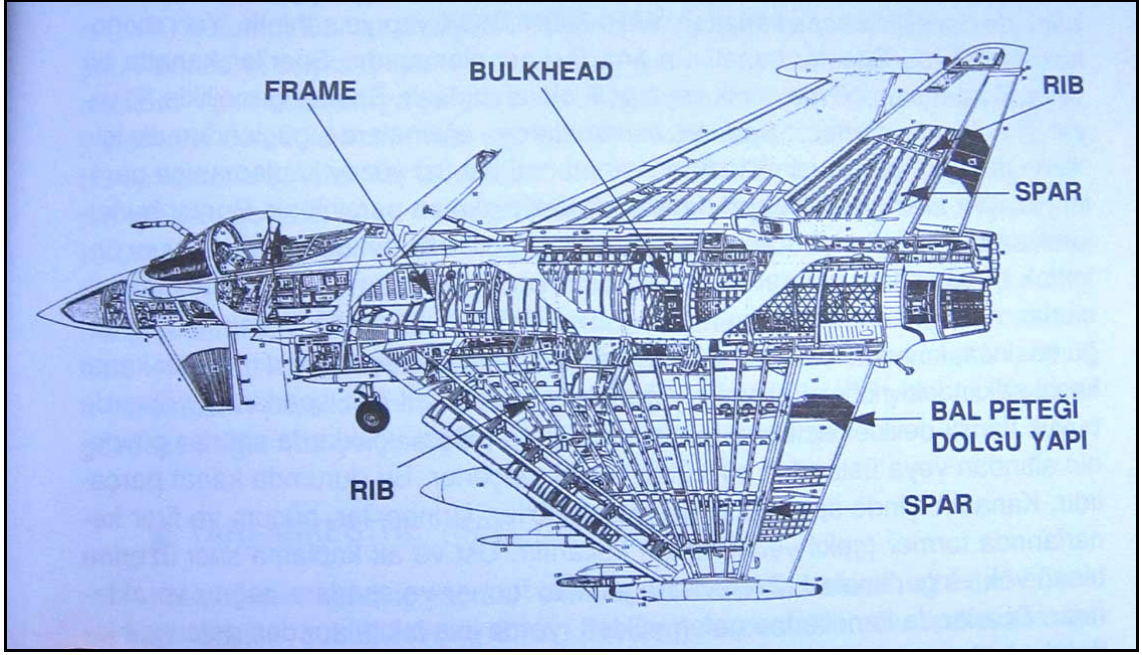


Şekil 2.2. Tipik bir yolcu uçağının yarı-monokok yapısal iç görünümü [Şahin, 1999]

### 2.2.2. Kanatlar

Uçakların havalanmasını ve havada tutunmasını sağlayan en önemli yapı kanattır. Kanat hem kendinin hem de uçağın tamamının ağırlığını havada taşıdığı gibi, uçuş kontrol yüzeylerinden gelen manevralarla çeşitli kuvvetlere maruz kalır. Kanat gövde bağlantıları bu devamlı değişen yükler nedeniyle metal yorgunluğu (fatigue) ile karşı karşıya kalırlar. Bu nedenle uçak kanatları genellikle yarı-monokok yapıya sahiptir.

Yarı-monokok kanatlarda spar'lar ana taşıyıcı elemanlardır. Spar'lar kanatta bir veya iki adet olup, gövdeye dik veya açılı olarak birleşir. Kanat kaplamasının deforme olmasını önlemek için spar'a paralel stringer isimli profil parçalar kanat sacına destek olurlar. Kanada dış hava akımına uygun şekli vermek ve bu akımın oluşturduğu basınca ve kuvvetlere direnç göstermek için genellikle spar'lara dik olarak kanat kesiti şeklindeki rib'ler kullanılır. Ağırlıklarını azaltmak için spar'larda ve rib'lerde büyük flanşlı delikler açılır ve bu yolla hafifletilirler. Şekil 2.3'te bir savaş uçağının kanat yapısı görülmektedir.



Şekil 2.3. Modern bir savaş uçağının yapısal iç görünümü [Şahin, 1999]

### 2.2.3. Yatay/Dikey Stabilizeler ve Uçuş Kontrol Yüzeyleri

Kuyruk ve kanatlarda bulunan yatay/dikey stabilizeler ve uçuş kontrol yüzeyleri, uçağın havada manevra yapmasını sağlayan elemanlardır. Yatay/dikey stabilizeler ve uçuş kontrol yüzeylerinde spar ve rib'ler ana yapısal eleman olarak kullanılırlar ve yapı olarak kanatlara benzerler. Özellikle hareketli kontrol yüzeylerinde, hücum ve firar kenarlarında spar ve rib'lere ek olarak veya onlar kullanılmadan balpeteği (honeycomb) dolgu malzemeleri ve metal/kompozit yapıştırma metotları ile hafif ve çok sağlam yapılar elde edilmektedir.

### 2.2.4. İniş Takımları

İniş takımları, uçakların iniş ve kalkışının emniyetle meydana gelmesini sağlayan, gerek uçağın iniş ve kalkışı gerekse yerdeki hareketi boyunca meydana gelen düşey ve eksenel yöndeki yükleri karşılayan çok amaçlı mekanizmalardır [Altun, 2002].

İniş takımları tiplerine göre farklılık göstermekle birlikte, çeşitli mekanizma ve sistemleri içerirler. Bunlar şok absorbe, toplama, kumanda, shimmy damping, lastik, fren ve anti-skid sistemleridir [Altun, 2002].

### 2.3. Havacılık Malzemeleri

İlk uçaklar tamamen tahtadan yapılmışlardır. Özellikle Balsa isimli bir ağaç çok hafiftir ve hala model uçak yapımında kullanılmaktadır. Sonra tahta iskelet üzerine bez kaplamalı uçaklar ortaya çıkmıştır. Bu arada tamamı tahtadan uçaklar da yapılmıştır. İleriki zamanlarda çelik boruların birbirlerine kaynak edilmesi ile yapılan iskelet üzerine önceleri bez germek ve özel vernik sürmek (dope), daha sonraları da alüminyum sac kaplama veya fiberglas kaplama suretiyle yapılan uçaklar yaygın olarak kullanılmıştır ve bazı küçük uçaklarda halen kullanılmaktadır. Zaman içinde özellikle alüminyum alaşımlarının gelişmesi ile tamamen metal uçakların yapımı gerçekleşmiştir.

Malzeme biliminin gelişimi ile savunma sanayiinde kullanılan malzemeler de çeşitlilik kazanmıştır. Özellikle uçaklarda kullanılan malzemeler, yüksek güvenlik gereksinimleri nedeniyle kullanıldıkları yerde ihtiyaç duyulan malzeme özellikleri önem arz etmektedir. Çizelge 2.1'de savunma sanayiinde kullanılan malzeme grupları ve kullanım alanları verilmiştir [Kuşhan, 2003].

#### 2.3.1. Alüminyum Alaşımları

Alüminyum özgül ağırlığı  $2,73 \text{ g/cm}^3$  olan hafif bir metaldir. Paslanmaya ve korozyona dayanıklıdır. Saf alüminyum hafif olmasına rağmen yumuşak ve mukavemeti yeteri kadar olmadığından başka metallerle karıştırılarak elde edilmiş alaşımları kullanılır. Alüminyuma mukavemet, korozyon direnci, dökülebilirlik, dövülebilirlik gibi özelliklerin artırılması için Mg, Cu, Si, Zn, Mn, Pb gibi alaşım elementleri katılır. Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımları çok sağlam ve dayanıklıdır. Mukavemetleri, darbeye ve kırılmaya dayanımları çok yüksektir.

Çizelge 2.1. Savunma sanayiinde kullanılan malzemeler [Kuşhan, 2003]

| GRUP                        | MALZEME ADI                                     | KULLANIM ALANLARI   |
|-----------------------------|---|---|
| METALLER                    | Hafif Alaşımlar                                 |   |
|                             | - Al Alaşımları                                 | Hafif gövde malzemesi (uçak, helikopter)                                |
|                             | - Mg Alaşımları                                 | Motor malzemesi (piston motorlu uçaklar)                                |
|                             | - Ti Alaşımları                                 | Motor ve gövde malzemesi (uçak, helikopter, roket)                      |
|                             | Süperalaşımlar                                  |   |
|                             | - Ni Esaslı Süperalaşımlar                      | Motor malzemesi (uçak, helikopter, roket)                               |
|                             | - Fe-Ni Esaslı Süperalaşımlar                   |   |
| - Co Esaslı Süperalaşımlar  |   |   |
|                             | Paslanmaz Çelikler                              | Motor ve gövde malzemesi (askeri araçlar)                               |
| SERAMİKLER                  | Strüktürel Seramikler                           | Zırh (askeri araçlar), Motor malz. (uçak, helikopter)                   |
|                             | Uzay Çağı Seramikleri                           | Gövde plakası (uzay mekiği)   |
|                             | Elektro Seramikler                              | Elektronik ve bilgisayar donanımları<br>(askeri araçlar, uzay araçları) |
|                             | Piezoelektrik Seramikler                        |   |
|                             | Elektrooptik Seramikler                         |   |
|                             | Manyetik Seramikler                             |   |
| KOMPOZİTLER                 | Metal Matrisli Kompozitler                      |   |
|                             | - Fiber Kompozitler                             | Motor ve gövde malzemesi<br>(askeri araçlar, uzay araçları)             |
|                             | - Partikül Kompozitler                          |   |
|                             | Plastik Matrisli Kompozitler                    |   |
|                             | - Fiber Kompozitler                             | Gövde malzemesi (askeri araçlar, uzay araçları)                         |
|                             | - Partikül Kompozitler                          |   |
|                             | - Tabakalı Kompozitler                          |   |
|                             | Karma (Hibrit) Kompozitler                      | Gövde malzemesi (askeri araçlar, uzay araçları)                         |
| Dolgu (Sandviç) Kompozitler | Gövde malzemesi (askeri araçlar, uzay araçları) |   |
| PLASTİKLER                  | Akrilonitril Butadien Strien (ABS)              | Plastik antitank mayını, tüfek dipçiği                                  |
|                             | Tetrafloretilen                                 | Elektronik savaş sistemlerinde tel kablo                                |
|                             | Florokarbon                                     | Sıcaklık farkının yüksek olduğu yerlerde (-200 -260°C)                  |
|                             | Poliviniliden Florid (PVDF)                     | Askeri uçaklarda ısı yalıtımı ve tel kablo malzemesi                    |
|                             | Polivinil Florid (PVF)                          | Uçak ve helikopter iç panelleri   |
|                             | Poliamid (PA, Naylon)                           | Silah/mühimmat parçaları, pervaneler, sahra kabloları                   |
|                             | Poliester                                       | Yüksek dayanımlı cam  |
|                             | Termoplast Poliimid                             | Askeri araçlar ve uzay araçlarında                                      |
|                             | Termoset Poliimid                               | Askeri araçlar ve uzay araçlarında                                      |
|                             | Polisülfon                                      | Hava araçlarında  |
|                             | Polietersülfon                                  | Uçak ve helikopterlerin iç aksesuarları                                 |
|                             | Epoksi Reçineler                                | Mermi kovani, yüzey kaplama malzemesi                                   |
|                             | Poliüretan (PUR)                                | Askeri araçlar ve uzay araçlarında                                      |
|                             | Silikon   | Sıcaklık farkının yüksek olduğu yerlerde                                |

Alüminyum alaşımlarından en yaygın olarak kullanılanları 2024, 7075, 5052 ve 6061 olarak tanımlanan alaşımlardır. Özellikle ilk ikisi çok yaygındır. Kullanım yerine ve uygulanacak şekil verme işlemine göre farklı alaşımlar mevcuttur. Günümüzde kompozitler, termoplastikler gibi yeni malzemeler alüminyuma ve diğer metallere rakip olarak uçak yapımında yaygın olarak kullanılmasına karşın, gelişen bilgisayar kontrollü tasarım ve imalat metotları ve yeni geliştirilen alaşımlar sayesinde alüminyum uçak yapımında hala ana malzeme olarak yerini korumaktadır. Özellikle yeni geliştirilen metal yapıştırma (metal bonding) teknikleri ile perçinsiz parça grupları yapılabilmektedir. Gelişmiş CAD/CAM (bilgisayar destekli tasarım ve imalat) teknikleri ile eskiden çok sayıda parçanın çeşitli bağlayıcılarla bir araya getirilip yapılan parça grupları, “billet” denen metal bloklardan yekpare olarak yapılabilmektedir. Bu da alüminyumun daha uzun yıllar uçaklarda önemli bir yer tutacak yapısal malzeme olarak yerini güçlendirmiştir [Şahin, 1999].

Alüminyum alaşımları, uçak ve helikopter gövdelerinde mukavemetli fakat alüminyuma göre korozyon direnci daha düşük olan çelik malzemelerin kaplanmasında kullanılırlar. Al-Ti alaşımları türbin motorlarının orta sıcaklıktaki bölgelerinde (300-700°C) kullanıma uygundur. Alüminyumun titanyumla oluşturduğu  $Ti_3Al_5$  arametal fazı ile yanma odasına yakın kompresör kapakçıklarının kaplanması yapılarak yüzeylerin sıcak çalışma gazı ortamında korozyona karşı korunması sağlanır.

Alüminyum, metal matrisli kompozitlerde matris elamanı olarak da aranan bir malzemedir. Grafit/alüminyum kompozitleri güdümlü mermi ve helikopter palelerinde, bor/alüminyum kompozitleri, SiC kaplı alüminyum ve SiC/alüminyum kompozitleri kompresör kanatlarında kullanılırlar [Kuşhan, 2003].

### 2.3.2. Magnezyum Alaşımları

Magnezyum alüminyumdan daha hafif bir metal olup yoğunluğu  $1,95 \text{ g/cm}^3$ 'tür. Bu metalin alaşımları da özellikle hafifliği nedeniyle uzun yıllar uçak yapımında kullanılmıştır. Ancak korozyona dayanımının az olması, daha üstün özellikli alüminyum alaşımlarının bulunması nedeniyle uçak yapımında kullanımı çok azalmıştır. Genellikle



alüminyum alaşımlarına katkı olarak kullanılmaktadır. Yaygın olarak kullanılmış bazı magnezyum alaşımları HK31-H24, AZ31B-H24 ve M1A-F'dir [Şahin, 1999].

Magnezyumdan metal esaslı kompozitlerde matris elamanı olarak da yararlanır. Grafit/magnezyum kompozitleri uydu parçalarında, bor/magnezyum kompozitleri antenlerde,  $Al_2O_3$  (alümina)/magnezyum kompozitleri helikopter transmisyon elemanları ve jet motorlarının hareketli parçalarında kullanılırlar [Kuşhan, 2003].

### 2.3.3. Titanyum Alaşımları

Titanyum uçaklarda kullanılan metallerin en gelişmişidir. Özgül ağırlığı 4,5 gr/cm<sup>3</sup>'tür ve aynı mukavemete sahip çelikten %44 daha hafiftir. Korozyon ve yorulmaya karşı çok dayanıklıdır ve yüksek sıcaklıklarda ısıl direnci çok yüksektir. Fakat işleme, şekil verme zorlukları ve pahalılığı nedeniyle uçakların çok kritik yük taşıyan bağlantılarında, motorların etrafında ısı kalkanı (heat shield) olarak, jet motorlarının yüksek ısı gören bölümlerinde ve türbin palelerinde kullanılır. Ses hızının 3,5 misli hızla uçabilen SR-71 uçağının tüm kanat ve gövde kaplaması titanyumdandır. Uçaklarda kullanılan bazı yaygın titanyum alaşımları Ti 10-2-3, Ti-6-4, Ti 15-3.3.3, AMS 4911, AMS 4900 B, AMS 4928A'dır [Şahin, 1999].

Titanyum alaşımları uçaklarda, roketlerde, helikopterlerde ve uzay araçlarında hem gövdede hem de motorlarda kullanılırlar. Alüminyum ve vanadyum alaşımı olan  $TiAl_4V_6$  türbin motorlarında ve yanma odalarında kullanılan titanyum alaşımıdır. Alüminyum, molibden ve kalay alaşımı  $TiAl_4Mo_2Sn$  hafifliği nedeniyle kanat ve gövde kaburgası olarak kullanılır.

Ayrıca bor/titanyum ve SiC/titanyum metal esaslı kompozitleri yüksek sıcaklık malzemesi olarak jet motorlarının fan kanatçıklarında kullanılırlar [Kuşhan, 2003].

#### 2.3.4. Paslanmaz Çelikler

Savunma sanayisinde kullanılan metalik malzemelerin içerisinde kullanım oranı en yüksek ve tarihsel olarak en eski malzeme grubudur. Uçaklarda halen bazı yapısal parçalarda ve bağlantı elemanlarında paslanmaz çelikler kullanılmaktadır. Özellikle iniş takımları, kanat, gövde, kuyruk bağlantıları gibi aşırı yüklere ve darbelere maruz kalan yerlerde, kritik parçaların bağlantısında kullanılan cıvata ve perçin gibi bağlantı elemanlarında çelik yaygın olarak kullanılmaktadır. Çeliğin en büyük dezavantajı ağır olmasıdır. Bu nedenle yerine kullanılabilecek yeni alaşımlar ve kompozit malzemeler buldukça çeliğin yerini almaktadır.

Uçaklarda yaygın olarak kullanılan bazı çelik türleri SAE 4330, 4337, 8740, 9840, 1025, 4130 ile 300 grubu paslanmaz çelikler, PH 15-7 MO CRES ve PH 17-7 MO CRES paslanmaz çeliklerdir [Şahin, 1999].

#### 2.3.5. Süperalaşımlar

İleri metallerin bulunuşu turbojet motorlarının geliştirilmesinde en önemli faktör olmuştur. Bu ileri metallerin arasında en önemli grubu süperalaşımlar oluşturmaktadır. Süperalaşımlar Ni esaslı, Fe-Ni esaslı ve Co esaslı olmak üzere başlıca üç grupta toplanırlar. Süperalaşımların en çok kullanıldıkları alanlar turbojet, turbofan, turboprop ve roket motorlarıdır.

Bir gaz türbinindeki parçalar yüksek sıcaklıklar, korozif gazlar, titreşim ve merkezkaç kuvvetleri nedeniyle oluşan yüksek mekanik yükler gibi olumsuz koşullar altında çalışırlar. Ayrıca sadece uçaklarda kullanılan türbin motorlar ekstra kötü servis şartları altında kalmaktadırlar. Bir motor uçağın her kalkış ve inişinde ivmelenmekte, yüksek sıcaklığa çıkmakta, yavaşlamakta, durmakta, hangarda tekrar soğumakta ve bu çevrim uçağın her yolculuğunda yinelenmektedir. Bu durum motor parçalarında düşük çevrimli yorulma (low cycling fatigue) olayına sebep olmaktadır.

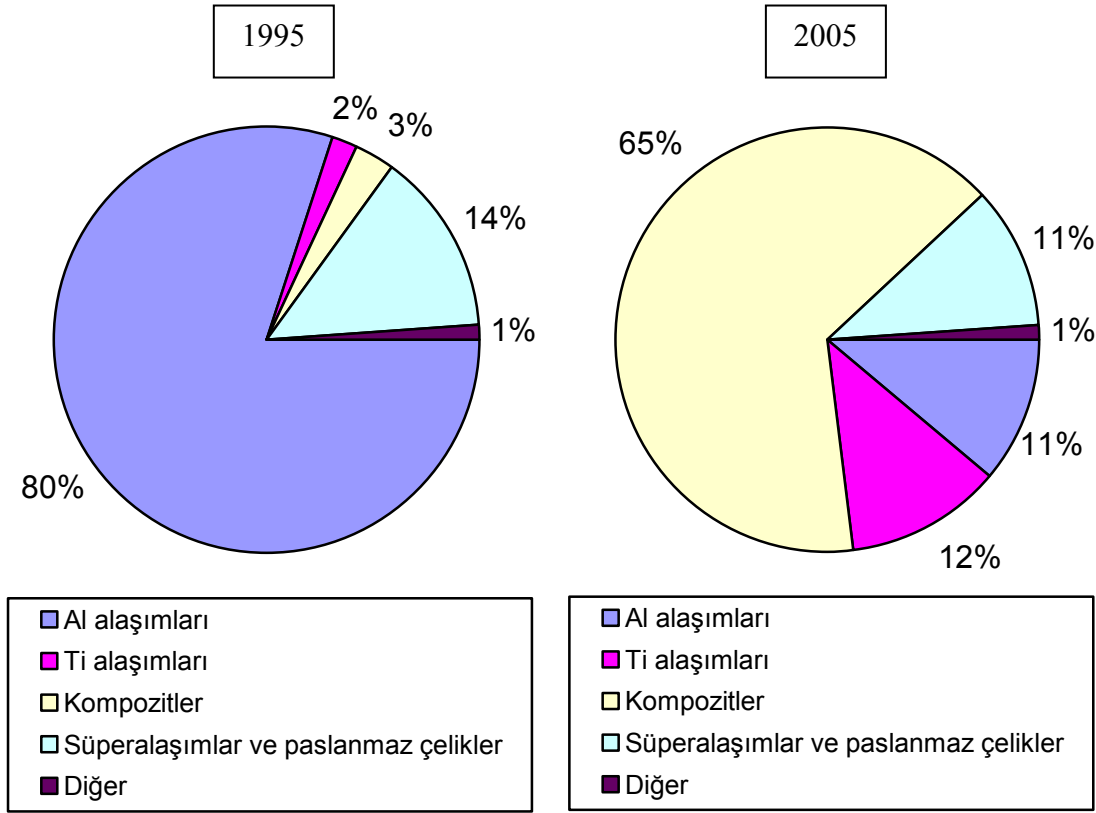
Özellikle yanma odasındaki parçaların korozyona ve 1100°C'ye kadar çıkan servis sıcaklıklarına dayanıklı olması gereklidir. Motordaki tüm parçalar ise kullanım ömürleri maksimum olacak şekilde bu üstün fiziksel özelliklerini ve mikro yapılarını korumalıdır. Bu avantajlı durum süperalaşım ile sağlanabilir.

Ni ve Fe-Ni esaslı süperalaşımın dayanımları genellikle 1000°C'de maksimum değerlerine ulaşmakta ve bu sıcaklıktan sonra Co esaslı süperalaşım tercih edilmektedir. Co esaslı süperalaşım diğerlerine göre daha düşük mukavemete sahip olmalarına rağmen, yüksek sıcaklıklarda mukavemetlerini korumak gibi üstün bir özelliğe sahiptirler [Kuşhan, 2003].

### 2.3.6. Kompozitler

Birden fazla farklı malzemenin kimyasal reaksiyona girmeden birleştirilmesi ile elde edilen malzemelere kompozit denir. Uluslararası literatür verileri hem plastik esaslı hem de metal esaslı kompozitlerin havacılıkta kullanımının sürekli olarak geliştiğini açıkça göstermektedir. Uçaklarda kompozit kullanım oranı 1995 yılında %3 iken 2005 yılında bu oranın ortalama olarak %65 olduğu tahmin edilmektedir. Havacılık sektöründe kullanılan malzeme yüzdeleri Şekil 2.4'te verilmiştir.

Plastik ve metal esaslı kompozit malzemeler, çeşitli karbür, nitrür, borür yapılar, aramid ve metalik teller gibi fiberlerle pekiştirilerek çeşitli biçimlerde deniz, hava ve kara taşıtlarında ve kurşun geçirmez yeleklerde kullanılırlar. Havacılıkta yapılan yenilikler, özellikle gövde malzemesi olarak araştırma geliştirme programları tüm dikkatleri yüksek dayanımlı, hafif ve kolayca denetlenip istenilen yönde ayarlanabilen mekanik özelliklere sahip, takviyeli kompozit malzemeler üzerine yoğunlaştırmıştır. Diğer yandan uçak gövdesi yapımında kullanılan gerilme dayanıklı karbon ve termoplastik türü kompozit malzemeler, radarlar tarafından gönderilen dalgaları emici özelliğe sahiptirler [Kuşhan, 2003].



Şekil 2.4. Havacılık sektöründe malzeme kullanım yüzdeleri [Kuşhan, 2003]

Kompozit malzemeler bazı üstün özellikleri nedeniyle uçak yapılarında tercih edilmektedir. Bu özellikler aşağıda sıralanmıştır:

- Çarpma ve hasar toleransları çok yüksektir. Üstün darbe emme özellikleri vardır.
- Korozyona karşı çok dirençlidirler.
- Yekpare olarak istenildiği gibi şekillendirilebilir ve büyük boyutlarda üretilebilirler.
- Yorulma limitleri metallere göre çok yüksektir.
- İçine konan elyafların doğrultuları ayarlanarak istenen yönde yüksek mukavemet sağlanabilir.

- Isı farkından dolayı oluşan genleşmesi ve çekmesi metallere göre çok düşüktür.
- Radar yansıtması düşüktür. Bu özellik askeri uçaklarda istenilen bir özelliktir.
- Birden fazla parçanın bir araya getirilmesi ile yapılabilen karmaşık şekilli parçalar kompozitlerle tek parça olarak yapılabilir. Ağırlık, maliyet ve üretim süresinden tasarruf sağlanır.

### 2.3.7. Seramikler

Seramikler, metal ve metal olmayan elementlerin kristalimsi bileşikleridir. Geleneksel seramiklerin dışında son yıllarda yeni seramikler geliştirilmiştir. Bunlar ince seramikler veya ileri teknoloji seramikleri olarak adlandırılmaktadır. Savunma sanayisinde kullanım oranı hızla artmakta olan bu seramiklerin tercih edilmelerinin başlıca sebepleri şunlardır:

- Yüksek sıcaklıklara dayanıklılık
- Kimyasal kararlılığın yüksek olması
- Çok sert olmaları
- Metallerden hafif olmaları
- Ham madde olarak bol miktarda bulunmaları ve ucuz olmaları
- Pahalı metallere ihtiyaç göstermemesi
- Yüksek aşınma dayanımları
- Yüksek oksidasyon dirençleri
- Sürtünme katsayısının düşük olması
- Basma kuvvetinin yüksek olması

Türbin motorlarda seramiklerin kullanılması ile performansta %40, yakıt tasarrufunda ise %30-60 oranlarında artış, ayrıca düşük ağırlık ve uzun servis ömrü gibi avantajlar sağlanmıştır.

Uzaktan kumandalı uçaklar ve roketler gibi kısa ömürlü motorlarda seramiklerin kullanımı son derece uygundur. Böylece bu motorların süperalaşım ve titanyum ile üretilmelerine göre çok daha düşük bir maliyet ve aynı performans sağlanabilmektedir.

Uzay araçlarında seramiklerin kullanımına en güzel örnek uzay mekiklerinde kullanılan seramik plakalardır. Bu plakalar yüzeyleri çok ince bir şekilde silisyum fiberleri kaplanmış seramik malzemelerdir. Fiberlerin gevşek dokuda olmaları sayesinde seramik plaka içerisinde %95 hava içermekte ve son derece hafif olmaktadır. Aynı zamanda bu yapı ısıyı iletmemektedir. Düşük yoğunlukta ve ısıyı iletmeyen bu seramik malzeme atmosfere girişte sürtünmeden kaynaklanan 1500°C'ye varan ısıya dayanabilmektedir. Bu plakalarda SiO<sub>2</sub>, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, BN ve SiC'ün çeşitli kombinasyonları kullanılmaktadır. Plakalar, bu seramiklerin yüksek sıcaklıklarda hep birlikte sinterlenmeleri (HIP) ile üretilirler [Kuşhan, 2003].

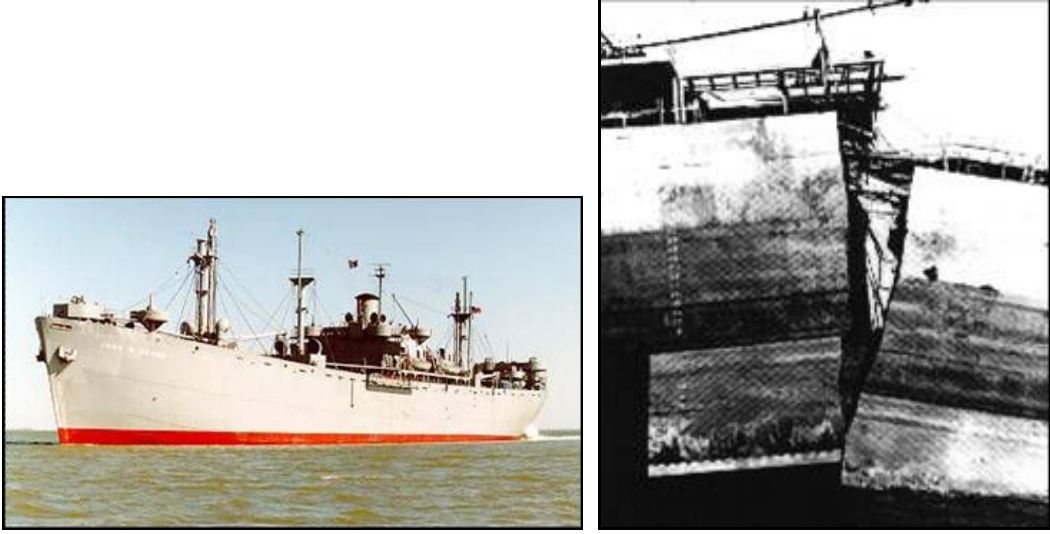
### 3. UÇAKLARDA YORULMA VE KOROZYON

Yıllar boyunca mühendisler malzemeler üzerinde geliştirmek istedikleri uygulamalar sırasında çeşitli problemlerle karşı karşıya kalmışlardır. Zamanla metal yapıların her zaman istenilen performansı vermediği görülmüş ve beklenmeyen kazakırımlar meydana gelmiştir. Bu kazalardan bazıları yanlış dizayndan kaynaklanırken, birçoğunun da malzeme içinde üretiminden itibaren var olan kusurlar sonucu oluşan çatlaklardan kaynaklandığı anlaşılmıştır. Söz konusu çatlakların önlenmesi yapısal performansı arttırabilir. Daha gelişmiş üretim metotları, artan bilgi birikimi ve malzeme özelliklerinin daha iyi anlaşılmasıyla olay sayısı kabul edilebilir seviyelere çekilmiştir.

Kaza-kırımların genellikle düşük gerilme değerlerinde (birçok gemi limanlarda aniden batmıştır) olması olayları açıklanması güç hale getirmiştir. Birçok ülkede yapılan büyük araştırma ve incelemelerin sonucunda, gerilme yoğunlaşmaları ve malzemede üretiminden itibaren bulunan kusurların bu kazalara sebebiyet verdiği anlaşılmıştır.

İnsanoğlu makinelerle birlikte yaşamaya başladığı günlerden itibaren metal malzemelerde yorulma problemleri ile karşılaşmaya başlamıştır. Yirminci yüzyılın başlarında bu alanda iki yayın göze çarpmaktadır. Bunlardan birincisi kırılma mekaniği ile ilgili olup 1920’de A.A.Griffith tarafından, diğeri yorulma hasarı birikimi ile ilgili olup 1924’te Palmgren tarafından yayınlanmıştır [Türkdoğan, 1996]

Kırılma Mekaniği özellikle 2 nci Dünya Savaşı sırasında meydana gelen bir olayın ardından çok daha önem verilen bir konu haline gelmiştir. ABD yeni bir teknoloji kullanarak çok daha hızlı gemi üretmeye başladı. Bu gemiler Liberty gemileri olarak adlandırıldılar ve geçmişte perçinlerle yapılan gemilerine göre kaynak kullanılarak yapılmışlardı. Tüm gövdeleri tek bir parçadan oluşmaktaydı. Gemilerden biri Sibirya-Alaska arasında seyir halindeyken tamamen ikiye bölünerek battı (Şekil 3.1). Kazadan sonra yapılan incelemede, perçin kullanılarak üretilen gemilerde oluşan çatlakları perçinlerin durdurmasına karşın, kaynakla birleştirilen gemilerin gövdeleri tam bir bütün oluşturduğundan çatlak kendisini durduracak bir engelle karşılaşmamış ve bütün gövde boyunca yayılarak kazaya sebep olduğu görülmüştür [Gözütok, 2006].

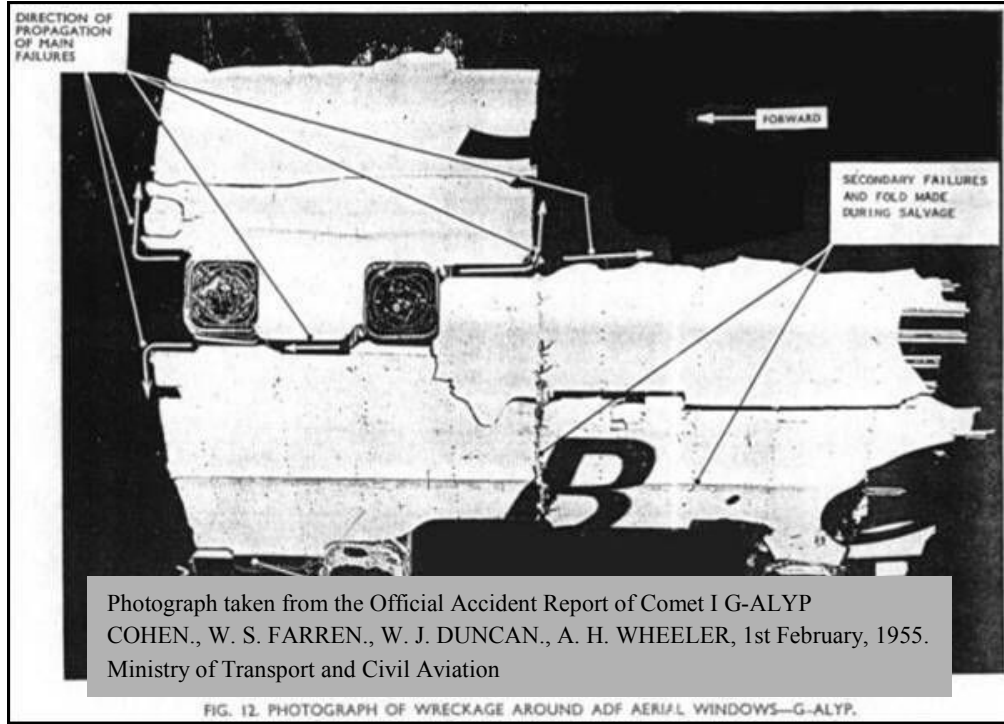


Şekil 3.1. 1950'lerde Liberty gemisi kazası [Turan, 2004]

Yorulma çatlaklarının oluşması ve ilerlemesi ile meydana gelen kırılma, uçak yapılarının tasarımını ilgilendiren en önemli konulardan biridir. Ana yapısal parçalar, uçağın kalkışı ve inişi esnasında tekrarlı yüklerin etkisi altındadır. Örneğin gövde her uçuşta basınçlandırma ve basınçsızlandırmanın etkisi altında kalır. Bu çeşitli yükler, felaketle sonuçlanacak hasarlara yol açabilecek yorulma çatlaklarının oluşmasına ve ilerlemesine neden olabilirler. Benzer bir olay 10 Ocak 1954'te De Havilland Comet uçağında meydana gelmiş ve uçağın düşmesiyle sonuçlanmıştır. İnceleme ve araştırmalar sonucunda kazaya, keskin pencere kenarlarında perçin deliklerinden başlayan yorulma çatlaklarının neden olduğu belirlenmiştir (Şekil 3.2) [Suresh, 1991].

Diğer bir olay örneği 29 Nisan 1988'de Aloha Airlines'ın Boeing 737 uçağı kazasında yaşanmıştır. Uçuş esnasında gövdenin üst yarısının büyük bir bölümü patlayarak uçaktan ayrılmıştır (Şekil 3.3) . Kazanın nedeni, çoklu yorulma çatlaklarının belirlenemeyen ilerlemesi sonucunda meydana gelen kırılmadır [Suresh, 1991].





Şekil 3.2. Comet uçağı kazasına neden olan yorulma çatlakları [Turan, 2004]



Şekil 3.3. Aloha Airlines uçağı kazası [Turan, 2004]

### 3.1. Tasarım Yaklaşımları

1957 yılında B-47'lerde yorulma probleminden dolayı kazaların olması nedeniyle, Amerikan Hava Kuvvetleri (USAF) hava taşıtlarındaki yorulma problemini araştırmak üzere bir program geliştirmiştir. Uçak yapısal bütünlük programı (Aircraft Structural Integrity Program, ASIP) adı verilen programın üç amacı vardır:

- Mevcut filolarda hava taşıtlarının yapısal yorulmasını kontrol etmek,
- Hava taşıtlarının servis ömürlerini kontrol etmek,
- Gelecekte yorulma problemi yaratmayacak tasarım yöntemleri geliştirmektir [Hansen, 1989].

Bu program, yeni kontrol ve analiz yöntemleri ile geliştirilmeye çalışılmış ve özellikle bu dönemde F-111 ve F-5 uçaklarında meydana gelen hasarların önüne geçilmeye çalışılmıştır.

Uçak yapılarının tasarımında iki farklı yaklaşım mevcuttur. Birinci yaklaşımda, tasarımı yapılan parça için bir ömür tayin edilir ve tayin edilen bu ömrün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa dahi söz konusu parça değiştirilir. İkinci yaklaşımda ise, parçada çatlak bulunsa bile parça serviste kalır ve parça, çatlak tehlikeli bir boyuta gelmeden tamir edilir. Birinci yaklaşıma emniyetli-ömür tasarımı, ikincisine ise emniyetli-hasar tasarımı adı verilir. Daha sonra, bu iki tasarımın prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı şekline dönüştürülmüştür [Tetik, 1999].

#### 3.1.1. Emniyetli-Ömür Tasarımı

Emniyetli-ömür tasarımı, önceden bilinen veya tahmin edilen çatlak başlangıç yorulma ömrü üzerine dayandırılmıştır. Bu yaklaşımda tasarlanan parça için bir ömür belirlenir ve belirlenen bu ömrün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa bile parça

değiştirilir. Bu yaklaşıma göre, parçalar servise sokulurken çatlak ve benzeri hatalar içermeyecek ve çalışma ömürleri boyunca bu hatalar oluşmayacaktır [Tetik, 1999].

Bu tasarım yaklaşımının bir sonucu olarak da parçaların servis içinde denetlenmeleri gerekmeyecektir. Belirlenen emniyetli-ömrün sonunda hava taşıtında kullanılan parçalar değiştirilmektedir. Belirli bir iniş sayısına göre tasarlanan iniş takımları, belirli bir uçuş saatine göre tasarlanan helikopter rotoru belirlenen emniyetli ömrün sonunda mutlaka değiştirilir.

Emniyetli-ömür yaklaşımı, 1960'lı yıllarda tüm yeni tasarımlarda temel kabul edilmiş ve C-141'lerde başarılı görülmüştür. 1969'da F-111'in düşmesiyle, emniyetli-ömür yaklaşımının aksaklıkları incelenmeye başlanmıştır. Herhangi bir hasar almadan çalışma ömrünü dolduracakları varsayılan bazı parçaların tam aksine çatlaklar içerdikleri ve bu çatlakların, çalışma yükleri altında çoğu kez ortamın korozif etkisi ile hızla büyüdüğü görülmüştür. Çatlakların kararsız kırılmanın başladığı kritik büyüklüğe ulaşmaları için gereken zamanın öngörülen çalışma ömründen çok daha kısa olabileceği bulunmuştur [Lincoln, 1993].

Bu tasarımda, parçaların çatlak ve benzeri hatalardan tamamen soyutlanmış olarak servise sokuldukları kabul edilmiştir, fakat bu genelde geçersizdir. Bu yaklaşımın bir dezavantajı da parçaların gerçek ömründen yararlanmaya imkan vermemesidir.

### **3.1.2. Emniyetli-Hasar Tasarımı**

Emniyetli-hasar tasarımında ise parçadaki çatlak tahribatsız kontrol yöntemleri ile tespit edilse dahi parça servise kalır ve çatlak tehlikeli bir konuma gelmeden parça tamir edilir. Bu tasarımda çatlak içeren parçaya, uçuşta riskin olmaması ve çatlak ilerlemesinin yavaş olması şartıyla izin verilebilir. Çatlağın yavaş büyüdüğü parçaların tasarımı ve denetlenmesinde temel koşul, belirli bir sınır değere ulaşınca kadar çatlak büyümesinin tam bir kontrol altında olması ve izlenebilmesidir.

Emniyetli-hasar yapıları (gövde, kanat gibi) birden fazla yük yollarına sahiptir. Eğer herhangi bir parça üzerine düşen görevi yapamaz veya yükü karşılayamaz duruma gelirse, geri kalanlar çalışma yükünü taşımaya devam edeceklerdir. İzin verilen çatlakların kontrol ile bulunabilmesi amacıyla, kontrol edilebilir çatlak başlangıç değeri için gerekli ömür belirlenir ve ilk kontrol zamanının belirlenmesi için bulunan ömür bir güvenlik katsayısına bölünür. Eğer çatlak bulunursa, hasarlanmış parça hemen tamir edilmelidir. Eğer çatlak yoksa parça bir sonraki bakıma kadar servise devam eder. Sonraki kontroller için çatlak ilerleme hızına bağlı olarak gerekli zaman belirlenir. Kontrol aralıkları hesaplama ve/veya deneysel olarak elde edilen çatlak ilerleme eğrisinden belirlenir [Tetik, 1999].

### 3.1.3. Hasar Toleransı Tasarımı

Emniyetli-ömür ve emniyetli-hasar tasarım prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı sekline dönüştürülmüştür. Hasar toleransı tasarımı malzemede olası bazı hatalara rağmen yapısal bütünlüğün sağlanmasının mümkün olduğunun bilinmesi ile geliştirilmiştir.

Hasar toleransı tasarımının kabulleri şunlardır:

- Bütün önlemlerin alınmış olmasına rağmen bir veya daha fazla sebepten dolayı hasar meydana gelir,
- Hasar (çatlak) uygun bir kontrol yöntemi ile tespit edilir ve tamiri planlanır,
- Tamir edilene kadar hasara rağmen yapı yük taşımaya devam eder.

Göz önüne alınması gereken ana değişkenler; çatlak kontrol edilebilirliği, çatlak ilerleme aralığı ve kritik çatlak uzunluğudur. Bu değişkenlerden herhangi birindeki artış, çatlak veya parça üzerine gelen yükteki azalış kontrol aralığını arttırır. Servis ömrü sırasında meydana gelmesi mümkün tüm hasarlar için uygun kontrol yöntemleri hasar toleransı yaklaşımı için şarttır.

Uçak yapısal güvenilirliğini etkileyen çok sayıda faktör vardır. Fakat her faktör için koruyucu kriterler yerleştirilirse belirgin ağırlık problemleri ortaya çıkar. Buna karşılık, eğer çatlak başlangıcı ve ilerlemesi için belirgin faktörler göz ardı edilirse parçanın tamamen değiştirilmesi gerekebilir veya aşırı bakım masrafları ortaya çıkar. Dolayısıyla yapısal güvenilirlik, yapısal yeterlilik ve bakım masrafları arasındaki denge sağlanmalıdır. Bütün bu etkenler göz önüne alınarak, çatlak başlangıç ve ilerleme riskinin hesaba katıldığı yorulma emniyet katsayıları belirlenir [Tetik, 1999].

### 3.2. Yorulma Olayı ve Aşamaları

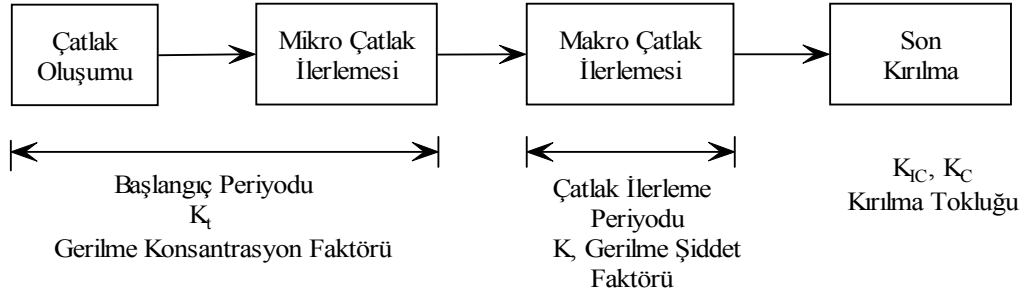
Parçaya etkileyen çevrimsel yükler elastik sınırın altında olsalar bile zamanla parçada kırılmaya yol açan hasara neden olurlar. Bu olaya “yorulma” denir. Yorulmada uygulanan yük statik değildir. Yük dinamiktir ve artıp azalır [Turan, 2004].

Yorulma olayında çatlaklar genellikle yüzeydeki bir pürüzde, bir çentikte, bir kılcal çatlakta veya ani kesit değişimlerinin olduğu yerde başlar. Yorulma hasarı çevrimsel gerilme, çekme gerilmesi ve plastik deformasyonun eş zamanlı etkisiyle oluşur. Bu üç etkenden herhangi biri olmazsa yorulma çatlağı başlamayacak ve ilerlemeyecektir. Çevrimsel gerilme ve deformasyon çatlağı başlatır, çekme gerilmesi ise çatlak ilerlemesi meydana getirir [Czyryca, 1978].

Uçak, helikopter ve uzay araçlarının yapımında yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları başta olmak üzere, titanyum alaşımları ve yüksek mukavemetli çelikler öncelikli kullanım bulmaktadır. Lineer elastik kırılma mekaniği, bu malzeme grupları için yeterli bir yaklaşımdır [Tetik, 1999].

Bir parçanın kırılana kadar geçirdiği safhalar;

- Çatlağın başlaması,
- Yorulma çatlağının kritik uzunluğa kadar ilerlemesi,
- Kırılma şeklindedir.



Şekil 3.4. Yorulma ömür aşamaları ve etkin faktörler [Schijve, 1998]

### 3.2.1. Yorulma Çatlak Başlangıcı ve İlerlemesi

Yorulma çatlakları, iç yapıda bulunan kusurlar veya malzeme yüzeyindeki çentik civarında oluşan bölgesel deformasyonların çok şiddetli olduğu bölgelerden başlamakta ve ilerlemektedir. Malzemede bulunan çatlak, çentik, boşluk, sert parçacıkların ve ani kesit değişimlerinin çevresindeki gerilmeler parçanın maruz kaldığı dış gerilmelere göre daha büyük değerlerdedir. Bu gerilmeler etkisinde yapı içerisinde plastik şekil değişimi meydana gelir. Bir metal parçada maruz kalınan elastik sınır altındaki yükler nedeniyle mikro yapı içerisindeki mevcut hatalar (dislokasyonlar) bölgesel olarak hareket ederler ve kayma bantlarını oluştururlar. Kayma bantları nedeniyle yüzeyde oluşan girinti ve çıkıntılar gerilim yoğunlaşmasına sebep olmaktadır. Gerilme yığınlarının etkisiyle yüzeyde mikro çatlaklar oluşur. Mikro çatlaklar zamanla büyüyerek ilerler ve yapı içerisinde yayılırlar [Antolovich, 1986].

Parçaların kırılma yüzeyleri incelendiğinde çatlak başlangıç bölgesi I. bölge olarak adlandırılır. Bu bölge, çatlak başlangıcını ve çatlağın gerilme eksenine göre yaklaşık  $45^\circ$  eğimle ilerlemesini içerir. Bu bölgede çatlak ilerleme hızı çok düşüktür ve orijinden itibaren birkaç tane boyutunu geçmez, yorulma çizgileri yoktur ve karakteristik özellik olarak düz yüzey oluşur. [Tetik, 1999]

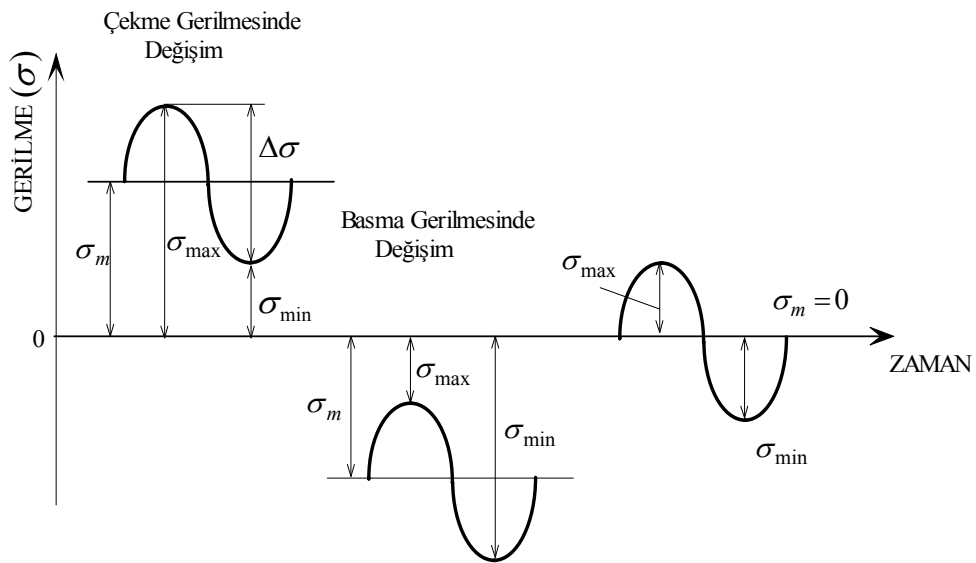
II. bölge yorulma çatlak ilerlemesi sürecinde çatlağın açılıp kapanması ile kırılan yüzeylerde, elektron mikroskobu ile görülebilen birbirine paralel ve çatlak ilerleme yönüne dik yorulma çizgileri oluşmaktadır. Düzenli yorulma çizgilerinin oluşumu,

ilerleyen çatlak ucunda yeterince büyük plastik deformasyonun oluşumunu gerektirir. Plastik körelme modeline göre çatlak ucunda plastik deformasyon oluşmasından dolayı her bir yorulma çevrimi için çatlak uzaması artışları yorulma çizgileri şeklinde görülmektedir. Genellikle düzgün bir yükleme yapıldığında, yorulma çatlak başlangıcından uzaklaştıkça yorulma çizgileri arasındaki mesafe de artar [Suresh, 1991].

III. bölge adlandırılan son bölge, kalan kesitin uygulanan yükü taşıyamaması ile kırılmanın meydana geldiği bölümdür.

### 3.2.2. Sabit Genlikli Yorulma

Yorulma deneylerinde yorulma özellikleri belirlenecek olan parçanın çalışma şartlarında karşılaşılabileceği yüklere benzer şekilde yük dağılım tipleri uygulanabilmektedir. Sabit genlikli yorulma araştırmalarında Şekil 3.5'te gösterildiği gibi bu yükler çekme-çekme, çekme-basma ve basma-basma şeklinde olabilmektedir. Uygulanan yüklere göre yorulma deneyleri, aksenal gerilmeli yorulma deneyi, eğme gerilmeli yorulma deneyi, burma gerilmeli yorulma deneyi ve birleşik gerilmeli yorulma deneyi şeklinde sınıflandırılmaktadır [Karcı, 2002].



Şekil 3.5. Yorulma parametreleri ve gerilme tipleri [Karcı, 2002]

Yorulma ile ilgili araştırmalarda uygulanan gerilmelerle ilgili parametreler tanımlanmıştır:

Ortalama gerilme ( $\sigma_m$ ), bir çevrimdeki maksimum ve minimum gerilme değerlerinin aritmetik ortalamasıdır.  $\sigma_{\max} = -\sigma_{\min}$  olduğunda ortalama gerilme sıfırdır.

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (3.1)$$

Gerilme aralığı ( $\Delta\sigma$ ), bir çevrimdeki maksimum ve minimum gerilme değerleri arasındaki farktır.

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} \quad (3.2)$$

Gerilme genliği ( $\sigma_a$ ), gerilme aralığı değerinin yarısına eşittir.

$$\sigma_a = \frac{\Delta\sigma}{2} \quad (3.3)$$

Gerilme oranı ( $R$ ), bir çevrimdeki minimum gerilmenin maksimum gerilmeye oranı şeklinde ifade edilmektedir.

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (3.4)$$

### 3.2.3. Gerilme şiddet Faktörü ve Çatlak İlerleme Hızı

Çatlak ucu civarındaki gerilmelerin hesaplanmasında, gerilme şiddet faktörü geliştirilmiştir. Gerilme şiddet faktörü ( $K$ ) uygulanan gerilmenin, çatlakın boyut ve şeklinin bir fonksiyonudur.



$$K = f(g)\sigma\sqrt{\Pi a} \quad (3.5)$$

Burada a: çatlak boyu,  $\sigma$ : gerilme ve  $f(g)$  test parçasına ve çatlak geometrisine bağlı düzeltme faktörüdür.

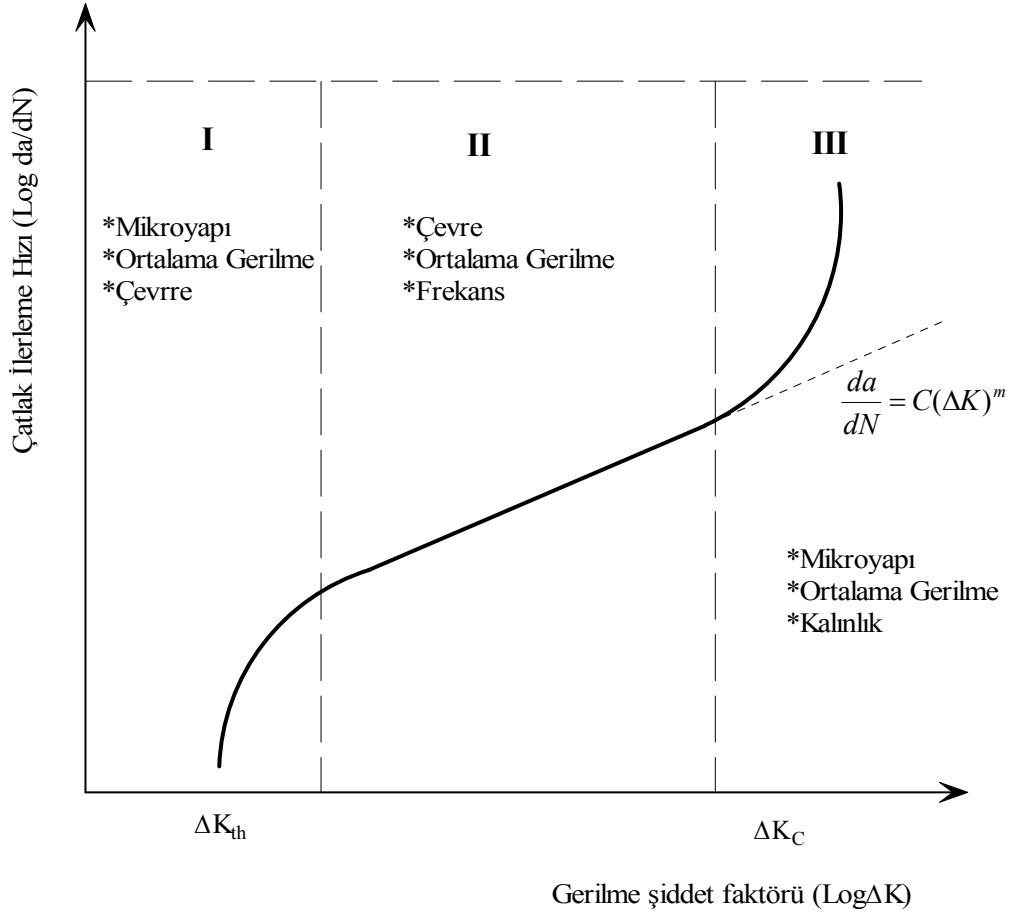
Kırılmanın gerçekleştiği gerilme şiddet faktörünün kritik bir değeri  $K_c$  vardır.  $K_c$  genellikle kırılma tokluğu olarak isimlendirilir ve malzeme özelliklerine bağlıdır. Çekme yükü ile tanımlı I. tip yükleme için sınırlı boyutta bir plaka düşünüldüğünde;

$$K_{IC} = \sigma_c \sqrt{\Pi a} f\left(\frac{a}{w}\right) \quad (3.6)$$

Burada, a: çatlak boyutu,  $\sigma_c$ : kırılma gerilmesi, w: plaka genişliğidir.  $K_{IC}$  malzemenin çatlak direncinin bir ölçüsüdür [Broek, 1984].

Bir parçanın yorulma sürecinde çatlak ilerleme hızı üç aşamada incelenmekte ve her bir aşama süresince değişik parametreler ve mekanizmalar çatlak ilerleme hızını etkilemektedir.

Şekil 3.6'da gösterilen çatlak ilerleme hızı ve gerilme şiddet faktörü ( $da/dN-\Delta K$ ) grafiğinin I. bölgesinde mikroyapı, ortalama gerilme, çevre şartlarının etkisi büyüktür. Bu bölge düşük gerilme şiddet değerlerinde, çatlak davranışı bir eşik değer  $\Delta K_{th}$  ile sınırlanmaktadır. Eşik gerilme şiddet faktörü değeri ( $\Delta K_{th}$ ) altında çatlak ilerlemesi oluşmamakta veya çatlak ölçülemeyecek kadar yavaş ilerlemektedir. Yorulma nedeniyle kırılan yüzeyler incelendiğinde bu bölgede yorulma çizgileri görülmez. Çelikler için gerilme şiddet faktörü eşik değeri, 35- 105 MPa $\sqrt{m}$  ve alüminyum alaşımları için 21-42 MPa $\sqrt{m}$  değerleri arasında değişmektedir ve bu değerler gerilme oranı ( $R=\sigma_{min}/\sigma_{max}$ ) ile ters orantılıdır [Banantine, 1990].



Şekil 3.6. Yorulma çatlak ilerleme hızı (da/dN - ΔK) eğrisi ve bölgeleri [Karcı, 2002]

Genellikle yapıların ve parçaların çalıştığı II. bölgede eğri lineer olarak değişmektedir. II. bölgede mikroyapı, çevre, ortalama gerilme ve frekans çatlak ilerleme hızını etkilemektedir.

II. bölgede çatlak ilerleme davranışı genellikle lineer elastik kırılma mekaniği kavramlarının kullanılmasıyla tanımlanmaktadır. Lineer elastik kırılma mekaniği çatlak ucu civarında gerilme değeri ve dağılımının, uygulanan gerilme, çatlak boyutu-şekli ve çatlaklı parçanın malzeme özellikleri arasındaki ilişkinin belirtilmesinde kullanılmaktadır. 1960'lı yıllarda önerilen Paris eşitliği ikinci bölge çatlak ilerlemesi için yaygın bir kabul görmüştür.

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m \quad (3.7)$$

Burada C ve m malzeme sabitleri olup deneysel olarak tayin edilmektedir. Eşitlik 3.7 kullanılarak çatlak ilerleme ömrü (hasar oluşuncaya kadar geçen çevrim sayısı) hesaplanabilir.

$$N_f = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{C(\Delta K)^m} \quad (3.8)$$

Eşitlik 3.8'de  $a_i$  ve  $a_f$  sırasıyla başlangıç ve son (kritik) çatlak uzunluğudur.

Son olarak yüksek  $\Delta K$  değerlerinin bulunduğu III. bölgede, çatlak ilerleme hızı çok yüksek ve yorulma ömrü çok kısadır. Bu bölgede mikroyapı, ortalama gerilme ve malzeme kalınlığının etkisi fazla iken çevrenin etkisi daha azdır.

Düzensiz ve hızlı çatlak ilerlemesinin gerçekleştiği III. bölge, toplam çatlak ilerleme ömrünü önemli derecede etkilemediğinden bazı mühendislik uygulamalarında ihmal edilmektedir. II. bölgeden III. bölgeye geçiş noktasındaki davranış, malzeme akma mukavemetine, gerilme şiddet faktörüne ve gerilme oranına bağlıdır [Banantine, 1990].

Bu bölgede  $da/dN$  hesaplamalarında yaygın olarak kullanılan Forman eşitliği (Eşitlik 3.9), Paris eşitliğinden türetilmiştir ve  $da/dN$  değişikliklerinde yük oranını (R) ve kritik gerilme şiddet değerini ( $K_C$ ) dikkate almaktadır.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)(K_c - \Delta K)} \quad (3.9)$$

Eşitlik 2.7'deki C ve n, Paris eşitliğindeki malzeme sabitleri ile aynı malzeme sabitleri olmasına rağmen bu eşitlikteki değerleri farklıdır. Forman eşitliğinin kullanılmasının avantajı, yüksek  $\Delta K$  değerlerini dikkate almasıdır [Czyryca, 1978].

### 3.2.4. Yorulma Ömrünü Etkileyen Faktörler

Yorulma ömrünü etkileyen faktörler genel olarak aşağıdaki şekilde gruplandırılabilir:

- Malzemenin mikro yapısı: Tane boyutu ve malzemenin yapısı,
- Üretim süreci: İmalat ve yüzey işlemleri,
- Yük dağılımı: Çevrim şekli, değeri, frekansı ve yük geçmişi,
- Çevre şartları: Sıcaklık ve korozif ortam,
- Parça geometrisi: Yüzey düzgünlüğü, çentikler, kaynaklama, birleştirmeler ve parça kalınlığı [Karcı, 2002].

Tane yapısı, ortalama tane boyutu ve mikro yapı hataları yorulma ömrünü önemli derecede etkilemektedir. Genellikle hata olarak tanımlanan malzeme içerisindeki kalıntılar ve boşluklar gerilme yığılmalarına sebep olarak yapının mukavemetini dolayısıyla da yorulma dayanımını ve yorulma ömrünü azaltmaktadır.

Dövme, haddelme ve ekstrüzyon gibi üretim teknikleri tane yönelmesinden dolayı malzemelerde yöne bağlı mekanik özellikler oluşturmaktadır. Gerilmenin, mikro yapı elemanların uzama yönüne dik olduğu durumlarda yorulma dayanımı düşmektedir. Isıl işlem, sertleştirme işlemleri, soğuk ve sıcak işleme, yüzey kaplaması yorulma ömrünü etkilemektedir. Bazı yüzey işlemleri parçada kalıntı iç gerilmeler oluşturmaktadır. Malzeme yüzeyinde kalıntı basma gerilmeleri yorulma ömrünü artırırken kalıntı çekme gerilmeleri azaltmaktadır.

Yorulma ömrü, yüklemenin şekli, büyüklüğü ve hızından etkilenmektedir. Ortalama gerilme, gerilme genliği ve gerilme oranı değerleri bir malzemenin yorulma dayanımı özelliklerini etkilemektedir. Ortalama gerilme seviyesinin artması ile yorulma ömrü azalmaktadır. Frekansın yorulma deney sonuçlarına etkisi kesin olarak saptanamamakla birlikte 3-170 Hertz'lik frekansın yorulma ömrünü pek etkilemediği kabul edilmektedir.

Yorulma yükleri korozyon çevre şartlarında uygulandığında, zararlı etkiler yorulma ve korozyonun ayrı ayrı uygulanmasından daha fazladır. Korozyon ortamda yorulma dayanımı yük frekansına önemli derece bağlıdır. Yorulma dayanımı çevrim frekansının azalması ile düşmektedir. Bu etki özellikle 10 Hz'den daha düşük çevrimlerde önem kazanmaktadır. Yorulma olayında ortam sıcaklığının da etkisi vardır. Sıcaklık düştükçe yorulma dayanımı artmakta, sıcaklık yükseldikçe düşmektedir.

Delik, çentik ve birleştirme yerleri gibi parçalardaki geometrik süreksizlikler gerilme yığılmalarına sebep olarak çatlak başlangıç merkezleri oluşturmaktadır. Sürekliliğin bozulduğu bu bölgelerde gerilme ve deformasyon uygulanan gerilme ve deformasyondan daha büyüktür. Yüzey düzgünlüğü çatlak başlangıcında önemli bir etkiye sahiptir. Parça yüzeyinde bulunan çizik, mikro-çentikler ve işleme işaretleri erken bölgesel gerilmelere sebep olarak çatlak başlangıç ömrünü azaltmaktadır [Karcı, 2002].

### 3.3. Uçaklarda Korozyon

Uçaklar imal edilip servise verilmelerinden sonra, değişik çalışma şartlarına ve çalışma gerilimlerine maruz kalırlar. Bu nedenle yüksek dayanımlı, esneyebilen, özgül ağırlığı düşük malzemeler seçilir. Bununla birlikte kullanılacak malzemelerin korozyon direnci gibi diğer özellikleri de göz önünde bulundurulur. Yüksek korozyon direncinin sağlanması her zaman mümkün olmamaktadır. Dizayn esnasında, montajda ve bakım uygulamalarında korozyona ve koruyucu kaplamalara yönelik çalışmalar, korozyonun erken tespit edilmesini dolayısıyla da uçağın uçuş emniyetinin sağlanmasını ve ticari ömrünün uzatılmasını sağlar.

Uçak yapılarının üretimdeki özellikleri zamanla bozulmaya başlar. Bozulma, mekanik hasarlar biçiminde görünecektir. Mekanik hasarlara örnek olarak aşınma, zayıflama ve yorulma verilebilir. Bu bozulmalar ayrıca korozyon nedeniyle de oluşabilir. Korozyon nedeniyle bozulma durumları yapının dizaynına, malzemelerin

üretim biçimine, koruma faktörlerine ve uçağın çalıştığı ortamın kimyasal durumuna bağlıdır.

Korozyon hasarı genellikle zamanla artar. Uçağın yaşı arttıkça korozyonun etkisi de daha şiddetli olacaktır. Eğer korozyon erken tespit edilemez ve giderilemezse sonuçta uçağın yapısal bütünlüğünde tehlikeli hasarlar oluşacaktır. Korozyonun özellikle önemli olan bir sonucu da diğer hasarlara neden olmasıdır. Buna en güzel örnek yorulma hasarının meydana gelmesidir. Yorulma ile uçağın yapısal bütünlüğü tamamen bozulacaktır.

Bütün bu tehlikeli korozyon sonuçlarından korunmak için servise verilmiş uçakların programlı bakımlarında mutlaka korozyon kontrolü mevcuttur. Ayrıca bazı özel durumlarda da üretici tarafından programlı bakım dışında da korozyona yönelik özel kontroller istenebilir.

Kullanımdaki metallerin tabiattaki doğal hallerine dönme meyli, metallerde korozyonu yaratır. Bu olgu uçak ve teçhizatlarda kullanılan tüm metal ve alaşımları için de geçerlidir. Uçak ve teçhizatlar korozyona karşı korunmamışlarsa dönüşüm çok daha hızlı olacaktır. Kontrolde çıkan korozyon, uçağın yapısal bütünlüğünü ve uçuş emniyetini kötü yönde etkileyebileceği gibi aynı zamanda uçağın hazır tutulabilmesi için yüksek maliyetli onarım ve modifikasyonlar gerektirecektir.

Genel olarak korozyon, uçak malzemelerinin çevresindeki etkenler ile tepkimeye girerek tahrip olması veya yapısının bozulmasıdır. Korozyon için yapılabilecek diğer bir teknik tanımlama ise; metalleri tuz ve oksitlerine ayrıştıran karmaşık bir elektrokimyasal olaydır. Tanımlamayı genişletecek olursak; korozyon, katı metalin yüzeyinde bulunan atomların bir cisimle teması sonucu meydana gelen kimyasal ya da elektrokimyasal olaylar zinciridir denilebilir.

Metal korozyonu, prosesin tamamlandığı yani metalin üretildiği anda başlar. Aşınma hızı, korozyonun ilerleme hızı, birçok faktöre bağlıdır. Öncelikli olarak göz önüne alınan faktörler şunlardır:

- Kullanılan malzeme tipi ve türü,
- Malzemenin karşı karşıya olduğu çevre,
- Malzemenin temas halinde olduğu diğer malzemelerle uyumu,
- Isıl işlemler,
- Korozyon süresini geciktirmek için uygulanan koruyucu önlemlerin metodu veya derecesi.

Aslında korozyon kompleks bir elektrokimyasal olaydır. Korozyon metalleri kendi orijinal tuz ve oksitlerine geri döndürür. Bu tuzlu madde metali değiştirir ve yapıda çeşitli dayanım azalmalarına neden olur. Gerçek korozyon mekaniği nispeten basittir ve ileriye doğrudur, yani gelişir. Korozyon gelişimi üç temel ihtiyaca gereksinim duyar:

- Yapı içinde bir elektriksel potansiyel fark olmalı,
- Potansiyel fark olan iki bölge arasında bir iletim olmalı,
- İki bölgeyi kaplayan bir elektrolit veya sıvı olmalıdır.

Metaller kendi doğal orijinal durumlarına dönme eğiliminde olduklarından korozyon tamamen kontrol edilemez, fakat önlenabilir. Korozyonun önlenmesi için korozyon oluşumunda önemli olan üç temel faktörün oluşması engellenmelidir. Metal yüzeyi ya temiz olmalı ya da metalin potansiyel farklara sahip bölgeleri arasında bir iletim hattı oluşturan elektroliti önleyen, yüzey üzerindeki organik tabakalar korunmalıdır.

Korozyonun görünümü metale göre değişir. Alüminyum alaşımları ve magnezyum malzemelerde yüzeyde çukurcuk ve aşınma olarak görünür ve genellikle gri veya beyaz toz atıklar korozyon ürünleridir. Bakır ve bakır alaşımlarında korozyon

biçimi yeşilimsi film tabakasıyken çelikte kırmızımsı pastır. Gri, beyaz, yeşil veya kırmızımsı atıklar çıkartılabilirken, atıkların şiddetine bağlı olarak yüzeylerin her birisinde aşınma ve çukurcuklar görülebilir. Eğer bu yüzeylerdeki çukurlar çok derin değilse, metal dayanımında önemli bir değişim olmaz. Bazı korozyon tipleri yüzey kaplaması altında gelişir ve parça hasarlanana kadar yayılır [Gövce, 2005].

### 3.3.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Korozyon Davranışları

Alüminyumun sahip olduğu özelliklerin birleşimi onu uçak yapısı için son derece uygun bir malzeme haline getirir. Alüminyum, düşük yoğunluğu nedeniyle uçak parçalarının yapımında özellikle tercih edilir. Yüzeyinde meydana gelen sağlam oksit tabakası nedeniyle, doğal ortamların çoğuna karşı iyi bir korozyon direnci gösterir. Saf haldeki alüminyumun düşük dayanımına rağmen, alaşımlandırılarak dayanımı artırılabilir. Örneğin ısıtılma işlemi uygulanmış bir alüminyum alaşımı olan 7075-T6 malzemesinin elastik modülü 76 GPa'ya kadar çıkabilir. Alüminyumun nispeten düşük maliyeti de onun tercih edilmesinde diğer bir faktördür. Alüminyuma katılan ana alaşım elementleri bakır, manganez, magnezyum, silisyum ve çinkodur. Bu alaşımların her biri alüminyuma farklı bir özellik ilave eder. Silisyum dökümü kolaylaştırır. Çinko ve manganez dayanımı artırır. Çinko oranı yüksek olursa malzeme gevrekleşir. Magnezyum ise korozyon direncini arttıran bir elementtir.

Elektrokimyasal serideki durumu alüminyumun anodik davranışlı ve termodinamik olarak reaktif bir metal olduğunu gösterir. Birçok durumda hızlı bir şekilde oluşan oksit tabakası alüminyumu korozyona karşı korur.

Alüminyumun yüzeyindeki korozyon atakları genellikle çok belirgindir. Korozyon ürünleri beyazdır ve genellikle büyük bir alanı etkiler. Erken aşamalarda bile alüminyum korozyonu dağlanma, çukurcuk veya alüminyumun yüzeyinde pürüzlülük gibi açık bir görünüme sahiptir. Alüminyum alaşımları genellikle kalınlığı 0,0224 ile 0,0056 mm arasında olan düzgün bir yüzey oksidasyonu ile biçimlendirilir. Alüminyum için genel yüzey atakları nispeten yavaştır. Fakat, erimiş tuzlar bu atakları hızlandıracaktır. Önemli ataklar genellikle yapının dayanımında büyük kayıplar



olmadan önce meydana gelir. Bununla birlikte, alüminyum alaşımlarında üç tür atak özellikle önemlidir:

- Alüminyum boruların duvarlarına nüfuz eden çukurcuk korozyonu,
- Devamlı gerilim altındaki malzemelerde görülen gerilmeli korozyon,
- Uygun olmayan ısı işlemler nedeniyle oluşan taneler arası korozyon.

7xxx serisi alaşımlar büyük miktarda çinko ve magnezyum içerir. 7010, 7050, 7075, 7178 ve 7475 gibi bakır içeren alaşımlar büyük oranda kullanılmaktadır. Bu alaşımlar geniş bölgeler üzerinde dayanım sağlarlar ve dayanım/yoğunluk oranı göz önüne alındığında mümkün olan en yüksek dayanımlı malzemeler arasındadırlar. Bu alaşımlar 2xxx serisi alaşımlara göre genel korozyona karşı çok yüksek dirence sahiptirler. Bununla birlikte, özellikle gerilmeli korozyon çatlağına ve esklorasyon korozyonuna karşı hassastırlar. Bu durum, bu biçimdeki ataklara karşı bağışıklığı geliştirmek için uygun ısı işlemler yapıldığında ortadan kalkacaktır [Gövce, 2005].

#### **3.4. Uçaklarda Yaşlanma ve Tasarım Ömrünün Üzerinde Uçurulma Beklentileri**

Ticari veya askeri olarak kullanılan uçakların çoğu, belli bir süre geçtikten sonra yaşlanmış olarak tanımlanırlar. Bir uçağın yaşlanması, demode olması ile aynı şey değildir. Uçaklar, yaşlanmadan demode olabilirler veya daha sıkça karşılaşılan şekliyle, demode olmadan yaşlanabilirler. Ticari bir uçak hizmette tutulması ekonomik görülmediğinde, askeri bir uçak ise kabiliyetleri potansiyel rakipleri ile rekabet edemeyecek düzeye geldiğinde demode olur. Bir uçağın yaşlanma halinin tam olarak ne zaman meydana geldiğini belirtmek ise çok daha zordur. Genç bir uçakla, yaşlanmış bir uçağın yapısal karakteristikleri arasındaki farkları belirlemek ayırt edici olabilir. Genel olarak ifade etmek gerekirse, genç bir uçak üretildiği zaman önceden belirlenmiş bakım programları ile uçabilirliğine devam edebilirken, yaşlanmış bir uçak korozyon ve yorulma çatlakları nedeniyle yapısal bütünlüğünü koruyabilmek için normal bakım planında modifikasyonlara ihtiyaç duyar [NATO, 2001].

Günümüzde dünya genelinde gerek askeri gerekse sivil alanda hizmet veren uçakların, tasarlandıkları zaman niyetlenen sürelerin çok daha ötesinde uçuşa devam ettiklerini görmekteyiz. Ekonomik nedenler ve zorlayıcı rekabet koşulları, filoların yenilenmesini geciktirmekte uçuş maliyetlerinin en aza indirgenmesi için çeşitli çalışmalar yapılmaktadır. Gelişen teknoloji ile beraber yeni nesil uçakların ilk yatırım maliyetleri önemli ölçüde artmıştır. Yaşlanan uçakların bakım maliyetleri, eskidiklerinden dolayı bu uçakları değiştirerek filoları modernize etmek için gerekli olan bütçeyi boşaltmaktadır. Bu ekonomik yükten kurtulmak için etkili bir potansiyel yol, araştırma ve geliştirme faaliyetleri olmaktadır [NATO, 2001].

Yaşlanan uçaklar pek çok zorlukla karşı karşıyadır. Belirgin olarak bunların en maliyetlilerinden biri korozyondur. Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri korozyonun belirlenmesi, önlenmesi ve giderilmesi için her yıl yaklaşık olarak 800 milyon dolar harcamaktadır. Diğer büyük bir zorluk, yapısal yorulma çatlaklarıdır. Bu problem ekonomik olduğu kadar, güvenlikle ilgili etkileri de gündeme getirmektedir [NATO, 2001].

#### 4. DENEYSEL ÇALIŞMA

Deneysel çalışma amacıyla, uçuş ömrü 40 yılı aşan 7075-T7352 kondisyonunda alüminyum alaşım malzemeden imal edilmiş yapısal bir parça kullanılmıştır. Uçuş ömrünün uzun olması, parça üzerinde yaşlanma etkilerinin daha iyi görülebilmesine olanak sağlaması nedeniyle özellikle tercih edilmiştir. 7075 alüminyum alaşımının kimyasal bileşimi Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1. 7075 alüminyum alaşımının kimyasal bileşimi (% ağı.) [Cubberly, 1979]

| Cu   | Zn   | Mg   | Si    | Mn    | Fe    | Cr   | Ti    | Diğer | Al    |
|------|------|------|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|
| 1.20 | 5.10 | 2.10 | 0.40  | 0.30  | 0.50  | 0.18 | 0.20  | 0.15  | Kalan |
| 2.00 | 6.10 | 2.90 | maks. | maks. | maks. | 0.28 | maks. |       |       |

Uçaklar hizmet ömürleri boyunca üzerlerine etkiyen tekrarlı yükler nedeniyle yorulma, çevresel faktörlerin etkisiyle korozyon, güç sistemlerindeki ani sıcaklık değişimleri nedeniyle termal şoklar gibi olayların etkisi altına kalırlar. Bu nedenlerle uçaklar yapısal ve performans olarak tasarım şartlarının altına düşerler ve yaşlanmış olarak tanımlanırlar. Ancak günümüzde ekonomik şartlar ve zorlayıcı rekabet koşulları nedeniyle, uçakların tasarımları esnasında hesaplanan hizmet ömürlerinden daha uzun süreler uçmaları istenmektedir. Uçuş güvenliğini geri plana itmeden tasarım ömürlerinin üzerinde uçakların kullanılabilmesi, malzemelerdeki yaşlanma olgusunun daha iyi anlaşılması ve malzemeden yaşlanma sonucu kaybolan özelliklerin geri elde edilebilmesi ile mümkün olmaktadır.

Bu deneysel çalışmada, uzun süre uçmuş olan yapısal bir parçaya uygulanan ısı ve mekanik işlemler ile parçanın yorulma ve korozyon özelliklerinin iyileştirilmesi hedeflenmiştir. Elde edilen sonuçlar, yaşlanmış uçakların yapısal parçalarının özelliklerinin iyileştirilmesi için bir potansiyel niteliğindedir.

Deneysel çalışmada, yapılan işlemleri;

- Numunelerin parça üzerinden alınması ve hazırlanması gibi ön işlemler,
- Numunelerin test ve modifikasyon işlemleri öncesi ve sonrası özelliklerinin belirlenmesi (malzeme karakterizasyon),
- Numune üzerinde yapılan modifikasyon çalışmaları,
- Yapılan değişikliklerin yorulma ve korozyon özelliklerine etkisinin bulunabilmesi amacıyla yorulma, çekme ve korozyon testlerinin yapılması

şeklinde gruplandırabiliriz.

#### **4.1. Test Numunelerinin Alınması ve Hazırlanması**

Uçuş ömrü boyunca parçayı başta korozyon gibi dış etkenlerden koruyan boya ve altındaki alodine kaplama daha sonraki ölçümlerin gerçekleştirilebilmesi amacıyla yüzeyden sökülmüştür. Boya sökümü, standartlara uygun bir malzeme ile kimyasal yöntemle, alodine kaplamanın uzaklaştırılması ise, daha sonra yapılacak olan ölçümler üzerinde ihmal edilebilir düzeyde etkisi olabilecek mekanik yöntemlerle gerçekleştirilmiştir.

##### **4.1.1. Numune Yüzeylerindeki Boya Tabakasının Uzaklaştırılması**

Boya söküm işlemi, sıvı haldeki kimyasalın boyalı yüzeye bir fırça ile direk olarak uygulanması, belirli bir süre beklemenin ardından parçanın yüzeylerinin yumuşak plastik sıyırıcı ile kazınması ve son olarak artıkların yıkanması şeklinde gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.1'de boya sökümü öncesi numune, şekil 4.2'de kazıma işlemi ve şekil 4.3'te ise numunenin işlem sonrası durumu görülmektedir.



Şekil 4.1. Boya sökümü öncesi numune



Şekil 4.2. Boya kazıma işlemi

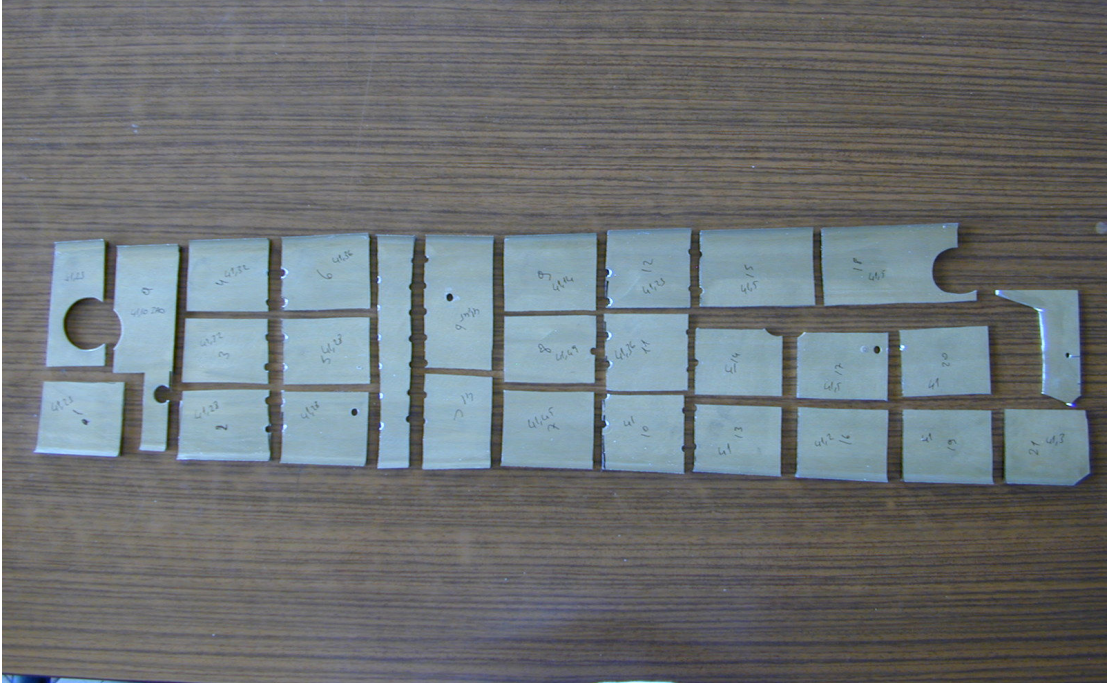


Şekil 4.3. Boya sökümü sonrası numune

#### 4.1.2. Test Numunelerinin Alınması

Test numuneleri parça üzerinden kesme yoluyla çıkartılarak alınmıştır. Numune boyutlarının belirlenmesinde parçanın perçin delikleri, et kalınlığı gibi mevcut fiziksel sınırları içerisinde ASTM E-647 standardına olabildiğince uyulmaya çalışılmıştır. Kesme işlemi, soğutma sıvısı kullanılarak şerit testere ile düşük hızda gerçekleştirilmiştir. Kesme hızının düşük olması ve soğutma sıvısı kullanımı, işlem esnasında ortaya çıkan ısı ve plastik deformasyonu en az düzeyde tutmaktadır. Şekil 4.4'te kesme işlemi uygulanarak elde edilmiş numuneler görülmektedir. Numuneler son ölçülerinden daha büyük kesilerek kenar yüzey düzgünlüğünün ve boyutsal hassasiyetin daha sonraki bir işlemle iyileştirilmesi amaçlanmıştır.





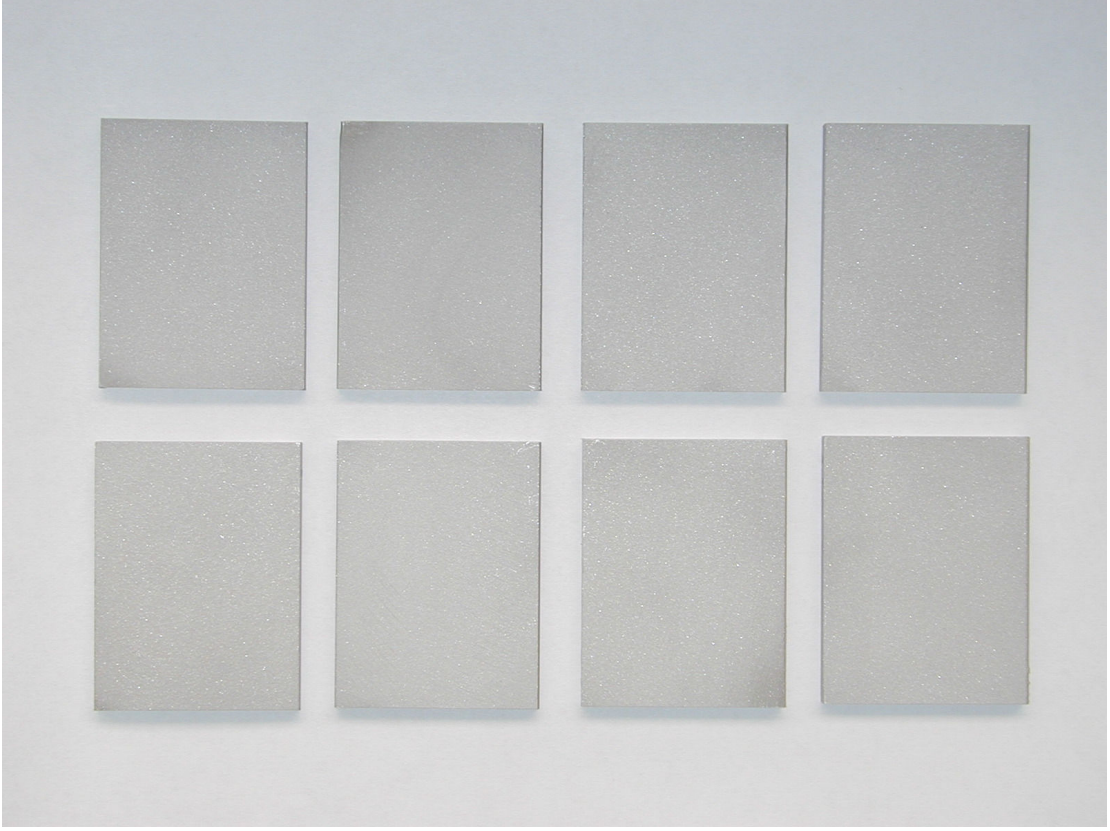
Şekil 4.4. Kesme işlemi uygulanarak elde edilmiş numuneler

#### 4.1.3. Numunelerin Tam Boyutlarına Getirilmesi

Numunelerin ölçülerinin tam olması deney sonuçları üzerinde etkili olacağından, numune boyut toleransları ASTM E-647 standardına uygun olacak şekilde seçilmiştir. Bu toleransların elde edilmesi amacıyla numuneler yine soğutma sıvısı eşliğinde, freze tezgahı kullanılarak boyutlandırılmıştır. İşlemin sonunda numune boyutları 53 x 38 x 3,3 mm değerlerini almıştır.

#### 4.1.4. Numune Yüzeylerindeki Alodine Kaplama Koruyucu Tabakanın Uzaklaştırılması

Alodine kaplamanın sökülmesi işlemi, cam tozu küresel bilyaların düşük hava basıncı ve kısa süreli uygulama ile kumlama tezgahında mekanik olarak gerçekleştirilmiştir. Yumuşak alodine kaplama yüzeyden birkaç saniye içerisinde hızla uzaklaştırılmıştır. Şekil 4.5'te kaplama sökümü sonrası boyutlandırma işlemi tamamlanmış numuneler görülmektedir.



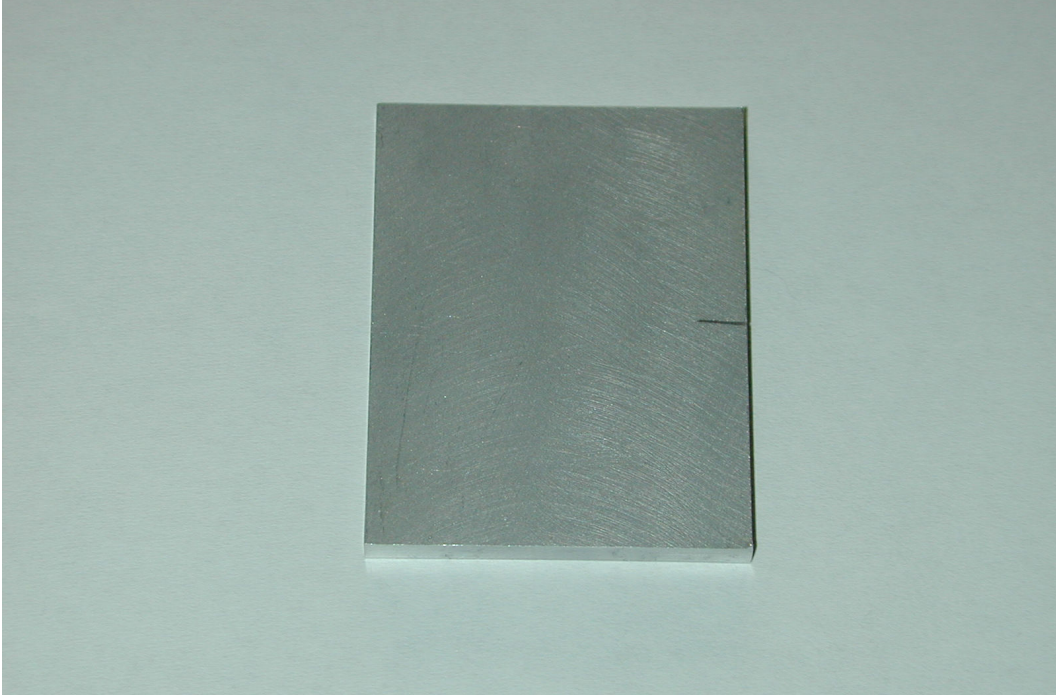
Şekil 4.5. Boyutlandırma işlemi tamamlanmış numuneler

#### 4.1.5. Numunelere Kenar Ön Çatlaklarının Açılması

Numune boyutlarının küçük olmasından dolayı, daha uzun yorulma çatlaklarına imkan vermesi için kenar çatlak konfigürasyonu tercih edilmiştir. Yine pin yükleme yerine tutucu çeneler yardımıyla, kısa mesafede kenar etkisinden kurtulularak uniform çekme gerilme değerlerinin elde edilmesi amaçlanmıştır. Ön çatlak açılması işlemi, yine ASTM E-647 standardında belirtilen metotlardan birisi olan EDM tezgahında gerçekleştirilmiştir. Ön çatlak boyu 5 mm olarak seçilmiştir. Şekil 4.6'da bu tezgah kullanılarak numune üzerinde elde edilen kenar çatlakları görülmektedir.

Ön çatlak açılması işleminin tamamlanmasıyla beraber numuneler üzerindeki ön hazırlık işlemleri tamamlanmıştır.



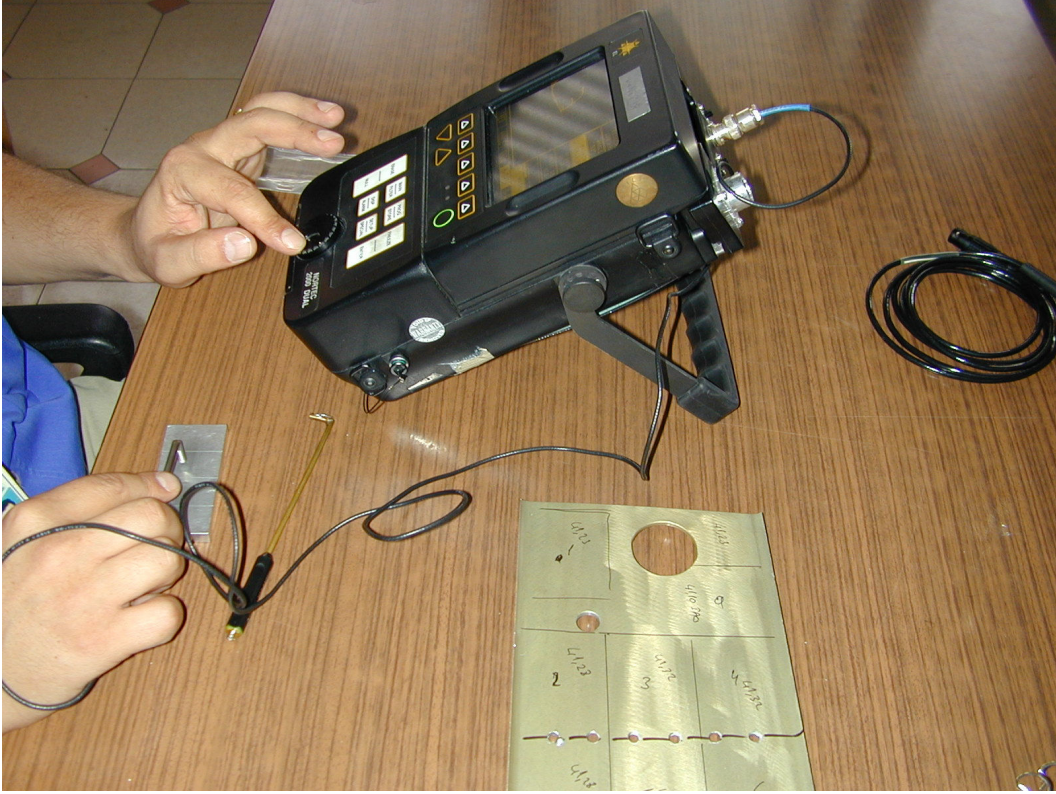


Şekil 4.6. EDM tezgahı kullanılarak elde edilen 5 mm kenar ön çatlağı

## 4.2. Numunelerin Test ve Modifikasyon İşlemleri Öncesi ve Sonrası Özelliklerinin Belirlenmesi

### 4.2.1. Numunelerin Elektrik İletkenliğinin Ölçülmesi

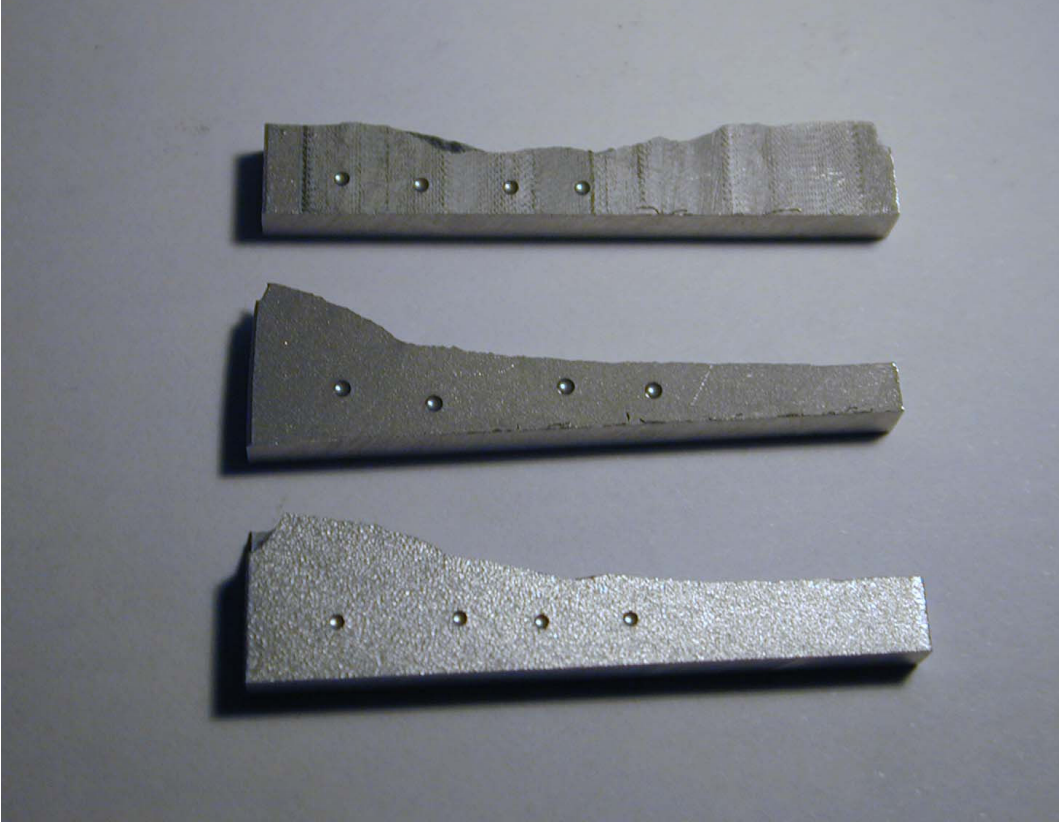
Numunelerin elektrik iletkenliği ölçümleri, sadece hazırlık aşamasında değil, numunelere uygulanan modifikasyon işlemlerinden sonra da tekrarlanmıştır. Ölçüm, Nortec / 2000 marka / model iletkenlik ölçüm cihazı ile saf alüminyum ve bakır kalibre blokları yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Her numuneden üçer ölçüm yapılarak bu ölçümlerin ortalaması alınmıştır. Şekil 4.7’de iletkenlik ölçüm cihazı ve uygulaması görülmektedir.



Şekil 4.7. İletkenlik ölçüm cihazı ve uygulaması

#### 4.2.2. Numunelerin Sertliğinin Ölçülmesi

Elektrik iletkenliğine benzer şekilde sertlik ölçümü de, numunelere çeşitli aşamalarda uygulanmıştır. Sertlik ölçümü standart Hardness Tester marka cihazla yapılmış, ölçüm metodu olarak alüminyum levhaların sertliğinin ölçümünde sıkça kullanılan Rockwell B sertlik ölçüm metodu kullanılmıştır. Bu metotta 100 kg yük altında, 1/16 “ çapındaki çelik bilya numune yüzeyine batırılmaktadır. Her numuneden dörder adet ölçüm gerçekleştirilmiş ve aritmetik ortalaması alınmıştır. Şekil 4.8’de ölçüm sonucu numune yüzeylerinde oluşan küresel izler görülmektedir.



Şekil 4.8. Sertlik ölçümü sonucu numune yüzeylerinde oluşan küresel izler

### 4.3. Numunelerin Mevcut Özelliklerinin Değiştirilmesine Yönelik Çalışmalar

Numunelerin mevcut özelliklerini değiştirebilmek için mekanik yüzey işlemleri ve ısı işlem kombinasyonu kullanılmıştır.

#### 4.3.1. Mekanik Yüzey İşlemi

Numune yüzeylerinde yararlı kalıcı basma gerilmeleri oluşturulması, yorulma çatlaklarının oluşumu ve ilerlemesini önlemeye veya geciktirmeye yönelik bir tedbir olarak kullanılmaktadır. Yorulma çatlakları genellikle yüzeyden ve çekme gerilmelerinin varlığında meydana geldiğinden, yüzey üzerinde meydana getirilen kalıntı basma gerilmeleri, parça yüzeyinin çalışma koşullarından dolayı maruz kaldığı çekme gerilmelerinin tamamının ya da bir kısmının elimine edilmesine olanak sağlamaktadır. Kalıntı basma gerilmelerini oluşturabilmek için bilyalı dövme, perçin,

cıvata deliği kenarlarında “cold work” gibi işlemler uzun bir süreden beri başarıyla uygulanmaktadır. Son dönemlerde Double Peening, Laser Shock Peening (LSP) ve Low Plasticity Burnishing (LPB) gibi daha etkili yeni uygulamalar geliştirilmektedir.

Tüm bu yeni uygulamalarda hedef genel olarak dört ana başlık altında toplanabilir:

- Yararlı kalıntı basma gerilmelerinin yüzeyden iç kısımlara doğru derinliğinin artırılması,
- Yararlı kalıntı basma gerilim şiddetinin artırılması,
- Elde edilen yararlı kalıntı basma geriliminin çalışma koşulları (termal ve mekanik gerilmeler) altında kolayca kaybolmayarak daha kalıcı etkilerin elde edilmesi,
- Metodun her türlü geometri ve malzeme çeşidine ucuz, kolay, lokal ve hızlı bir şekilde uygulanabilme esnekliğine sahip olması.

Yeni metotların her birisinin, yukarıda belirtilen ana hedeflerde kısmi başarıları mevcuttur. Ancak henüz tüm bu gereksinimleri bir arada tam bir şekilde karşılayan bir teknik geliştirilememiştir.

Tüm bu yüzey işlemlerinin uygulanması sırasında parça dış yüzeyleri önemli ölçüde plastik deformasyona maruz kalmaktadır. Plastik deformasyon ile malzeme iç yapısında bulunan dislokasyonlar hareket etmekte ve yoğunluğu artmaktadır.

Numune yüzeylerinde plastik deformasyon oluşturabilmek için LPB metodu kullanılmıştır. Bu amaçla numune yüzeyi hazırlanan bir aparat yardımıyla sert çelik bilye ile deforme edilmiştir. Bilye olarak 65 HRC sertliğinde, ~10 mm çapında rulman malzemesi kullanılmıştır. Çelik bilyenin parça yüzeyine uyguladığı kuvvet, çelik bir boru içerisine yerleştirilmiş, çelik bilyenin üzerinde serbestçe dönebildiği tansiyonu bilinen bir yay yardımıyla ayarlanırken, bilyenin tüm yüzeyleri homojen bir şekilde ezmesi için ihtiyaç duyulan geometrik hassasiyet, bilgisayar kontrollü takım tezgahı (CNC) kullanılarak elde edilmiştir. Şekil 4.9’da kullanılan bu aparat görülmektedir.



Şekil 4.9. LPB metodunda kullanılan aparat

### 4.3.2. Isıl İşlem

Tüm ısıl işlemler ASTM standardına uygun A sınıfı fırınlarda uygulanmıştır. Çözeltiyeye alma işlemi tuz banyosunda, yaşlandırma işlemi normal atmosfer koşullarında gerçekleştirilmiştir. Su verme işlemleri, soğuma hızını yüksek tutabilmek için hareketli su kullanılarak uygulanmıştır.

Yapılan ısıl işlemlerde kritik sıcaklık aralığı olarak iki bölge göze çarpmaktadır:

- Çözeltiyeye alma işlemi esnasında tuz banyosundan çıkarılan numunenin, maksimum 15 saniye içerisinde numune sıcaklığı  $\sim 412$  derecenin altına düşmeden su vermenin uygulanması,
- Yine çözeltiyeye alma işlemi esnasında tuz banyosundan çıkarılan numunenin, su verilirken  $\sim 400-260$  derece aralığını hızlı geçmesi.

Her iki kritik saha da uygun şekilde geçilmiştir.

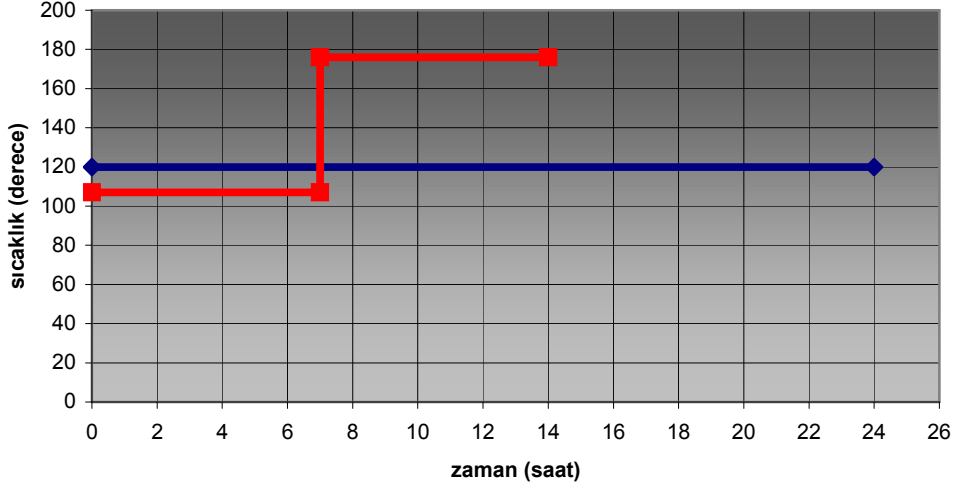
7075 alüminyum alaşımına  $\sim 475$  derece sıcaklıkta 40 dakika boyunca bekletme ve su verme ile hızlı soğutma şeklinde çözeltiyeye alma ısıl işlemi uygulanmaktadır. Çözeltiyeye alma ısıl işlemi sonucunda mikroyapı içerisindeki çözünebilen fazlar bu ısıl işlem sırasındaki yüksek sıcaklık ile ana matris içinde katı eriyik hale geçmekte ve su verme ile tekrar çökelmeye zaman bulmadan aşırı doymuş katı eriyiği (super saturated solid solution) meydana getirmektedir. Meydana gelen bu yapı, bulunduğu sıcaklıkta



çözebileceğinden daha fazla miktarda fazı, ana matrisin çözmüş halde bulunmasından dolayı bu adı alır. Denge durumunda olmayan bu ara hali, çözeltiyeye alma sıcaklığından daha düşük sıcaklıkta yaşlandırma ısıl işlemine tabi tutulduğunda sıcaklığın difüzyona olanak tanınması ile eriyik içerisindeki fazlar çökelmeye başlarlar. Fazların çökmesi, tane içlerindeki dislokasyon boşlukları, tane sınırları gibi yüksek enerjili bölgelerden başlar. Geçen zaman ile birlikte bu fazlar olgunlaşarak irileşirler. Fazların iriliği ve yerleşme bölgeleri ile alaşımın mukavemet, korozyon, süneklik gibi özellikleri arasında ilişki vardır. Oluşan bu çökeltiye yumuşak ana matrise oranla daha sert ve kırılabilirler. İç yapı içerisinde dislokasyon hareketlerini engelleyerek mukavemetin artmasını sağlarlar. Yüksek mukavemet için iç yapı içerisinde homojen, birbirine yakın ve ince faz dağılımı arzu edilir. Bu sayede dislokasyon hareketi etkili bir şekilde engellenir. Böylece yumuşak ana matris sünekliği sağlarken, sert fazlar da ihtiyaç duyulan mukavemet değerlerine ulaşılmasına olanak verir. Alüminyum alaşımları yaşlanmaya en iyi yanıt veren alaşım gruplarından biridir. Arı alüminyuma oranla bazı alaşımlarının mukavemet değeri 15 kat veya daha yüksek olabilir [Askeland, 1994].

7075 alüminyum alaşımı endüstriyel kullanım amacına uygun olarak farklı ısıl işlem koşullarında bulunmaktadır. Yüksek akma, çekme ve yorulma mukavemetinin istendiği durumlarda T6, yüksek korozyon direncinin istendiği durumlarda ise T7 koşulları en yaygın kullanılan ısıl işlem koşullarındandır. T7 koşulunda iç yapı içerisinde korozyon mukavemeti yüksek eta fazları tane sınırlarında aşırı yaşlanma ile çökeltilmekte ve özellikle tane sınırı korozyonu (IGA- Inter Granular Attack) ile gerilimli korozyon çatlakları (SCC- Stress Corrosion Cracking) direnci iyileştirilmekte ancak, yorulma mukavemetinden ödün verilmektedir. Yorulma ve statik mukavemet gereksinimlerinin parça çalışma koşullarında daha ön planda olduğu durumlarda, T6 koşulu ile aşırı yaşlanmadan kaçınılarak ağırlıklı olarak tane içinde çökeltme sağlanmakta ancak bu sefer de korozyon özelliklerinde düşme görülmektedir. 7075 alüminyum alaşımına uygulanan bu iki koşula ait yaşlandırma ısıl işlem eğrileri şekil 4.10'da verilmiştir.

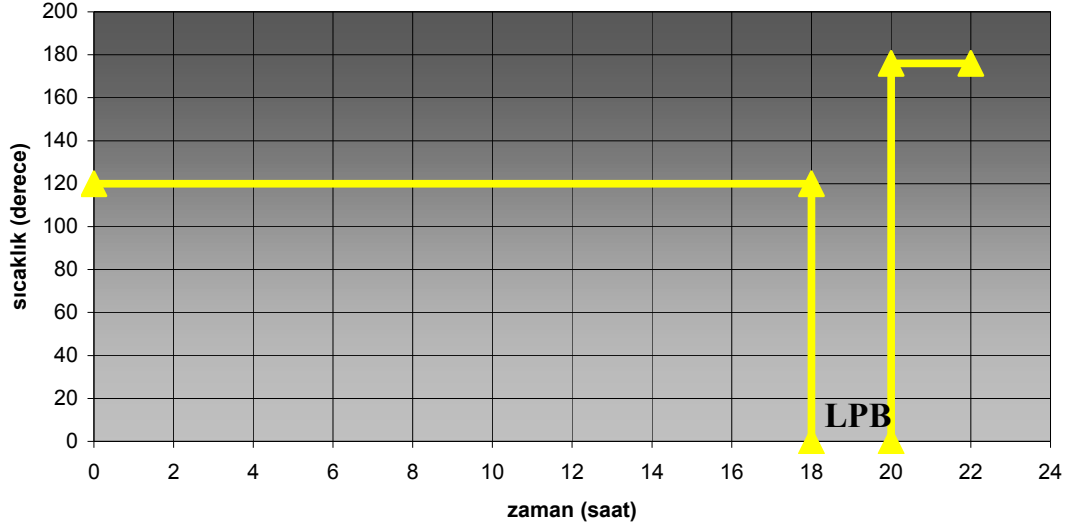
7075 alüminyum alaşımına uygulanan T6 ve T7 kondüsyonlarına ait yaşlandırma ısı işleme sıcaklık zaman eğrileri



Şekil 4.10. T6 ve T7 kondüsyonlarına ait ısı işleme eğrileri

Yaşlandırma ısı işleme uygulanan parçada dislokasyon yoğunluğu yüksek sahalar fazların çökmesine olanak sağlayacak bölgeler oluşturur. Numune yüzeyine LPB (Low Plasticity Burnishing) işleme uygulandığında, yüzeyde meydana gelen plastik deformasyon ile dislokasyon yoğunluğu artmakta bu da yaşlandırma esnasında çökme işlemini yüzeyde hızlandırmaktadır. Bu düşünceden hareketle ısı işleme mekanik yüzey işleme birleştirilerek termomekanik bir proses geliştirilmiştir. Bu proseste plastik deformasyon sonrası yaşlanmanın yüzeyde hızlandırılması ile, iç kısımları T6 kondüsyonuna yakın, aşırı yaşlanmamış bir yapı ile, dış yüzeyleri T7 kondüsyonuna yakın aşırı yaşlanmış bir yapının bileşiminin elde edilmesi hedeflenmiştir. Böylece dış yüzeylerindeki kısmen daha fazla yaşlanmış yapıdan dolayı korozyon direnci yüksek, iç kesitinden dolayı yorulma direnci yüksek bir malzeme elde edilmeye çalışılmıştır. Bu amaçla, çözeltiye alma sonrası numuneye uygulanan yaşlandırma + LPB + yaşlandırma işleme şekil 4.11’de verilmiştir.

7075 alüminyum alaşımına uygulanan Termomekanik yaşlandırma ısı işlemi sıcaklık zaman eğrileri



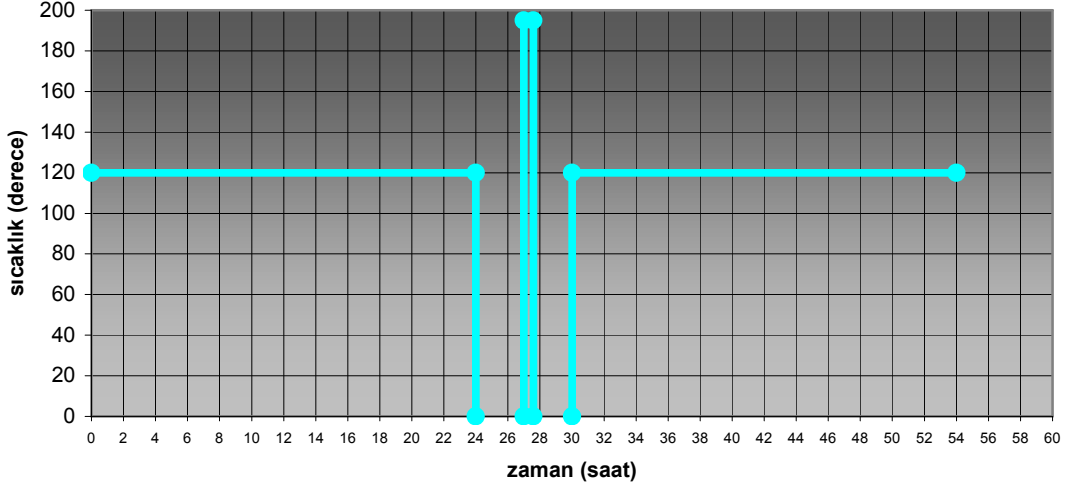
Şekil 4.11. Termomekanik yaşlandırma ısı işlem eğrileri

7XXX serisi alüminyum alaşımları, yüksek sertlik ve mukavemet sağlayan T6 kondisyonunda korozyona karşı oldukça duyarlı olduğundan, geçmiş yıllarda bu alaşımların korozyon direncini iyileştirmek amacıyla, T73 olarak bilinen aşırı yaşlandırma işlemi geliştirilmiştir. Ancak, T73 kondisyonu alaşımın korozyon direncini artırırken, mukavemetini % 10-15 oranında azaltmaktadır. Mukavemet ve korozyon özelliklerini optimum değerde bir araya getirmeyi amaçlayan çalışmalar sonunda, B.M.Cina (1974) tarafından RRA (Retrogression and Re-aging) işlemi bulunmuştur. Bu ısı işlemi ile T7 kondisyonuna yakın korozyon dayanımı elde edilerek önemli ölçüde başarı elde edilmiştir [Baydoğan, 2003].

Yapılan deneysel çalışmada T7 kondisyonundaki numune önce T6 kondisyonuna getirilmiş, ardından da RRA işlemi uygulanmıştır. Böylece yaşlanmış parçanın yorulma mukavemetinin artırılarak uçuş güvenliğinin artırılması hedeflenmiştir. Şekil 4.12'de çözeltilme sonrası bu amaçla numuneye uygulanan ısı işlemi görülmektedir.



7075 alüminyum alaşımına uygulanan T6 + RRA kondüsyonuna ait yaşlandırma ısısal işlemi sıcaklık zaman eğrileri

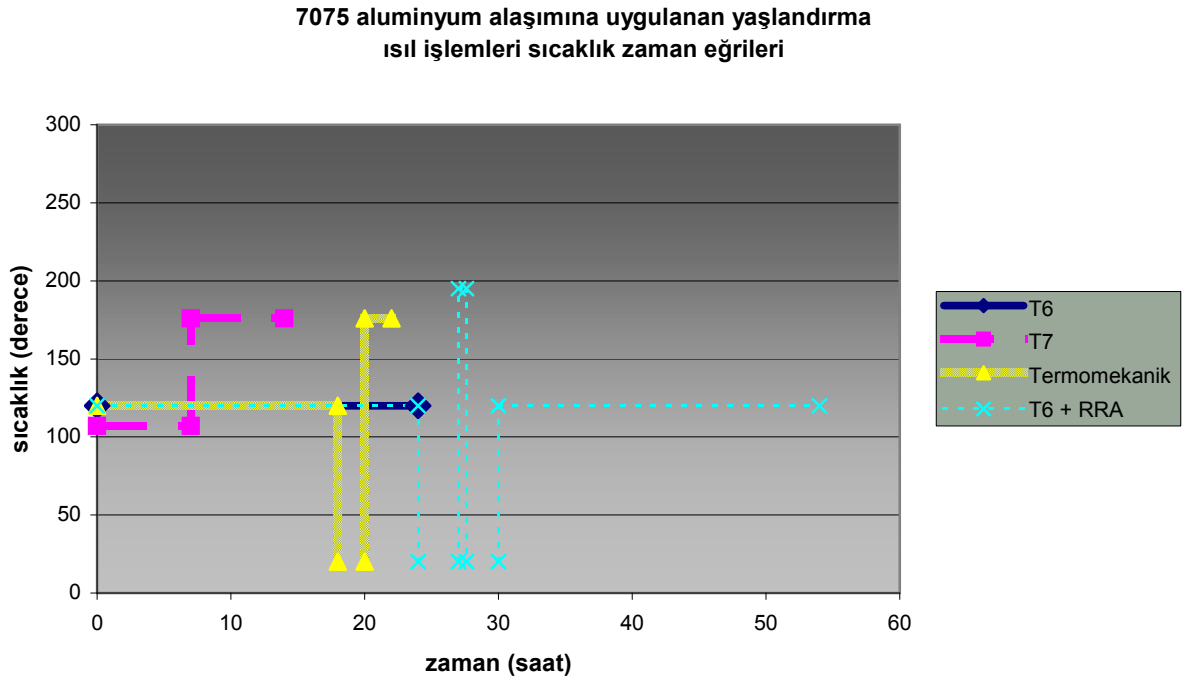


Şekil 4.12. T6 + RRA kondüsyonuna ait ısısal işlem eğrileri

Bu aşamada, numunelerin özelliklerini değiştirmeye yönelik çalışmalar tamamlanmıştır. Termomekanik yaşlandırma işlemi ve RRA ısısal işlemi gören numunelere uygulanan işlem adımları Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Numunelere uygulanan mekanik ve ısısal işlem adımları

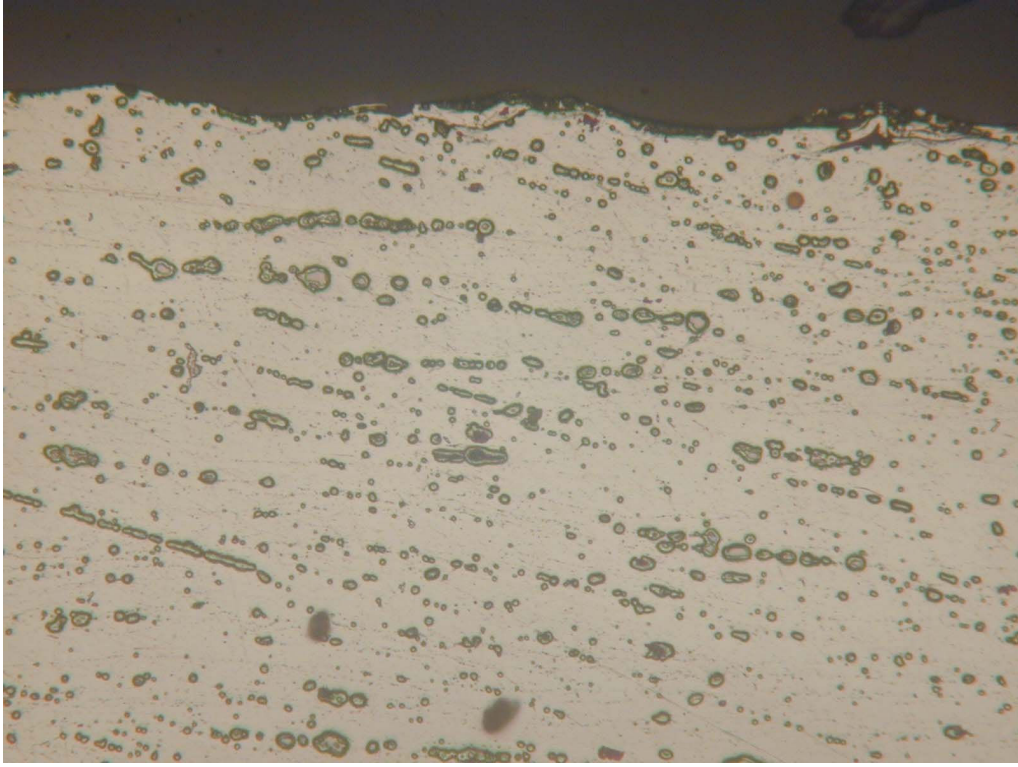
| Termomekanik İşlem                    | RRA ısısal işlemi                     |
|---------------------------------------|---------------------------------------|
| 475°C (40 dakika)<br>(Çözeltiye alma) | 475°C (40 dakika)<br>(Çözeltiye alma) |
| 120°C (18 saat)                       | 120°C (24 saat)<br>(T6 kondüsyonu)    |
| LPB                                   | 195°C (40 dakika)<br>(Retrogression)  |
| 176°C (2 saat)                        | 120°C (24 saat)<br>(Re-aging)         |



Şekil 4.13. Uygulanan tüm ısı işlemler

#### 4.3.3. Mekanik ve Isıl İşlemler Sonrası Numunelerin Mikroyapı İncelemesi

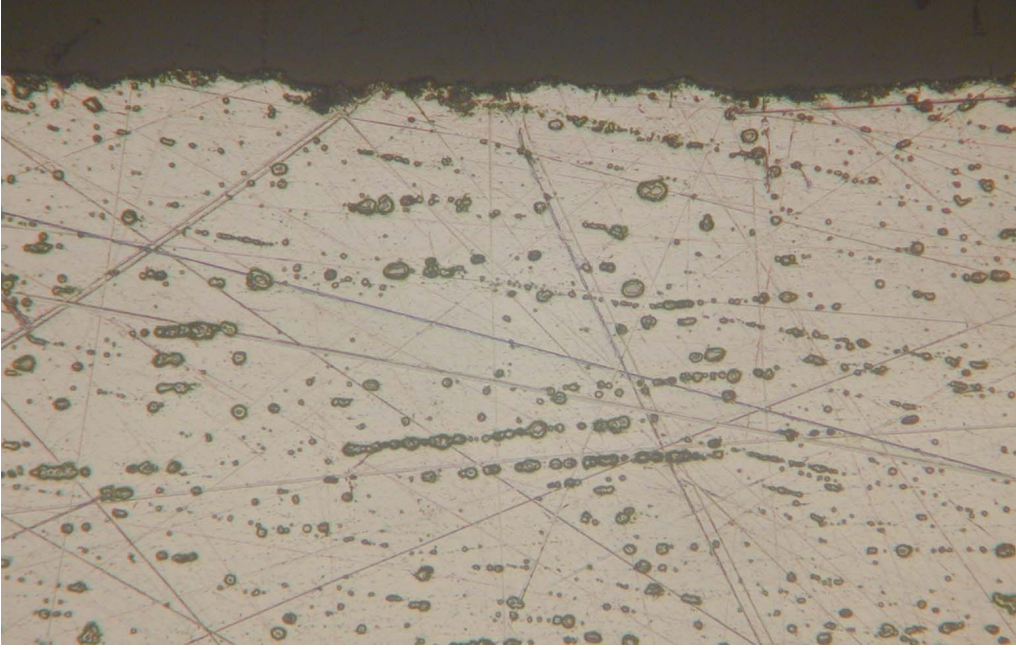
İşlem görmemiş numune ile birlikte termomekanik işlem ve RRA ısı işlemleri gören numunelerin mikroyapılarında meydana gelen değişiklikler, optik mikroskop altında 200 büyütme ile incelenmiştir. İşlem görmemiş numunenin mikroyapı görüntüsü Şekil 4.14'te, termomekanik işlem gören numunenin mikroyapı görüntüsü Şekil 4.15'te ve RRA ısı işlemleri gören numunelerin mikroyapı görüntüsü ise Şekil 4.16'da verilmiştir.



Şekil 4.14. İşlem görmemiş numunenin mikroyapı görüntüsü (200 x)



Şekil 4.15. Termomekanik işlem gören numunenin mikroyapı görüntüsü (200 x)



Şekil 4.16. RRA ısıt işlemleri gören numunelerin mikroyapı görüntüsü (200 x)

Optik mikroskopla yapılan incelemede, gözlemlenen fazların büyüklükleri açısından en iri fazların işlem yapılmamış numune ve RRA işlemleri numunede olduğu görülmüştür.

Termomekanik işlemleri numunede ise faz boyut dağılımı homojen olmayıp, yüzeye yakın yaklaşık 50-100  $\mu\text{m}$  kalınlığında bir tabakanın daha iri, iç kısımların ise daha ince fazlardan oluştuğu belirlenmiştir. Termomekanik işlemleri numune istenilen amaca uygun bir mikroyapı görüntüsü vermekle birlikte, yüzeye yakın iri fazların diğer numunelere oranla boyut olarak daha küçük ve yoğunluğunun daha az olduğu görülmüştür.

#### 4.4. Yorulma ve Korozyon Etkisinin Bulunması

Yapılan çalışmanın bu aşamasında, numunelerde arzu edilen iyi yorulma ve korozyon özelliklerine ne kadar ulaşılabildiği ölçümlendirilmiştir. Numunelerin bu özelliklerini karakterize edebilmek için ASTM (American Society for Testing and Materials) normları baz alınarak sabit genlikli yorulma testi, daldırma usulü korozyon testi ve çekme testi uygulanmıştır.

##### 4.4.1. Yorulma Testi

Yorulma deneyinde numuneler  $P_{max} = 9$  kN ile  $P_{min} = 0$  kN arasında ( $R=0$ ) değişen sabit genlikli yük altında test edilmiştir. Numuneler cihaz çenelerine hidrolik basınçla sıkıştırılan tutucu çeneler ile yük dağılımı uniform olacak şekilde bağlanmıştır (fixed grip condition). Bu bağlanma konfigürasyonu sayesinde, yapısal bir parçadan kesilerek alındığından, boyutları sınırlı numunenin içinde gerilim dağılımı, yükün aktarıldığı tutucu çenelerden numune içlerine doğru çok kısa mesafede homojenleşmektedir. Test frekansı 5-20 Hz arasında tutulmuştur. Çok düşük ve yüksek frekansların kullanılmaması ile sırasıyla çevre ve yüklenme hızı etkileri önlenmeye çalışılmıştır.

Yorulma deneyi, bilgisayar kontrollü Instron (8500 model) test cihazında yapılmıştır. Deneylerin bilgisayar kontrolünde MAX paket programı kullanılmıştır. Bu programda deneyler, ortalama yük değeri, genlik, frekans ve çevrim sayısı bilgileri girilerek yapılmaktadır. Değişken genlikli yükleme için deney verileri her farklı seviye için ayrı ayrı oluşturularak daha sonra istenilen sıraya göre sıralanıp deney durdurulmadan uygulanabilmektedir.

Deney sırasında çatlak ilerlemesinin ölçülmesinde gezici optik mikroskoba (10X) monte edilmiş,  $\pm 0,003$  mm hassasiyete sahip uzunluk ölçer kullanılmıştır. Şekil 4.17'de üzerine monte edilmiş gezici mikroskobu ile birlikte test cihazı görülmektedir.



Şekil 4.17. Yorulma deneyinde kullanılan Instron 8500 cihazı

Yorulma ön çatlaklarının oluşturulması da yine bu cihazla aynı yük aralığı altında yapılmıştır. Daha önce EDM tezgahında açılmış 5 mm uzunluğundaki çentiklerin etkisinden kurtulmak için ASTM E-647 standardına uygun şekilde her numune için ilk 1 mm yorulma ön çatlağı kabul edilmiş ve bu alandaki çatlak ilerleme hızları ve çevrim sayıları hesaplamalara dahil edilmemiştir.



Çatlak ilerleme hızı ASTM E-647’de önerilen sekant metodu kullanılarak hesaplanmıştır. Bu metotla çatlak ilerleme hızı aşağıdaki eşitlikteki gibi hesaplanmaktadır.

$$\frac{da}{dN} = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} \quad (4.1)$$

Burada  $da / dN$  : bir çevrim için çatlak ilerleme miktarını ifade etmektedir. Deney esnasında çatlak boyu ile o anki çevrim sayısı ölçülerek kaydedilmiş daha sonra son ve ilk çatlak boyları ile çevrim sayılarının farkları birbirlerine oranlanarak ortalama  $da / dN$  değerleri elde edilmiştir.

Çatlak ucundaki gerilim şiddet faktörü aralığı  $\Delta K$ ,

$$\Delta K = Y \Delta \sigma (\pi a)^{1/2} \quad (4.2)$$

eşitliğinden hesaplanmıştır. Burada;

Y : numune geometrisine bağlı geometrik düzeltme faktörü,

$\Delta \sigma$  : maksimum gerilim ile minimum gerilim farkı,

a: çatlak boyudur.

Y değeri için levha eni ve çatlak boyuna bağlı bir fonksiyon kullanılmış ve  $\Delta K$  değeri hesaplanan her bir çatlak boyu için Y değeri bu fonksiyondan bulunmuştur. Numune kenarlarından tutucu çeneye sabitlendiği için düzlem içi eğilmeler sınırlandırılmıştır (fixed grip condition). Böyle bir yükleme durumunda çatlak ucundaki geometrik düzeltme faktörü Y’nin alacağı değer, pin ile yüklenen düzlem içi eğilmenin serbest olduğu durumdan daha düşük olacaktır. Sonsuz levha kenar çatlağı konfigürasyonu için  $Y = 1,122$ ’dir. Sonlu levhalarda bu değer;

$$Y = 1,122 \times F_w \quad (4.3)$$

olur. Burada  $F_w$  (Finite width correction) sonlu levha boyutundan gelen bir düzeltme çarpanıdır. Sonlu elemanlar metodu ve deneysel çalışmaların da yardımıyla, düzlem içi eğilmelerin sınırlandırıldığı durumlar için çatlak boyuna levha eninin oranına göre ( $a/W$ ) değerleri elde edilmiştir. Çizelge 4.3'te  $a/W$  oranına bağlı olarak verilen  $Y$  değerleri görülmektedir. Deney sonrası hesaplamalarda bu çizelgede görülen  $Y$  değerleri kullanılmıştır [AFGROW ver.4].

Çizelge 4.3.  $a/W$  oranına bağlı  $Y$  değerleri

| $a / W$ | $Y$   |
|---------|-------|
| 0       | 1,122 |
| 0,01    | 1,124 |
| 0,025   | 1,127 |
| 0,05    | 1,132 |
| 0,1     | 1,165 |
| 0,15    | 1,185 |
| 0,2     | 1,23  |
| 0,3     | 1,32  |
| 0,4     | 1,46  |
| 0,5     | 1,606 |
| 0,62    | 1,835 |
| 0,75    | 2,156 |
| 0,8     | 2,327 |
| 0,83    | 2,499 |
| 0,87    | 2,789 |
| 0,9     | 3,005 |
| 0,92    | 3,244 |
| 0,95    | 3,933 |

7075 alüminyum alaşımı için eşik gerilme şiddet faktörü ( $K_{th}$ ) değeri yaklaşık olarak  $3,3 \text{ MPa}\sqrt{m}$  ve kırılma tokluğu ( $K_{IC}$ ) değeri ise yaklaşık olarak  $45 \text{ MPa}\sqrt{m}$  civarındadır. Yorulma deneyinde numunelere uygulanan  $P_{max} = 9 \text{ kN}$  yük ile gerilme şiddet faktörü ( $K$ ) değeri  $11,74 \text{ MPa}\sqrt{m}$  olarak hesaplanmıştır. Test esnasında çatlak ilerleme hızının kararlı II. bölge içinde kalması amaçlanmıştır. Seçilen yük genliğinde bu mümkün olmaktadır.



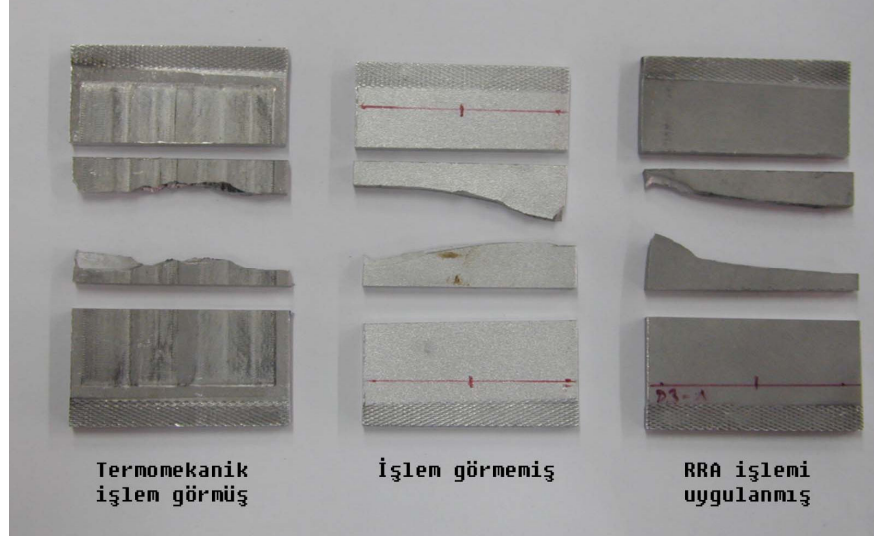
$\sigma_{\max}$  değerinin elde edilmesi için numuneye uygulanan maksimum yük  $P_{\max}$ , numunenin yük uygulanan kesit alanına bölünmüştür.  $\sigma_{\min}$  değeri ise  $P_{\min} = 0$  olduğundan 0 değerini almıştır.

#### 4.4.2. Korozyon Testi

Korozyon testi ASTM G 34-01 standardı baz alınarak gerçekleştirilmiştir. 2xxx ve 7xxx serisi alüminyum alaşımlarında yaygın olarak kullanılan bu testte numuneler direk olarak hazırlanan sulu çözeltiye daldırılarak 48 saat boyunca bekletilmektedir. Test sonunda numunelerde tabakalaşma (exfoliation) ve çukurcuk (pitting) korozyonu oluşup oluşmadığı şiddetiyle beraber değerlendirilmektedir.

Aralarında fark olmaması için sulu çözelti bir kerede hazırlanmış ve her bir numune ayrı cam beherler içerisine konularak eşit miktarda çözelti içine daldırılmıştır. Çözelti, 4 M NaCl, 0,5 M KNO<sub>3</sub>, 0,1 M HNO<sub>3</sub> bileşiminden oluşmaktadır. Seyreltme için saf su kullanılmış, deney süresince çözeltinin sıcaklığı 25 +/- 3 derece aralığında tutulmuştur. 234 gram NaCl ve 50 gram KNO<sub>3</sub> suda çözündürülmüş, içine 6,3 ml HNO<sub>3</sub> ilave edilmiştir. Daha sonra bu karışım 1 litre hacme suyla seyreltilmiştir.

İşlemin başında çözeltinin pH değeri yaklaşık 0,3 olarak ölçülmüştür. Yorulma testi uygulanan numunelerin kırık kesit bölgeleri kesilerek alınmış, geriye kalan kısım bu teste tabi tutulmuştur. Şekil 4.18'de korozyon testi öncesi numunelerin son hali görülmektedir.



Şekil 4.18. Korozyon testi öncesi numuneler

48 saat süren test boyunca numuneler periyodik olarak gözlenmiş, standartta verilen, testin durmasına neden olacak koşulların oluşup oluşmadığı izlenmiştir. Deney sonuçlarının doğruluğu ve tekrarlanabilirliğinin gözlemlenebilmesi için, numunelerin her iki yarısı da ayrı beherlerde teste girmiştir. Ayrıca korozyonun miktarı konusunda bilgiler içereceğinden, test öncesi ve sonrası numuneler analitik terazi ile tartılmış ve % ağırlık kaybı şeklinde sonuçlar normalize edilmiştir. Numunelerdeki korozyon şiddeti sulu çözülden çıkarır çıkarmaz kurutma veya temizleme işlemi yapılmadan direk olarak değerlendirilmiştir. Ağırlık kaybı için numunelerin yüzeylerinden, son tartım öncesi kısa tüylü sert plastik bir fırça yardımı ile yapışık korozyon ürünleri uzaklaştırılmıştır. Daha sonra numune yıkanıp havayla kurutulularak tartılmıştır.

#### 4.4.3. Çekme Testi

Çekme deneyi de, yorulma deneyinde olduğu gibi bilgisayar kontrollü Instron (8500 model) test cihazında yapılmıştır. Deneyde numuneler 2 mm/dakika hız değerinde çekilmiştir.

Daha önce yorulma deneyi için hazırlanmış olan 53 x 38 mm boyutundaki numuneler, çekme deneyi için tekrar şekillendirilmiştir. Numune boyutları belirlenirken

ASTM B-557 standardında verilen dikdörtgen çekme test numunesi boyutları esas alınmaya çalışılmış, ancak mevcut numunenin geometrik kısıtları nedeniyle parça uzunluğu daha kısa olmuştur.

Bununla birlikte, standartta verilen pin yükleme yerine grip yükleme test cihazında uygulandığından, gerilmenin çenelerden numune ortasına doğru kenar etkisinden kurtularak homojen dağılımı daha kısa mesafede gerçekleşmektedir. Toplam numune boyunun, standartta verilenden daha kısa olmasının olumsuz etkileri bu yolla minimize edilmeye çalışılmıştır. Test sonucunda numunelerin kırılma hattının, beklenen orta kısımlarda olması da bu durumu desteklemektedir. Şekil 4.19'da çekme deneyi sonrası numuneler görülmektedir.



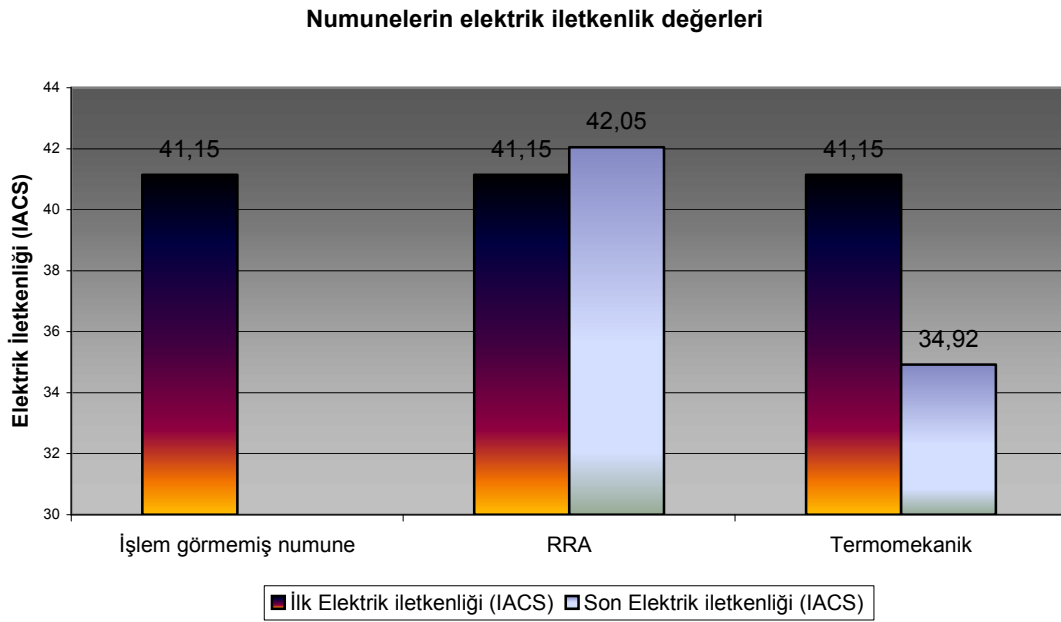
Şekil 4.19. Çekme deneyi sonrası numuneler

## 5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu bölümde alüminyum malzememizin, yorulma ve korozyon özellikleri yanında, numuneye uygulanan modifikasyon işlemleri sonrasında ölçülen sertlik, elektrik iletkenliği ve çekme mukavemeti değerleri de sunulmuştur. Ölçümler için kullanılan metot ve cihazlar önceki bölümde verilmiştir.

### 5.1. Elektrik İletkenliği

Malzemenin elektrik iletkenliği her üç numune için de ölçülmüştür. İşlem görmemiş malzeme için hemen, RRA ve termomekanik işlem görmüş numuneler için de hem işlemin başında hem de sonunda ölçülmüştür. Şekil 5.1'de tüm numunelerin ölçüm sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.1. Numunelerin elektrik iletkenlik değerleri

Grafikten de görüldüğü gibi, RRA işleminin sonunda numunenin elektrik iletkenliğinde hafif bir artış, termomekanik işlem sonunda ise önemli bir azalma görülmektedir.

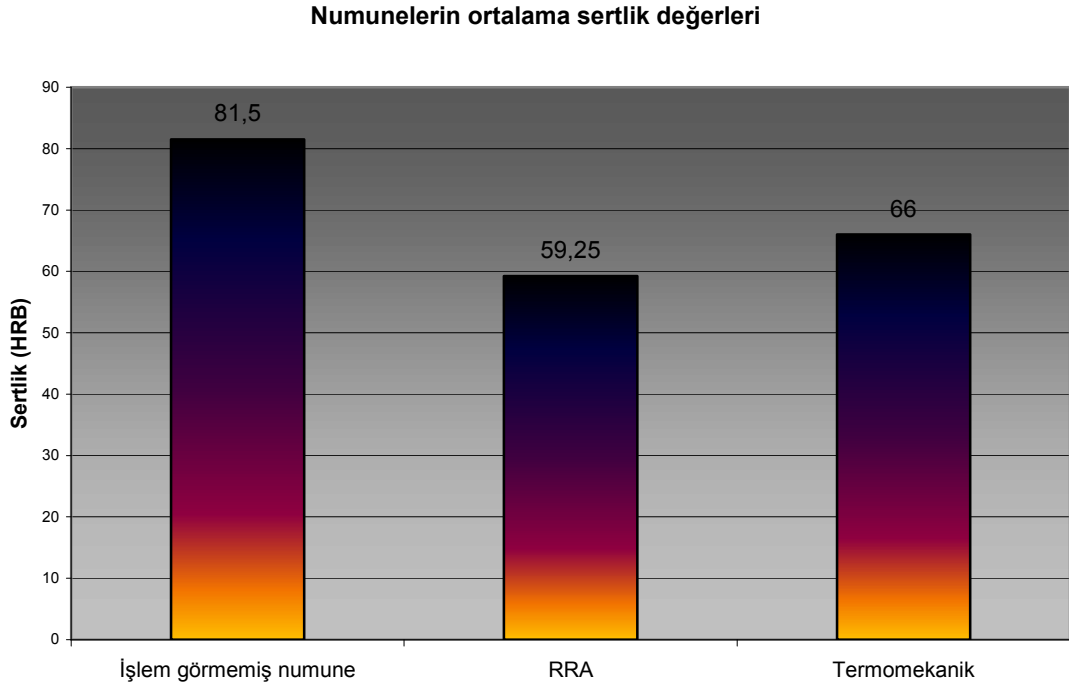
Alüminyum malzemelere uygulanan ısı işlemler ile mikroyapıda faz dağılımı, tane boyutu gibi parametreler değiştirilmektedir. Bu da paralel olarak, yorulma ve çekme mukavemeti, akma sınırı, sertlik gibi özelliklerin değişmesine olanak sağlamaktadır. Yapılan ısı işlemin sonucunda yukarıdakilere benzer şekilde elektrik iletkenliği de değişmektedir. Alüminyum alaşımlarına uygulanan ısı işlemlerin başarısını ölçmekte en sık kullanılan kontrol metotları, sertlik ve elektrik iletkenliği olmaktadır.

Yaşlanma ve yorulma ile birlikte değişen elektrik iletkenliği, tahribatsız bir kontrol metodu olarak alüminyum alaşımı uçak parçalarında uygulanmaktadır. 7075 alüminyum alaşımında genel olarak T7 aşırı yaşlanmış temper kondüsyonunda iletkenlik 38-42 IACS değerleri aralığında olmaktadır. Daha yüksek mukavemet ancak düşük korozyon özellikleri gösteren T6 temper kondüsyonunda bu değer 30,5 – 36 IACS değerini almaktadır.

Numunelere uygulanan RRA ve termomekanik işlemlerinde elde edilen elektrik iletkenlik değerleri RRA işlemi sonunda T7 temperine yakın, termomekanik işlem sonunda T6 temperine yakın özelliklerin elde edildiğini göstermektedir.

## 5.2. Sertlik

Malzemenin sertliği, işlem görmemiş malzeme için hemen, RRA ve termomekanik işlem görmüş numuneler için de yorulma testinin sonunda ölçülmüştür. Şekil 5.2’de ölçüm sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.2. Numunelerin ortalama sertlik değerleri

Numunelere uygulanan RRA işleminin sertliği önemli ölçüde düşürmüştür, termomekanik işleminde ise sertlik kaybı daha az yaşanmıştır.

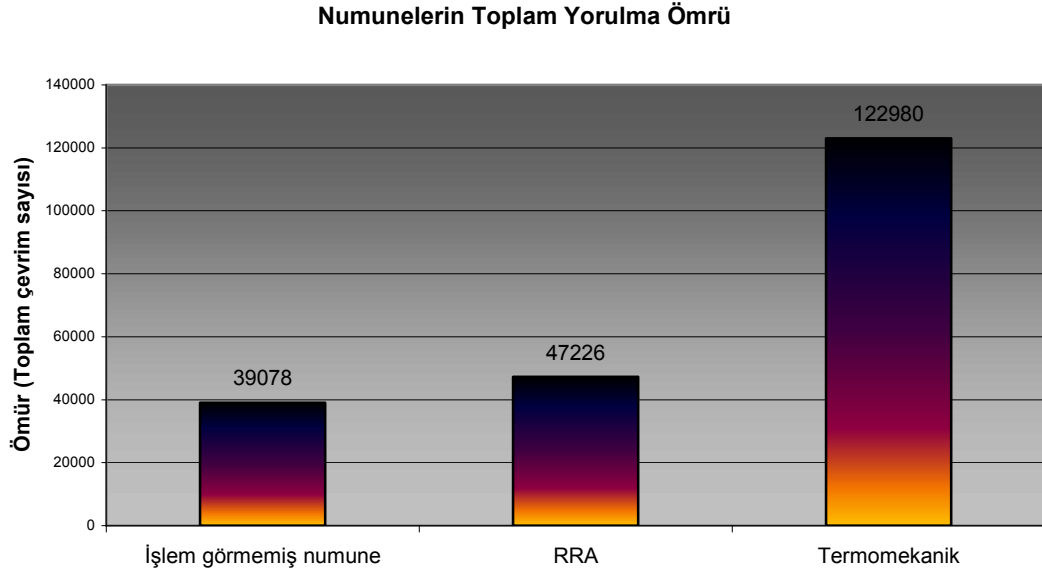
Malzeme sertliği, kullanım koşullarında önemli bir parametre olarak karşımıza çıkmaktadır. Aşınma ve erozyon direnci, süneklik, işlenebilirlik gibi özelliklere bağlı olarak sertlik, malzeme seçiminde belirleyici rol oynamaktadır.

Elektrik iletkenliğine benzer şekilde sertlik de alüminyum alaşımlarında ısıtma işlemi sonunda bir kontrol ölçütü olarak karşımıza çıkmaktadır. 7075 alüminyum alaşımı T7 temperinde sertlik 76-88 HRB aralığında olmalıdır. Aynı değer T6 temperi için minimum 78 HRB'dir. Termomekanik işlem sonunda numunenin sertliği 66 HRB olarak ölçülmüştür. Bu da arzu edilen T6 temperindeki mukavemet değerlerinin tam olarak sağlanamadığını göstermektedir.

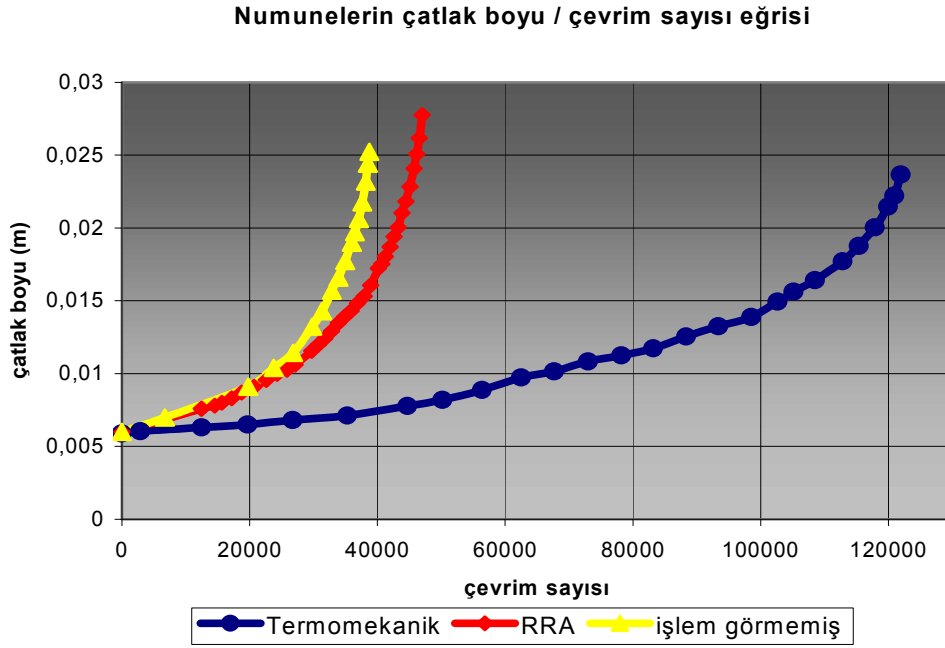
Çekme testi sonuçları da sertlik testinden elde edilen sonuçları doğrulamaktadır. Sertlik ile çekme mukavemeti değerlerindeki paralellik görülebilir.

### 5.3. Yorulma Mukavemeti

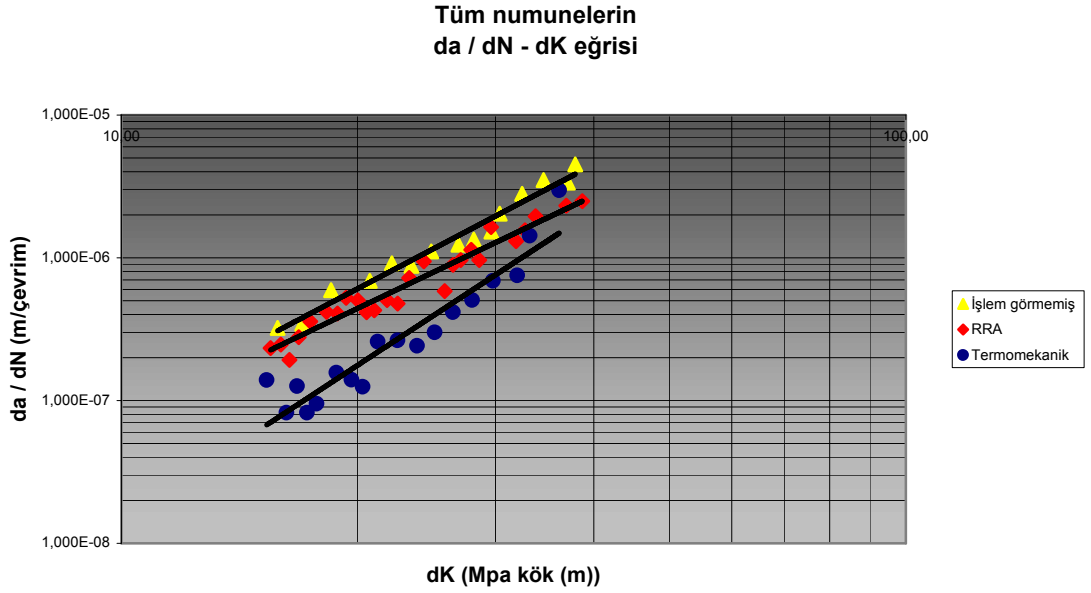
Yorulma testleri yardımıyla toplam ömür, çatlak ilerlemesinin çevrim sayısı ile ilişkisi ve gerilim şiddet faktörüne bağlı olarak çatlak ilerleme hızları her üç numune için de elde edilmiştir. Şekil 5.3, 5.4 ve 5.5'te sırasıyla toplam ömür, çatlak ilerleme ömrü ve gerilim şiddet faktörüne bağlı çatlak ilerleme hızları her üç numune için de verilmiştir. Numunelerin yorulma testlerinden elde edilen çevrim sayısı ve çatlak boyu verileri Ekler bölümündedir.



Şekil 5.3. Numunelerin toplam yorulma ömürleri



Şekil 5.4. Numunelerin çatlak ilerleme ömürleri



Şekil 5.5. Numunelerin çatlak ilerleme hızları



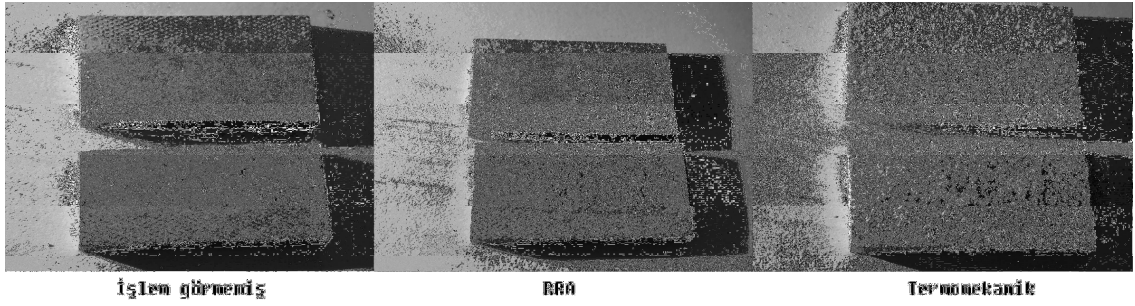
Numune boyutları sınırlı olduğundan, şekil 5.5'teki grafik sadece ikinci bölgenin bir kısmını kapsamaktadır.  $\Delta K_{th}$  ve  $\Delta K_{IC}$  değerlerini içeren I. ve III. bölgeler eğride bulunmamaktadır. Ancak ikinci bölge, kararlı çatlak ilerlemesinin bulunduğu kısım olduğundan teknik ve pratik uygulamalar açısından faydalı bilgiler içermektedir.

Grafiklerden de görüldüğü gibi, RRA işlemi yorulma ömründe ~1,2 kat iyileşme sağlamış, termomekanik işlem ise yorulma ömrünü ~3,1 kat arttırmıştır. Bu sonuçlardan, test yapılan  $\Delta K$  değerleri aralığında (~11-35 MPa $\sqrt{m}$ ) yapılan ısıl işlemlerden termomekanik için uygulanan yaşlandırma işleminin yorulma ömrü üzerinde daha etkili olduğu görülmektedir.

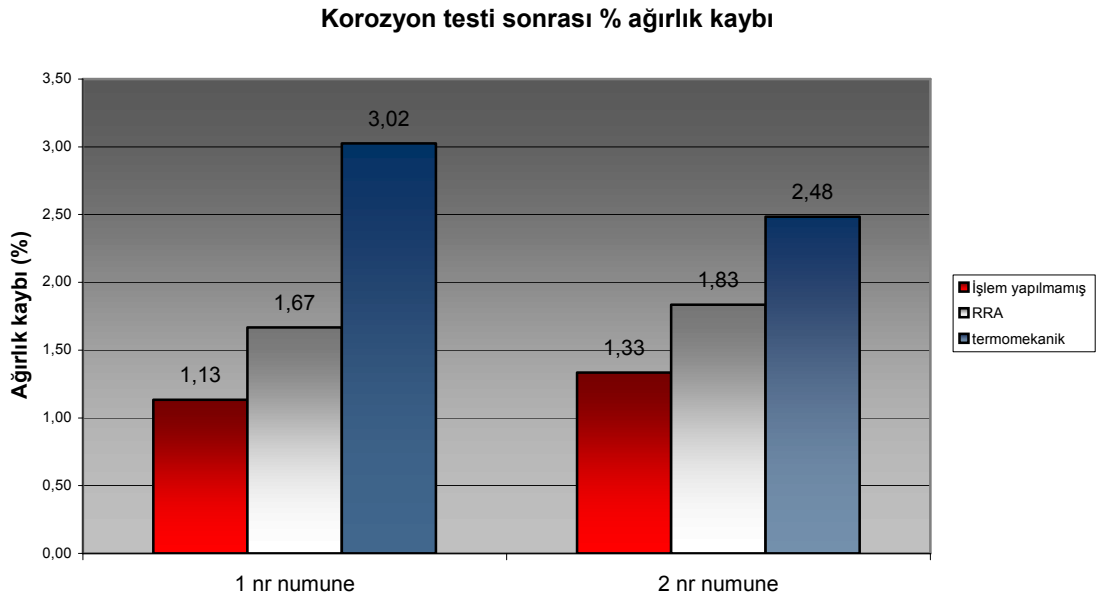
Termomekanik işlemlerle numunenin mikroyapısındaki faz dağılımı da, malzemenin iç kısımlarında bulunan aşırı yaşlanmamış ince fazların yorulma ömrü üzerinde olumlu etkisi olduğunu doğrulamaktadır.

#### 5.4. Korozyon Mukavemeti

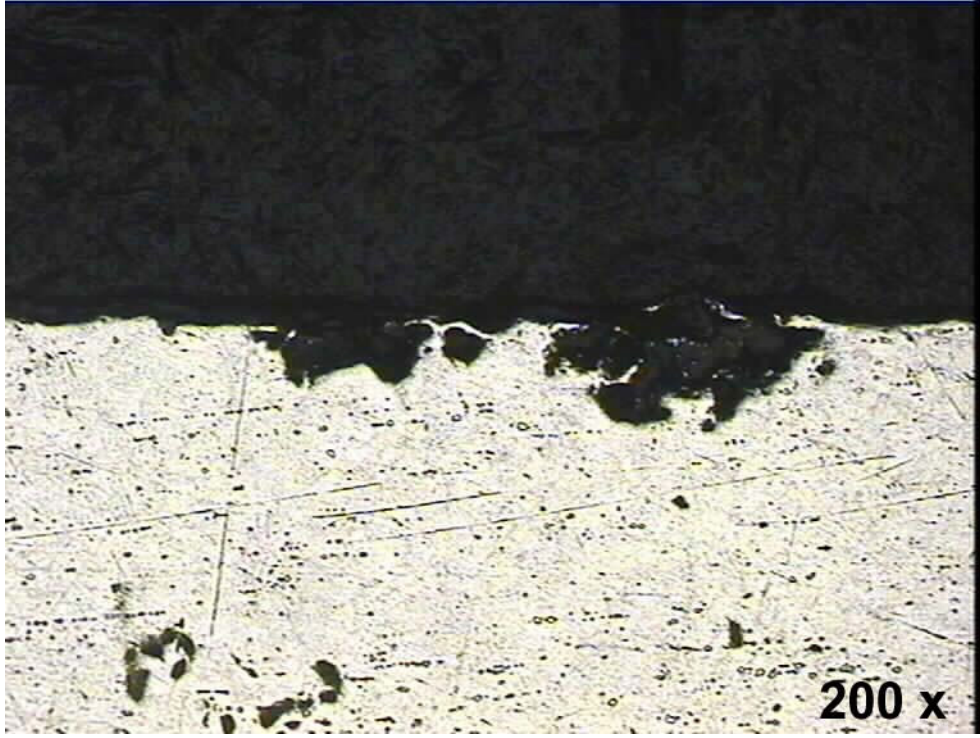
Korozyon direncinin ölçülmesinde ASTM G 34-01 daldırma metodunun yanında ağırlık kaybı da ölçülmüştür. Yorulma testinden çıkan numuneler iki parçaya ayrıldığından toplam 6 adet numune ayrı ayrı ölçülmüştür. Elde edilen sonuçlardan testin tekrarlanabilirliği ve güvenilirliğinin oldukça iyi olduğu görülmüştür. Ayrıca ağırlık kaybı ve görsel değerlendirme sonuçları birbirleri ile uyumlu sonuçlar vermiştir. Son olarak numunelerden enine ve boyuna kesit alınarak metalografik yöntemlerle hazırlanmış ve bu kesitler de korozyon yönüyle değerlendirilmiştir. Korozyona uğrayan numunelerin test sonrası görüntüleri, % ağırlık kayıpları ve mikroyapı görüntüleri sırasıyla şekil 5.6 – 5.10'da verilmiştir.



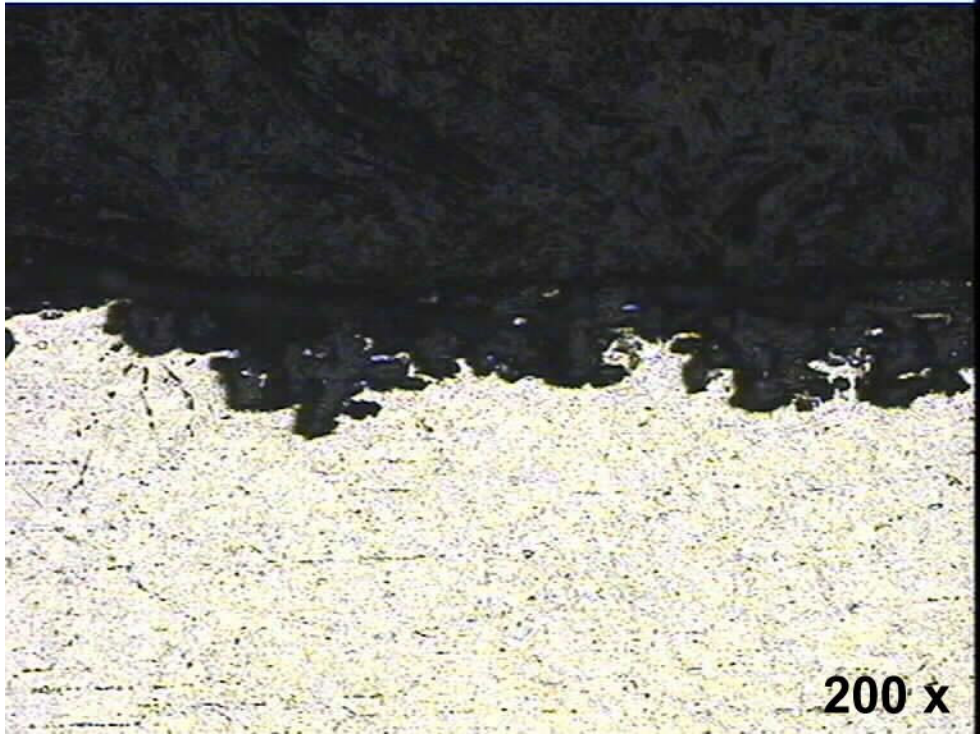
Şekil 5.6. Numunelerin korozyon testi sonrası görüntüleri



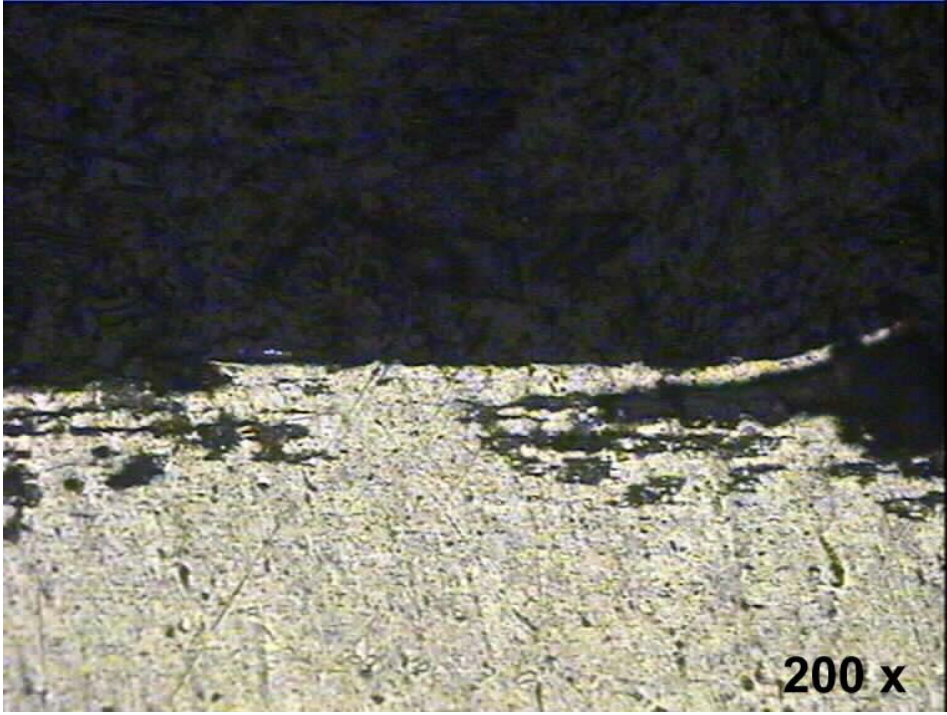
Şekil 5.7. Korozyon testi sonrası numunelerin % ağırlık kayıpları



Şekil 5.8. İşlem görmemiş numunenin mikroyapı görüntüsü



Şekil 5.9. RRA işlemi uygulanan numunenin mikroyapı görüntüsü



Şekil 5.10. Termomekanik işlem görmüş numunenin mikroyapı görüntüsü

Yukarıda verilen tüm şekiller ve grafiklerden de görülebileceği gibi, korozyon dayanımı en düşük numune, termomekanik işlem yapılmış numunedir. RRA işlemi yapılan numunenin korozyon dayanımı, işlem yapılmamış numuneden bir miktar düşük bulunmuştur.

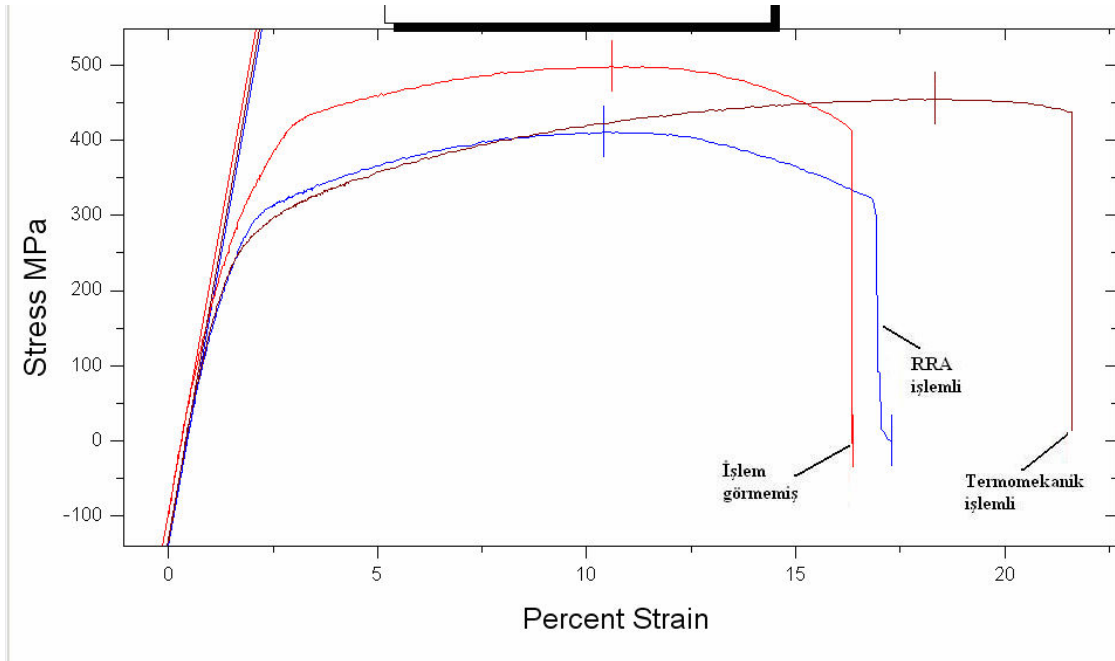
Daldırma testi sonrası numunelerin yüzeyleri incelendiğinde, işlem yapılmamış numunede orta şiddette çukurcuk oluşumu (pitting), RRA numunesinde şiddetli çukurcuk oluşumu ve termomekanik işlem yapılmış numunede son olarak en şiddetli çukurcuk oluşumu yanında EA ölçeğinde hafif şiddetli tabakalaşma (exfoliation) belirlenmiştir. Mikroyapı incelemeleri de bu verileri doğrular niteliktedir. Şekil 5.10'da çukurcuk korozyonu yanında tane sınırlarında korozyon ürünlerinin bulunduğu tabakalaşma (exfoliation) korozyonunun da var olduğu görülmektedir [FAA/NASA (2), 1994] .

Çukurcuk korozyonu, uçak yapılarında kritik bir hasar türünü oluşturmaktadır, belirgin olarak yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları, kullanım esnasında saldırgan ortamlara maruz kaldıklarında bu korozyon türüne hassaslaşmaktadırlar [FAA/NASA (1), 1994].

Yapılan deneysel çalışmalar, çukurcuk korozyonunun korozyonlu yorulma ömrü üzerinde önemli etkileri olduğunu göstermiştir. Bu çalışmalarda, çukurcuk korozyonunun bölgesel olarak gerilim yığılma sahaları oluşturarak, özellikle yorulma çatlak oluşumunu hızlandırıcı etkisi olduğunu düşündürmektedir [FAA/NASA (1), 1994].

### 5.5. Çekme Mukavemeti

Çekme testi sonucunda elde edilen her üç numuneye ait gerilim - % uzama grafikleri Şekil 5.11'de verilmiştir. Numunelerin üçünün de boyun vererek sünek kırıldıkları hem grafiklerden hem de numunelerin kırılma sonrası makroskopik incelemelerinden görülmektedir.



Şekil 5.11. Numunelere ait gerilim - % uzama grafikleri



Numunelerin çekme mukavemeti ve % uzama değerleri Çizelge 5.1'de verilmiştir. Değerler incelendiğinde işlem yapılmamış numunenin çekme mukavemetinin yaklaşık 498 MPa olduğu, termomekanik işlem sonrasında çekme mukavemetinin % 9, RRA işlemi sonrasında ise % 17 civarında azaldığı gözlenmiştir.

Çizelge 5.1. Numunelerin çekme mukavemeti ve % uzama değerleri

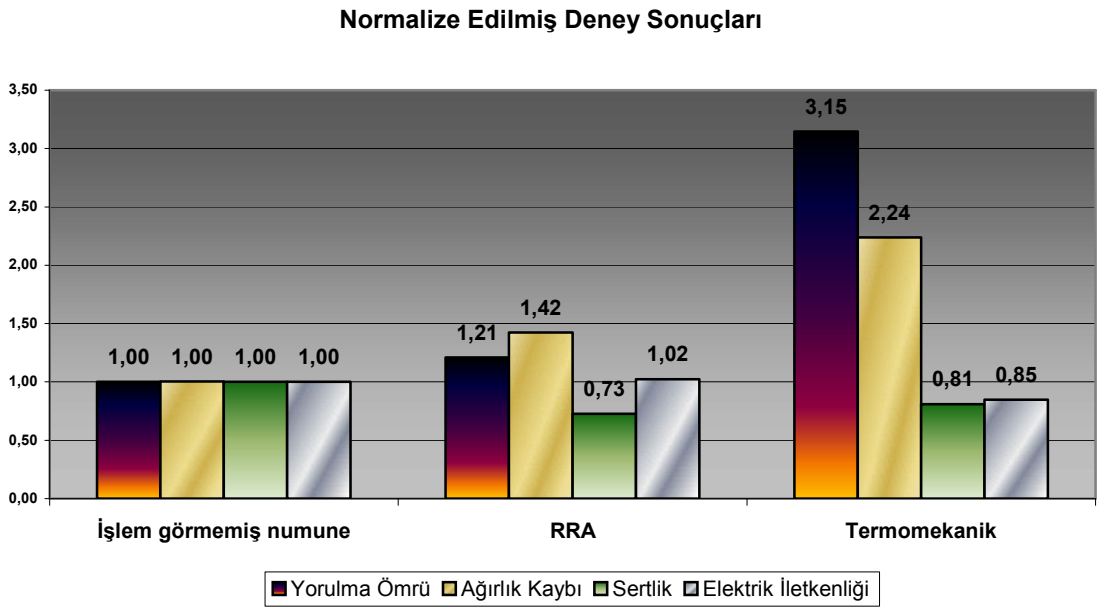
|                               | $\sigma_c$ (MPa) | % uzama |
|-------------------------------|------------------|---------|
| İşlem görmemiş numune         | 498              | % 16,4  |
| RRA ısıtılmalı işlemli numune | 411              | % 17,3  |
| Termomekanik işlemli numune   | 455              | % 21,6  |

Mukavemetteki azalmaya karşılık, sünekliğin bir ölçüsü olan % uzama değerleri incelendiğinde; termomekanik işlemli numunenin % 32, RRA işlemi yapılanın ise % 6 civarında daha yüksek uzamaya sahip olduğu görülmektedir. Süneklik arttıkça malzemelerin kırılma tokluğu ve yorulma ömrü artmakta, yapılar daha uzun çatlaklara dayanabilmektedir. Bu da uçak parçalarında arzu edilen bir özellik olarak öne çıkmaktadır. Çatlak ilerleme hızının yavaş olması veya yapının daha uzun çatlaklara tahammül edebilmesi, periyodik kontroller esnasında çatlakların tespit edilmesi ve düzeltici işlemlerin yapılabilmesine olanak sağlamaktadır. Uçakların bakım maliyetleri yüksek olduğundan, bakım periyotlarının uzatılabilmesi de önem taşımaktadır.

Tokluğun bir diğer ölçüsü de tüm çekme eğrisinin altında kalan alanla ifade edilmektedir. Bu yönle değerlendirildiğinde, termomekanik işlemli numune diğer ikisinden belirgin şekilde ayrılmaktadır.

### 5.6. Normalize Edilmiş Deney Sonuçları ve Öneriler

Yapılan çalışmada elde edilen deneysel sonuçların, işlem yapılmamış malzeme ile normalize edilmiş karşılaştırmasını ve genel bir özetini veren grafik Şekil 5.12’de görülmektedir.



Şekil 5.12. Normalize edilmiş deney sonuçları

7075 alüminyum alaşımının T6 ve T7 temper kondisyonları karşılaştırıldığında, T6 kondisyonunun yorulma mukavemeti yönüyle, T7 kondisyonunun ise korozyon dayanımı yönüyle daha iyi oldukları bilinmektedir. Uzun süre uçmuş olan 7075-T7352 kondisyonunda alüminyum alaşımı yapısal parçadan elde edilen numunelere RRA işlemi ve termomekanik işlem uygulanarak, malzemenin yorulma ve korozyon özelliklerinin iyileştirilmesine çalışılmıştır.

Özellikle termomekanik işlemin yorulma ömrü üzerinde önemli olumlu etkileri olmuştur. Ancak bu olumlu yorulma özellikleri elde edilirken korozyon dayanımı büyük ölçüde yitirilmiştir. RRA işleminin etkileri ise her iki arzu edilen özellik açısından da benzer doğrultuda ancak daha sınırlı bir aralıkta gerçekleşmiştir.

Termomekanik işlemlili numunenin mikroyapı incelemesinde, yüzeye yakın iri fazların diğer numunelere oranla boyut olarak daha küçük ve yoğunluğunun daha az olduğu görülmüş, bu durumun korozyon dayanımındaki düşüşte etkin rol oynadığı değerlendirilmiştir. Ancak malzemenin iç kısımlarında bulunan aşırı yaşlanmamış ince fazlar ise yorulma ömrü üzerinde olumlu etki yaratmıştır.

Çekme testi sonucunda, termomekanik işlemlili numunenin RRA işlemlili numuneye göre daha sünek olduğu görülmüştür. Bu sonuç, yorulma ömrü verilerinin doğrulamaktadır. Süneklik arttıkça malzemelerin kırılma tokluğu ve yorulma ömrü artmakta, yapılar daha uzun çatlaklara dayanabilmektedir.

Termomekanik ve RRA işlemlili sonucunda sertlik ve çekme mukavemeti değerlerinde düşüş yaşanmasına rağmen, sünekliğin artmış olması uygulanan yük değerinde yorulma mukavemetini olumlu yönde etkilemiştir.

Elektrik iletkenlik değerleri incelendiğinde, RRA işlemlili ile T7 temperine yakın, termomekanik işlemlili ile T6 temperine yakın özelliklerin elde edildiği görülmektedir.

Tüm sonuçlar genel olarak değerlendirildiğinde; RRA işlemlili sonucunda yorulma mukavemetinde sınırlı bir iyileşme ve korozyon dayanımından daha az kayıp ile T7 temper kondisyonuna yakın, termomekanik işlemlili sonucunda ise yüksek yorulma mukavemeti ve düşük korozyon dayanımı ile T6 temper kondisyonuna yakın özelliklerin elde edildiği görülmektedir.

Gelecekte, termomekanik işleme ait proses parametrelerinin optimizasyonu ile daha iyi korozyon ömrünün elde edilmesi için çalışmalar yapılması, yaşanan uçak parçalarına yeni bir alternatif oluşturabilecektir.



## 6. KAYNAKLAR DİZİNİ

AFGROW computer code, Version 4, 2002, AFRL/VASM

Altun, C., 2002, Uçakların iniş takımları ve iniş takımı tasarımında dikkat edilecek hususlar, Yüksek Lisans Tezi, Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Antolovich, S. D. and Saxena, A., 1986, Fatigue failures, Metals Handbook Volume 11, 9th ed., Failure Analysis and Prevention (Ed: ASM Handbook Committee), American Society for Metals, Ohio, USA 102-135

Askeland, D.R., 1994, The science and engineering of materials

Banantine, J. A. and Comer, J. J., 1990, Fundamentals of metal fatigue analysis, Prentice-Hall Inc., USA

Baydoğan, M., 2003, T6 ve RRA ısıtılma işlemi uygulanan 2014 ve 7075 kalite alüminyum alaşımlarının mekanik ve korozyon özelliklerinin incelenmesi, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Kimya Metalurji Fakültesi

Broek, D., 1984, Elementary engineering fracture mechanics, Martinus Nijhoff Publishers, Netherlands

Cubberly, W.H., 1979, Properties and selection: nonferrous alloys and pure metals, Metals Handbook Volume 2, 9th ed. (Ed: ASM Handbook Committee), American Society for Metals, Ohio, USA, 129-130

Czyryca, J.E., 1978, Fatigue crack initiation, Metals Handbook Volume 8, 9th ed., Mechanical Testing (Ed: ASM Handbook Committee), American Society for Metals, Ohio, USA, 363-376

FAA/NASA (1) international symposium on advanced structural integrity methods for airframe durability and damage tolerance, May 4-6 1994, G.S. Chen, M. Gao, D. G. Harlow and R. P. Wei, Mechanical Engineering and Mechanics, Lehigh University Betlehem, USA, Corrosion and Corrosion Fatigue of Airframe Aluminum Alloys, p. 157-173

FAA/NASA (2) international symposium on advanced structural integrity methods for airframe durability and damage tolerance, May 4-6 1994, Li Ma and David W. Hoepfner, The Effects of Pitting on Fatigue Crack Nucleation in 7075-T6 Aluminum Alloys, p. 425-440

Gövcü, M.S., 2005, Uçak bakımında korozyon analizi, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Gözütok, T., 2006, Havacılıkta önemli bir konu: kırılma mekaniği ve malzemelerde ortaya çıkan yorulma, Temmuz, Vizyon Dergisi

Hansen, A.G., 1989, Damage tolerance analysis and structural integrity in air force aircraft, Air Force Journal of Logistics (USAF)

Karcı, A., 2002, 2024-T3 Al alaşımının tek aşırı yük altında yorulma davranışı, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Kuşhan, M.C., 2003, Havacılık malzemeleri I, Ders Notu, Osmangazi Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü

Lincoln, J.W., 1993, Overview of the structural integrity process, AGARD 797, 1-11

NATO research & technology organization meeting proceedings-79(II), Ageing Mechanisms and Control, 8-11 October 2001, Manchester UK, Keynotes-1, John W. Lincoln , Managing the Aging Aircraft Problem

Schijve, J., 1998, Fatigue crack growth under variable amplitude loading, Metals Handbook Volume 19, Fatigue and Fracture (Ed: ASM Handbook Committee), American Society for Metals, USA, 110-131

Suresh, S., 1991, Fatigue of materials, Cambridge University Press, New York, USA

Şahin, K., 1999, Uçaklar ve helikopterler, İnkılap Kitabevi, İstanbul, Türkiye

Tetik, D., 1999, 2024-T3 alüminyum alaşımının simüle edilmiş uçuş yükleri altında yorulma davranışı, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Turan, D., 2004, Malzemelerin yorulma ve sürünme davranışları, Ders Notu, Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Bölümü

Türkdoğan, A., 1996, Yorulma açısından uçak yapılarının incelenmesi ve manevra kabiliyeti yüksek bir uçakta kanat kökü yüklerinin hesaplanması, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

**EKLER****Ek 1. İşlem Görmemiş Numunenin Çevrim Sayısı ve Çatlak Boyu Verileri**

| <b>Çevrim Sayısı<br/>N</b> | <b>Çatlak Boyu (mm)<br/>a</b> |
|----------------------------|-------------------------------|
| 0                          | 6,000                         |
| 6730                       | 7,000                         |
| 19760                      | 9,091                         |
| 23799                      | 10,392                        |
| 26809                      | 11,432                        |
| 29834                      | 13,228                        |
| 31370                      | 14,287                        |
| 32903                      | 15,690                        |
| 33931                      | 16,592                        |
| 34961                      | 17,732                        |
| 35986                      | 18,996                        |
| 36514                      | 19,705                        |
| 37106                      | 20,609                        |
| 37667                      | 21,752                        |
| 38178                      | 23,185                        |
| 38530                      | 24,419                        |
| 38772                      | 25,233                        |

**Ek 2. RRA İşlemi Gören Numunenin Çevrim Sayısı ve Çatlak Boyu Verileri**

| <b>Çevrim Sayısı</b><br><b>N</b> | <b>Çatlak Boyu (mm)</b><br><b>a</b> |
|----------------------------------|-------------------------------------|
| 0                                | 6,000                               |
| 12414                            | 7,588                               |
| 12484                            | 7,600                               |
| 14551                            | 7,800                               |
| 15698                            | 8,000                               |
| 17202                            | 8,300                               |
| 18733                            | 8,699                               |
| 20717                            | 9,109                               |
| 22654                            | 9,560                               |
| 24315                            | 9,971                               |
| 25867                            | 10,270                              |
| 27112                            | 10,616                              |
| 29725                            | 11,551                              |
| 30789                            | 11,996                              |
| 31814                            | 12,413                              |
| 32809                            | 12,934                              |
| 33856                            | 13,462                              |
| 34877                            | 13,886                              |
| 35878                            | 14,315                              |
| 36894                            | 14,830                              |
| 37921                            | 15,321                              |
| 38954                            | 16,069                              |
| 40188                            | 17,234                              |
| 40727                            | 17,549                              |
| 41284                            | 18,045                              |
| 41963                            | 18,700                              |
| 42581                            | 19,402                              |
| 43244                            | 20,043                              |
| 43848                            | 21,035                              |
| 44452                            | 21,823                              |
| 45104                            | 22,841                              |
| 45742                            | 24,087                              |
| 46163                            | 25,066                              |
| 46603                            | 26,165                              |
| 47011                            | 27,768                              |

**Ek 3. Termomekanik İşlem Gören Numunenin Çevrim Sayısı ve Çatlak Boyu Verileri**

| <b>Çevrim Sayısı<br/>N</b> | <b>Çatlak Boyu (mm)<br/>a</b> |
|----------------------------|-------------------------------|
| 0                          | 5,900                         |
| 2892                       | 6,050                         |
| 12513                      | 6,301                         |
| 19651                      | 6,500                         |
| 26719                      | 6,820                         |
| 35321                      | 7,126                         |
| 44748                      | 7,776                         |
| 50201                      | 8,206                         |
| 56405                      | 8,889                         |
| 62524                      | 9,739                         |
| 67687                      | 10,163                        |
| 72987                      | 10,832                        |
| 78223                      | 11,262                        |
| 83220                      | 11,737                        |
| 88339                      | 12,540                        |
| 93401                      | 13,248                        |
| 98568                      | 13,892                        |
| 102646                     | 14,947                        |
| 105185                     | 15,616                        |
| 108489                     | 16,416                        |
| 112830                     | 17,722                        |
| 115368                     | 18,777                        |
| 117872                     | 20,042                        |
| 119946                     | 21,475                        |
| 120943                     | 22,224                        |
| 121961                     | 23,681                        |