

**HADDE ALÜMİNYUM ALAŞIMLARIN UÇAKLARDA
KULLANILMASI**

127030

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
KUBİLAY COŞKUN
(514001026)**

**T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 09 Mayıs 2002

Tezin Savunulduğu Tarih : 28 Mayıs 2002

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Adnan DİKİCİOĞLU

Diğer Jüri Üyeleri : Prof.Dr. Barlas ERYÜREK

Prof.Dr. Turgut ÖZAKTAŞ

MAYIS 2002

Adnan Dikicioğlu
Barlas Eryürek
Turgut Özaktaş

127030

ÖNSÖZ

Ülkelerin gelişmişlik seviyelerinin, sahip oldukları teknoloji ile ölçüldüğü günümüzde, uzay-uçak endüstrisindeki teknolojik yenilikler, ülkelerin bu gelişmişlik seviyelerinin tespitinde ki en önemli unsurlardır. Risk faktörünün en etkin olduğu endüstri dalı olan uzay-uçak endüstrisinde yapılan teknolojik çalışmaların ana gayesi, minimum maliyetle bu risk faktörünü en aza indirmektir. Malzeme konusu da bu faktörü etkileyen en önemli unsur olduğundan, uzay-uçak endüstrisinde yapılan çalışmaların ağırlıklı bir bölümünü bu endüstride kullanılan malzemelerin geliştirilmesine yönelik çalışmalar oluşturmaktadır. Alüminyum sahip olduğu birçok özelliğinden dolayı uzay-uçak endüstrisinde ağırlıklı olarak kullanılmakta olup, bu çalışmada hadde alüminyum alaşımlarının uçak yapımında kullanılması incelenmiştir. Tez çalışmalarım boyunca bana her türlü desteği verip yardımlarını eksik etmeyen kıymetli bilim adamı, değerli tez hocam Sn. Prof. Dr. Adnan DİKİCİOĞLU bey'e, başta atölye şefi İhsan KARAAĞAÇ olmak üzere Kayseri 2 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı NDI atölyesi çalışanlarına ve tez çalışmam boyunca anlayışıyla bana destek olan sevgili eşime sonsuz teşekkür ederim.

Mayıs 2002

Kubilay COŞKUN

**T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ**

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ	ii
TABLO LİSTESİ	vii
ŞEKİL LİSTESİ	x
ÖZET	xiii
SUMMARY	xiv
1. GİRİŞ	1
2. UÇAK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN MALZEMELERİN SEÇİMİ VE BU SEÇİMDE DİKKAT EDİLECEK HUSUSLAR	2
3. UÇAKLARDA KULLANILAN MALZEMELER	3
3.1. Metal Esaslı Malzemeler	3
3.1.1. Paslanmaz Çelikler	4
3.1.2. Nikel Alaşımları	4
3.1.3. Alüminyum Alaşımları	5
3.1.3.1. Hadde Alüminyum Alaşımları	5
3.1.3.2. Dökme Alüminyum Alaşımları	6
3.1.4. Titanyum Alaşımları	6
3.2. Kompozit Malzemeler	7
3.2.1. Kompozitlerde Kullanılan Malzemeler	7
3.2.1.1. Matris Malzemeleri	8
3.2.1.2. Kuvvetlendirici Elyaf (fiber takviyeler)	9
3.2.1.3. Kompozit Malzemelerin Uygulama Örnekleri	10
3.3. Plastik Malzemeler	11
3.4. Cam Malzemeler	11

4. UÇAK SANAYİSİNDE ALÜMİNYUM VE ALAŞIMLARININ KULLANIMI	12
4.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Genel Özellikleri	13
4.1.1. Yaşlandırma Sertleşmesi	17
4.2. Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi	18
4.2.1. Hadde Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi	18
4.2.2. Dökme Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi	23
4.3. Hadde Alüminyum Alaşımlarının Uçaklarda Kullanılması	25
4.3.1. 2000 Serisi (Al-Cu) Hadde Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması	27
4.3.1.1. Uçakların Gövde Yapımında Kullanılan 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları	28
4.3.1.2. Uçakların Kanatlarının Yapımında Kullanılan 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları	28
4.3.1.3. Uçaklarda Kullanılan Diğer 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları	28
4.3.1.4. 2024 Alüminyum Alaşımı	30
4.3.1.5. 2324-T39 Alaşımı (Levha)	33
4.3.1.6. 2124 -T851 Alaşımı (Levha)	34
4.3.1.8. 2014 (T6; T651) Alaşımı	37
4.3.1.9. 2017 (T4; T451) Alaşımı	38
4.3.1.10. 2117 (T4) Alaşımı	38
4.3.2. 7000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması	44
4.3.2.1. 7000 Serisi Alaşımların Uçakların Gövde Yapımında Kullanılması	44
4.3.2.2. Uçakların Üst Kanatlarında 7000 Serisi Alüminyum Alaşımlarının Kullanılması	45
4.3.2.3. 7000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçakların Değişik Yerlerinde Kullanılması	46
4.3.2.4. 7075 Alüminyum Alaşımı	47
4.3.2.5. 7175 Alaşımı (T7351)	52
4.3.2.6. 7050 Alaşımı	53
4.3.2.7. 7150 Alaşımı	56
4.3.2.8. 7055 Alaşımı (T7751 Levha ve T77511 Ekstrüzyon)	61
4.3.2.9. 7349-T6511/T76511 Alaşımı	63
4.3.2.10. 7040-T7651/T7451 Alaşımı	64
4.3.2.11. 7475 Alaşımı	66
4.3.2. 6000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması	69
4.3.3.1. 6061 Alaşımı	69
4.3.3.2. 6013 Alaşımı	70
4.3.3.3. 6056 Alaşımı	74
5. UÇAKLARDA KULLANILAN HADDE ALÜMİNYUM ALAŞIMLARININ BİRLEŞTİRİLME YÖNTEMLERİ	76
5.1. Mekanik Birleştirme Yöntemleri	77
5.1.1. Yekpare Perçinler	77

5.1.2. K�r (ham) Bağlantı Vasıtaları	78
5.1.3. Dövülmüş Halka (Bilezik) Bağlantı Vasıtaları (Swaged Collar Fasteners)	79
5.1.4. Dişli (Threaded) Bağlantı Vasıtaları	79
5.1.5. Özel Bağlantı Vasıtaları	80
5.2. Metalurjik Birleştirme	80
5.2.1. Nokta Kaynağı	81
5.2.1.1. Uçaklarda Kullanılan Hadde Alüminyum Alaşımlarının Nokta Kaynak Kabiliyetleri	82
5.2.1.2. Nokta Kaynağını Etkileyen Faktörler	84
5.2.1.3. Yüzey �n İşlemleri	85
5.2.1.4. Kaynak Makinaları	86
5.2.1.5. Direnç Nokta Kaynağının Parametreleri	87
5.2.1.6. Alüminyum Nokta Kaynağı Bağlantılarının Dizayn ve Mukavemet �zellikleri	89
5.2.2. Uçak Sanayisinde Kullanılan Kaynak Yöntemlerindeki Gelişmeler	90
5.2.2.1. Sürtünme Kaynağı	91
5.2.2.2. Sürtünme Karıştırma Kaynağı	91
5.2.2.3. Yakma Alın Kaynağı	94
5.2.2.4. MIG Kaynağı	94
5.2.2.5. TIG Kaynağı	95
5.2.2.6. Plazma Ark Kaynağı	96
5.2.2.7. Lazer Işın Kaynağı	97
5.2.2.9. Difüzyon Kaynağı	99
6. UÇAK MALZEMELERİNİN TAHRİBATSIZ MUAYENESİ	100
6.1. Uçaklarda Kullanılan �eşitli Alüminyum Yapı ve Parçalarında Oluşan Hatalar İçin Tahribatsız Muayene Yöntemlerinin Kullanılması	103
6.1.1. Yüzey �atlakları	103
6.1.2. Yüzey - Altı veya Gizli �atlaklar	104
6.1.3. Bağlantı Vasatı Sökülmüş Delikler	104
6.1.4. Bağlantı Vasatı Takılı Delikler	105
6.1.5. Çatlak Durdurma Delikleri	105
6.1.6. Civatalar	105
6.1.7. Korozyon Bulunması ve �l��lmesi	105
6.1.8. Kaynak Dikişleri	106
6.1.9. Isı Hasarı	106
6.2. Alüminyum Alaşımlar İçin Kullanılan Tahribatsız Muayene Yöntemleri	106
6.2.1. Girdap Akımları	107
6.2.1.1. Girdap Akımları Kontrolünün Prensibi	107
6.2.1.2. Girdap Akımları Test Sistemi ve Elemanları	108
6.2.1.3. Girdap Akımlarını Etkileyen Malzeme �zellikleri	108
6.2.1.5. Test şartlarını Etkileyen Faktörler	111
6.2.1.6. Girdap Akımı Kontrolünün Avantajları ve Sınırlamaları	114
6.2.2. Penetran Sıvısı	114
6.2.2.1. Penetran Sıvısı Sisteminin Sınıflandırılması	115

6.2.2.2. Penetran Sıvısı Kontrolünün Uygulanabileceği Malzemeler	116
6.2.2.3. Penetran Sıvısı Sisteminde Malzeme Kontrolünün Aşamaları	116
6.2.2.4. Penetran Sıvısı Kontrolünün Avantajları ve Sınırlamaları	118
6.2.3. Radyografi (X-Ray)	119
6.2.3.1. Radyografik Kontrolün Uygulanabileceği Malzemeler	119
6.2.3.2. X Işınları	120
6.2.3.3. Radyografik Kontrolün Uygulama Esasları	121
6.2.3.4. Test Sonrası Filmin İncelenmesi	123
6.2.3.5. Radyografik Kontrolün Avantaj ve de Sınırlamaları	124
6.2.4. Ultrasonik Kontrol	124
6.2.4.1. Ultrasonik Kontrolün Uygulanabileceği Malzemeler	125
6.2.4.2. Ultrasonik Test Teknikleri	126
6.2.4.3. Ultrasonik Kontrolün Gösterim Şekline Göre Sınıflandırılması	130
6.2.4.4. Ultrasonik Testin Avantajları ve Sınırlamaları	130
7. YAPILAN ÇALIŞMALAR	131
7.1. Bir No'lu Numunenin Radyografik Test Sonuçları	132
7.2. 2'No'lu Numunenin Penetran Sıvısı Test Sonuçları	135
SONUÇ	138
KAYNAKLAR	140
EK-A	143
EK-B	144
EK-C	150
EK-D	154
ÖZGEÇMİŞ	155

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 4.1.	Saf alüminyumun önemli fiziksel özellikleri.....	14
Tablo 4.2.	Hadde alüminyum alaşımlarının kısa gösterimi	18
Tablo 4.3.	Sayıların açıklanması	19
Tablo 4.4.	Alüminyum alaşımlarının temper gösterimi	20
Tablo 4.5.	Al alaşımlarının diğer bir gösterimi.....	21
Tablo 4.6.	Hadde Al alaşım serilerinin bazı mekanik ve fiziksel özellikleri	22
Tablo 4.7.	Dökme alüminyum alaşım serileri.....	23
Tablo 4.8.	Dökme alüminyum alaşımlarının kısa gösterimi	24
Tablo 4.9.	Dökme alüminyum alaşımlarının ısıtılma işlemi kısa gösterimi	24
Tablo 4.10.	2024 Alaşımının kimyasal bileşimi	30
Tablo 4.11.	2024 Alaşımının bazı mekanik özellikleri	31
Tablo 4.12.	2024 alüminyum kaplamanın mekanik özellikleri.....	32
Tablo 4.13.	2324 alaşımının kimyasal bileşimi.....	33
Tablo 4.14.	2324-T39 alaşımının mekanik özellikleri.....	34
Tablo 4.15.	2124-T851 alaşımının kimyasal bileşimi.....	35
Tablo 4.16.	2124-T851 alaşımının bazı kalınlıklar için mekanik özellikleri.....	35
Tablo 4.17.	2124-T851 alaşımının nominal akma mukavemet değerleri	36
Tablo 4.18.	2124-T851 alaşımının kırılma tokluk değerleri	36
Tablo 4.19.	2124 alaşımının kimyasal bileşimi.....	37
Tablo 4.20.	Alaşımların kimyasal bileşimi	37
Tablo 4.21.	2017 alaşımının kimyasal bileşimi	38
Tablo 4.22.	Alaşımların kimyasal bileşimi	38
Tablo 4.23.	2124-T351 alaşımının fiziksel, mekanik, ısıtılma ve elektriksel özellikleri.....	40
Tablo 4.24.	2014 alaşımının fiziksel, mekanik, ısıtılma ve elektriksel özellikleri....	41
Tablo 4.25.	2017 (T4-T451) alaşımının fiziksel, mekanik, ısıtılma ve elektriksel özellikleri.....	42

Tablo 4.26. 2117-T4 alaşımının fiziksel, mekanik, ısı ve de elektriksel özellikleri	43
Tablo 4.27. 7055-T77 ve 7349-T76 alaşımlarının bazı özellikleri	45
Tablo 4.28. 7000 serisi alüminyum alaşımların özelliklerinin gelişimi.....	46
Tablo 4.29. 7075 alaşımının kimyasal bileşimi	47
Tablo 4.30. 7075 alaşımının mekanik özellikleri.....	48
Tablo 4.31. Kaplanmış 7075 alaşımının mekanik özellikleri	49
Tablo 4.32. Alaşımın kırılma tokluğu değerleri.....	49
Tablo 4.33. 7175 alaşımının kimyasal bileşimi	52
Tablo 4.34. 7175 alaşımının fiziksel ve mekanik özellikleri [16].....	53
Tablo 4.35. 7050 alaşımının kimyasal bileşimi	54
Tablo 4.36. 7050-T7651 alaşımının mekanik özellikleri.....	54
Tablo 4.37. 7050-T7451 alaşımının mekanik özellikleri.....	55
Tablo 4.38. 7050-T76 alaşımının mekanik özellikleri.....	55
Tablo 4.39. 7150 alaşımının kimyasal bileşimi	57
Tablo 4.40. 7150 alaşımının mekanik özellikleri.....	57
Tablo 4.41. 7150-T7751 alaşımının bazı mekanik özelliklerinin mukayesesi	59
Tablo 4.42. 7150 alaşımının bazı kalınlık değerleri için mekanik özellikleri.....	59
Tablo 4.43. 7150-T77511 (ekstrüzyon) Alaşımının mekanik özellikleri.....	60
Tablo 4.44. 7055 alaşımının kimyasal bileşimi	61
Tablo 4.45. 7055 alaşımının mekanik özellikleri.....	62
Tablo 4.46. 7349 alaşımının kimyasal bileşimi	63
Tablo 4.47. 7349 alaşımının mekanik özellikleri.....	64
Tablo 4.48. 7349 alaşımının korozyon direnç değerleri	64
Tablo 4.49. 7040 alaşımının kimyasal bileşimi	65
Tablo 4.50. 7040 alaşımının mekanik özellikleri.....	65
Tablo 4.51. Alaşımın gerilmeli korozyon çatlağı direnci	66
Tablo 4.52. 7475 alaşımının kimyasal bileşimi	67
Tablo 4.53. 7475-T651/7351 alaşımının mekanik özellikleri.....	67
Tablo 4.54. 7475-T61/T761 alaşımının mekanik özellikleri	67
Tablo 4.55. 7475-T651/7351 (Levha) alaşımının kırılma tokluk değerleri	68
Tablo 4.56. 7475-T61/761(Saç) alaşımı kırılma tokluk değerleri.....	68
Tablo 4.57. 6061 alaşımının kimyasal bileşimi	69
Tablo 4.58. 6061 alaşımının mekanik özellikleri.....	70

Tablo 4.59.	6013 alaşımlarının kimyasal bileşimi	71
Tablo 4.60.	6013 alaşımlarının mekanik özellikleri.....	71
Tablo 4.61.	Alaşımların kırılma tokluk değerleri.....	73
Tablo 4.62.	6056 alaşımlarının kimyasal bileşimi	74
Tablo 4.63.	6056 alaşımlarının mekanik özellikleri.....	75
Tablo 4.64.	6056 alaşımlarının korozyon direnci.....	75
Tablo 4.65.	6056 alaşımlarının kırılma tokluk değerleri [19]	75
Tablo 5.1.	Bazı klasik perçinlerin özellikleri. [2]	78
Tablo 5.2.	Bazı hadde alüminyum alaşımların kaynak kabiliyeti [15]	83
Tablo 5.3.	Nokta ve dikiş kaynağı için alaşım kombinasyonu(a).....	84
Tablo 6.1.	Görünebilen bir yüzey üzerinde yüzey çatlaklarının bulunması için uygun yöntemler [1].....	103
Tablo 6.2.	Alüminyum alaşımlarının iletkenlik değerleri.....	109
Tablo 6.3.	Hata tipine göre prop seçimi.....	113
Tablo 6.4.	Alüminyum için minimum penetran zamanı	117
Tablo 6.5.	Çeşitli malzemeler için tavsiye edilen kilovoltaj değerleri.....	121
Tablo 7.1.	Radyografik test formu	135
Tablo 7.2.	Sıvı penetrant test formu.....	137
Tablo B.1.	Yekpare (solid) perçinler için indeks	145
Tablo B.2.	Ham (Blind) perçinler için indeks.....	146
Tablo B.2.	(B.2'nin devamı)	147
Tablo B.3.	Swaged-Collar/Upset-Pin bağlantı vasıtaları için indeks.....	148
Tablo B.4.	Dişli bağlantı vasıtaları için indeks (Threaded Fasteners)	148
Tablo B.5.	Özel bağlantı vasıtaları için indeks	149
Tablo C.1.	İnce saç formundaki kaplamalı ve de kaplamasız alüminyum alaşımların (a,b) nokta kaynakları için tasarım kayma (kesme) mukavemet değerleri.....	150
Tablo C.2.	Al alaşımlarının nokta kaynaklı birleştirmeleri için maksimum statik mukavemet değerleri ile uygun dizayn nokta kaynak aralıkları (maksimum) a	151
Tablo D.1.	Tahribatsız testlerin endüstride uygun kullanım alanları tablosu	154

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 3.1.	Airbus uçaklarında kullanılan malzemeler [4]	3
Şekil 3.2.	Eurofigter savaş uçağında kullanılan malzemelerin kullanım yüzdeleri[7].....	10
Şekil 3.3.	Kompozitlerin uçaklarda kullanımı [1]	11
Şekil 4.1.	Boeing 747 ve 777 ‘de ağırlıklı olarak kullanılan malzemelerin kullanım yüzdeleri [7].....	12
Şekil 4.2.	Alüminyum-Bakır faz diyagramı	15
Şekil 4.3.	Alüminyum-Magnezyum faz diyagramı	15
Şekil 4.4.	Alüminyum-Silisyum faz diyagramı	16
Şekil 4.5.	Büyük uçaklarda kullanılan alüminyum ve de titanyum alaşımları [4]	25
Şekil 4.6.	Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımların tarihsel gelişimi [4]	26
Şekil 4.7.	2000 serisi alüminyum alaşımının ısıtma işlemi	27
Şekil 4.8.	Malzemelerin mekanik özellikleri ile ilgili yönler	29
Şekil 4.9.	Kırılma hattı yönleri	30
Şekil 4.10.	Motor destek ünitesi	48
Şekil 4.11.	7075-T7351	48
Şekil 4.12.	7075 Alaşımının yorulma davranışı [17].....	50
Şekil 4.13.	7075-T6 Alaşımının yorulma çatlağı ilerlemesi.....	50
Şekil 4.14.	Simüle edilmiş uçuş saatlerinde, bazı Al alaşımların uçuş ömürlerinin kıyaslanması	51
Şekil 4.15.	7075-T6’nın mikro yapısı ve soyulma korozyonuna uğramış uçak parçası (Mike Dahlager’ın müzadesi ile).....	52
Şekil 4.16.	7150-T7751 levha alaşımı (solda) ve 7150-T6X alaşımları (sağda); kalınlık 0.75 in (19.05 mm) olup 7150-TX alaşımlarında ileri derecede soyulma olduğu görülmektedir.	61

Şekil 4.17.	7055-T7751 alaşımının akma mukavemetinin mukayesesi	62
Şekil 4.18.	6013 alaşımının yorulma özelliği	72
Şekil 4.19.	6013 alaşımının yorulma çatlağı ilerlemesi.....	72
Şekil 5.1.	Cherrylock kör perçinin montajı.	79
Şekil 5.2.	“Hi-Shear” Perçinin Montajı.....	79
Şekil 5.3.	Standart civata ve vidalar	80
Şekil 5.4.	Direnç nokta kaynağı aşamaları	81
Şekil 5.5.	Tipik bir nokta kaynağı makinası.....	86
Şekil 5.6.	Aşırı elektrot kuvvetinin kaynaklı bölgeye etkisi.....	89
Şekil 5.7.	Sürtünme karıştırma kaynağının şematik gösterimi.....	92
Şekil 5.8.	Sürtünme karıştırma kaynağında kaynak bölgesinde oluşan iç yapının şematik görünümü. A: ısının tesiri altındaki bölge, B:termodinamik olarak yeniden kristalleşen bölge, C: dinamik olarak yeniden kristalleşen bölge.....	92
Şekil 5.9.	Sürtünme karıştırma kaynağı yapılmış bir alüminyum alaşımının kaynak bölgesinin kesiti.....	93
Şekil 5.10.	Sürtünme karıştırma kaynağı ve de lazer ışın kaynağının uçak sanayisinde birlikte kullanımı (FSW: Sürtünme karıştırma kaynağı, LBW: Lazer ışın kaynağı).....	94
Şekil 5.11.	Torç mesafesini ölçmek için takılan yakınlık sensörü	95
Şekil 5.12.	Kaynak bölgesindeki nüfuziyet (torç aralığı hepsinde aynı).....	96
Şekil 5.13.	Plazma ark kaynağı(üstte) ile TIG kaynağının (altta) açılmal distorsiyonlarının kıyaslanması.....	96
Şekil 5.14.	Ekstrüzyonla üretilmiş krişin gövde sacına lazer ışın kaynağı ile birleştirilmesi.....	97
Şekil 5.15.	Perçinle gövde imalatı	98
Şekil 5.16.	Kaynak yönteminin uçak gövde imalatında kullanılması	98
Şekil 5.17.	Elektron ışın kaynağı(solda) ve TIG Kaynağı(sağda) uygulanmış metal. yüksek yoğunluklu elektron ışınları oldukça küçük erime bölgesi ve İTAB yaratmış	99
Şekil 5.18.	Klasik yöntemle (solda) ve de süper plastik şekillendirme/Difüzyon kaynağı (Sağda) ile üretilen kapı panelleri.....	100
Şekil 6.1.	Girdap akımları kontrolünün prensibi	107

Şekil 6.2.	Girdap akımları test sistemi	108
Şekil 6.3.	Girdap akımlarının malzeme içindeki değişimi.	110
Şekil 6.4.	Girdap akımlarının yoğunluğunun derinlikle değişimi	111
Şekil 6.5.	Frekans yükselmesi ile dalma derinliğinin azalması.....	111
Şekil 6.6.	Radyografinin prensip şeması	119
Şekil 6.8.	Daldırma yolu ile kontrolün şematik gösterimi.....	127
Şekil 6.9.	Çift prob (tandem tekniği).....	127
Şekil 6.10.	Probların malzemenin karşılıklı yüzeylerine yerleştirilmesi.....	127
Şekil 6.12.	Transmisyon tekniğinin şematik gösterimi	128
Şekil 7.1.	1 nolu numune (dorsel istikamet yatağı)	131
Şekil 7.2.	Ana iniş takım jantı	132
Şekil 7.3 .	Alüminyum malzemeler için pozlama diyagramı (Sperry 65D 300C cihazına ait pozlama diyagramı)	133
Şekil 7.4.	1'No'lu numunenin radyografik test filmi	134
Şekil B.1.	Çıkıntı başlı (solda) ve gömme başlı (sağda) civatalar.....	144
Şekil B.2.	Yekpare Perçinler	144
Şekil B.3.	Kör perçinler.....	144
Şekil C.1.	Nokta direnç kaynaklı alüminyum alaşımları için, gerilme durumundaki esas malzemenin verimliliği (%)	151
Şekil C.2.	Alüminyum alaşımın (saç), nokta direnç kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti	152
Şekil C.3.	Alüminyum alaşımın (saç), nokta direnç kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti	152
Şekil C.4.	6061-T6 alaşımının (saç), üç sıralı direnç nokta kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti.....	153
Şekil C.5.	Alüminyum alaşımın(saç), çok sıralı direnç nokta kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti.....	153

HADDE ALÜMİNYUM ALAŞIMLARIN UÇAKLARDA KULLANILMASI

ÖZET

Uçak endüstrisinde kullanılan malzemelerden beklenen en önemli özellikler olan, yüksek dayanım, kolay işlenebilirlik ve düşük yoğunluğu sağlamada en etkin malzemelerden biri olan alüminyum, 1900'li yılların başından beri uçak endüstrisinde kullanılmakta olup, özellikle II. Dünya Savaşı'ndan sonra bu endüstri dalındaki kullanımı daha da artmıştır.

Yapılan bu tez çalışmasının birinci bölümünde alüminyum malzemelerin, uçak yapımında neden ağırlıklı olarak kullanıldığından bahsedilmiştir.

İkinci bölümde uçak endüstrisinde kullanılan malzemelerin seçimi ve de bu seçimde dikkat edilecek hususlar anlatılmıştır.

Üçüncü bölümde uçaklarda kullanılan malzemeler; metal esaslı, kompozit, plastik ve cam malzemeler olmak üzere dört farklı başlık altında izah edilmiştir.

Dördüncü bölümde hadde alüminyum alaşımlarının uçaklarda kullanımı, her bir hadde alüminyum alaşım hakkında ayrıntılı bilgiler verilerek anlatılmıştır.

Beşinci bölümde dördüncü bölümde anlatılan hadde alaşımların birleştirilme yöntemleri, mekanik ve de metalurjik birleştirme başlıkları altında anlatılmıştır.

Altıncı bölümde uçaklarda kullanılan alüminyum malzemelerin tahribatsız muayeneleri (NDI) izah edilmiştir.

Yedinci bölümde hadde alüminyum alaşımlarından imal edilmiş iki farklı uçak parçasına uygulanmış olan radyografik ve penetran sıvısı tahribatsız muayene yöntemleri anlatılmıştır.

THE USE OF WROUGHT ALUMINUM ALLOYS IN PLANE INDUSTRY

SUMMARY

Aluminum, one of the most effective material which has the specialties required in plane industry such as high strength, machinability and low density, has been mostly used in plane industry since 1900's with increasing in use after World War II.

In the first chapter of this thesis the reason of why aluminum is commonly used in plane manufacture is discussed.

In the second chapter, the selection of the materials in plane industry and the significant issues in that selection is stated.

In the third chapter, the materials which is used in planes are explained under the four headings; metallic materials, composites, plastics and glasses.

In the fourth chapter, the use of wrought aluminum alloys in planes are explained by giving detailed knowledge for each alloys.

In the fifth chapter, the methods of joining wrought aluminum alloys which is stated in the fourth chapter are explained under the headings of mechanically fastened joints and metallurgical joints

In the sixth chapter, nondestructive inspection (NDI) of aluminum materials which is used in planes are explained.

In the seventh chapter, the methods of radiographic and penetrant nondestructive inspections which are applied to two different aluminum manufactured plane segments are explained.

1. GİRİŞ

Son yıllarda sürekli olarak gelişen ve bu gelişmesini durmaksızın devam ettiren uzay-uçak endüstrisinde kullanılmak üzere hafif, dayanımı yüksek ve istenilen özelliklere sahip malzemelere olan ihtiyaç artmakta olup, bu ihtiyaçları karşılamak üzere malzeme bilimi alanında yoğun çalışmalar yapılmakta, yeni, metal esaslı, polimer ve seramik esaslı malzemelerin geliştirilmesine çalışılmaktadır. Bu çalışmaların ana gayesi, uçak endüstrisinde kullanılan malzemelerden beklenen özellikler olan; yüksek mukavemet, düşük yoğunluk ve kolay işlenebilirliğin geliştirilmesidir [1]. Yukarıda sayılan bu ihtiyaçları, sahip olduğu; düşük yoğunluk, yüksek elektrik ve ısı iletkenlik, yüksek özgül dayanım ile koruyucu oksit tabakası gibi belli başlı özellikleri ile karşılayan alüminyum alaşımları, uzay-uçak sanayisinde çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Uçak sanayisinde en çok kullanılan alüminyum alaşımları, 2000 ve 7000 serisi hadde alüminyum alaşımları ile nispeten bu iki seriye oranla daha düşük mukavemet özelliklerine sahip olmasın karşın sahip olduğu yüksek kaynak kabiliyetinden dolayı tercih edilen 6000 serisi alüminyum alaşımlarıdır. Yakın geçmişte, reçine matrisli kompozitlerin hem askeri hem de sivil uçaklardaki kullanım yüzdelerinin artması, alüminyum üreticilerini araştırmalara sevk ederek bu üç seriden yeni tip alüminyum alaşımları uzay-uçak sanayisine kazandırarak kullanılmalarını sağlamıştır.

Bu çalışmada, uçak sanayisinde kullanılan haddelenmiş alüminyum alaşımlar ile bu alaşımların kimyasal bileşimleri, kullanım yerleri, yorulma dayanımları, korozyon dirençleri, mekanik ve fiziksel özellikleri konularında detaylı bilgiler verilmiştir. Yine ayrıca bu haddelenmiş alüminyum alaşımlarının birleştirilme yöntemleri ile tahribatsız muayeneleri de bu çalışmada ayrıntılı olarak anlatılmıştır.

2. UÇAK ENDÜSTRİSİNDE KULLANILAN MALZEMELERİN SEÇİMİ VE BU SEÇİMDE DİKKAT EDİLECEK HUSUSLAR

Uçak malzemelerinin seçimine karar verirken birçok hususu göz önünde bulundurmak gerekir. Bu hususlardan en önemlileri, malzemelerin mekanik özellikleri ile ilgili olanlarıdır [2] . Bu özellikleri şu şekilde sıralayabiliriz;

- Dizayn (tasarım) mukavemetinin ağırlığa oranı
- Yorulma karakteristikleri
- Kırılma dayanımı ve çatlak yayılması davranışı
- Korozyon özellikleri
- Çevresel şartlara gösterdiği kararlılık(özellikle ısı ve strese maruz kaldığı çalışma ortamında, orjinal fiziksel ve de mekaniksel özelliklerini devam ettirebilmesi)

Kabul edilebilir bir maliyette ve de istenilen formda nihai ürünü elde edebilmekte önemlidir. Bunları ise şu şekilde sıralayabiliriz;

- Mevcut imalat özellikleri
- Malzeme maliyeti
- Malzemenin temin edilebilirliği
- Pazar gerekleri

Bu genel özelliklerin yanında, malzemelerin kullanım alanlarına bağlı olarak, istenilen bazı özel kriterler ise şunlardır;

- Erozyon ve abrazyon
- Diğer malzemelerle uyumluluk
- Isı ve elektriksel karakteristikleri
- Aşınma dayanımı (wear) yükseltmek için sert yüzey kaplaması

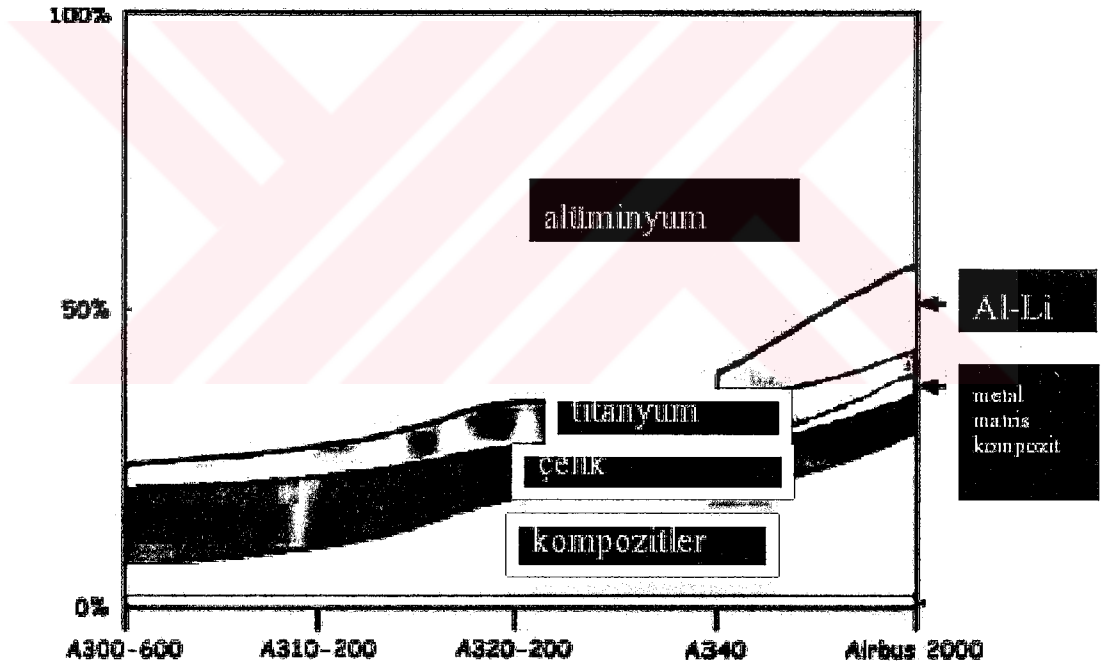
Bütün bu kriterlerin ışığında, gerekli mukavemet değerlerine sahip, düşük yoğunlukta malzemeler seçildikten sonra onlara konstrüksiyonda istenilen şekillerin verilebilmesi ancak uygun birleştirme yönteminin ve buna bağlı olarak ısı işlemlerin uygulanması ile mümkün olabilmektedir [1].

3. UÇAKLARDA KULLANILAN MALZEMELER

Günümüzde uçaklarda kullanılan malzemeleri ;

- Metal malzemeler
- Kompozit malzemeler
- Plastik malzemeler
- Cam malzemeler

olarak dört grupta sınıflandırabiliriz [3]. Aşağıdaki şekilde Airbus uçaklarında kullanılan malzemelerin yüzde dağılımları gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Airbus uçaklarında kullanılan malzemeler [4]

3.1. Metal Malzemeler

Günümüzde uçaklarda yaygın olarak kullanılan metal esaslı malzemeler şunlardır;

- Paslanmaz çelikler
- Nikel alaşımları

- Alüminyum alaşımları
- Titanyum alaşımları

3.1.1. Paslanmaz Çelikler

Paslanmaz çelikler uçaklarda, genelde, yüksek sıcaklık dayanımı, yüksek çekme dayanımı ve de mukavemetin istendiği yerlerde kullanılır. Uçaklarda kullanılacak çeliklerin seçiminde dikkat edilmesi gereken en önemli husus; seçimin, sadece malzemenin maksimum çekme dayanımını ve sertliğini dikkate alarak yapılmamasıdır [2]. Kullanılan çelikler çoğu zaman, darbe yüklerden kaçınmak için daha düşük değerlerdeki çekme dayanımı değerlerine temperlenirler.

Martenzitik paslanmaz çelik: Isıl işlem uygulanabilir ve de % 12-18 oranında krom içerir (hiç nikel içermez). Uçaklarda daha çok türbin kanatçıklarında kullanılır. Paslanmaz çelikler içerisinde korozyon dayanımı en düşük olan alaşımdır.

Ferritik paslanmaz çelik: % 15-30 oranında krom içerir ve ısıl işlem uygulanmaz. Nispeten daha düşük dayanıma sahiptir. Ayrıca bu alaşımın korozyon dayanımı oldukça yüksektir.

Östenitik paslanmaz çelik: Çeliğin bu alaşımına ısıl işlem uygulanmaz. Yüzde 18 veya daha üstü krom ve %3.5- 22 oranında nikel içerir. Uçaklarda kullanımı sınırlıdır, daha çok kimya endüstrisinde kullanılır. Bir çok korozyon türüne karşı dayanıklıdır.

Çökeltme sertleşmesi uygulanmış paslanmaz çelik: Çok az karbon, 15-17 % krom, ve 4-7 % nikel içerir. Isıl işlem uygulanabilen bu alaşım oldukça yüksek mukavemet özelliklerine sahiptir. Bu alaşımlar uçaklarda daha çok, yüksek mukavemet ve de korozyon dayanımının gerekli olduğu uçak gövde uygulamalarında kullanılırlar. Yine ayrıca bu alaşımlar yüksek sıcaklık ortamındaki uygulamalarda da kullanılmaktadırlar

3.1.2. Nikel Alaşımları

Yüksek sıcaklık, korozyon ve oksitlenmeye karşı mükemmel direnci sebebiyle yaygın olarak kullanılan nikelin uçaklarda kullanılan başlıca alaşımları şunlardır.

K'monel alaşımı: Özellikle büyük kesitlerde, korozyon direncinin ve yüksek mukavemetin istenildiği uygulamalarda kullanılır.

İnkonel alaşımı: Özellikle korozyon ve de yüksek sıcaklıkta oksitlenmeye karşı direncin istenildiği durumlarda kullanılır. Ayrıca bu alaşım yüksek mukavemet de sağlar.

Hastelloy W alaşımı: 750 ° C ve üzerindeki uygulamalarda özelliklede yüksek sıcaklıkta kullanılan bir alaşımdır. Kaynak malzemesi olarak farklı metallerin kaynağında çok üstün özelliklere sahiptir.

Hastelloy X alaşımı : 1200 ° C kadar olan sıcaklıklarda mkemmek mukavemet değerlerine sahip olan bu alaşım, uçakların arka yanma odaları, trbn vanaları, egzoz çıkış kaplamalarında geniş bir uygulama alanı bulmaktadır.

3.1.3. Alüminyum Alaşımları

Alüminyum ve alaşımları, dünyada demir esaslı malzemelerden sonra ikinci sırada en önemli metal malzeme grubunu teşkil ederler.

Alaşımlarında daha belirgin olan, yüksek **dayanım/özgül ağırlık** oranı ve korozyon direnci, alüminyumun, dayanımın ve de hafifliğin ön planda tutulduğu uçak endüstrisinde yaygın olarak kullanılmasına olanak sağlar. Al alaşımları hadde ve döküm alaşımları olarak iki ana gruba ayrılır.

3.1.3.1. Hadde Alüminyum Alaşımları

Uçaklarda yaygın olarak kullanılan hadde alüminyum alaşımları şunlardır.

2014 alaşımı: Yüksek mukavemetin, sertliğin ve iyi işlenebilirliğin istenildiği

durumlarda, uçak teçhizatının yapımında bu alaşım yaygın olarak kullanılır.

2024 alaşımı: Uçak yapımında perçinlerde, karışık şekilli elemanlarda kullanılır.

6061 alaşımı: Yüksek mukavemetin, iyi işlenebilirliğin, yüksek kaynak kabiliyetinin ve korozyon direncinin istenildiği durumlarda kullanılır.

7075 alaşımı: Uçak yapı elemanlarının büyük bir kısmı, yüksek mukavemet ve korozyon direncine sahip olan bu alaşımdan yapılır.

7079 ve 7178 alaşımları: Yüksek mukavemet istenilen uçak yapı elamanlarında kullanılır.

3.1.3.2. Dökme Alüminyum Alaşımları

142 alaşımı: Yüksek sıcaklık mukavemeti istenen uçak jeneratör yuvalarında, pistonlarında, hava soğutmalı silindir kafalarında kullanılır.

195 ve B195 alaşımları Yüksek çekme ve iyi işlenebilirlik kombinasyonun gerekli olduğu uçak tekerleği ve bağlantıları, uçak silah kontrol parçaları yapımında kullanılır.

220 alaşımı: Korozyon direncinin ve işlenebilirliğin iyi olması istenilen uçak bağlantılarında, gerilme ve şok direnci gerektiren karışık döküm parçalarında kullanılır.

355 ve 356 alaşımları: İyi kaynak edilebilirliğin ve basınç altında sızdırmazlığın gerektiği uygulamalarda kullanılır. Örneğin uçak kompresör kaplamalarında ve sıvı soğutmalı uçak motor karterlerinde, uçak pompa parçaları, uçak bağlantı ve kontrol parçalarında kullanılmaktadır.

3.1.4. Titanyum Alaşımları

Titanyum, sağlamlık, hafiflik, yüksek ısıl dayanım ve korozyon dayanımı gibi özellikleri taşımasından dolayı, havacılıkta oldukça yaygın bir kullanıma sahiptir. Örneğin, F-15 savaş uçağının üçte biri, B-1B bombardıman uçağının dörtte biri titanyumdur [3]. Yine örnek vermek gerekirse, Boeing 727 deki titanyum kullanım oranı 1960 yılların başında %2 iken, bu oran 60' lı yılların sonunda % 10 ulaşmıştır ve bu trend aynı şekilde askeri uçaklarda da artarak devam etmektedir. Uçaklarda kullanılan malzemelerin tercihi konusunda yakın geçmişte kompozit malzemelere doğru bir yönelme olmuş ise de, bu trend günümüzde titanyum alaşımlarına doğru kaymıştır [5].

Uçaklarda kullanılan başlıca titanyum alaşımları şunlardır;

%99 saflıkta titanyum: Uçaklarda yanma duvarları, kompresör ve egzoz çıkış kaplamaları, gövde bölme duvarlarında geniş çapta kullanılırlar.

Ti-Al6-V4 α - β tipi alaşım: 315 ° C yada biraz daha yukarı sıcaklara kadar, yüksek mukavemete sahip olan bu alaşım, uçakta gaz türbin kompresör kapakçıklarında ve disklerinde, dövme uçak bağlantılarında, preslenmiş uçak çatısı yüzeylerinde, metal ve levha halindeki çatı parçalarında kullanılır.

Ti-Al5-Sn2.5 α tipi alaşım: Uçak egzoz bağlantılarında ve diğer levha dövme komponentlerinde 480 ° C kadar çalışır. Roket yakıt tanklarında, uçak gaz türbini kompresörlerinin yataklarında, kaynaklı statör borularda geniş çapta kullanılır.

Ti-Mn8 alaşımı: 93-315 ° C sıcaklık aralığında çalışan uçak kaplama ve birincil yapı elamanlarında kullanılır.

Ti-Al7-Mo4 alaşımı: Uçak gaz-türbin kompresör kanatçıklarında ve dişlerinde kullanılır.

Ti-Al4-Mn4 alaşımı: Uçak çatı elamanı olarak kullanılır.

3.2. Kompozit Malzemeler

Kompozit, birden fazla esaslı malzemenin belirli bir amaç için üniform/tam karışmış olmayan, ancak belli bir düzen içinde kullanıldığı yapıya denir. Kompozit yapılar, genelde kuvvetlendirici elyaflar, bunların içinde bulunduğu bir matriks ve bir çekirdekten (bazı durumlarda) oluşur.

3.2.1. Kompozitlerde Kullanılan Malzemeler

Kompozitlerde kullanılan malzemeleri ;

- Matris malzemeleri
- Kuvvetlendirici elyaflar
- Çekirdek (core) malzemeleri olarak sınıflandırabiliriz.

3.2.1.1. Matris Malzemeleri

İçine yerleştirilmiş kuvvetlendirici elyafları, katılaştığında belirli bir formda tutan ve toplam mukavemette de bir görev üstelenen üniform dolguya matriks denir. Yapıları itibari ile matris malzemeleri; plastik reçineler, metal ve seramik malzemeler olarak üçe ayrılırlar.

Uçak endüstrisinde kullanılan polimer esaslı reçineler şunlardır;

- epoksi reçineler
- polyester reçineleri
- polyamidler (naylonlar)

Epoksi reçineleri: Epoksi reçinelerinin, uzay ve uçak endüstrisinde çeşitli takviyelerle matris malzemesi olarak kullanılmasını sağlayan özellikleri şunlardır.

- düşük ve yüksek sıcaklıklarda sertleşebilmesi
- yüksek aşınma direnci
- yüksek kimyasal direnç
- çeşitli yüzeylere iyi yapışabilme

Epoksi reçineler karışımı yapılmamış halde, soğuk ortamlarda (0 ° C altında) iki aya kadar muhafaza edilebilir. Bu özellik **prepreg** (preemprenye=önceden reçineyle ıslatılmış kuvvetlendirici elyaflar) sistemlerinde kullanılmasına imkan sağlamaktadır.

Reçine /elyaf oranının sıkı olarak kontrol edildiği prepreg sistemler uçak sanayisinde, yarış otomobili imalinde yoğun olarak kullanılmaktadır.

Polyesterler: Reçine matrikslerin bilinen en eskilerinden ve en çok kullanılanıdır. Asit ve alkollerin kondensasyonu ile elde edilen polyester reçineleri, doymuş ve doymamış olarak farklı gruplara ayrılırlar. Doymuş polyesterler; tekstil, elektrik, fotoğraf filmi, ve otomotiv endüstrisinde, doymamış polyesterler ise uçakların iç panellerinde yaygın olarak kullanılırlar.

Polyamidler: Kompozit malzeme üretiminde kullanılan Nylon6 ve Nylon66 sert ve dayanıklı polyamidlerin en önemlileridir

3.2.1.2. Kuvvetlendirici Elyaf lar (fiber takviyeler)

Ana matriks içinde, özel mukavemet sağlaması istenen yerlerde/yönlerde kuvvetlendirici elyaf lar kullanılır. Kuvvetlendirici elyaf ları şu şekilde sınıflandırabiliriz:

Cam elyaf ları: İlk kompozit panellerin yapımında kullanılan elyaf cam elyaf ı idi. Günümüzde çeşitli mukavemet özelliklerine sahip E, S ve R tipi cam elyaf ları üretilmekte ve de kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin gelişiminin ilk yıllarında yoğun olarak kullanılan cam elyaf takviyeli epoksi reçinelerin yerini, günümüzde boron kompozitlerle benzer özelliklere sahip olan karbon elyaf takviyeli plastikler almıştır [3].

Karbon elyaf ları: Mukavemet olarak cam ve aramid elyaf lardan çok daha üstün özellikler taşırlar. Darbelerin yutulması için ve çok düşük ağırlıkla rijitlik sağlamak amacıyla kullanılırlar. Düşük uzama seviyeleri ve kırılganlıkları başlarda problem olmuşsa da, yüksek uzamalı karbon elyaf ların bulunmasıyla bu problemler ortadan kalkmıştır. Herhangi bir alüminyum yapının 40%'nın karbon fiber takviyeli plastikle değiştirilmesi ile toplam yapıda 12% bir ağırlık kazanımının olacağı tahmin edilmektedir [3].

Organik elyaf lar: Nispeten yeni ve geleceği parlak bir fiber türü olan organik elyaf lar, yüksek mukavemet ve rijitliğe sahip ve büyük oranda düzenli elyaf lardır.

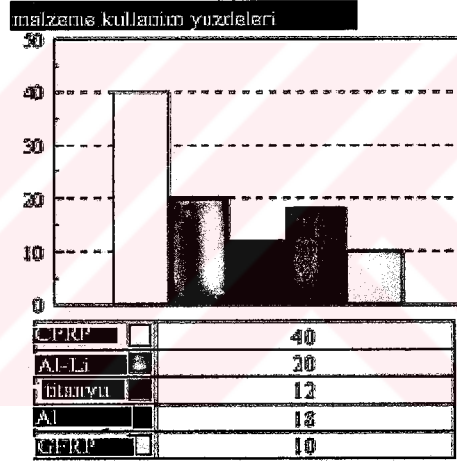
Aramid elyaf ları: 1960'lı yılların sonlarında DuPont de Nemours tarafından piyasaya sürülen Kevlar aramidlerin en bilinenidir. Üstün çekme mukavemeti, aramidlerin balistik koruma amacıyla da kullanılmasına imkan tanımıştır. Sürtünme ve aşınmaya da çok dayanıklı olan bu tip elyaf lar, basmada aynı performansa sahip değildir.

Boron elyaf lar: Metal takviyeli metal (MRM) kompozitlerde boron elyaf lar kullanılır. Gaz türbini gibi yüksek ısıda, üstün mukavemet gerektiren yerlerde, boron elyaf ı takviyeli alüminyum oksit matriksi kullanılır.

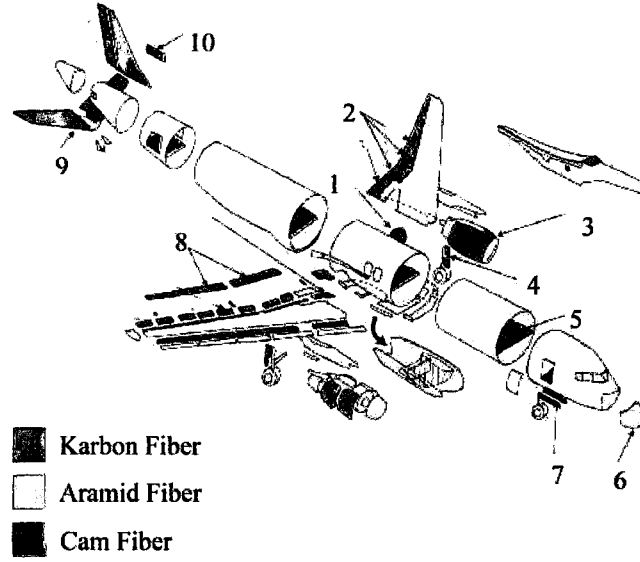
Tahta : Çok katlı laminasyonlarda, kuvvetlendirici elyaf olarak, şeritler halinde tahta kullanılır.

3.2.1.3. Kompozit Malzemelerin Uygulama Örnekleri

Günümüzde, askeri ve sivil uçak endüstrisinde kompozit malzemeleri, uçakların gövde ve motorlarında etkin bir şekilde uygulayan birçok üretici vardır. F-14 uçaklarında yatay dengeleyiciler, F-15 'lerde ise yatay ve dikey dengeleyiciler bor-epoksi kompozit malzemesinden yapılmıştır. F-16'larda, yatay ve dikey dengeleyicilerin yanı sıra kontrol yüzeyleri de karbon-epoksidir. Yine ayrıca, Boing 757 ve 767 'lerde; kontrol yüzeyleri karbon-epoksi, motor kaportaları karbon/aramid-epoksidir [6]. Airbus A320 uçaklarının; kuyruk takımlarında, silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır. Şekil 3.2' de Eurofigter uçağında kullanılan kompozit ve diğer malzemelerin kullanım yüzdeleri, Şekil 3.3'de ise kompozit malzemelerin bir yolcu uçağındaki kullanım yerleri gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Eurofigter savaş uçağında kullanılan malzemelerin kullanım yüzdeleri[7].



Şekil 3.3. Kompozitlerin uçaklarda kullanımı [1]

3.3. Plastik Malzemeler

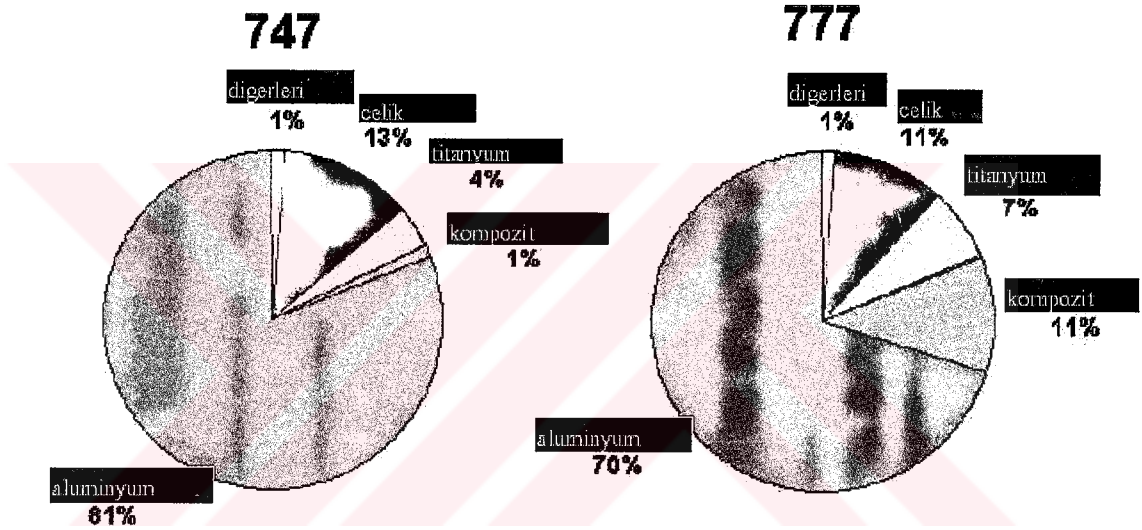
Plastikler uçaklarda daha çok, dayanımın ikinci planda olduğu yerlerde ve de elektrik yalıtım malzemesi olarak kullanılırlar

3.4. Cam Malzemeler

Uçaklarda kullanılan camlar, düz veya laminated plaka formunda, yada yüksek sıcaklık mukavemetli plaka formundadır. Plaka şeklinde kullanılan camın elastisite modülü 70 000 ile 75 000 N/mm² arasındadır.

4. UÇAK SANAYİSİNDE ALÜMİNYUM VE ALAŞIMLARININ KULLANIMI

Alüminyum; koruyucu oksit tabakası nedeniyle korozyona dayanıklı olması, elektrik ve ısıyı iyi iletmesi, manyetik olmaması ve de en önemli özellik olarak, özgül dayanım (**dayanım/özgül ağırlık oranı**) değerinin yüksek olması nedenlerinden dolayı makina ve havacılık endüstrisinde yaygın kullanım alanı bulmuştur.



Şekil 4.1. Boeing 747 ve 777 'de ağırlıklı olarak kullanılan malzemelerin kullanım yüzdeleri [7].

Alüminyum alaşımları, özellikle II. Dünya Savaşı'ndan beri hem sivil hem de askeri uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Uçak sanayinde yaygın olarak kullanılan alüminyum alaşımları 2000 ve 7000 serisi alaşımlardan olup, örneğin 2014 (Al-Cu-Mg) alaşımı 1920 yılından beri uçak yapılarında kullanılmaktadır. 1940'lı yıllarda yüksek çekme dayanımına olan ihtiyaç, 7000 (Al-Zn-Mg-Cu) serisi alüminyum alaşımının kullanılması yolunu açmıştır. Fakat kısa bir süre sonra bu alaşım serisinde gerilmeli korozyon çatlağı problemi ve düşük yorulma dayanımı problemi ortaya çıkmıştır. Gerilmeli korozyon çatlağı problemi, 1960 yılında kullanılmaya başlayan T73 temper işleminin bulunmasına kadar devam etmiştir. Fakat bu işlem malzemenin çekme dayanımını %10 daha azaltmıştır. Dayanımın geri kazanıcı ve

korozyon dayanımını korucu çalışmalar 1970 yılların başına kadar devam etmiş ve bu tarihlerde yukarıda belirtilen özellikleri dengeleyici 7050 ve de 7010 alaşımları kullanıma sunulmuştur.

Uçak malzemelerindeki yorulma dayanımını artırmaya yönelik çalışmalar 1950 'li yıllardan beri devam etmektedir. Örneğin 2024-T3 alaşımı yorulma direnci en yüksek alüminyum alaşımlarından biridir ve uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır.

Uçaklarda kullanılan malzemelerin sertliğine olan ihtiyaç, 7075 ve de 7010 alüminyum alaşımlarının kullanılması yolunu açmıştır.

Günümüzde geliştirilmesine yönelik yoğun çalışmaların sürdürüldüğü Al-Li alaşımları, klasik alüminyum alaşımlarından %10 daha hafif ve elastisite modülünde yine yaklaşık olarak yüzde%10 klasik Al alaşımlardan daha yüksek olmasından dolayı uçak endüstrisinde son yıllarda artan oranlarda kullanılmaktadır. Fakat bu kullanım, bu alaşımların yüksek üretim maliyetlerinden (klasik Al alaşımların yaklaşık üç katı) dolayı askeri uçak ve helikopterler ile uzay araçlarında sınırlı kalmış, sivil havacılıkta uygulama alanı bulamamıştır (Örneğin Boeing 777 uçağında kullanılması tasarlanmış, fakat yüksek maliyetinden dolayı bundan vazgeçilmiştir.). Al-Li alaşımlarından; Ruslar tarafından geliştirilen 1420 (Al-Mg-Li) alaşımı ve İngilizler tarafından geliştirilen 8090 (Al-Li-Cu-Mg) alaşımı birçok askeri uçak ve helikopter ile uzay araçlarında kullanılmaktadır. Yine ABD'de geliştirilen 2095/2195 ve 2097 (Al-Cu-Li) alaşımları da sahip oldukları yüksek kırılma tokluğu ve kaynak kabiliyetlerinden dolayı ağırlık kazancının çok önemli olduğu uzay mekiklerinin yakıt deposu ile askeri uçakların gövde bölmelerinde kullanılmaktadır (Örnek olarak; F-16'ların gövde bölmelerinde ve EH101 Eurocopter'de Al-Li alaşımları kullanılmaktadır.)

4.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Genel Özellikleri

Yer kabuğunda yaklaşık %8 oranında bulunan alüminyum, oksijen ve silisyumdan sonra en çok rastlanan üçüncü element olmasına karşılık, ancak 19. yüzyılın ilk yarısında metal olarak elde edilmiş, ikinci yarısında da teknikte kullanılmaya başlanmıştır. Saf alüminyumun önemli fiziksel özellikleri Tablo 4.1 de verilmiştir.

Alüminyumun doğada sadece oksit veya karışımları biçiminde bulunması, alüminyumun teknikte kullanılmasını geciktirmiştir. En kararlı kimyasal bileşiklerden biri olan Al_2O_3 'in indirgenmesi çok fazla enerji gerektirir. Diğer bir neden ise yararlanılan cevherlerin Al_2O_3 'ten daha kolay indirgenen diğer bir takım oksitleri de içermesi, dolayısıyla doğrudan cevherin indirgenmesi ile kazanılacak alüminyumun teknik açıdan kullanılmayacak kadar katışkılı olmasıdır [8].

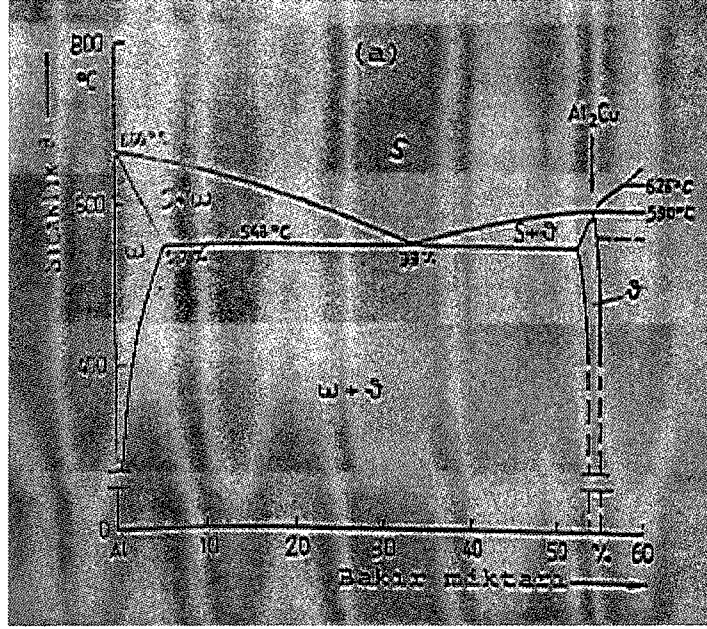
Tablo 4.1. Saf alüminyumun önemli fiziksel özellikleri

Özgül Ağırlık	2,70 g/cm ³
Ergime Sıcaklığı	660 °C
Ergime ısısı	KJ/kg
Elastiklik modülü	65 000 N/mm ²
Isıl genleşme katsayısı 20.....100 °C arasında 20.....600°C arasında	24.10 ⁻⁶ 1/K 28,5. 10 ⁻⁶ 1/K
Özgül ısı 18 °C sıcaklıkta 100 °C sıcaklıkta	0,90 kJ/kg.K 0,94 kJ/kg.K
Isı iletme katsayısı 20.....200°C sıcaklıkta	229 W/m.K
Elektrik iletme kabiliyeti 20.....200°C sıcaklıkta	39 m/Ωmm ²

Elektriğin bulunması ve Hall-Heroult Prosesi'nin geliştirilmesiyle alüminyumun, en çok kullanılan ve ucuz mühendislik malzemeleri arasına girmesi sağlanmıştır. Hall-Heroult Prosesi, temelde Al_2O_3 'ten sıvı metalin elektrolitik olarak indirgenmesi ile eldesine dayanır.

Alüminyum esaslı malzemelerde, başlıca önemli alaşım elementleri bakır, magnezyum, çinko, ve silisyumdur. Alaşım elementlerinin alüminyumun özelliklerine etkisi, faz diyagramları ile daha iyi açıklanabilir.

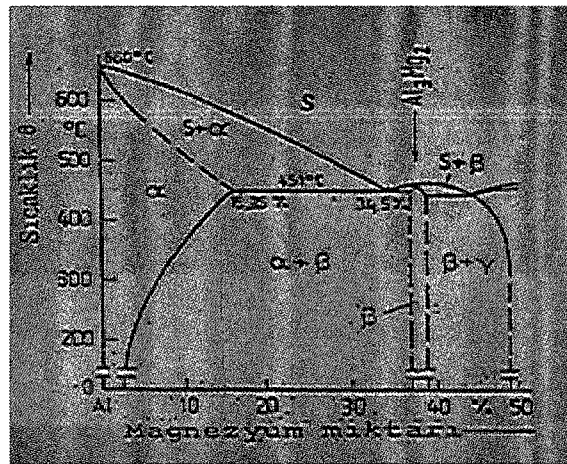
Alüminyum –Bakır faz diyagramı'nın Al_2Cu intermetalik (metaller arası) bağlantıya kadar olan bölümü, Şekil4.2'de verilmiştir. Al_2Cu intermetalik bağlantısı malzemenin gevrekleşmesine yol açtığı için, döküm tekniği bakımından ötektik bileşime yakın olması gereken Al-Cu alaşımlarının pratikte kullanılmasını engeller [8]. Diğer taraftan, katılaşma aralığının genişliği sebebiyle yapısal aşırı soğutmadan dolayı, teknik Al-Cu alaşımlarının bileşimindeki bakır miktarı, ötektik yatayının başladığı %5,7değerinin daha da altında kalarak, yaklaşık %4,5 ile sınırlanır.



Şekil 4.2. Alüminyum-Bakır faz diyagramı

Ötektik sıcaklığının altında bakırın alüminyum kafesindeki çözünürlüğü azaldığından, çökelme sertleştirme için gerekli ön koşullardan biri yerine gelmiş olur. Malzemeyi gevrekleştirmeden dayanım artışı sağlayan yaşlandırma sertleşmesi, ilk kez bu alaşımlarda bulunmuştur.

Alüminyum –Magnezyum sistemi'nin çok sert ve gevrek olan, ayrıca korozyona dayanıklılığı da azaltan Al_3Mg_2 intermetalik bağlantısından dolayı (Şekil4.3), söz konusu alaşımların kullanılabilirliği Mg miktarının teorik olarak %15'ten az olması ile olanaklıdır.

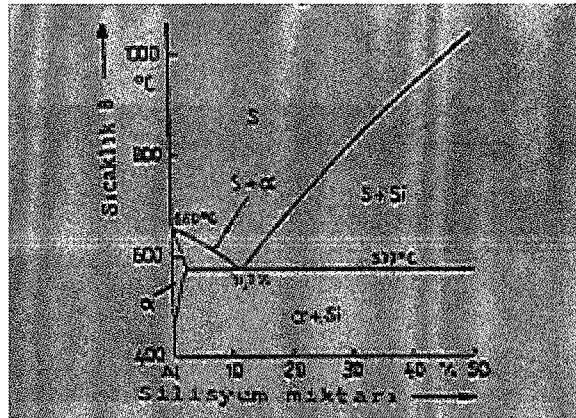


Şekil 4.3. Alüminyum-Magnezyum faz diyagramı

İkili Al-Mg alaşımlarında dayanım artışı, yalnızca katı çözelti oluşumuyla ilgilidir. Çökelme eğrisinin elverişliliğine karşın, önemli bir çökelme sertleşmesi görülmez. β fazı öncelikle tane sınırları boyunca iri parçacıklar halinde çökelindiğinden, %7'den fazla magnezyumlu alaşımlar taneler arası korozyona uğrayabilirler. Tane sınırlarındaki bu Al_3Mg_2 ağı, çökelme sertleşmesine benzeyen homojenleştirme işlemiyle dağıtılarak, malzemenin bu tarz korozyona eğilimi azaltılır.

Ötektik alaşım yaklaşık olarak %80 gevrek Al_3Mg_2 içerdiği için, her ne kadar 451°C gibi düşük sıcaklıkta ergime üstünlüğüne sahip olsa da, teknik açıdan yararlanılamaz durumdadır. Ötektik alaşımdan sola doğru uzaklaşırsa, Al_3Mg_2 miktarı azalmakla birlikte, bu kez katılaşma aralığı genişler. Dolayısıyla, Al-Mg döküm alaşımlarında da magnezyum miktarı, dar aralıklı ve α alanında olan bir katılaşmayı gerçekleştirmek amacıyla, %2 ila 11 arasında seçilir.

Şekil 4.4'te, **Alüminyum-Silisyum faz diyagramı** görülmektedir. Yaklaşık %11,7 Si noktasındaki ötektik alaşımın iç yapısı, %90 kadar α katı çözeltisi ile % 10 kadar saf silisyumdan meydana gelir. Böylece, sünek alüminyum-silisyum katı çözeltisi, gevrek silisyuma nazaran çok daha etkin olarak alaşımın özelliklerini belirler. Bu durum, ince tanelilik ve kalıbı iyi doldurma özellikleri ile birlikte, Al-Si ötektik alaşımının döküm malzemesi olarak pratikte kullanılmasını sağlar.



Şekil 4.4. Alüminyum-Silisyum faz diyagramı

Alüminyum-Magnezyum-Silisyum üçlü sisteminin magnezyum-silisyum tarafında Mg_2Si intermetalik bağlantı fazı mevcuttur. Mg_2Si ayrı bir alaşım bileşeni gibi düşünülerek, bu bağlantı ile alüminyum elementi arasında ikil faz diyagramı görünümünde bir kesit elde edilebilir. Bu bölgedeki uygun bileşenli alaşımlar, Al-Mg

veya Al-Si sistemlerinden farklı olarak yaşlandırma sertleşmesi gösterirler. Benzer davranışa $MgZn_2$ intermetalik bağlantının bulunduğu **Al-Mg-Zn** üçlü sisteminde de rastlanır. Her iki sistem esas alınarak, yaşlandırma sertleşmesinin uygulanabildiği birçok önemli alüminyum alaşımı geliştirilmiştir.

4.1.1. Yaşlandırma Sertleşmesi

Çökelme sertleşmesi (yaşlandırma) olayı çeliklerdeki yaşlanmayla benzer şekildedir. Bunun için, ana metal içerisinde bulunan alaşım elemanlarının düşen sıcaklıkla çözünebilirliklerinin azalması gerekir. Bu durum yukarıda da açıklandığı gibi ikil Al-Si ve Al-Mg alaşımlarında vardır. Fakat teknik için önemli sayılabilecek belirli bir dayanım artması için yeterli değildir. Teknolojik olarak, yaşlandırma sertleşmesinde şu aşamalar gereklidir:

- **Çözme tavlama (Homejenleştirme) :** Birkaç saatlik ısıtma esnasında (alüminyum alaşımlarında yaklaşık $500^{\circ}C$ sıcaklıkta) çökelme sertleşmesine iştirak edebilen alaşım elemanları, katı çözeltili içerisinde çözülür. Yavaş soğuma sonrasında, oda sıcaklığında Al_2Cu , Mg_2Si veya $MgZn_2$ gibi intermetalik fazlar eşlik eder.
- **Ani soğutma:** Homojen katı bölgesinden yapılan soğutma, alaşım elementlerinin aşırı doymuş çözeltilde kalabileceği şekilde hızlı yapılır. Bu durumda yapı, aşırı doymuş homojen katı çözeltili halindedir ve alaşımlar henüz yumuşaktır, iyi şekil alabilirler.
- **Çökeltme (Yaşlandırma):** Oda sıcaklığında ya da daha yüksek sıcaklıkta yapılır. Oda sıcaklığında yapılan doğal yaşlandırmada (soğuk yaşlandırma-doğal dinlendirme), tek fazlı metastabil faz teşkil eder. Çökelmeler, matriks içerisinde pek az büyüklü atom yığılması olarak görülürler ve koheranttırlar. Bunlar, Al-Cu-Mg alaşımlarında Guiner-Preston-Zonu olarak da adlandırılırlar. Daha yüksek sıcaklıkta yapılan yapay yaşlandırmada (sıcak yaşlandırma- yapay dinlendirme, alüminyum alaşımlar için yaklaşık $200^{\circ}C$ sıcaklığa kadar), matriksle yarı koherant sınır yüzeyine sahip ara etaplı metastabil faz olarak zon teşekkülü gerçekleşir. Soğuk yada sıcak sertleştirilmiş halde, matriks içerisinde çok ince dağılmış metastabil faz

partikülleri, plastik şekil vermede dislokasyonların hareketini zorlaştırır ve plastite kaybı, sertlik ve dayanımın artmasını sağlar. Daha yüksek sıcaklıklarda ya da sıcak sertleştirmede süre çok uzun tutulursa, partiküllerde aşırı kabalaşma olur ve sertlikle birlikte dayanım değerleri tekrar düşer.

4.2. Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi

Alüminyum alaşımları, üretim metoduna bağlı olarak iki büyük gruba ayrılır. Bunlar, **dövme ve dökme alaşımlardır**. İmal usulünün değişik gereklerini yansıtacak şekilde, plastik deformasyonla şekillendirilmiş olan hadde alaşımların mikroyapısı ve bileşimi, dökme alaşımlardan, önemli ölçüde farklılık gösterir. Her bir büyük grup içerisinde alaşımlar, **ısıtılabilir ve ısıtılmayan alaşımlar** olarak sınıflandırılır.

4.2.1. Hadde Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi

Alüminyum alaşımları, sekiz seriden ibarettir [9]. Alüminyum Cemiyetinin uluslararası kısa gösterim sistemine göre bir harfi takip eden veya onun önünden gelen 4 dijit sayı tarafından kısaca gösterilmektedir(Tablo 4.2) [10].

Tablo 4.2. Hadde alüminyum alaşımlarının kısa gösterimi

1XXX	Ticari saflıkta Al (>%99 Al)	Yaşlandırılmaz
2XXX	Al-Cu ve Al-Cu-Li	Yaşlandırılabilir
3XXX	Al-Mn	Yaşlandırılmaz
4XXX	Al-Si ve Al-Mg-Si	Mg içeriyorsa yaşlandırılabilir
5XXX	Al-Mg	Yaşlandırılmaz
6XXX	Al-Mg-Si	Yaşlandırılabilir
7XXX	Al-Mg-Zn	Yaşlandırılabilir
8XXX	Al-Li, Sn,Zr, veya B	Yaşlandırılabilir

Hadde alüminyum alaşımlarının kısa gösteriminde kullanılan sayılar Tablo 4.3’de açıklanmıştır.

Dayanım artışı, alaşımın ısıtıl işlem görmüş ya da soğuk şekil değiştirme sertleşmesi uygulanmış olmasına bağlı olarak, T veya H temper gösterimiyle elde edilir (Tablo 4.4). Diğer gösterimler, alaşımın tavlanmış(O), çözündürme ısıtıl işlemine tabi tutulmuş(W) ya da üretildiği gibi kullanıldığını(F) anlatır. T ve H ‘den sonra yazılan numaralar, soğuk şekil değiştirme sertleşmesi miktarını, belirli bir ısıtıl işlem türünü yada alaşımın gördüğü işlemlerin diğer özel gösterilişlerini gösterir[6].

Tablo 4.3. Sayıların açıklanması

BİRİNCİ SAYI	
Alaşımın ait olduğu sayıyı gösterir	
1, %99 oranında minimum saflık ve yüksek alaşımı gösterir. 2’den 8’ seriyi gösterir ve alaşımda kullanılan ana alaşım elementini belirler	
SERİ	ALAŞIM
2	Alüminyum-bakır
3	Alüminyum-mangan
4	Alüminyum-silisyum
5	Alüminyum-magnezyum
6	Alüminyum-magnezyum-silisyum
7	Alüminyum-çinko-magnezyum(bakır ile veya bakırsız)
8	Diğer alüminyum alaşımları
0 ve 9	kullanılmaz
İKİNCİ SAYI	
1000 Serilerinde,belirli kirliliğin kontrollü yüzdelerine karşı gelen alüminyumun derecesini tanımlar 2000’den 8000’serilerinde alaşımı tanımlamak için kullanılır.	
SON İKİ SAYI	
1000 serilerinde %99 üzerindeki alüminyum yüzdelerini gösterir. 2000’den 8000’e serilerinde alaşımı tanımlamak için kullanılır.	
HARFLERİN OKUNMASI	
- X Ön eki, bir deneysel alaşımı tahsis etmek için kullanılır. - A Son eki alaşımın bir ulusal versiyonunu gösterir	
Örnek:6005A	

Tablo 4.4. Alüminyum alaşımlarının temper gösterimi

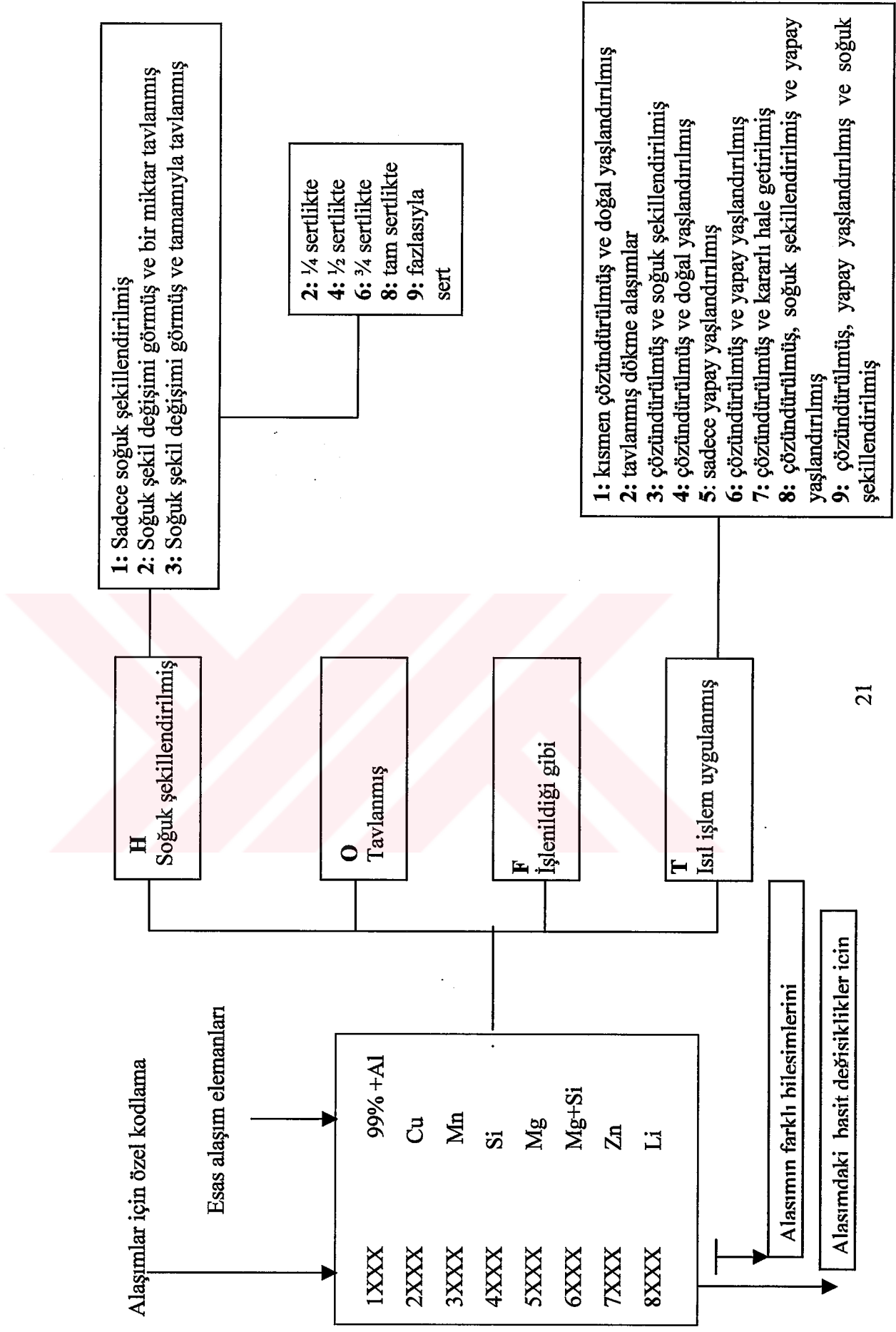
F	: Üretildiği gibi (sıcak şekillendirilmiş, dövme, dökme, vs)
O	: Tavlanmış (mümkün olan en yumuşak durumda)
H	: Soğuk şekillendirilmiş
	H1X : Sadece soğuk şekillendirilmiş(X, soğuk şekillendirme ve dayanım artırma miktarını gösterir)
	H2X : Soğuk şekil değişimi görmüş ve bir miktar tavlanmış.
	H3X : Soğuk şekil değişimi görmüş ve düşük bir sıcaklıkta kararlı hale getirilmiş.
W	: Çözündürme işlemi uygulanmış.
T	: Yaşlandırma ile sertleştirilmiş.
	T1 : Üretim sıcaklığından soğutulup doğal yaşlandırılmış.
	T2 : Üretim sıcaklığından soğutulup soğuk şekillendirilmiş ve doğal yaşlandırılmış.
	T3 : Çözündürülmüş, soğuk şekillendirilmiş ve doğal yaşlandırılmış.
	T4 : Çözündürülmüş ve doğal yaşlandırılmış.
	T5 : Üretim sıcaklığından soğutulup yapay yaşlandırılmış.
	T6 : Çözündürülmüş ve yapay yaşlandırılmış.
	T7 : Çözündürülmüş ve aşırı yaşlandırma ile kararlı yapı elde edilmiş.
	T8 : Çözündürülmüş, yapay yaşlandırılmış ve soğuk şekillendirilmiş.
	T9 : Çözündürülmüş, yapay yaşlandırılmış ve soğuk şekillendirilmiş.
	T10 : Üretim sıcaklığından soğutulup soğuk şekillendirilmiş ve yapay yaşlandırılmış.

Hadde alüminyum alaşımları, ısıtıl işlem uygulanıp uygulanmamasına göre ikiye ayrılır:

- Isıl işlem uygulanmayan alaşımlar: Bu alaşımların fiziksel özellikleri, ara tavlama ve (eğer varsa son tavlama) haddeleme veya ekstrüzyon prosesi ile belirlenir. Sertlikleri **H** harfi ile kısaca gösterilir. **1000, 3000, ve 5000** serilerine aittir.
- Isıl işlem uygulanabilen alaşımlar: Bu alaşımların fiziksel özellikleri, uğradıkları ısıtıl işlem (çözme ısıtıl işlemi, su verme ve yaşlandırma) ile belirlenir ve **2000, 6000 ve 7000** serilerine aittir.

Yukarıda , alüminyum alaşımlarının gösterimi ile ilgili olarak anlatılanları tek bir tablo halinde gösterilmiştir (Tablo 4.5) [11]. Yine ayrıca, hadde alüminyum alaşım serilerinin bazı mekanik ve fiziksel özellikleri ile belli başlı kullanım yerleri ile ilgili bilgiler Tablo 4.6’da verilmiştir [11].

Tablo 4.5. Al alaşımlarının diğer bir gösterimi



Tablo 4.6. Hadde Al alaşım serilerinin bazı mekanik ve fiziksel özellikleri

Alaşım serileri	Bileşim	Kesme Dayanımı (Mpa)	Mak. Çekme Day. (Mpa)	Kopma Uzaması (%)	NOTLAR
1000	“saf“ Al	30-100	100-135	50’kadar	Dekorasyon malzemesi, elektrik iletkeni, folyo
2000	~4.5%Cu (+Mn,Si,Mg) yaşlandırma sertleşmesi	480’kadar	520’kadar	5-20	Genel kullanıma yönelik olarak ekstrüzyon ve hadde tırtn.(özellikle uçak yapıları)
3000	~1%Mn, Mg soğuk şekillendirilmiş	215’kadar	290’kadar	5	Kamyon ve tırlarda kaplama için saç şeklinde, yiyecek kapları, içecek kutuları
4000	12%Si, (+Mg,Ni,Cu) haddelenebilir, yaşlandırma sertleşmesi uygulanabilir	~295	~325	0.5	IC motor pistonlarında.(aka LM13, A332)
5000	~5%Mg (+Cr, Mn). Soğuk şekillendirilmiş	350’kadar	415’kadar	15	İyi derecede şekillendirilebilirlik ve kaynak edilebilirlik kabiliyeti. Mükemmel korozyon direnci. Genellikle yapı uygulamalarında kullanılır.(özellikle denizcilikte)
6000	0-1%Mg-Si. Yaşlandırma sertleşmesi	~275	~310	12	Sıcak ekstrüzyon uygulanabilir. Pencere çerçeveleri
7000	%8 Zn (+Mg,Cu,Cr). Yaşlandırma sertleşmesi	5000	575	11	Dayanımı çok yüksek alaşımlar. özellikle uçak yapımında kullanılır
8000	“Diğer alaşımlar” örneğın 0-2.5%Li				Yakın zamanda kullanılmaya başlanmıştır.(özellikle uçaklarda kullanılır.

4.2.2. Dökme Alüminyum Alaşımlarının Kısa Gösterimi

Alüminyum cemiyetinin uluslararası kısa gösterim sistemine göre dökme alaşımlar; bir harf ve bu harfi takip eden 3 dijit, 1 ondalık sayı ile kısaca gösterilmektedir.(Tablo 4.7) [12].

Tablo 4.7. Dökme alüminyum alaşım serileri

1XX.X	Ticari saflıkta Al	Yaşlandırılmaz
2XX.X	Al-Cu	Yaşlandırılabilir
3XX.X	Al-Si-Cu veya Al-Mg-Si	Bazıları yaşlandırılabilir
4XX.X	Al-Si	Yaşlandırılabilir
5XX.X	Al-Mg	Yaşlandırılmaz
6XX.X	Kullanılmaz	
7XX.X	Al-Zn	Yaşlandırılabilir
8XX.X	Al-Sn	Yaşlandırılabilir
9XX.X	Diğer elementler	

İlk üç sayı alaşımı, dördüncüsü ise alaşımın üretim şeklini tanımlar.

Birinci sayı: Ana alaşım elementini belirler

İkinci ve üçüncü sayılar: Kullanıldıkları serinin belirli bir alaşımını tanımlarlar (1xx.x serisi hariç). 1xx.x serisinde ise bu iki sayı, alaşımdaki alüminyumun yüzdesini ifade eder.(örneğin; “160.0 “ , alaşımdaki alüminyumun en az %99.60 olduğunu gösterir)

Ondalık sayı: Kullanılan sayı döküm metodunu belirler. Kuma döküm ise her zaman sıfır (0) kullanılır (xxx.0). Eğer döküm yöntemi kokil döküm ise, 1 veya 2 sayıları kullanılır (xxx.1 veya xxx.2). Kokil dökümü ifade etmek için günümüzde daha çok xxx.1 kullanılır

Ön ek olarak kullanılan harf: Örneğin A ve B harfleri döküme alaşımların değişik bileşimlerini gösterir. Örneğin A356.0 alaşımı, 356.0 alaşımından, saflık derecesinin kontrolünün daha sıkı olmasından ötürü farklılık gösterir [12].

Dökme alaşımlar TS 1426’ya göre ise, bir rakamın takip ettiği harfler tarafından kısaca gösterilir [10]. Gösterme sistemi Tablo 4.7’de açıklanmıştır. Proses ve

tavlama TS 5186'ya göre iki sayının takip ettiği Y harfi tarafından kısaca gösterilir(Tablo 4.8).

Tablo 4.8. Dökme alüminyum alaşımlarının kısa gösterimi

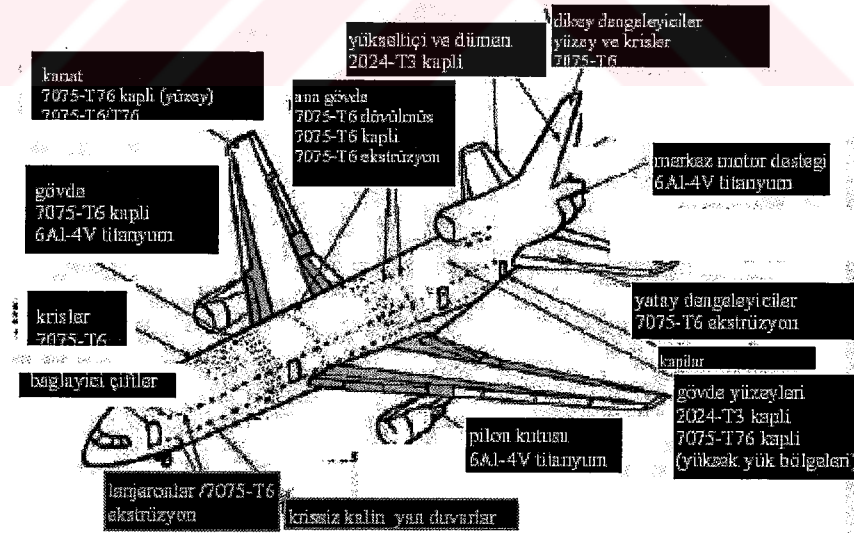
Döküm alaşımlar TS 1426'ya göre alfa numerik şekilde kısaca gösterilir	
Her ilave bir özel harf tarafından kısaca gösterilir:	
Bakır için	U
Mangan için	M
Silisyum için	S
Magnezyum için	G
Çinko için	Z
Titanyum için	T
Berilyum için	Be
Krom için	C
A harfinden sonra, alaşım elementleri azalan sıra içerisinde sıralanır.	
Element sembolü elementlerin nominal içeriği tarafından dizilir	
İçerik 0 ve %1 arasında iken ilgili sayının önüne 0 konur	
Örnekler:	
• A-S7G03	(%7 silisyum ve %0.3 magnezyumlu bir alaşım)
• AG3T	(%3 magnezyum ve eşit miktarda titanyum içeren alaşım)

Tablo 4.9. Dökme alüminyum alaşımlarının ısıt işlemleri kısa gösterimi

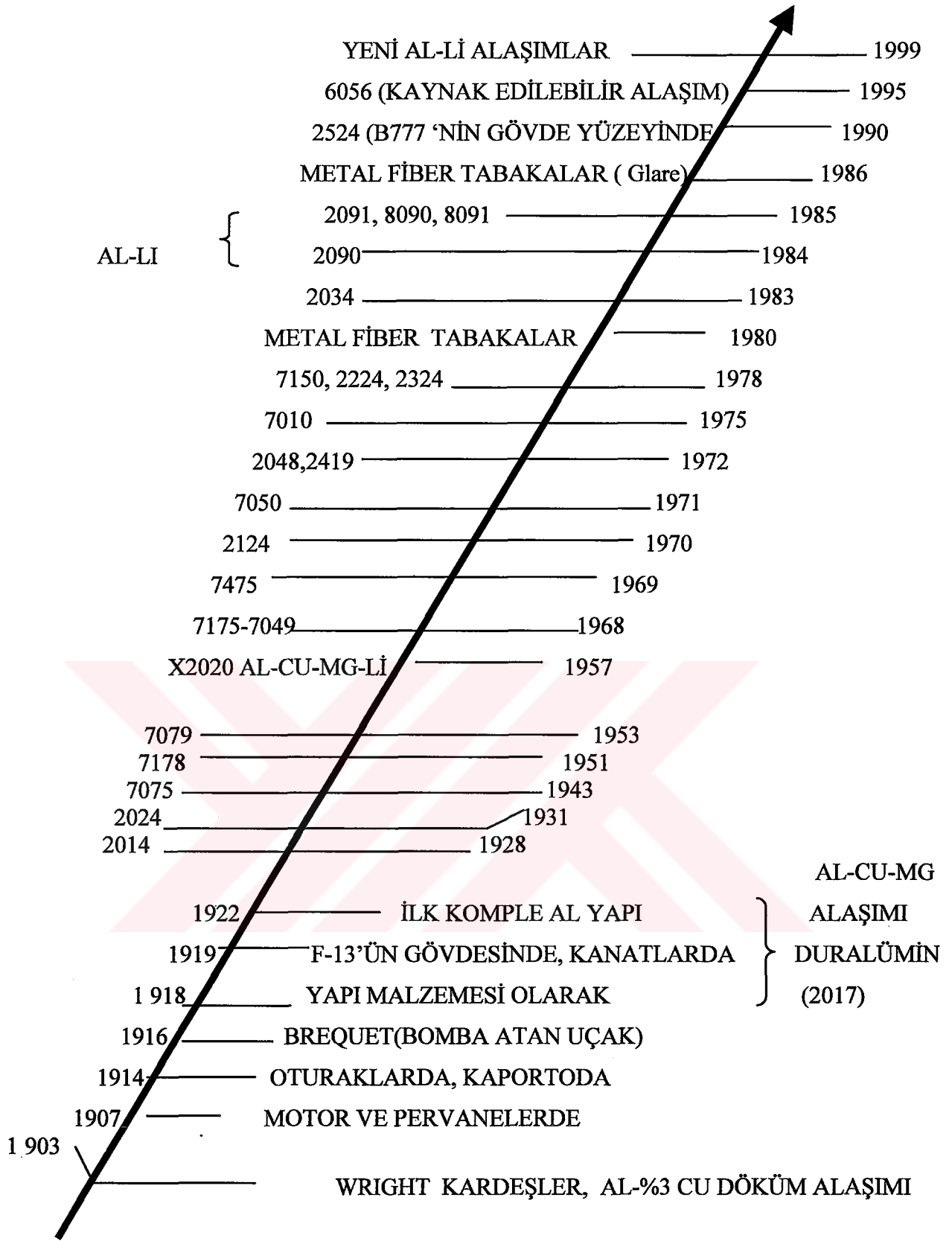
BİRİNCİ SAYI DÖKÜM METODU	İKİNCİ SAYI ISIT İŞLEM
2- Kum döküm 3- Kalıp döküm 4- Basınçlı döküm 9- Özel teknikler	0- İşlemsiz 3- Su verme ve yaşlandırma 4- su verme ve doğal yaşlandırma 9- Özel işlemler
Örnek. A-S7G06 Y 23 (su verilmiş ve yapay yaşlandırılmış bir kum kalıba döküm)	

4.3. Hadde Alüminyum Alaşımlarının Uçaklarda Kullanılması

II. Dünya Savaşı sonrasında günümüze, 2000 ve 7000 serisi alüminyum alaşımları uçak yapımında yoğun olarak kullanılmaktadır. Gelişen teknoloji ile birlikte, anılan bu alaşım serilerinde de önemli gelişmeler olmuş ve bu alaşım serilerinin kullanım özellikleri geliştirilmiştir. Bu alaşımların özelliklerinin iyileştirilmesini sağlayan en önemli faktör ısıtıl işlemlerin bu alaşımlara uygulanmaya başlaması ile birlikte olmuştur [13]. Yine gelişen teknoloji ile kaynak edilebilirliği yüksek olan 6000 serisi alüminyum alaşımları da uçak sanayisinde kullanıma sunulmuştur. Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımlarla ilgili araştırmalar devam etmiş, bu araştırmalarla birlikte birçok bakımdan üstün özellikler sunan Al-Li alaşımları da uçak yapımında kullanıma sunulmuştur. Şekil 4.5’de büyük uçaklarda kullanılan bazı alüminyum ve titanyum alaşımlarının kullanım yerleri gösterilmiş olup Şekil 4.6’da ise uçaklarda kullanılan hadde alüminyum alaşımlarının tarihsel gelişimi gösterilmiştir.



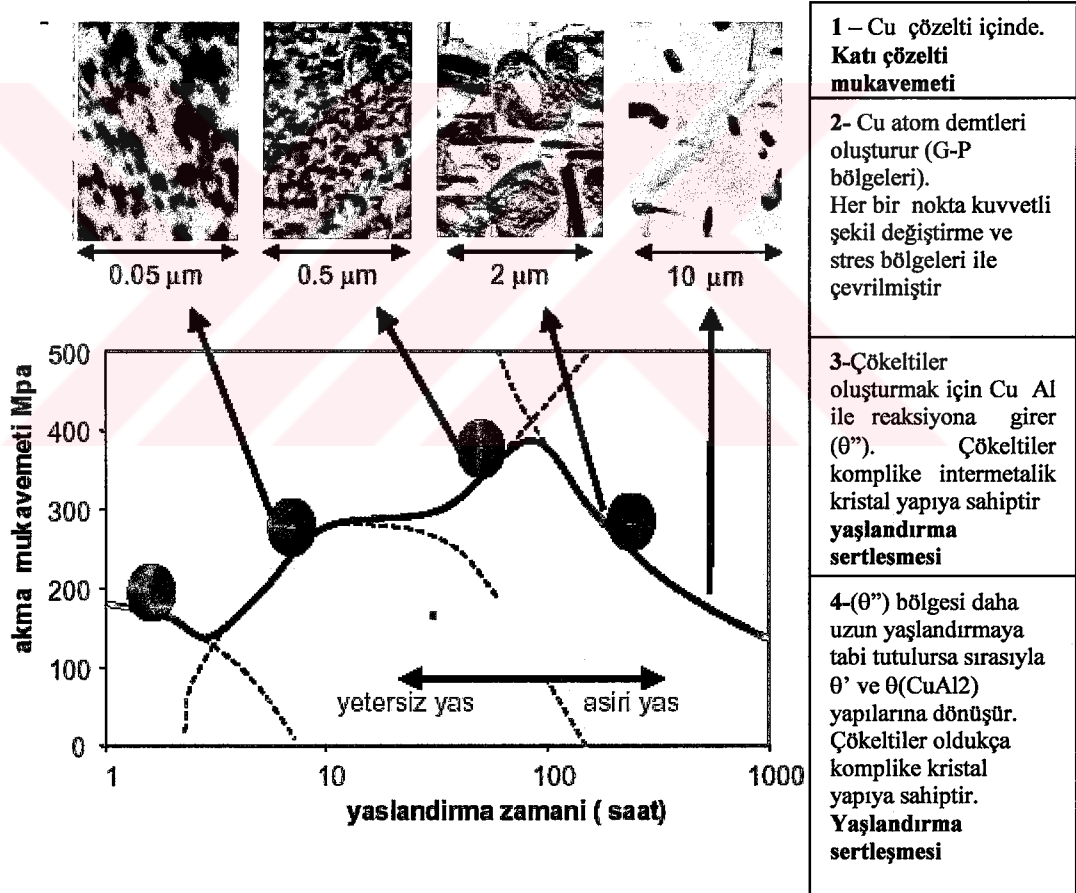
Şekil 4.5. Büyük uçaklarda kullanılan alüminyum ve de titanyum alaşımları [4]



Şekil 4.6. Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımların tarihsel gelişimi [4]

4.3.1. 2000 Serisi (Al-Cu) Hadde Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması

2000 serisi alüminyum alaşımları, uçaklarda kullanılan ilk alüminyum alaşım ailesidir. Yaşlandırılabilen bu alüminyum alaşım serisi (Şekil 4.7 alaşımın yaşlandırılma işlemi), hasar toleransının gerekli olduğu yerlerde yaygın bir kullanım alanı bulmaktadır [13]. Hasar toleransını; normal şartlarda alaşımın yüksek çekme yükünü de içeren çeşitli yüklere maruz kaldığında sahip olduğu yüksek kırılma tokluğu ve düşük hızlı yorulma çatlak ilerlemesinin yararlı bir kombinasyonu olarak düşünülebilir. Bu alaşım ailesi daha çok uçakların gövde yapımında ve alt kanatlarda kullanılır.



Şekil 4.7. 2000 serisi alüminyum alaşımının ısı işleme süreci

4.3.1.1. Uçakların Gövde Yapımında Kullanılan 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları

Bu alaşım serisinin en çok kullanılanı ve bilineni 2024 alaşımıdır ve bu alüminyum alaşımı, uçakların gövde yapımında geniş bir kullanım alanı bulmaktadır. 2000 serisi alaşımların geliştirilmesine çalışılmış ve bu seriden yeni tip alaşımlar uçak sanayisinde kullanıma sunulmuştur. Örnek olarak 2024 alaşımının gövde yapımında kullanılmadığı ilk ticari uçak BOEING 777 olup, bu alaşımın yerine bu uçakta 2524-T3 alaşımı kullanılmaya başlanmıştır. Yine gövde yapımında kullanılmak üzere Fransız PECHINEY firması tarafından geliştirilen 2024A-T3 alaşımı da uçak sanayisinde kullanıma sunulmuştur [14]. Bu yeni alaşımların geliştirilmesindeki amaç hasar toleransı özelliklerini iyileştirmektir. Bu iyileştirme, kırılma tokluğu ve yorulma özelliklerini olumsuz etkilediği bilinen dağılmış partiküllerin hacminin azaltılması ile sağlanır.

4.3.1.2. Uçakların Kanatlarının Yapımında Kullanılan 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları

Uçuş yüklerine bağlı olarak kanat yapıları iki ana bölgeye ayrılır: **üst kanat** (öncelikli olarak basma /denge durumunda yüke maruz kalır, yüksek mukavemete sahip 7000 serisi alaşımlar kullanılarak imal edilir) ve **alt kanat** (periyodik genlik ile çekme yüküne maruz kalır, yorulma/hasar toleranslı 2000 serisi alaşımlardan imal edilir).

Uzun bir süre alt kanat yapıları 2024-T351 hasar toleranslı alaşımlar tarafından imal edilmiştir. Seksenli yıllardan itibaren bu alaşımın yerine yorulma ve hasar toleransı özelliklerinde gelişme sağlayan (demir ve silisyumdaki yüksek saflıkla birlikte) 2324-T39 (BOEING) ve 2124-T3 (AIRBUS) alaşımları kullanılmaya başlanmıştır.

4.3.1.3. Uçaklarda Kullanılan Diğer 2000 Serisi Alüminyum Alaşımları

Uçak yapımında kullanılan diğer 2000 serisi alüminyum alaşımları ise şunlardır;

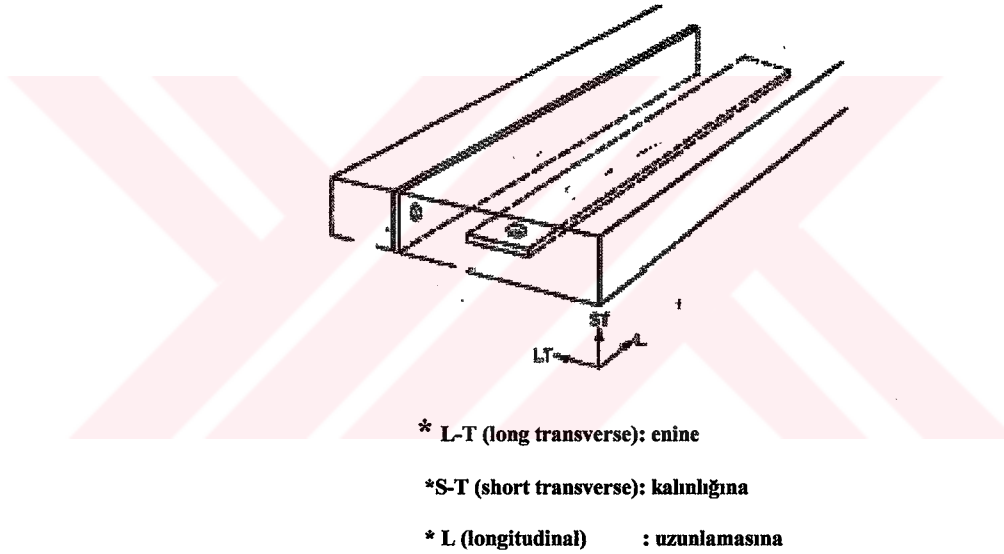
2014 alaşımı : yüksek sertlik ve mukavemetin istenildiği durumlarda kullanılır ve uçak teçhizatının yapımında geniş bir kullanım alanı vardır.

2017 alaşımı : Tavlama ile kolayca şılenebilen bu alaşım uçak yapılarında daha çok perçin malzemesi olarak kullanılır ve yüksek mukavemete sahiptir.

perçinlerde kullanılan bir diğerk alaşım ise **2117 alaşımı**dır [13].

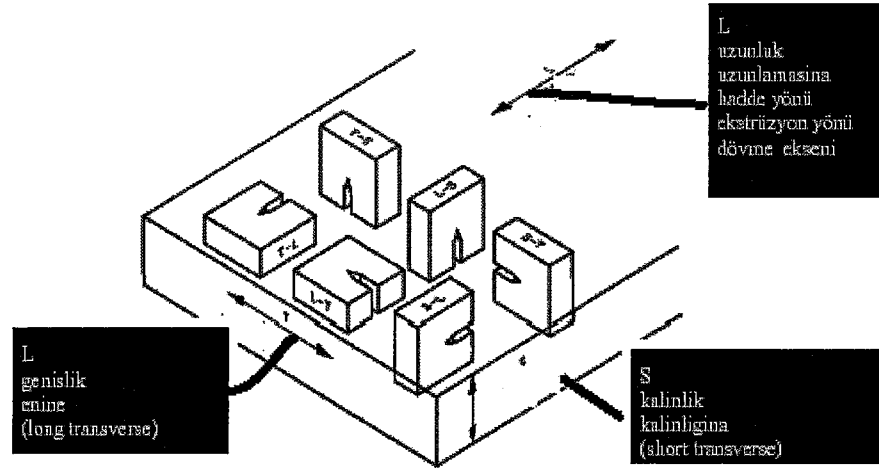
2124-T851 alaşımı : Bu alaşım daha çok savaş uçaklarının kanat yüzeylerinde kullanılır.

Bu bölümde yukarıda sözü edilen 2000 serisi alüminyum alaşımların belli başlı özelliklerini ayrıntılı olarak verilecektir. Alaşımların zellikleri anlatılırken kullanılan kısaltmalarla (yönler ile ilgili) ilgili bilgiler şekil 4.8’de verilmiş olup, tablolarda bunlardan yararlanılmıştır [15].



şekil 4.8. Malzemelerin mekanik özellikleri ile ilgili yönler

Yine ayrıca kırılma tokluk değerkinin ynle ilgili olarak ifadesi (nemi), malzemenin tane yönü ile ilgili olup, tane yn sembol çiftleri ile tanımlanır. Sembol çiftlerinin ilk harfi, çatlak düzlemine dik olan tane yönünü, ikinci harf ise kırılma yönüne paralel olan tane yönünü göstermektedir. şekil 4.9’da tipik kırılma-hattı yönleri gösterilmiştir [15].



Şekil 4.9. Kırılma hattı yönleri

4.3.1.4. 2024 Alüminyum Alaşımı

Alaşımın Diğer Gösterimleri : NS A92024; ISO AlCu4Mg1; NF A-U4G1 (Fransa); DIN AlCuMg2; AA2024-Tx, ASME SB211; CSA CG42 (Kanada), Alüminyum 2024-TX; [16]

Alaşımın Genel Özellikleri : 2024 alaşımı ilk olarak 1931 yılında Alcoa firması tarafından alüminyum kaplı sac olarak T3 temperi ile kullanıma sunulmuştur. Akma dayanımı 50,000 psi yaklaşan ilk Al-Cu-Mg serisi alüminyum alaşımı 2024 alaşımıdır. Bu alaşım uçaklarda yoğun olarak kullanılan 2017-T4 (Duralüminyum) yerini almış olup, özellikle kalın tabaka formunda, yüksek yorulma dayanımına sahip olan bu alaşımın kullanımı zamanla daha da artmıştır [17].

2024 alaşımı tavllanmış halde ve T3, T4, T8 temper formlarında kullanılır

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.10. 2024 Alaşımının kimyasal bileşimi

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

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Levha formundaki 2024 alaşımı; sertliğin, iyi bir yorulma dayanımı ve de yüksek mukavemetin gerekli olduğu uçak gövde yapıları ile kanat germe parçaları ve karışık şekli elemanlarda kullanılır. Daha çok alüminyum kaplama formunda bulunan 2024 alaşım saçları ise yoğun olarak ticari ve askeri uçakların gövde ve kanat yüzeyleri ile sıcaklığın çoğu zaman 250 °F (121 °C) ıktığı motor bölgesinde kullanılır.

Kullanım yerleri ile ilgili ayrıntıya girecek olursak bu alaşım; uçak teizatlarında, vites ve de şaftlarda, cıvata ve saplamalarda, bilgisayar parçalarında, bağlantılarda, hidrolik valf gövdelerinde, pistonlarda kullanılır.

Alaşımın Mekanik zellikleri :

a) 2024 Alaşımı: Tablo 4.11’deki değerler, L-T yönündeki test değerlerdir.

Tablo 4.11. 2024 Alaşımının bazı mekanik zellikleri

Temper	Kalınlık in. (mm)	ekme dayanımı ksi (MPa)	Akma dayanımı ksi (MPa)	Uzama %
O-sa&levha	0.010-0.499 (0.25-12.44)	32.0 (max) (220)	14.0(max) (96)	12
T3-düz sa	0.008-0.249 (0.203-6.32)	63-64 (434-441)	42 (289)	10-15
T351-levha*	0.250-4.000 (6.35-101.6)	64-57 (441-393)	41-42 (289-282)	12-4
T4-rulo sa	0.010-0.125 (0.254-3.16)	62 (427)	40 (276)	12-14
T81-düz sa	0.010-0.249 (0.254-6.32)	67 (462)	58 (400)	5
T851-levha	0.250-1.499 (6.35-38.07)	66-67 (462-455)	57-58 (400-393)	5
*kalınlık artıkça dayanım azalır				

b) 2024 Alüminyum Kaplama (alclad) : Çift taraflı kaplama; 0.062 in (1.57mm) kalınlığında yada altındaki kalınlıklardaki malzemelerde nominal kaplama kalınlığı 5%, 0.062 in.(1.57mm) kalınlığının üstündeki değerlerde ise nominal kaplama kalınlığı 2.5% dir. Tablo 4.12 özellik değerleri çift taraflı kaplam içindir. Tek taraflı kaplamadaki değerler biraz daha yüksektir [17].

Tablo 4.12. 2024 alüminyum kaplamanın mekanik özellikleri

Temper	Kalınlık in. (mm)	Çekme Day. ksi (MPa)	Akma Day. (MPa)	Uzama %
O- saç&levha	0.008-1.75 (0.20-44.75)	30-32 (max) (207-220)	14.0(max) (96)	10-12
T3-düz saç	0.008-0.249 (0.203-6.32)	58-62 (400-427)	39-40 (269-276)	10-15
T351 levha*	0.250-4.000 (6.35-101.6)	62-57 (427-393)	41-42 (276-282)	12-4
T4-rulo saç	0.010-0.125 (0.254-3.16)	58-61 (400-427)	36-38 (248-262)	12-15
T81-düz saç	0.010-0.249 (0.254-6.32)	62-55 (427-448)	54-56 (372-386)	5
T851-levha	0.250-1.499 (6.35-38.07)	65-66 (448-455)	56-58 (386-400)	5

2024 Alaşımın Kırılma Tokluğu : Saç ve plaka formundaki 2024 alaşımının T3 ve T4 temperleri çok yüksek tokluğa ve de yüksek mukavemet değerlerine sahiptir.

Alaşımın Korozyon Dayanımı : 2000 serisi alüminyum alaşımları atmosferik korozyona karşı duyarlıdırlar (özellikle denize yakın olan yerlerde ve de endüstri bölgelerinde). Bundan dolayı bu alaşımlar özellikle bu tür ortamlarda kullanıldığında özel koruma önlemleri alınmalıdır. Örneğin, alüminyum kaplama yüksek atmosferik

korozyon direnci sağlamaktadır. Kaplanmış yüzeyler, korozif saldırılara karşı dayanıklıdır ve de ayrıca ilave katodik koruma sağlarlar.

Bugüne kadar ki uygulamalarda, 2024 alaşımında (T351-T851) da, **soyulma (pullanma) korozyonu** ile ilgili herhangi bir problemle karşılaşılmamıştır.

2024 alaşımının **T851** temperi çok iyi bir gerilmeli korozyon çatlağı dayanımına sahiptir. Bu dayanım, ısıtılma tabi tutulan 2000 serisi yüksek dayanıma sahip alaşımların tavlama ve de yapay yaşlandırma işlemlerinin kontrolü ile sağlanır. 2024-T351 ile 2024-T851 alaşımlarının uygulamalarında 20 yılı aşkın bir süredir, gerilmeli korozyon çatlağı ile ilgili herhangi bir sorun rapor edilmemiştir [17].

4.3.1.5. 2324-T39 Alaşımı (Levha)

Alaşımın Genel Özellikleri : Bu alaşım 2024-T351 alaşımının daha yüksek mukavemete sahip bir versiyonudur ve bileşimindeki yüksek saflık kontrolü ile de 2024 alaşımından farklılık gösterir. Plaka formunda kullanılan bu alaşım, gerilmenin yoğun, kırılma ve yorulmanın kritik olduğu uygulamalar için geliştirilmiştir. Özel fabrikasyon işlemleri ile geliştirilen T39 temperi bu alaşıma 2024 alaşımına göre daha yüksek mukavemet ve de kırılma tokluğu özellikleri sağlamıştır [17].

Alaşımın Kimyasal Bileşimi(Wt %) :

Tablo 4.13. 2324 alaşımın kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %		Elementler	Ağırlık %		Elementler	Ağırlık %
Al	kalan		Cu	3.8 - 4.4		Mg	1.2 - 1.8
Mn	0.3 - 0.9		Fe	Max 0.12		Si	Max 0.1
Cr	Max 0.1		Zn	Max 0.25		Ti	Max 0.15

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Bu alaşım; yüksek mukavemetin, tokluğun ve de iyi bir yorulma çatlağı ilerleme dayanımının gerekli olduğu yerlerde 2024-T351 alaşımının yerine kullanılmaya başlanmıştır. Alaşım yeni tip ticari uçakların alt kanat yüzeylerinde ve de merkez kanat kutu (muhafaza) bileşenlerinde kullanılmaktadır.

Alaşımın Mekanik zellikleri : Tablo 4.14 de alaşımın test yönü L-T olup mukayese edebilmek için 2024-T351 alaşımı da tabloda gösterilmiştir.

Tablo 4.14. 2324-T39 alaşımının mekanik zellikleri

	2324-T39	2024-T351
Kalınlık: in (mm)	0.750-1.300 (19.05-33.02)	0.500-1.000 (12.70-25.40)
Çekme dayanımı, ksi (Mpa)	69 (475)	63 (435)
Akma dayanımı, ksi (Mpa)	54 (370)	42 (290)
Uzama %	8	8

Alaşımın Kırılma Tokluğu : 2024-T351 alaşımıyla kıyaslandığında, plaka formundaki 2324-T39 alaşımı daha yüksek kırılma tokluğuna sahiptir.

Alaşımın Yorulma zellikleri : Bu alaşımın yorulma zellikleri 2024-T351 alaşımı ile hemen hemen aynıdır.

Alaşımın Korozyon Dayanımı :Alaşımın gerilmeli korozyon çatlağı ve soyulma korozyon dayanımı 2024-T351 alaşımı ile benzer özellikler gösterir.

4.3.1.6. 2124 –T851 Alaşımı (Levha)

Alaşımın Genel zellikleri : 2124-T851 alaşımı öncelikli olarak garanti edilmiş kırılma tokluğu ve artırılmış S-T zelliklerinin gerekli olduğu 1.0 in (25.400 mm) den daha kalın levhaların yüksek sıcaklık uygulamaları için geliştirilmiştir. 350 F (177 C) kadar olan yüksek sıcaklıklarda iyi bir büzülme dayanımı gösteren bu alaşımının kırılma tokluğu 2024-T851 alaşımından daha yüksektir.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.15. 2124-T851 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık. %		Elementler	Ağırlık. %		Elementler	Ağırlık %
Al	kalan		Cu	3.8 - 4.9		Mg	1.2 - 1.8
Mn	0.3 - 0.9		Si	Max 0.2		Fe	Max 0.3
Cr	Max 0.1		Zn	Max 0.25		Ti	Max 0.15

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Orta dereceli yüksek sıcaklık uygulamalarında tavsiye edilen 2124-T851 alaşımı yüksek performanslı askeri uçaklarda öncelikli olarak işlenmiş gövde bölümlerinde ve kanat yüzeylerinde kullanılır.

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Verilen değerler, minimum L-T yönü mekanik özellik değerleridir.

Tablo 4.16. 2124-T851 alaşımının bazı kalınlıklar için mekanik özellikleri

	2124-T851		2024-T851
Kalınlık: in, (mm)	1.001-2.000 (25.43-50.80)	5.001-6.000 (127.03-152.40)	1.000-1.499 (25.40-38.07)
Akma Dayanımı, Ksi (Mpa)	57 (395)	54 (370)	57 (395)
Çekme Dayanımı, Ksi (Mpa)	66 (455)	63 (435)	66 (455)
Uzama, %	5	4	5

2124-T851 alaşımının yüksek sıcaklıktaki nominal akma mukavemet değerlerini Tablo 4.17’de şu şekilde verebiliriz.(burada test edilen levhaların kalınlığı 1.500-2.000 in.(38.1-50.8 mm)aralığındadır. Test yönü ise L-T dir).

Tablo 4.17. 2124-T851alaşımının nominal akma mukavemet değerleri

Sıcaklığa maruz kaldığı süre:		2124-T851		7050-T7351	
		10 saat	10,000 saat	10 saat	10,000 saat
24 ° C ksi (Mpa)	64 (440)	64 (440)	63 (435)	63 (435)	
100 ° C ksi (Mpa)	61 (420)	61 (420)	59 (405)	58 (400)	
148 ° C ksi (Mpa)	57 (395)	49 (340)	50 (345)	27 (185)	
204 ° C ksi (Mpa)	45 (310)	20 (140)	28 (195)	13 (90)	

Alaşımın Kırılma Tokluğu : Alcoa firması tarafından üretilen minimum 1.5-6.0 in.(38.1-127.0 mm) kalınlığındaki 2124-T851levha alaşımın test edilmesi ile elde edilen garanti edilmiş kırılma tokluğu değerleri Tablo 4.18’ de verilmiştir.

Tablo 4.18. 2124-T851 alaşımın kırılma tokluk değerleri

Test yönü	L-T	T-L	S-L
2024-T851	22 (24.2) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)	20 (22.0) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)	17 (18.7) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)
2124-T851	24 (26.4) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)	20 (22.0) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)	18 (19.8) ksi $\sqrt{\text{in}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)

Alaşımın Yorulma Özellikleri : 2124-T851alaşımının yorulma özellikleri 2024 alaşımı ile benzerlikler gösterir.

Alaşımın Korozyon Direnci : Mükemmel bir soyulma (pullanma) korozyon direncine sahip olan 2124-T851 alaşımının atmosferik korozyon direnci de 2024-T851 alaşımına göre daha iyidir. Özellikle S-T yönünde yapılan birçok test sonucun da 2124-T851 alaşımı, gerilmeli korozyon çatlağına karşı çok iyi bir direnç göstermiştir.

4.3.1.7. 2124-T351 Alaşımı

Alaşımın Diğer Gösterimleri : Alüminyum 2124-T351; UNS A92124; QQ-A-250/29; ASTM B209; AMS 4101; AA2124-T351, Alüminyum 2124-T351 [16].

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.19. 2124 alaşımın kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık. %	Elementler	Ağırlık. %
Al	Kalan miktar	Cu	3.8 - 4.9	Mg	1.2 - 1.8
Mn	0.3 - 0.9	Si	Max 0.2	Fe	Max 0.3
Cr	Max 0.1	Zn	Max 0.25	Ti	Max 0.15

Özellikle Airbus uçaklarının alt kanat yüzeylerinde kullanılan 2124-T351 alaşımı 2124-T851 alaşımı ile hemen hemen aynı özelliklere sahip olup, alaşımın belli başlı özellikleri tablo 4.23’de gösterilmiştir.

4.3.1.8. 2014 (T6; T651) Alaşımı

Alaşımın Diğer Gösterimleri : Alüminyum 2014-T651; UNS A92014; ISO AlCu4SiMg; BS H15 (UK); CSA CS41N (Kanada); AA2014-T651, DIN AlCuSiMn; NF A-U4SG (Fransa), Alüminyum 2014-T6; 2014-T651 [16]

Alaşımın Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.20. Alaşımın kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	Kalan miktar	Cu	3.9 - 5	Mg	0.2 - 0.8
Mn	0.4 - 1.2	Si	0.5 - 1.2	Fe	Max 0.7
Cr	Max 0.1	Zn	Max 0.25	Ti	Max 0.15

Uçak teçhizatının yapımında geniş bir kullanım alanı bulan 2014 alaşımının korozyon direnci oldukça zayıftır. Alaşımın belli başlı özellikleri Tablo 4.24 ' de verilmiştir.

4.3.1.9. 2017 (T4; T451) Alaşımı

Alaşımın Diğer Gösterimleri : Alüminyum 2017-T4; UNS A92017; ISO

AlCuMgSi; AA2017-T4; Alüminyum 2017-T451; QQ-A-4300; QQ-A-222/5; CM41 (Kanada); NF A-U46 (Fransa); MIL-R-430; AA2017-T451, Alüminyum 2017-T4; 2017-T451 [16]

Alaşımın Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.21. 2017 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %		Elementler	Ağırlık %
Al	Kalan Miktar		Cu	3.5 - 4.5
Mg	0.4 - 0.8		Mn	0.4 - 1
Si	0.2 - 0.8		Fe	Max 0.7
Cr	Max 0.1		Zn	Max 0.25

Korozyon direnci zayıf olan bu alaşımın işlenme kabiliyeti yüksektir ve de bağlantı malzemesi olarak uçaklarda geniş bir kullanım alanı bulmaktadır. 2017 alaşımının belli başlı özellikleri Tablo 4.25 'de verilmiştir.

4.3.1.10. 2117 (T4) Alaşımı

Alaşımın Diğer Gösterimleri : Alüminyum 2117-T4; UNS A92117; AA2117-T4, Alüminyum 2117-T4 [16] .

Alaşımın Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.22. Alaşımın kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık. %		Elementler	Ağırlık%
Al	Kalan Miktar		Cu	2.2 - 3
Mg	0.2 - 0.5		Si	Max 0.8
Fe	Max 0.7		Mn	Max 0.2
Cr	Max 0.1		Zn	Max 0.25

Uçaklarda bağlantı malzemesi olarak kullanılan 2117-T4 alaşımının işlenebilirliği 2017 alaşımına göre daha yüksek olup 2017 alaşımına alternatif olarak geliştirilmiştir. Bu alaşım için de belli başlı özellikler Tablo 4.26’da verilmiştir.



Tablo 4.23. 2124-T351 alaşımının fiziksel, mekanik, ısı ve elektriksel  zellikleri

FİZİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğ�r birimler
Yoğunluk, g/cc	2.78		2.78 g/cc
Sertlik, Brinell	120	10 mm lik küre ile 500 kg yükleme	120
Sertlik, Knoop	150	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	150
Sertlik, RockwellA	47	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	47
Sertlik, RockwellB	75	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	75
Sertlik, Vickers	137	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	137
MEKANİK ÖZELLİKLERİ	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğ�r birimler
Maksimum �ekme Dayanımı, MPa	470		68,150 psi
Akma Dayanımı, MPa	325		47,125 psi
Kopma Uzaması %	20	1.6 mm kalınlığındaki test numunesi	20 %
Elastisite Modülü, GPa	73	Alüminyum alaşımlarında basma modülü çekme modülünden yaklaşık olarak %2 daha büyüktür.	10,585 ksi
Poissons Oranı	0.33	Benzer Al alaşımlardan tahmin edilmiştir.	0.33
Yorulma Dayanımı, MPa	140	500,000,000 Devir.	20,300 psi
Kayma Modülü, GPa	27	Benzer Al alaşımlardan tahmin edilmiştir.	3,915 ksi
Kayma Dayanımı, MPa	285		41,325 psi
ISIL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğ�r birimler
CTE, doğrusal 20�C, �m/m-�C	23.2	20-100�C	13 �in/in-�F
CTE,doğrusal 250�C, �m/m-�C	24.7	20-300�C aralığından daha yüksek	14 �in/in-�F
Isı Kapasitesi, J/g-�C	0.882		0.21 BTU/lb-�F
Isıl İletgenlik, W/m-K	150		1,041 BTU-in/hr-ft ² -�F
Kaynama Noktası, �C	500	Solidus	932 �F
Solidus, �C	500		932 �F
Likodus, �C	638		1,180 �F
ELEKTRİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğ�r birimler
Elektrik Direnci, Ohm-cm	0.0000044		0.0000044 Ohm-cm

Tablo 4.24. 2014 alaşımının fiziksel, mekanik, ısıl ve de elektriksel zellikleri

FİZİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri birimler
Yoğunluk, g/cc	2.8		2.8 g/cc
Sertlik, Brinell	135	10 mm lik küre ile 500 kg lık yükleme	135
Sertlik, Knoop	170	Brinell sertlik değeriinden çevrilmiştir.	170
Sertlik, RockwellA	50.5	Rockwell B den çevrilmiştir.	50.5
Sertlik, RockwellB	82	-	82
Sertlik, Vickers	155	Brinell sertlik değeriinden çevrilmiştir.	155
MEKANİK ÖZELLİKLERİ	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri birimler
Maksimum ekme Dayanımı, Mpa	470		68,150 psi
Akma Dayanımı, Mpa	415		60,175 psi
Kopma Uzaması, %	13	1.6 mm kalınlığındaki test numunesi	13 %
Elastisite Modülü, GPa	72.4	Bu çekmedeki değeri. Basmadaki değeri ise 7.38 GPa dır.	10,498 ksi
Basma Akma Dayanımı, MPa	470		68,150 psi
entik ekme Day, MPa	414	2.5 cm genişlik x 0.16 cm kalınlık çentikli numune, K _t = 17.	60,030 psi
Poissons Oranı	0.33		0.33
Yorulma Dayanımı, MPa	125	500,000,000 Devir	18,125 psi
Kırılma Tokluğ, MPa-m ^{1/2}	19	K _{IC} ; T- L yönü	17 ksi-in ^{1/2}
İşlenebilirlik	70	0- 100 aralığında	70
Kayma Modülü, GPa	28		4,060 ksi
Kayma Dayanımı, Mpa	280		40,600 psi
ISIL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri Birimler
CTE, doğrusal 20°C, μm/m-°C	23	20-100°C	13 μin/in-°F
CTE, doğrusal 250°C, μm/m-°C	24.4		14 μin/in-°F
Isı Kapasitesi, J/g-°C	0.88		0.21 BTU/lb-°F
Isıl İletgenlik, W/m-K	155		1.076 BTU-in/hr-ft ² -°F
Kaynama Noktası, °C	507	Solidus	945 °F
Solidus, °C	507		945 °F
Likudus, °C	638		1,180 °F
ELEKTRİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri Birimler
Elektrik Direnci, Ohm-cm	0.0000043		0.0000043 Ohm-cm

Tablo 4.25. 2017 (T4-T451) alaşımının fiziksel, mekanik, ısıl ve de elektriksel zellikleri

FİZİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğer Birimler
Yoğunluk, g/cc	2.79		2.79 g/cc
Sertlik, Brinell	105	10 mm lik küre ile 500 kg yükleme	105
Sertlik, Knoop	132	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	132
Sertlik, RockwellA	42.5	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	42.5
Sertlik, RockwellB	66	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	66
Sertlik, Vickers	118	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.	118
MEKANİK ÖZELLİKLERİ	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğer Birimler
Maksimum Çekme Dayanımı, Mpa	425		61.625 psi
Akma Dayanımı, Mpa	275		39.875 psi
Kopma Uzaması %	22	1.6 mm Kalınlığında Test Numunesi	22 %
Elastisite Modülü, GPa	72.4	Alüminyum Alaşımlarında Basma Modülü Çekme Modülünden Yaklaşık %2 Daha Büyüktür	10.498 ksi
Poissons Oranı	0.33		0.33
Yorulma Dayanımı, MPa	125	500,000,000 devir	18.125 psi
İşlenebilirlik	70	0-100 Aralığında	70
Kayma Modülü, Gpa	27	Benzer Al alaşımlardan tahmin edilmiştir.	3.915 ksi
Kayma dayanımı, Mpa	260		37.700 psi
ISIL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğer Birimler
CTE, Doğrusal 20°C, $\mu\text{m/m-}^\circ\text{C}$	23.6	20-100°C	13 $\mu\text{in/in-}^\circ\text{F}$
CTE, Doğrusal 250°C, $\mu\text{m/m-}^\circ\text{C}$	25.4		14 $\mu\text{in/in-}^\circ\text{F}$
Isı kapasitesi, J/g-°C	0.88		0.21 BTU/lb-°F
Isıl İletgenlik, W/m-K	134		930 BTU-in/hr-ft ² -°F
Kaynama Noktası, °C	512	Solidus	954 °F
Solidus, °C	512		954 °F
Likodus °C	641		1,186 °F

Tablo 4.26. 2117-T4 alaşımın fiziksel , mekanik, ısıl ve de elektriksel zellikleri

FİZİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri Birimler
Yoğunluk, g/cc	2.75		<u>2.75 g/cc</u>
Sertlik, Brinell	70	10 mm lik küre ile 500 kg yükleme	70
Sertlik , Knoop	93	Brinell sertlik değeriinden vrilmiştir.	93
Sertlik, Vickers	81	Brinell sertlik değeriinden vrilmiştir	81
MEKANİK ÖZELLİKLERİ	DEĞERLER	YORUMLAR	US / diğeri Birimler
Maksimum ekme Dayanımı, MPa	300		<u>43,500 psi</u>
Akma Dayanımı, MPa	165		<u>23,925 psi</u>
Kopma Uzaması %	27	1.6 mm kalınlığında test numunesi	27 %
Elastisite Modülü, GPa	72		<u>10,440 ksi</u>
Poissons Oranı	0.33		0.33
Yorulma Dayanımı, MPa	95	500,000,000 devir	<u>13,775 psi</u>
İşlenebilirlik	50	0-100 aralığında	50
Kayma Modülü, GPa	27		<u>3,915 ksi</u>
Kayma Dayanımı, MPa	195		<u>28,275 psi</u>
ISIL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri Birimler
CTE, Doğrusal 20°C, m/m-°C	23.8	20-100°C	<u>13 in/in-°F</u>
CTE, Doğrusal 250°C, m/m-°C	25.6		<u>14 in/in-°F</u>
Isı Kapasitesi, J/g-°C	0.88		<u>0.21 BTU/lb-°F</u>
Isıl İletgenlik, W/m-K	155		<u>1,076 BTU-in/hr-ft²-°F</u>
Kaynama Noktası, °C	554	Solidus	1,029 °F
Solidus, °C	554		1,029 °F
Likodus, °C	649		1,200 °F
ELEKTRİKSEL ÖZELLİKLER	DEĞERLER	YORUMLAR	US / Diğeri Birimler
Elektrik Direnci, Ohm-cm	0.0000043		<u>0.0000043 Ohm-cm</u>

4.3.2. 7000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması

Öncelikli olarak basma yüklerine maruz kalan üst kanat yüzeylerinde, buna ilave olarak iç kuşaklarda ve iniş takımlarında kullanılan 7000 serisi (Al-Zn-Mg-Cu) alüminyum alaşımları çok yüksek mukavemete sahiptir ve de 1943 yılından beri uçak yapımında yaygın olarak kullanılmaktadır (7075 alaşımı uçak imalinde kullanılan ilk 7000 serisi alaşımdır [14]).

1940’larda uçak endüstrisindeki hızlı gelişmeye paralel olarak öne çıkan ağırlık kazancı ve kullanılan malzemeden beklenen yüksek mukavemet, 7000 serisi alaşımların bu endüstri dalında yoğun olarak kullanılmaya başlanmasını sağlamıştır.

Bu alaşım serisinin kullanımının ilk yıllarında, bu serinin zayıf **soyulma** (pullanma) ve gerilmeli korozyon çatlağı dayanımına sahip olduğu gözlenmiştir. Bu problemi çözmek için 1940’lı yılların ortalarında Almanlar tarafından 7075-T6 alaşımından daha yüksek mukavemete sahip olan 7079-T6 alaşımı geliştirilmiştir. Yüksek gerilmeli korozyon çatlağı dayanımı göstermesine karşın 7079-T6 alaşımı, kullanım esnasında ciddi anlamlarda problemlere sebep olmuş, bunun neticesinde de kullanımına son verilmiştir [18]. Fakat gelişen teknoloji ile birlikte; çift yaşlandırma, soğutma ve yaşlandırma arasında kontrolü ısıtma ile mekanik deformasyon ve tersine yaşlandırma (so called reversion ageing) gibi teknikler kullanılmasıyla bu alaşım serisinin mukavemeti, kırılma tokluğu ve de korozyon direnci arttırılmıştır.

4.3.2.1. 7000 Serisi Alaşımların Uçakların Gövde Yapımında Kullanılması

Günümüzde, çoğunlukla uçak gövde yapımında kullanılan **krişler (stringer)** klasik 7000 serisi alüminyum alaşımı olan 7075-T76’den üretilmektedir. (Yüksek soyulma korozyon direncine sahip bu alaşım, ilk olarak 1960’lı yılların ortalarında L1011 uçağında kullanılmıştır [18]). Gelişen teknoloji ile birlikte yüksek korozyon dayanımına sahip 7055-T77 alaşımı ve **Pechiney** firması tarafından geliştirilen 7349-T76 alaşımı uçak gövdelerinde kullanılmaya başlanmış olup, Tablo 4.27’ de bu yeni tip alaşımların bazı özelliklerinin klasik 7075-T76 alaşımı ile karşılaştırması yapılmıştır. Tabloda verilen kısaltmaların açıklamaları (EA,EB, P) **EK A** Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 4.27. 7055-T77 ve 7349-T76 alaşımlarının bazı özellikleri

KRİŞLERDE KULLANILAN YENİ ALAŞIMLAR			
ALAŞIM	7075-T76	7055-T77	7349-T76
Akma Day. (basma) Mpa	480	680	640
Korozyon	EA/EB	EB	P/EA

4.3.2.2. Uçakların Üst Kanatlarında 7000 Serisi Alüminyum Alaşımlarının Kullanılması

Yetmişlere kadar uçakların üst kanat yapılarında klasik 7075 alüminyum alaşımı kullanılmıştır. Bu tarihten itibaren özellikle AIRBUS uçaklarında, 7075 alaşımının daha saf hali olan 7175 alaşımı kullanılmaya başlanmıştır. Bu yeni alaşımdaki saflık daha öncede belirtildiği gibi alaşımdaki demir ve silisyumun kontrolü ile sağlanmış olup, bu saflık artışı ile birlikte alaşımın kırılma tokluğu artmış ve yorulma özellikleri gelişmiştir[14].

Seksenli yıllarda, yüksek mukavemet değerlerine sahip olan yeni tip alaşımlar; Amerika Birleşik Devletlerinde ALCOA firması tarafından (7050 ve 7150), Avrupa da ise PECHINEY ve British Aluminium (7010) tarafından geliştirilmiş olup, geliştirilen bu yeni alaşımlar BOEING (B757 & B767) ve AIRBUS (A310-300 & A320) uçaklarında kullanıma sunulmuştur.

Bu yeni tip alaşımların (7010 veya 7150-T6) 7075-T6 alaşımının yerine kullanılmasıyla, malzemenin akma dayanımındaki % 10 artışla birlikte aynı oranda ağırlık kazancı sağlanmıştır. Akma dayanımında ki ve de ağırlık kazancında ki gelişmeye rağmen, korozyon direncinde çok fazla bir gelişme sağlanamamıştır. Fakat bu yeni alaşımlara T7 temperinin (iki aşamalı yaşlandırma) uygulanması, bu alaşımların korozyon direncini artırmıştır. Örneğin, ATR uçaklarının üst kanatlarında kullanılan 7010 veya 7050-T76 alaşımlarını ele aldığımızda, bu alaşımların 7050-T6 alaşımına kıyasla mukavemet ve ağırlık kazançlarında herhangi bir artış olmamasına rağmen korozyon ve de gerilmeli korozyon çatlağı dirençlerinde önemli artışların olduğu görülebilmektedir. Korozyon dirençlerindeki bu artış kalın levhalardan

takviyeli panellerin işlenmesini mümkün kılmış ve dolayısıyla da üretim maliyetinde önemli bir tasarruf sağlanabilmiştir. Avrupalı ve Amerikalı alüminyum üreticileri, 7000 serisi alüminyum alaşımlarının mekanik dayanımlarını ve de korozyon dirençlerini artırabilmek için yeni alaşım elementleri ve yaşlandırma yöntemleri üzerinde ki çalışmalarını günümüze kadar devam ettirmişlerdir. Tablo 4.38 'de 7000 serisi alüminyum alaşımların özelliklerinin gelişimi verilmiştir.

Tablo 4.28. 7000 serisi alüminyum alaşımların özelliklerinin gelişimi

ALAŞIM	TEMPER	AKMA DAYANIMI(Mpa)	KOROZYON	GERİLMELİ ÇATLAĞI (SCC), S-T, MPa
7075	T6	490	Exco EC/ED	50
7175	T76	415	Exco EA/EB	175
7175	T73	390	Karınçalanma	300
7010	T6	540	Exco EB/EC	50
7010	T76	455	Exco EA/EB	220
7010	T74	435	Karınçalanma	300
7150	T77	550	Exco EB	175
7055	T77	600	Exco EB	NC
7449	T6	630	Exco EB/EC	NC
7449	T79	600	Exco EB	110

4.3.2.3. 7000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçakların Değişik Yerlerinde Kullanılması

Uçakların kriş, spars (çatı mertegi), gövde ve donanımları gibi parçalarının maruz kaldığı yükler birbirinden farklıdır. Birçok yük durumu için malzeme seçiminde, özellikle, malzemelerin statik mukavemet, yorulma veya hasar toleransı özelliklerine dikkat edilmektedir. Bu durum bize 7175 alaşımının (T73; hasar tolerans temperi) neden Amerika ve de Avrupa da ki birçok uçak projesinde yoğun olarak kullanıldığını açıklamaktadır. Yinede yakın geçmişteki birçok uçak projesinde bu alaşımın yerini 7010 veya 7050-T76 yada T74 alaşımları almıştır. Bu iki alaşımın 7175 alaşımının yerine kullanılmasının başlıca iki sebebi bulunmaktadır; birincisi, 7010 & 7050 alaşımlarının mukavemet özelliklerinin 7175 alaşımına göre daha üstün olması; ikincisi ise, alaşımların kimyasal bileşimleri göz önüne alındığında (Cr'un yerine Zr kullanılmıştır) 7010 ve 7050 alaşımlarının oldukça düşük soğuma hassasiyetine sahip olmalarıdır. Alaşımların sahip olduğu bu düşük tavlama

hassasiyeti üretici firmalara, ekstra üretim masraflarından kaçınma ve de işlenme esnasında malzemede şekil değişikliklerine yol açan iç gerilmeleri azaltma imkanı sağlamıştır. Bazı uçak projelerinde ise bu iki alaşımın yerine Pechiney firması tarafından geliştirilen 7040 ve 7449 alaşımları kullanılmaya başlanmıştır.

4.3.2.4. 7075 Alüminyum Alaşımı

Alaşımın Genel Özellikleri : İlk defa Alcoa firması tarafından 1943 yılında kullanıma sunulan 7075 alaşımı, 7XXX serisi alaşımların en bilinenidir ve de o tarihten beri uçak sanayinde yoğun olarak kullanılmaktadır. 7075 alaşımı, sac ürünlerin gerilmeli korozyon çatlağı dirençlerini artırmak için kromun alaşım elementi olarak kullanıldığı ilk Al-Zn-Mg-Cu yüksek mukavemet alaşımıdır. Geliştirilmiş özelliklere sahip yeni 7XXX serisi alaşımlar kullanıma sunulsa da, uçak sanayinin gerektirdiği malzeme özellikleri dengeleyen 7075 alaşımı günümüzde hala yoğun olarak kullanılmaktadır.

Bu alaşım; tavllanmış ve de temperlenmiş (T6, T73, T76) olarak çeşitli üretim formlarında (düz ve alüminyum kaplı sac, levha) uçak sanayinde yoğun olarak kullanılmaktadır.

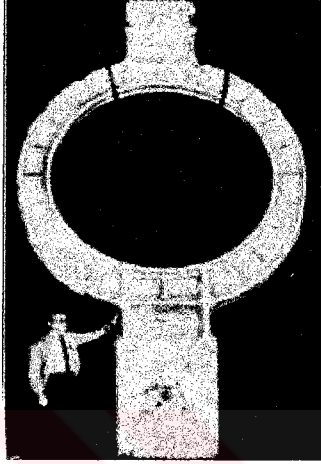
Alaşımın Kimyasal Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.29. 7075 alaşımının kimyasal bileşimi

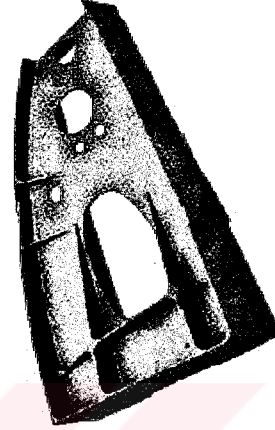
Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	1.2-2.0	Mg	2.1-2.9
Mn	Max 0.30	Fe	Max 0.50	Si	Max 0.40
Cr	0.18-0.28	Zn	5.1-6.1	Ti	Max 0.20

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Sac ve plaka üretim formundaki ki 7075 alaşımı, yüksek mukavemet ile ortalama tokluk ve de korozyon direncinin gerekli olduğu uzay- uçak yapılarında yoğun olarak kullanılmaktadır. Alüminyum kaplı sac, kalınlığı 4 in (101.6 mm) kadar olan yapısal levha bileşenleri ve alüminyumun genel

uzay-uçak uygulamaları bu alaşımın tipik uygulamalarıdır. Şekil 4.10'da Douglas DC10 uçağında kullanılan, 7075-T73 alaşımından imal edilmiş motor destek ünitesi gösterilmiştir [11]. Northrop Grumman şirketinin savaş uçakları bölümü için 7075-T7351 levha alaşımından işlenerek üretilmiş olan uçak parçası ise şekil 4.11'de gösterilmiştir [11].



Şekil 4.10. Motor destek ünitesi



Şekil 4.11. 7075-T7351

Alaşımanın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.30'da verilen değerler minimum L-T test yönü değerleridir.

a) 7075 Alaşımı :

Tablo 4.30. 7075 Alaşımının mekanik özellikleri

TEMPER	KALINLIK İn. (mm)	ÇEKME DAY. ksi (Mpa)	AKMA DAY. ksi (Mpa)	UZAMA %
O Saç & Levha	0.015-2.00 (0.38-50.80)	40 (max) (276)	21 (max) (145)	9-10
T6 Saç	0.008-0.249 (0.203-6.32)	74-78 (510-538)	63-69 (434-476)	5-8
T651 Levha	0.250-4.000 (6.35-101.60)	78-67 (538-462)	67-54 (462-372)	9-3
T76 Saç	0.125-0.249 (3.18-6.32)	73 (503)	62 (427)	8
T7651 Levha	0.250-1.000 (6.35-25.40)	72-71 (496-490)	61-60 (421-414)	8-6
T73 Saç	0.040-0.249 (1.02-6.32)	67 (462)	56 (386)	8
T7351 Levha	0.250-4.000 (6.35-101.60)	69-61 (476-421)	57-48 (393-331)	7-6

b) Alüminyum Kaplama 7075 Alaşımı (iki taraflı yapılan kaplama) :

0.062 in.(1.57 mm) kalıgın altındaki alaşımlarda ki nominal kaplama kalınlığı 4%, 1.57 mm üstündeki kalınlıklarda ise kaplama kalınlığı 2.5 % dir. Tablo 4.31’de verilen değler L-T’ deki değlerdir.

Tablo 4.31. Kaplanmış 7075 alaşımlının mekanik özellikleri

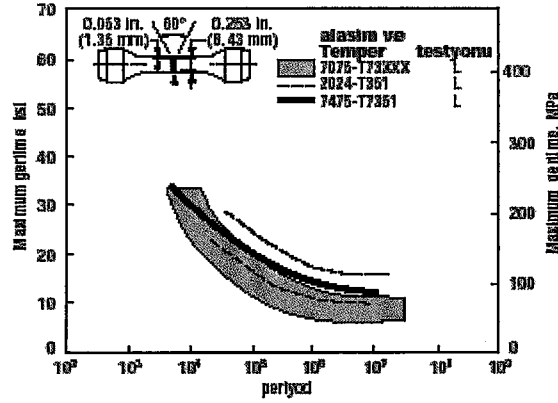
TEMPER	KALINLIK İn. (mm)	ÇEKME DAY. ksi (Mpa)	AKMA DAY ksi (Mpa)	UZAMA %
O Saç& Levha	0.008-1.000 (0.203-6.32)	36-40 (max) (248-276)	20-21 (max) (138-145)	9-10
T6 Saç	0.008-0.249 (0.203-6.32)	68-76 (469-524)	58-65 (400-448)	5-9
T651 Levha	0.250-4.000 (6.35-101.60)	75-67 (517-462)	65-54 (448-372)	9-3
T76 Saç	0.125-0.249 (3.18-6.32)	68-70 (469-482)	57-59 (393-407)	8
T7651 Levha	0.250-1.000 (6.35-25.40)	69-71 (476-490)	58-60 (400-414)	8-6
T73 Saç	0.040-0.249 (1.02-6.32)	63-66 (434-455)	51-54 (352-372)	8
T7351 Levha	0.250-1.000 (6.35-25.40)	66-69 (455-476)	54-57 (372-393)	8-7

Alaşımlın Kırılma Tokluğu : İyi bir dayanım/tokluk ilişkisi sunan 7075 alaşımlının saç ve levha formları, geliştirilen yeni tip 7XXX serisi alaşımların özelliklerinin mukayese edilmesinde kullanılırlar.

Tablo 4.32. Alaşımlın kırılma tokluğu değleri

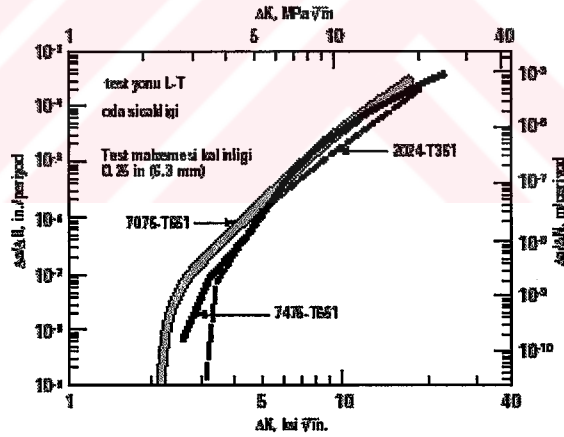
ALAŞIM	TEMPER	Kıc:ksi√in. (Mpa√m)	
		L-T	T-L
7075	T651	26 (28.6)	22 (24.2)
		30 (32.0)	26 (28.6)

Alaşımlın Yorulma Özellikleri : 7075 alaşımlının yorulma davranışı, şekil 4.12’ de 2XXX ve de 7XXX serisi alaşımların yorulma davranışları ile kıyaslanarak gösterilmiştir.



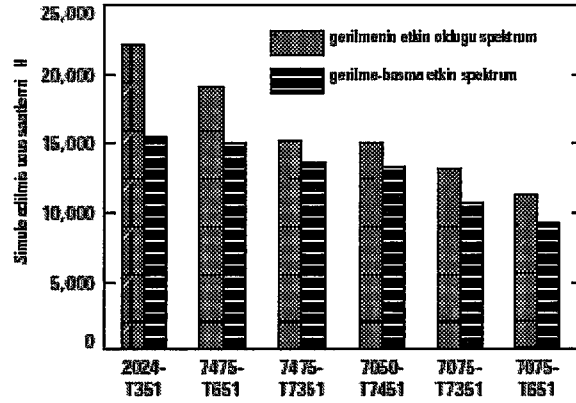
Şekil 4.12. 7075 Alaşımının yorulma davranışı [17]

Yorulma Çatlağı İlerlemesi : Şekil 4.13’de, 7075-T6 alaşımının yorulma çatlağı ilerleme oranının 2024, 7050 ve 7475 alaşımlarının yorulma çatlağı ilerleme oranları ile mukayesesi gösterilmiştir.



Şekil 4.13. 7075-T6 Alaşımının yorulma çatlağı ilerlemesi

Yorulmanın kritik olduğu uçak yapı parçalarının malzeme seçiminde, spektrum yüklerinin etkisi altındaki yorulma çatlağı ilerleme davranışı önemli rol oynamaktadır. Şekil 4.14’de, uçak sanayisinde kullanılan bazı yüksek mukavemetli alüminyum alaşımlarının uçuş ömürleri, iki çeşit spektrum kullanılarak kıyaslanmış olup, bu spektrumlar; kanat uygulaması (gerilme etkin) ve yatay kuyruk uygulamasıdır (gerilme-basma etkin).

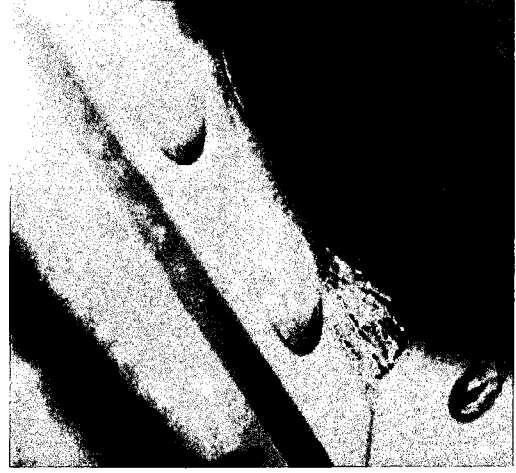
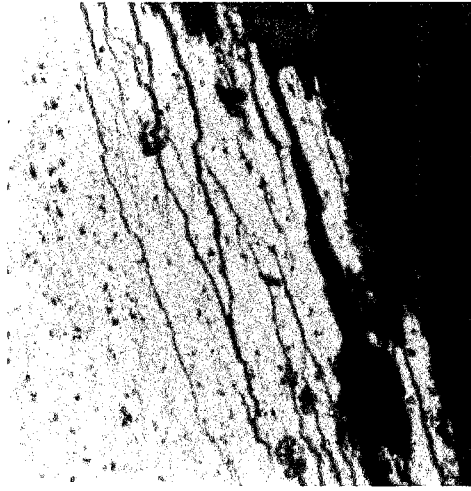


Şekil 4.14. Simüle edilmiş uçuş saatlerinde, bazı Al alaşımların uçuş ömürlerinin kıyaslanması

Alaşımların Korozyon Direnci : Mevcut tüm temper formlarında 7075 alaşımlarının atmosferik korozyon direnci, gerilmeli korozyon çatlağı ve soyulma korozyon direnci ölçülmüş olup, bulunan bu değerler kullanıma sunulan yeni tip alaşımların özelliklerinin tespitinde ve mukayesesinde kullanılmaktadır. T7 temperi, T6 temperine kıyasla 7XXX serisi alaşımların korozyon ataklarına (gerilmeli korozyon çatlağı, soyulma korozyonu) karşı dirençlerini artırmada daha başarılıdır. Şekil 4.13’de, soyulma (pullanma) korozyonuna maruz kalmış ve servisten alınmış olan, 7075-T6 alaşımlarından imal edilmiş bir uçak parçasının mikro yapısı ile yine bu tür bir korozyona maruz kalmış bir uçak parçası gösterilmiştir.

Genel olarak, T76 temperinin alaşımlara, soyulma korozyon direnci, T73 temperinin ise gerilmeli korozyon çatlağı direnci sağladığı kabul edilir. (T73 temperi de soyulma korozyon direnci sağlar. Fakat direnç değerleri düşüktür).

İyi bir yüzey görünüşünün gerekli olduğu ya da korozif ortamlarda, sac ve levha üretim formundaki alüminyum kaplı 7075 alaşımlarının kullanımı tavsiye edilmektedir.



Şekil 4.15. 7075-T6'nın mikro yapısı ve soyulma korozyonuna uğramış uçak parçası (Mike Dahlager'ın müsadesi ile)

4.3.2.5. 7175 Alaşımı (T7351)

Alaşımın Diğer Gösterimleri : UNS A97175; Alüminyum 7175-T7351; AA7175-T7351[16]

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (Wt %) :

Tablo 4.33. 7175 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	1.2-2.0	Mg	2.1-2.9
Mn	Max 0.1	Fe	Max 0.2	Si	Max 0.15
Cr	0.18-0.28	Zn	5.1-6.1	Ti	Max 0.20

Daha önce de belirtildiği üzere Si ve Fe'nin kontrolü, bu alaşımın saflığını arttırmıştır. Bu saflık artışı ile alaşımın statik mukavemeti de artmış ve birçok uçak projesinde 7075 alaşımının yerini bu alaşım almıştır. 7175-T351 alaşımının belli başlı özellikleri Tablo 4.34'de verilmiştir.

Tablo 4.34. 7175 alaşımin fiziksel ve mekanik özellikleri [16]

FİZİKSEL ÖZELLİKLERİ	BİRİMLER		YORUMLAR
	METRİK	İNGİLİZ	
Yoğunluk	2.81 g/cc	0.102 lb/in ³	.
MEKANİK ÖZELLİKLERİ			
Sertlik , Brinell	135	135	10mm lik küre ile 500 kg yük. Hesaplanmış değer.
Sertlik, Knoop	170	170	.
Sertlik, Rockwell A	50.5	50.5	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir
Sertlik, Rockwell B	82	82	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.
Sertlik, Vickers	155	155	Brinell sertlik değerinden çevrilmiştir.
Çekme Dayanımı	505 MPa	73244 psi	
Akma Dayanımı	435 Mpa	63092 psi	
Kopma Uzunluğu	13 %	13 %	5cm uzunluğunda, 1.6mm kalınlığında test numunesi
Elastiklik Modülü	72 GPa	10443 ksi	çekmedeki
Poisson Oranı	0.33	0.33	.
Kesme Modülü	27 GPa	3916 ksi	.
Kesme Dayanımı	300 MPa	43511 psi	.
Basma Modülü	73.4 GPa	10646 ksi	Çekme modülünden elde edilmiştir.

4.3.2.6. 7050 Alaşımı

Alaşımin Genel Özellikleri : Yüksek mukavemetin, yüksek tokluk ve de gerilmeli korozyon çatlağı direncinin bir arada bulunmasının gerekli olduğu uzay-uçak sanayi uygulamalarında en fazla tercih edilen alaşım 7050 alaşımıdır. Bu alaşım daha çok kalınlığı 3 ila 6 in. (76,20-152,40mm) arasında değişen levha formlarında kullanılır. Soğuma hassasiyeti birçok havacılık malzemesinden daha düşük olan 7050 alaşımı, 7075 alaşımına kıyasla daha yüksek tokluk/korozyon direncine sahiptir.

7050 alaşıminin iki temperi mevcuttur. Bunlar; yüksek mukavemete, iyi bir soyulma (pullanma) korozyon direncine ve de ortalama gerilmeli korozyon çatlağı direncine sahip olan 7651 alaşım temperi ile mukavemeti düşük olmasına rağmen yüksek gerilmeli korozyon çatlağı direncine ve mükemmel soyulma korozyonu direncine sahip olan T7451 (eski versiyonu T73651 dir) alaşım temperleridir.

Bu alaşımin kaplanmış sac üretim formu da mevcut olup uçak yapılarında artan oranlarda kullanılmaktadır.

Alaşımanın Kullanıldığı Yerler : Kalınlıkları 2 ila 6 in. (50,8-152,40 mm) arasında değişen uçak gövde yapıları ile gövde bölmelerini birbirinden ayıran perdeler levha formundaki 7050 alaşımasının tipik uygulamalarıdır. Saç formundaki 7050 alaşımı ise daha uçakların kanat yüzeylerinde kullanılır.

Yine ayrıca 7050 alaşımı ağırlıklı olarak 2 in.(50.8 mm) den daha kalın levhalarının kullanılmasının gerekli olduğu uygulamalarda kullanılmaktadır ki bu da bu alaşımı diğer alaşımlardan üstün kılmaktadır.

Alaşımanın Kimyasal Bileşimi(wt%) :

Tablo 4.35. 7050 Alaşımasının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	2.0-2.6	Mg	1.9-2.6
Mn	Max 0.1	Fe	Max 0.15	Si	Max 0.12
Cr	Max 0.04	Zn	5.7-6.7	Ti	Max 0.06
Zr	0.08-0.115				

Alaşımanın Mekanik Özellikleri :

a) 7050-T7651 (Levha) Alaşımı : Tabloda verilen değerler minimum L-T yönü test değerleridir ve 7075-T651 alaşımasının değerleri ile mukayese edilmiştir.

Tablo 4.36. 7050-T7651 alaşımasının mekanik özellikleri

	7050-T7651		7075-T651
Kalınlık: in. (mm)	0.250-1.000 (6.35-25.40)	2.001-3.00 (50.83-76.20)	2.500-3.000 (63.5-76.20)
Çekme Dayanımı, ksi (Mpa)	76 (524)	76 (524)	72 (496)
Akma Dayanımı, ksi (Mpa)	66 (455)	66(455)	61 (421)
Kopma Uzaması %	8	7	5

b) 7050-T7451 (Levha) Alaşımı : Tabloda verilen değerler, L-T yönündeki minimum test değerleridir.

Tablo 4.37. 7050-T7451 alaşımının mekanik özellikleri

	7050-T7451		7075-T7351
Kalınlık: in. (mm)	0.250-2.000 (6.35-50.80)	5.001-6.00 (127.03-152.40)	3.501-4.000 (88.93-101.60)
Çekme Dayanımı, ksi (Mpa)	74 (510)	70 (483)	61 (421)
Akma Dayanımı, ksi (Mpa)	64 (441)	60 (414)	48 (331)
Kopma Uzaması %	9	4	6

c) 7050-T76 (Saç) Alaşımı:

Tablo 4.38. 7050-T76 alaşımının mekanik özellikleri

	Kaplanmamış	Kaplanmış
Kalınlık: in. (mm)	0.063-0.187 (1.60-4.75)	0.063-0.187 (1.60-4.75)
Çekme Dayanımı, ksi (Mpa)	77 (531)	73 (503)
Akma Dayanımı, ksi (Mpa)	64 (441)	62 (427)
Kopma Uzaması %	7	7

Alaşımın Yorulma Özellikleri : Genel olarak söylemek gerekirse 7050 alaşımının yorulma özellikleri diğer yüksek mukavemetli 7XXX serisi alaşımların yorulma özellikleri ile benzerlikler göstermektedir.

Alaşımın Korozyon Direnci : 7050 (levha ve saç) alaşımının uzun süreli kullanımında yapılan kontrol ve testler, alaşımın pullanma ve gerilmeli korozyon

çatlağı dirençlerinin diğer 7XXX serisi alaşımların dirençleri ile hemen hemen aynı değerlerde olduğunu göstermiştir.

7050 alaşımının T76 temperi mükemmel soyulma korozyon direnci ile birlikte yüksek mukavemet sağlar. Alaşımın T74 (eskisi T736) temperi ise daha çok kalınlık yönünde (S-T) yüklere maruz kalan uçak yapılarında oluşması muhtemel gerilmeli korozyon çatlağı dirençlerini önlemek için kullanılmaktadır.

4.3.2.7. 7150 Alaşımı

a) 7150-T6151 Levha Alaşımı

Alaşımın Genel Özellikleri : 7150-T6151 alaşımı, günümüzde ticari uçaklarda kullanılan mukavemet özelliği en yüksek alüminyum levha alaşımıdır. Yüksek kırılma tokluğu değerlerine sahip olan bu alaşım, yaklaşık olarak 6 ila 10 ksi (41-69 Mpa) değerleri arasında değişen yüksek mukavemet değerlerine sahip olduğundan dolayı 7075-T651 alaşımının yerine tercih edilir olmuştur. Özellikle kalınlıkları 0.75 ila 1.5 in. (19.05-38.01) arasında değişen levhalardaki en yüksek mukavemet özellikleri (peak strength properties) için geliştirilen 7150 alaşımı, 7050 alaşımının ikinci nesil alaşımıdır. Soyulma (pullanma) korozyonu ve gerilmeli korozyon çatlağı direnç özellikleri 7075-T651 alaşımı ile benzerlikler gösteren 7150-T6151 alaşımı, daha çok sahip olduğu yüksek çekme ve basma mukavemetlerinden faydalanabilecek uygulamalar için tercih edilmektedir.

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Bu alaşım günümüzde uçak sanayisinde, yüksek akma dayanımının (basmadaki) gerekli olduğu büyük ticari uçakların üst kanat yüzeylerinde kullanılmaktadır.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi(wt %) :

Tablo 4.39. 7150 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %		Elementler	Ağırlık %		Elementler	Ağırlık %
Al	kalan		Cu	1.9-2.5		Mg	2.0-2.7
Mn	Max 0.1		Fe	Max 0.15		Si	Max 0.12
Cr	Max 0.04		Zn	5.9-6.9		Ti	Max 0.06
Zr	0.08-0.15						

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.40’da verilen değerler, L-T yönü minimum mekanik özellik değerlerdir.

Tablo 4.40. 7150 alaşımının mekanik özellikleri

	7150-T6151		7075-T651
Kalınlık: in. (mm)	0.750-1.000 (19.05-25.40)	1.001-1.500 (25.43-38.10)	0.500-1.000 (12.70-25.40)
Çekme Dayanımı, ksi (Mpa)	84 (579)	84 (579)	72 (496)
Akma Dayanımı, ksi (Mpa) (Çekme)	78 (538)	77 (531)	61 (421)
Akma Dayanımı, ksi (Mpa) (Basma)	77 (531)	77 (531)	72 (496)
Kopma Uzaması %	9	9	7

Alaşımın, yorulma özellikleri ve de korozyon direnci dikkate alındığında 7075-T651 alaşımı ile benzer özelliklere sahip olduğu görölmektedir.

b) 7150-T7751 Levha ve 7150-T77511 Ekstrüzyon Alaşımları

Alaşımanın Genel Özellikleri : 7150-T77 alaşımı, diğer 7XXX serisi alaşımlarla kıyasla, mükemmel yüksek dayanım ve de korozyon direnci özelliklerinin bileşimini sağlar. Bu ayırt edici özellik Alcoa firması tarafından kullanıma sunulmuş olan T77 temperi (yaşlandırma prosesi) ile sağlanmıştır. Alaşıma, T77 temperinden önce korozyon direnci T76 temperinin uygulanması ile kazandırılıyordu. Fakat bu işlem, alaşımanın statik direncinin azalmasına sebep olmak gibi bir dezavantaja neden olmaktaydı.

Alaşımanın Kullanıldığı Yerler : Günümüzde kullanılmakta olan birçok askeri ve ticari uçakların üst kanat panelleri ile alt yatay dengeleyici panellerinde 7150-T7751 levha ve de 7150-T77511 ekstrüzyon alaşımları kullanılmaktadır. 7150 alaşımı ve T77 temperi özellikle; yüksek akma mukavemetinin (basma), kabul edilebilir bir orandaki tokluğun, iyi bir yorulma ve korozyon direncinin gerekli olduğu basma yüklerine maruz kalan panellerin özelliklerini artırmada etkin olmaktadır (bu paneller daha önce 7150-T6 veya 7075-T6 alaşımlarından üretilmekteydi.).

7150-T77 alaşımasının diğer başarılı uygulamaları ise; ekstrüzyonla üretilmiş olan gövde kirişleri ve gövde omurga kirişleridir.

Alaşımanın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.41’de 1.001 in.(25.2 mm) kalınlığındaki 7150-T7751 levha alaşımasının bazı mekanik özelliklerinin diğer alaşımlarla mukayesesi, Tablo 4.42’de ise alaşımanın bazı kalınlıklar için belli başlı mekanik özellikleri verilmiştir.

Tablo 4.41. 7150-T7751 alaşımının bazı mekanik özelliklerinin mukayesesi

ALAşIM	ÇEKME DAYANIMI Ksi (Mpa)	AKMA DAYANIMI (ÇEKME) Ksi (Mpa)	AKMA DAYANIMI (BASMA) Ksi (Mpa)	KOPMA UZAMASI %	EXCO(SOYULMA KOROZYONU) DERECELENDİRMESİ)
7150-T7751	84 (579)	78 (538)	77 (531)	8	EB
7150-T6151	84 (579)	78 (538)	75 (517)	9	EC
7075-T651	76 (524)	69 (476)	66 (455)	6	ED
7050-T7651	77 (531)	67 (462)	64 (441)	8	EB
7075-T7651	70 (483)	59 (407)	59 (407)	6	EB

Tablo 4.42. 7150 alaşımının bazı kalınlık değerleri için mekanik zellikleri

KALINLIK in. (mm)	0.250-0.499 (6.35-12.69)	0.500-0.749 (12.70-19.04)	0.750-1.00 (19.05-25.40)	1.001-1.500 (25.41-38.10)	1.501-3.000 (38.11-76.20)
ÇEKME DAYANIMI	80 (552)	83 (572)	84 (579)	84 (579)	82 (565)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME)	74 (510)	77 (31)	78 (538)	78 (538)	76 (524)
AKMA DAYANIMI (BASMA)	73 (503)	76 (524)	77 (531)	77 (531)	75 (517)
KOPMA UZAMASI %	8	8	8	8	7

Ekstrüzyonla imal edilmiş 7150-T77511 alaşımının mekanik özellikleri ise Tablo 4.43’de verilmiştir.

Tablo 4.43. 7150-T77511 (ekstrüzyon) alaşımlarının mekanik özellikleri

KALINLIK in. (mm)	0.040-0.249 (1.00-6.34)	0.250-0.499 (6.35-12.69)	0.500-0.749 (12.70-19.04)	0.750-2.000 (19.05-50.80)
ÇEKME DAYANIMI Ksi (Mpa)	85 (594)	87 (608)	88 (615)	89 (622)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME) Ksi (Mpa)	78 (545)	82 (573)	83 (580)	84 (587)
AKMA DAYANIMI (BASMA) Ksi (Mpa)	78 (545)	82 (573)	83 (580)	85 (594)
KOPMA UZAMASI %	7	8	8	8

Alaşımların Korozyon Direnci : ASTM G34 EXCO standardı baz alındığında, 7150-T7751 levha ve de 7150-T77511 ekstrüzyon alaşımlarının minimum EB seviyesinde oldukları üretici firma (Alcoa) tarafından garanti edilmektedir.

Aşağıdaki fotoğraflarda; uzun süreli, agresif deniz kıyısı atmosferik korozyonunun etkileri gösterilmiştir. 2 yıl 11 ay atmosferik korozyona maruz kalan T/2 uçağının 7150-T7751 alaşımlarından üretilmiş olan levha formundaki test parçası incelendiğinde, parçada herhangi bir soyulmanın(exfoliation) olmadığı fakat karıncalanmanın (pitting) olduğu görülür (ASTM G34'göre P seviyesi). Aynı mukavemete sahip 7150-T6 levha alaşımı incelendiğinde de ise alaşımda ciddi boyutlarda soyulama korozyonunun olduğu gözlenmektedir. (ED seviyesi).



Şekil 4.16. 7150-T7751 levha alaşımı (solda) ve 7150-T6X alaşımları (sağda); kalınlık 0.75 in (19.05 mm) olup 7150-TX alaşımlarında ileri derecede soyulma oluştuğu görülmektedir.

Ayrıca 7150-T77 alaşımının gerilmeli korozyon çatlağı direnci de iyi seviyededir.

4.3.2.8. 7055 Alaşımı (T7751 Levha ve T77511 Ekstrüzyon)

Alaşımın Genel Özellikleri : 7055 alaşımı Alcoa firması tarafından 1991 yılında iki ayrı üretim formunda (T7751 levha ve de T77511 ekstrüzyon) kullanıma sunulmuştur. Bu yeni tip 7XXX serisi alaşım, özellikle basma yüklerinin etkili olduğu uçak yapılarında kullanılmak üzere geliştirilmiş olup, sahip olduğu kabul edilebilir orandaki kırılma tokluğu ve korozyon direncine ilaveten 7150 alaşımıyla kıyaslandığında yüksek oranlarda basma ve de çekme mukavemetleri sağlamaktadır.

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Basma mukavemetinin kritik dizayn kriteri olduğu üst kanat yapıları, yatay dengeleyiciler ve de omurga kirişleri T77 temper formundaki 7055 alaşımının etkili bir şekilde kullanılabileceği uçak yapılarıdır. 7150-T651(veya T7751) alaşımı ile kıyaslandığında 7055-T77 alaşımı malzemenin akma dayanımında (basma ve çekme) yaklaşık %7 ila %10 arasında artış sağlamıştır. Alaşımdaki bu basma mukavemeti artışı, 7150 alaşımıyla kıyaslandığında dikkate değer oranda ağırlık kazancı sağlamıştır.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi(wt %) :

Tablo 4.44. 7055 alaşımının kimyasal bileşimi

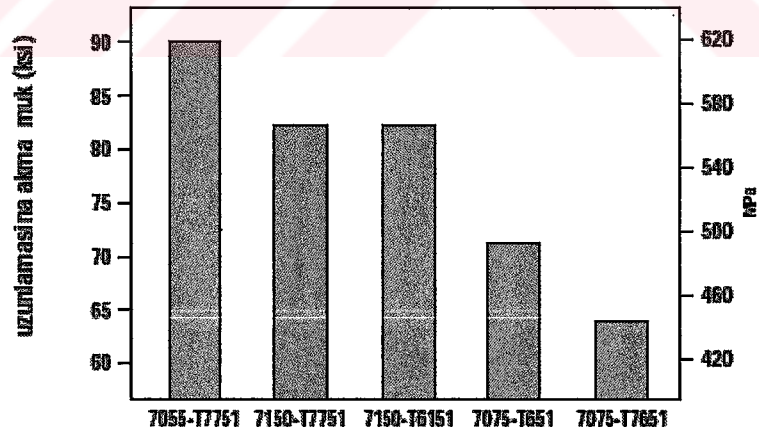
Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	2.0-2.6	Mg	1.8-2.3
Mn	Max 0.05	Fe	Max 0.15	Si	Max 0.10
Cr	Max 0.04	Zn	7.6-8.4	Ti	Max 0.06
Zr	0.08-0.25				

Alaşımanın Mekanik Özellikleri : Tabloda verilen değerler oda sıcaklığındaki değerlerdir ve 7150 alaşımı da tabloda mukayese için verilmiştir.

Tablo 4.45. 7055 alaşımasının mekanik özellikleri

	1 in. (25.4mm) kalınlığında levha		1 in. (25.4 mm) kalınlığında ekstrüzyonla imal edilmiş.	
	7150-T7751	7055-T7751	7150-T77511	7055-T77511
ÇEKME DAYANIMI	88 (607)	92 (634)	94 (648)	97 (669)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME)	83 (572)	89 (614)	89 (614)	95 (655)
AKMA DAYANIMI (BASMA)	82 (565)	90 (621)	92 (634)	97 (669)
KOPMA UZAMASI %	12	11	12	11

1 in. (25.4 mm) kalınlığındaki 7055-T7751 (levha) alaşımasının akma mukavemetinin (basma) diğer klasik 7XXX serisi klasik alaşımlarla mukayesesi şekil 4.15’de gösterilmiştir.



Şekil 4.17. 7055-T7751 alaşımasının akma mukavemetinin mukayesesi

Alaşımanın Korozyon Direnci : Deniz kıyısında iki yıl boyunca tutulan 7055-T7751 levha alaşımında soyulma korozyonu oluşumu gözlenmemiştir. Alaşımanın gerilmeli korozyon çatlağı direnç kabiliyetinin ise ASTM G47’ye uygun yapılan testte göre yaklaşık olarak 15 ksi (103 Mpa) olduğu öngörülmektedir.

4.3.2.9. 7349-T6511/T76511 Alaşımı

Alaşımın Genel Özellikleri : Günümüzde uçak sanayinde kullanılmakta olan 7175 ve 7150 alaşımlarından daha yüksek mukavemet özellikleri sağlayan 7349 alaşımı Fransız Pechiney firması tarafından kullanıma sunulmuştur. İnce ekstrüzyon üretim formundaki 7349 alaşımına uygulanan T76511 ve T6511 temperleri, havacılık sanayisi ile ilgili birçok uygulama için oldukça gerekli olan yüksek mukavemet ve de korozyon direnci özelliklerinin alaşımda birlikte bulunmasını sağlarlar.

7349 alaşımın bu temperlerinden başka temperleri de mevcuttur. Bunlar; özellikle üst kanat kirişleri gibi basma yüklerinin etkin olduğu uçak yapılarında kullanılan T6511 ve T79511 temperleri (üretim formu sıkı (heavy) ekstrüzyondur ve de bu üretim formundaki alaşım, T79511 temperi ile çok düşük maliyetlerde ve çok çeşitli boyutlarda uçak yapılarında kullanılabilir) ile yine basma yükünün etki olduğu üst kanat yüzey panellerinde kullanılan T651 ve T7951 temperleridir (üretim formu levha).

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : 7349-T6511 ve T76511 alaşımı daha çok yüksek mukavemet ve de korozyon direncinin gerekli olduğu takviyeli (stiffened) yapıların kirişlerinde kullanılmaktadır (üst kanat ve gövde yüzey kirişleri ile taban yüzey kirişlerinde).

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (wt %) :

Tablo 4.46. 7349 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	1.4-2.1	Mg	1.8-2.7
Mn	Max 0.20	Fe	Max 0.15	Si	Max 0.12
Cr	0.1-0.22	Zn	7.5-8.7	Ti	Max 0.25
Zr	0.08-0.15				

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Test yönü L' dir ve test alaşımının kalınlığı ise 0.5 in. (12 mm) dir. (Tablo 4.47)

Tablo 4.47. 7349 alaşımının mekanik zellikleri

	7150-T77511	7175 T76511 T73511		7349 T6511 T76511	
ÇEKME DAYANIMI ksi, (MPa)	85 (585)	70 (480)	68 (470)	94 (665)	90 (620)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME) ksi, (MPa)	78 (540)	62 (425)	58 (400)	91 (625)	83 (570)
AKMA DAYANIMI (BASMA) ksi, (MPa)	78 (540)	66 (455)	60 (415)	92 (635)	84 (580)

Alaşımın Korozyon Direnci : Alaşımın gerilmeli korozyon atlağı (SCC) direncini ölçmek için yapılan test ASTM 47'ye göre, soyulma korozyon (EXCO) direncini ölçmek için yapılan test ise ASTM G34' göre yapılmış (test yönü L-T) olup sonuçlar Tablo 4.58'de verilmiştir.

Tablo 4.48. 7349 alaşımının korozyon direnç değerleri

	7150-T77511	7175 T76511 T73511		7349 T6511 T76511	
Gerilmeli korozyon çatlağı ksi, (MPa)		41(285)	44 (300)	40(280)	58(400)
Soyula korozyonu ksi,(MPa)	EB(ve stt)	EB(ve stt) EB(ve stt)		EB(ve stt) EB(ve stt)	

4.3.2.10. 7040-T7651/T7451 Alaşımı

Alaşımın Genel zellikleri : Özellikle kalınlıkları 8.5 in. (215mm) kadar çıkabilen levhalar halinde kullanılan bu yeni Al-Mg-Zn-Cu-Zr serisi 7040 alaşımı, şu anda kullanımda olan 7010 ve 7050 alaşımlarına kıyasla oldukça yüksek mukavemet/tokluk özellikleri sağlayabilmektedir. Mg ve Cu ile Zr'nin kontrollü kullanımı ile oluşturulan kimyasal bileşimi 7040 alaşımına oldukça düşük soğuma

hassasiyeti sağlar. Sahip olduğu bu düşük hassasiyet sayesinde, 7040 alaşımı oldukça kalın kısımlarda yüksek mukavemet ve de tokluk özellikleri sergileyebilmektedir. Alaşımın iki temperi mevcut olup, alaşım, kalınlıkları 2.5-8.5 in.(65-215 mm) arasında değişen levha formlarında kullanılmaktadır [17].

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : 7040-T7651 ve T7451 levha alaşımları özellikle; yüksek mukavemetin, yüksek tokluğun ve de iyi bir korozyon direncinin en başta gelen dizayn gereksinimi olduğu uçak yapılarında kullanılmaktadırlar. Bu alaşımdan, bütün halinde işlenerek üretilmiş olan lonjeronlarda, şeritlerde (rib) ve de ana gövde iskeletlerinde, yukarıda sayılan özellik bileşiminden maksimum derecede faydalanılmaktadır.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi(wt %) :

Tablo 4.49. 7040 alaşımın kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	1.5-2.3	Mg	1.7-2.4
Mn	Max 0.04	Fe	Max 0.13	Si	Max 0.10
Cr	0.04	Zn	5.7-6.7	Ti	Max 0.0.06
Zr	0.05-0.12				

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.50’de verilen değerler, L (boyuna) yönünde yapılan test değerleridir.

Tablo 4.50. 7040 alaşımının mekanik özellikleri

	7010-T7651	7040 T7651 T7451	7050-T7451
Kalınlıklar , mm	100 200	100 200	100 200
ÇEKME DAYANIMI ksi, (MPa)	73 (500) -	76 (525) 68(470)	72 (495) 68 (470)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME) ksi, (MPa)	64 (440) -	70 (485) 61 (420)	62 (425) 59 (405)

Alaşımanın Korozyon Direnci : Alaşımanın gerilmeli korozyon çatlağı (SCC) direnç testi ASTM G44'e göre yapılmış olup, Tablo 4.51'de test sonuçları verilen alaşımların kalınlıkları 2.5 ila 8.5 in. arasında değişmektedir.

Tablo 4.51. 7040 alaşımasının gerilmeli korozyon çatlağı direnci

ALAŞIMLAR	Gerilmeli Ko.Çat.Direnci (ksi (Mpa))
7010-T7651	26 (180)
7040-T7651	26 (180)
7050-T7451	35 (240)
7040-T7451	35 (240)

4.3.2.11. 7475 Alaşımı

Alaşımanın Genel Özellikleri : 7475 alaşımı, Alcoa firması tarafından, yüksek mukavemet, çok iyi bir kırılma tokluğu ve de yorulma çatlağı ilerleme direnci gibi bazı malzeme özelliklerinin birleşiminin gerekli olduğu sac ve levha uygulamalar için geliştirilmiştir. 7475 alaşımanın kırılma tokluk değerleri aynı temperdeki 7075 alaşımına göre yaklaşık olarak %40 daha yüksektir. Alaşımanın, korozyon direnci ve de yorulma özellikleri günümüzde yaygın olarak kullanılmakta olan 7075, 7050 ve 2024 gibi yüksek dayanımlı alaşımlarinkine eşit, bazı durumlarda ise daha yüksektir.

Sac üretim formundaki 7475 alaşımı, uçak sanayinde T61 ve T761 temperlerinde, kaplamalı ve de kaplamasız olarak kullanılır. Levha formundaki alaşıma ise T651, T7651 ve de T7351 temperleri uygulanmaktadır.

Alaşımanın Kullanıldığı Yerler : 7475 alaşımı (levha ve sac) özellikle kırılmanın çok kritik olduğu yüksek performans uçak parçalarında (bu parçalarda kırılma tokluğu en önemli tasarım kriteridir) kullanılmaktadır. Bu parçalar ise şunlardır; gövde yüzeyleri, kanat yüzeyleri, kanat lonjeronları ve gövde bölümlerini ayıran perdelerdir.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (wt %) :

Tablo 4.52. 7475 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	1.2-1.9	Mg	1.9-2.6
Mn	Max 0.06	Fe	Max 0.12	Si	Max 0.10
Cr	0.18-0.25	Zn	5.2-6.2	Ti	Max 0.06
Zr	0.05-0.12				

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Aşağıda verilen tablolardaki değerler minimum LT (enine yapılan test değerleri) değerleridir.

a) Alaşımın Levha Formu

Tablo 4.53. 7475-T651/7351 alaşımının mekanik özellikleri

KALINLIKLAR İn. (mm)	7475-7651		7475-T7351	
	0.250-0.499 (6.35-12.675)	1.001-1.500 (25.425-38.10)	1.001-1.500 (25.425-38.10)	3.001-3.50 (76.25-88.9)
ÇEKME DAYANIMI, ksi (Mpa)	78 (538)	78 (538)	71(490)	65 (448)
AKMA DAYANIMI, ksi (Mpa)	67 (462)	68 (469)	60 (414)	53 (365)
KOPMA UZAMASI %	10	9	9	8

b) Alaşımın Kaplamalı ve Kaplamasız (Saç) Formu

Tablo 4.54. 7475-T61/T761 alaşımının mekanik özellikleri

KALINLIKLAR İn. (mm)	7475-761		7475-T761	
	Çıplak 0.040-0.249 (1.016-6.325)	Kaplı 0.063-0.187 (1.60-4.75)	Çıplak 0.040-0.249 (1.016-6.325)	Kaplı 0.063-0.187 (1.60-4.75)
ÇEKME DAYANIMI, ksi (Mpa)	75 (517)	70 (485)	71(490)	67(462)
AKMA DAYANIMI, ksi (Mpa)	64 (441)	60 (415)	60 (414)	56 (386)
KOPMA UZAMASI %	9	9	9	9

Alaşımanın Kırılma Tokluğu : Daha önce de belirtildiği üzere oldukça yüksek kırılma tokluğu değerlerine sahip olan 7475 alaşımasının levha ve sac formları için kırılma tokluğu değerleri Tablo 4.55 ve de Tablo 4.56’da verilmiştir.

Tablo 4.55. 7475-T651/7351 (Levha) alaşımasının kırılma tokluk değerleri

TEMPER	KALINLIKLAR	Kıc:ksi $\sqrt{\text{in.}}$ (Mpa $\sqrt{\text{m}}$)	
		L-T	T-L
T651	1.250-1.500 in (31.75-38.10mm)	30.0 (33.0)	28.0 (30.8)
T7351	1.250-4.000 in. (31.75-101.60mm)	40.0 (44.0)	33.0 (36.3)

Sac üretim formundaki 7475 alaşımasının T761 temperi havacılık uygulamalarında sahip olduğu korozyon direnci (genel ve de soyulma korozyonuna karşı) ve de yüksek tokluğundan dolayı, alaşımanın T651 temperine kıyasla daha fazla tercih edilir.

Tablo 4.56. 7475-T61/761(Sac) alaşımı kırılma tokluk değerleri

Kıc:ksi√ in (Mp √ m)			Kıc:ksi√ in (Mp√m)		
TEMPER	KALINLIK	T-L	TEMPER	KALINLIK	T-L
T651 Çıplak	0.040-0.125 in (1.02-3.18mm)	75.0 (82.4)	T761 Çıplak	0.040-0.125 in (1.02-3.18mm)	87.0 (95.6)
	0.126-0.249 in (3.20-6.32mm)	60.0(65.9)		0.126-0.249 in (3.20-6.32mm)	80.0 (87.9)
T651 Kaplı (Al)	0.040-0.125 in (1.02-3.18mm)	75.0 (82.4)	T761 Kaplı (Al)	0.040-0.125 in (1.02-3.18mm)	87.0 (95.6)
	0.126-0.249 in (3.20-6.32mm)	60.0 (65.9)		0.126-0.249 in (3.20-6.32mm)	80.0 (87.9)

Alaşımanın Korozyon Direnci : Aynı temper formlarında olan 7475 ve de 7075 alaşımlarının korozyon (atmosferik, soyulma ve gerilmeli korozyon çatlağı) dirençleri temelde aynı özellikleri göstermektedirler.

7475-T7351 alaşımasının gerilmeli korozyon direnç değeri optimum seviyededir.

Soyulama korozyon direnci oldukça yüksek değerlerde olan 7475-T7651 alaşımasının gerilmeli korozyon çatlağı direnci de iyi seviyededir.

4.3.2. 6000 Serisi Alüminyum Alaşımların Uçaklarda Kullanılması

6XXX serisi alaşımlar, magnezyum (Mg) ve Silisyum (Si) ihtiva ederler. Bu elementlerin ve içindeki diğer empüritelerin (Fe, Cu, Mn, Zn, gibi) belirli sınırlar içinde farklı değerlerde olmaları, alaşımların kullanılma yerine göre farklı özelliklerde ürünlerin üretimini sağlarlar. Kaynak kabiliyeti yüksek olan 6XXX serisi alaşımlar daha çok ticari araçlarda kullanılmaktadır. Bu seriden uçak sanayinde kullanılan alaşımlar; 6061, 6013 ve de 6056 alaşımlarıdır. Yakın geçmişte uçak sanayisinde kullanılmak üzere geliştirilen 6013 ve 6056 alaşımlarının sahip olduğu kaynak kabiliyetine paralel olarak sağladığı ağırlık kazancı yaklaşık olarak % 10 dur ki bu da üretim masraflarını %15 azaltmaktadır.

4.3.3.1. 6061 Alaşımı

Alaşımın Genel özellikleri : Özellikle ticari araçlarda geniş bir kullanım alanı olan 6061 alaşımı, uçaklarda; yüksek mukavemetin, işlenebilirliğin, kaynak kabiliyetinin ve de korozyona karşı iyi bir direncin istenildiği durumlarda kullanılır. Çıplak ve kaplı alaşım olarak kullanılabilen 6061 alaşımının T4 (T4X) ve T6 (TX) temperleri mevcuttur.

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : Uçak teçhizatının yapımında geniş bir kullanım alanı olan 6061 alaşımı, uçak iniş merdivenleri gibi transport elemanlarında da kullanılmaktadır.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (wt %) :

Tablo 4.57. 6061 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	0.15-0.4	Mg	0.8-1.2
Mn	Max 0.15	Fe	Max 0.7	Si	0.4-0.8
Cr	0.04-0.35	Zn	Max 0.25	Ti	Max 0.15

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.58’de alaşımın bazı mekanik özellikleri ile ilgili değerler verilmiştir.

Tablo 4.58. 6061 alaşımın mekanik zellikleri

	6061	
	T4	T6
ÇEKME DAYANIMI, (Mpa)	241	310
AKMA DAYANIMI, (Mpa)	145	276
KOPMA UZAMASI %	22	12

4.3.3.2. 6013 Alaşımı

Alaşımın Genel zellikleri : Ortalama dayanıma sahip yeni tip 6013 alaşımı, gelişmiş korozyon direnci ve şekillendirilebilirlik özelliklerinden dolayı uzay-uçak sanayisinde geniş kullanım alanı bulmuştur. Alüminyum-Magnezyum-Silikon-Bakır alaşım serisine dahil olan 6013 alaşımının akma dayanımı, 2024-T3 alaşımın akma dayanımından yaklaşık %12 daha yüksektir. Ayrıca bu alaşım, soyulma korozyonuna ve de gerilmeli korozyon çatlağına karşıda oldukça dirençlidir.

Alaşımın endüstriyel uygulamaları, T4 temperindeki alaşımın, germe şekillendirmesi (stretch forming) karakteristiğinin uçak sanayisinde kullanılan mevcut tüm Al alaşımlarınıninkinden daha iyi olduğunu göstermiştir. Maliyeti yüksek olan ısıtma ve hızlı soğutma işlemlerine gerek kalmadan T4 temper formunda şekillendirilebilen 6013 alaşımından üretilmiş parçalar, kolaylıkla da yaşlandırılabilirler (T6 temper formu) [17].

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : 6013 alaşımı öncelikli olarak gövde panelleri, hücum ve firar kenarları (kanatlarda) ile motor kaportaları gibi ana yapı elamanlarında kullanılmaktadır. rnek olarak Lockheed firması 6013-T6 alaşımını deniz kuvvetleri tarafından kullanılan P-7A uçağının gövde inşasında, Canadair firması ise bu alaşımı Regional Jet uçak kanatlarının hücum ve firar kenarlarında kullanmaktadır. Birçok uçak üreticisi firmanın, daha çok küçük uçaklarda kullanılan 6013 alaşımını yakın zamanda büyük ticari uçaklarda da kullanmayı tasarladığı tahmin edilmektedir. Buna sebep de alaşımın sahip olduğu gelişmiş şekillendirilebilirlik özelliği, düşük yoğunluk ve de korozyon direncidir.

Alaşımın Kimyasal Bileşimi(wt %) :

Tablo 4.59. 6013 alaşımının kimyasal bileşimi

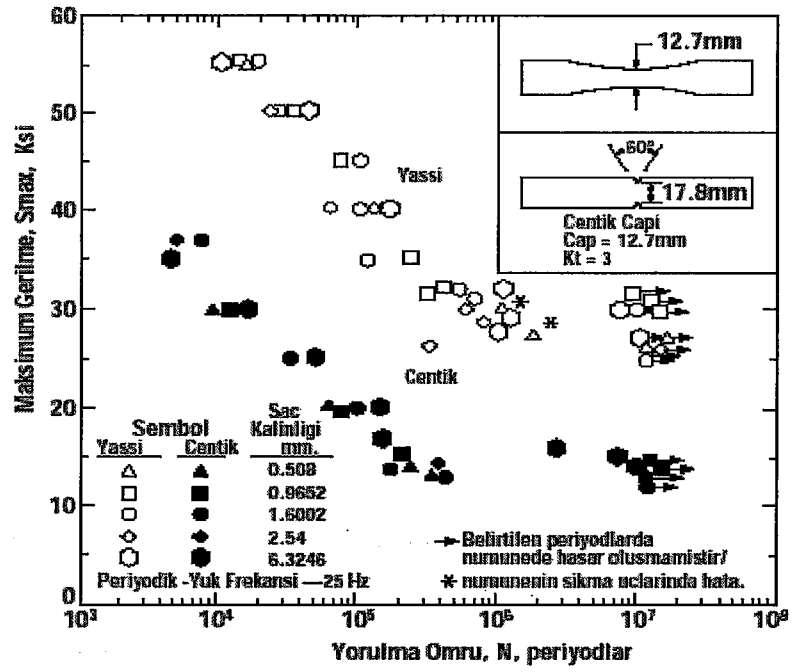
Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	0.6-1.1	Mg	0.8-1.2
Mn	0.2-0.8	Fe	Max 0.50	Si	0.6-1.0

Alaşımın Mekanik Özellikleri : Tablo 4.60’da verilen değerler, L-T yönü test değerleridir.

Tablo 4.60. 6013 alaşımının mekanik özellikleri

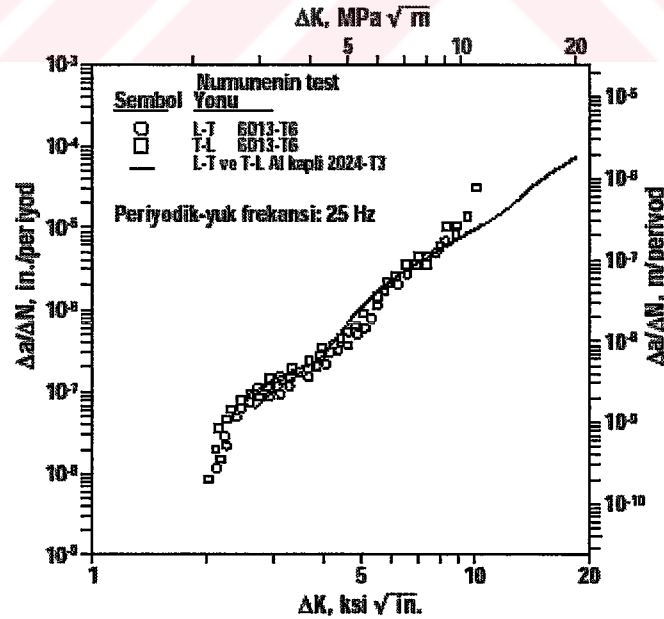
	6013-T6	6061-T6	Al kaplı 2024-T42
Kalınlıklar: in (mm)	0.020-0.249 (0.5-6.3)	0.021-0.249 (0.5-6.3)	0.063-0.249 (1.6-6.3)
ÇEKME DAYANIMI ksi, (MPa)	52 (359)	42 (290)	60 (414)
AKMA DAYANIMI (ÇEKME) ksi, (MPa)	46 (317)	35 (241)	36 (248)
KOPMA UZAMASI %	8	10	15

Alaşımın Yorulma Özellikleri : Şekil 4.18’de, saç formundaki 6013-T6 alaşımının, (kalınlık 0.02-0.249) yassı (smooth) ve çentik (notch) ($K_t=3$) eksenel gerilme yorulması (S-N) datalarının mukayesesi yapılmıştır (test yönü L-T dir).



Şekil 4.18. 6013 alaşımının yorulma özelliği

Şekil 4.19’da alaşımın yorulma çatlakları ilerlemesi gösterilmiştir.(burada test yönleri L-T ve T-L, sac formundaki alaşımın kalınlığı 0.063 in (1.6002 mm), test ortamı ise aşırı nemli bir ortamdır. Alclad 2024-T3 için kalınlık ise 0.100 in.(2.54 mm) dir.



Şekil 4.19. 6013 alaşımının yorulma çatlakları ilerlemesi

Alaşımanın Kırılma Tokluğu : Hem oda sıcaklığında hem de -65°F (-54°C) yapılan Kc kırılma tokluğu testleri; 6013-T6 alaşımının tokluğunun 2024-T3

alaşımının tokluğundan biraz yüksek, 6061-T6 alaşımınınkinden ise yaklaşık olarak iki kat yüksek olduğunu göstermiştir. Tablo 4.61'deki değerler, 0.063 in.(1.6 mm) kalınlığında ve de 16 in.(41 cm) genişliğindeki panellere yapılan test sonuçlarıdır.

Tablo 4.61. 6013 alaşımının kırılma tokluk değerleri

	Kc . ks $\sqrt{in.}$ (MPa $\sqrt{m}$)	
	L-T	T-L
6013-T6	134 (147)	133 (146)
2024-T3	-	128 (141)
6061-T6	73 (80)	70 (77)

Alaşımın Korozyon Direnci : 6013-T6 alaşımı soyulma korozyonu direnç değerleri iyi seviyededir. Ayrıca alaşımın genel korozyon karakteristikleri çıplak 2024 alaşımınınkinden daha üstün, kaplı 2024 alaşımınıninki ile ise eşit seviyededir

.Alaşımın Şekillendirilebilirliği : 2024 alaşımına kıyasla daha gelişmiş germe ile şekillendirilebilme özelliğine sahiptir olan 6013 saç alaşımı, uçak sanayisinde ilk olarak, daha önceleri kaplı 2024-O alaşımından üretilen zor şekillendirilebilen parçaların üretiminde kullanılmıştır. 6013 alaşımı W ve de O temperlerine kıyasla T4 temper formunda iyi germe bükmesi (stretch bend) ve sınırlı bombe yükseklik şekillendirmesi (dome height formability) özelliği sergilemektedir. Bundan dolayı 6013 alaşımı T4 temper formunda şekillendirilebilir ve böylece masraflı olan ısı işlem basamaklarına gerek kalmaz. 6013 alaşımından maksimum faydayı elde etmek için, alaşımı şekillendirdikten sonra T6 temper formuna yaşlandırmak gerekmektedir.

Alaşımın Kaynak Karakteristiği : 6013 saç alaşımı, TIG ve de MIG kaynak yöntemlerinin her ikisi ile de kaynak edilebilir. Yapılan testler, 6013alaşımının çatlak kaynağının 4XXX serisi (4043, 4643, vb) dolgu alaşımları ile uygun olmadığını göstermiştir. Yine ayrıca, 5XXX serisinden (5356, 5556, vb) dolgu alaşımlar da potansiyel erime hattı çatlağı (fusion line cracking) dolayı kullanılmamalıdır. Alaşımın kaynak mukavemeti 6061 alaşımından yaklaşık 4 ila 6 ksi (27-41 MPa) daha yüksektir.

4.3.3.3. 6056 Alaşımı

Alaşımın Genel Özellikleri : Şu anda kullanılmakta olan 2024 alaşımına alternatif olarak Pechiney firması tarafından kullanıma sunulan 6056 Al-Mg-Si-Cu-Mn alaşımı orta değerlerde korozyon direnci sağlamaktadır. Alaşımın T6 ve T78 temperlerinin sağladığı mukavemet ve de korozyon direnç bileşimi, alaşımı uçak sanayisi için cazip kılmaktadır. Özel olarak, 6056-T78 alaşımın taneler arası aşınmaya karşı duyarsız olması bu alaşımı klasik 2024-T3 (kaplanmış) alaşımından daha ekonomik yapmaktadır. Ayrıca alaşımın sahip olduğu düşük yoğunluk ($2.71/\text{cm}^3$), 2024 alaşımına göre yaklaşık olarak %2.5 ağırlık kazancı sağlamaktadır.

Alaşımın Kullanıldığı Yerler : 6056-T6/T78 alaşımı özellikle, kaynak kabiliyetinin ve de korozyon direncinin en önemli dizayn kriteri olduğu uçakların gövde panellerinin inşasında kullanılmaktadır. Bu alaşımın T78 temperinin sahip olduğu taneler arası aşınma direncinden dolayı, alaşımın çıplak olarak kullanılması tavsiye edilmektedir. Yine ayrıca uçak inşasında kullanılan saç ve kalın levha formlarının, bu alaşımdan ekstrüzyon ile üretilmiş kirişlerle birlikte kullanılması tavsiye edilmektedir [19].

Alaşımın Kimyasal Bileşimi (wt %) :

Tablo 4.62. 6056 alaşımının kimyasal bileşimi

Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %	Elementler	Ağırlık %
Al	kalan	Cu	0.5-1.1	Mg	0.6-1.2
Mn	0.4-1.0	Fe	0.50	Si	0.7-1.3
Cr	Max 0.25	Zn	0.1-0.7	Ti+Zr	0.20

Alaşımın Mekanik Özellikleri: Test yönü L-T dir (MPa, (ksi)) ve alaşımın mekanik özellikleri ile ilgili bilgiler Tablo 4.63’de verilmiştir.

Tablo 4.63. 6056 alaşımının mekanik zellikleri

KALINLIKLAR in.(mm)		0.06-.13 (1.6-3.2)		0.13-.24 (3.2-6.0)			
ALAşIM	TEMPER	UTS	TYS	CYS	UTS	TYS	CYS
2024	T3/T7351 T42	425(62) 415(60)	280(41) 250(36)	295(43) 250(36)	435(63) 415(60)	280(41) 250(36)	295(43) 250(36)
6056	T6/T62 T78/T782	350(51) 349(49)	310(45) 315(46)	330(48) 330(48)	350(51) 340(49)	310(45) 315(46)	330(48) 330(48)

UTS: Maksimum ekme dayanımı TYS : Akma dayanımı (ekme), CYS : Akma dayanımı (basma)

Alaşımın Korozyon Direnci : Tablo 4.64deki değerler MIL H 6088'e göre yapılan testler neticesinde elde edilmiştir (Hatırlatmak gerekirse alaşımın T78 temperinde intergranular korozyon (taneler arası aşınma) oluşmamaktadır)

Tablo 4.64. 6056 alaşımının korozyon direnci

ALAşIM TEMPER		TANELER ARASI KOROZYON (INTERGRANULAR)	
		Korozyon Tipi	Max. Derinlik (μm.(μin))
2024	T3/T7351	Intergranular	220 (8800)
6056	T6/T62	Intergranular	200 (8000)
	T78/T782	pitting	200 (8000)

Alaşımın Kırılma Tokluğu : Kırılma tokluğu testi ASTM E561'göre yapılmıştır. Test numunesinin kalınlığı ise 0.03-0.25 in. (0.8-6 mm) dir (Kco değerleri; MPa √m, (Ksi √in) (Tablo 4.65)

Tablo 4.65. 6056 Alaşımının kırılma tokluk değerleri [19]

ALAşIM	TEMPER	L-T	T-L
2024	T3/T351/T42	115 (105)	105 (95)
6056	T6/T762	115 (105)	105 (95)
	T78/T782	105 (95)	95 (86)

5. UÇAKLARDA KULLANILAN HADDE ALÜMİNYUM ALAŞIMLARININ BİRLEŞTİRİLME YÖNTEMLERİ

Uçaklar birçok parçadan oluşmaktadır. Çeşitli üretim yöntemleri üretilen bu parçalar, önce alt montaj birimleri oluşturmak için bir araya getirilerek birleştirilirler [2]. Daha sonra da birleştirilen bu alt montaj birimlerinin bir araya getirilerek birleştirilmesi ile uçak bir bütün halinde imal edilmiş olur.

Uçak parçalarını birleştirme yöntemleri MIL-HDBK-5H'e göre iki ana kategoriye ayrılmaktadır [15]. Bu yöntemler şunlardır;

1. Mekanik birleştirme
2. Metalurjik (çeşitli kaynak yöntemleri, ve lehimleme) birleştirme.

Günümüzde, mekanik birleştirmenin asgari tutularak, kaynakla birleştirmenin daha fazla kullanılması yönünde genel bir trend oluşmuştur [20]. Kaynak yönteminin uçak parçalarının birleştirilmesinde ağırlıklı olarak kullanılması, uçak imali için önemli bir dizayn kriteri olan ağırlık kazancının artmasını sağlayacak ve de maliyeti düşürecektir. Bununla birlikte tasarımcılar, uçak parçalarının birleştirilmesinde hangi yöntemin (mekanik ya da kaynak yöntemi) kullanılacağına karar verirken şu hususları göz önünde bulundurlar [2].

- Eğer yapılan bağlantı kalıcı olacaksa kaynak yöntemi kullanılmalıdır
- Özellikle havaya karşı sızdırmazlık isteniyorsa en kolay ve de ucuz birleştirme yöntemi kaynak olacaktır.
- Birleştirilecek parçaların her iki tarafına ulaşmak mümkün ise mekanik birleştirme tercih edilmelidir.
- Her iki yönteminde maliyeti hesaplanmalı ve buna göre karar verilmelidir.
- Kaynak tekniğini uygulayacak eğitimli personelin gerekliliği de önemli bir faktördür

5.1. Mekanik Birleştirme Yöntemleri

MIL-HDBK-5H'e göre, uçak imalinde kullanılan mekanik bağlantı vasıtaları beş (5) ana katagoriye ayrılmaktadır. Bunlar;

1. Yekpare (tek parçalı) Perçinler (Solid Rivets)
2. Kör (Ham) Bağlantı Vasıtaları (Blind Fasteners)
3. Dövmüş Halka (Bilezik) Bağlantı Vasıtaları (Swaged Collar Fasteners)
4. Dişli Bağlantı Vasıtaları (Threaded Fasteners)
5. Özel Bağlantı Vasıtaları (Special Fasteners)

İlk dört katagorideki bağlantı vasıtaları da kendi içlerinde çıkıntı başlı (protruding head) ve gömme başlı (flush head) olarak ikiye ayrılmaktadır. Bu bahsedilen kafalar, EK-B Şekil 1'de gösterilmiştir.

5.1.1. Yekpare Perçinler

Üretim maliyeti düşük olan perçinler, uçak parçalarının otomatik birleştirmesinde kolaylıkla kullanılmakta olup, uçak yapılarının birleştirilmesinde bazı avantajlar sağlamaktadırlar. Bu avantajlar;

1. Perçinlerle farklı malzemeler (metal olsun yada olmasın) kolaylıkla birleştirilebilirler.
2. Perçinlere; kaplama, parkerizasyon veya boyama gibi çeşitli tamamlama (yüzey) işlemleri uygulanabilmektedir.
3. Uçaklarda bağlantı vasıtası olarak kullanılan perçinler ayrıca ara kolonu, elektrik kontağı gibi çeşitli görevleri de yerine getirebilmektedirler.
4. Boya gibi çeşitli yüzey (tamamlama) işlemleri uygulanmış parçalar kolaylıkla perçinlerle birleştirilebilmektedirler.

Bu avantajlarının yanında perçinlerin kullanılmasının bazı dezavantajları da vardır. Bu dezavantajları ise şu şekilde sıralayabiliriz.

1. Civata ve de vidalarla kıyaslandığında perçinlerin çekme ve de yorulma mukavemet değerleri daha düşüktür.
2. Tamir ya da başka bir amaç ile perçinleri zarar vermeden sökmek mümkün değildir.

Uçaklarda gömme başlı perçinler sadece, yüksek aerodinamik etkinlik gerektiren yerler ile geçit paylarının (head clearances) yetersiz olduğu yerlerde kullanılmalıdır. Tablo 5.1’de uçaklarda kullanılan bazı klasik perçinler ile ilgili bilgiler verilmiştir. EK-B Şekil 2’de ise bu tür perçinler gösterilmiştir.

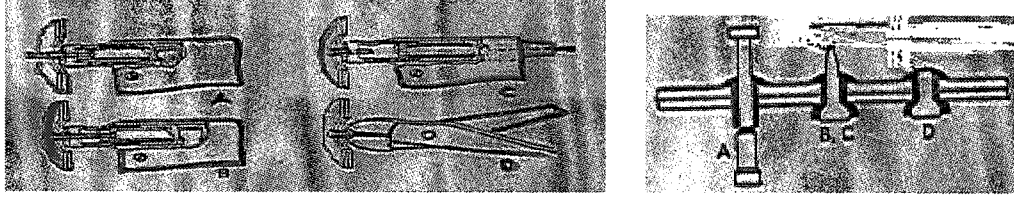
Tablo 5.1. Bazı klasik perçinlerin özellikleri. [2]

PERÇİN MALZEMESİ	KULLANILDIĞI MALZEME	KULLANIM VE SINIRLAMALAR
1100-F	Yumuşak Al, fiber, plastikler	Düşük dayanım-büyük çaplarda kullanımı tavsiye edilmez.(1.6-1.4 mm)
5056	Alüminyum alaşımlar	5056’nın mukavemeti yeterli olduğu yerlerde kullanılır
2117-T3	Alüminyum alaşımlar	Yakıt tanklarında kullanılır.
2017-T3	Alüminyum alaşımlar	Genel kullanılır
2024-T31	Alüminyum alaşımlar	Yüksek mukavemetin istendiği yerlerde kullanılır.
Monel	Bakır alaşımlar ve çelikler	
A-286	Titanyum ve çelikler	Çapı en fazla 6.35 mm. dir Sıcak bölgelerde, ve korozyif çevrede kullanılır
Titanyum B120	Çelikler	Sıcak bölgelerde ve korozyif çevrede kullanılır.
7075-H75	Alüminyum alaşımlar	Yorulmanın kritik olduğu alanlarda kullanılmamalıdır.

5.1.2. Kör (ham) Bağlantı Vasıtaları

Genellikle çoklu parçalardan oluşan kör bağlantı vasıtaları, sadece bir taraftan ulaşılabilen bağlantı noktalarında kullanılırlar. Parçalamadan bu bağlantı vasıtalarını yerlerinden çıkarmak mümkün değildir. Kör civata ve de kör perçinler de bu kategoriye dahildir.

Kör perçinlerin özellikle; yüksek gerilmenin meydana geldiği kanat tutturma ve iniş teçhizatları ile sabit kuyruk yüzey birleştirme teçhizatlarında kullanılmaları tavsiye edilmez. Yine ayrıca bu tür bağlantı vasıtalarının üst (dış) kafa kontrolü için görünebilecek şekilde kullanılmaları gerekmektedir. Tipik bir kör perçin olan Cherrylockun montajı Şekil 5.1’de gösterilmiştir. EK-B Şekil 3’te ise uçaklarda kullanılan klasik kör perçinler gösterilmiştir.

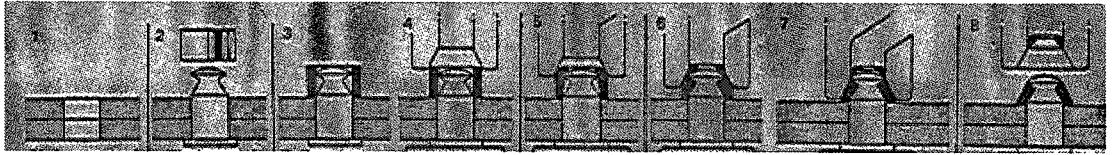


Şekil 5.1. Cherrylock kör perçinin montajı.

Kör civatalar, yüksek kayma (kesme) mukavemetinin gerekli olduğu yerlerde kör perçinlerin yerine kullanılırlar. Bu tip civatalar daha çok çelik, titanyum ve de diğer yüksek dayanıma sahip malzemelerden üretilmektedirler.

5.1.3. Dövülmüş Halka (Bilezik) Bağlantı Vasıtaları (Swaged Collar Fasteners)

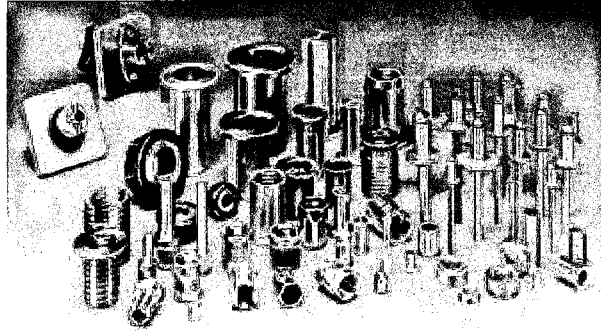
Bu tür bağlantı vasıtaları çok parçalı olup, genellikle katı pim ile bağlantı noktasını kavrayacak şekilde pimin uç kısmına yığılan dövülebilir (şekillendirilebilir) halkadan oluşmaktadır. Bu tip bağlantı vasıtaları kalıcı olup “Hi-Shear” perçinler, “Lockbolts” ve de Cherrybucks” gibi çeşitli tipleri de mevcuttur. Özellikle “Hi-Shear” perçinler ağırlık kazancının ve de kısa montaj süresinin istenildiği yerlerde kullanılmaktadırlar. Genellikle bu tür bağlantı vasıtalarının pimleri çelikten halkaları ise alüminyumdan yapılmaktadır. Şekil 5.2’de “Hi-Shear” perçinin montajı gösterilmiştir.



Şekil 5.2. “Hi-Shear” perçinin montajı

5.1.4. Dişli (Threaded) Bağlantı Vasıtaları

Bu tür bağlantı vasıtaları kullanıldıkları malzemelere zarar vermeden kolaylıkla yerlerinden sökülebilmektedirler. Bu katagoriye civata ve de vidalar dahil olup uçaklarda kullanılan bu bağlantı vasıtalarının büyük bir çoğunluğu çeliklerden üretilmiştir. Şekil 5.3’ de uçaklarda kullanılan standart vida ve civatalar ile somunları gösterilmiştir.



Şekil 5.3. Standart civata ve vidalar

Özellikle uçaklarda çok yüksek olan kayma ve de gerilme yüklerini bir yapı parçasından diğerine transfer eden bu bağlantı vasıtalarının tasarımında bir çok hususa dikkat edilmektedir. Bunlardan en önemlisi kullanılacak olan somunun civata malzemesine göre daha yumuşak olmasıdır ki bu özellik civata dişlilerine tam oturmayı sağlamaktadır [2].

5.1.5. Özel Bağlantı Vasıtaları

Adından da anlaşılacağı üzere üstte değinilen bağlantı vasıtalarının kullanımının uygun olmadığı birleştirme işlemlerinde kullanılan bu bağlantılar çok fazla kullanılmamaktadır. Bu tür sistemlere örnek olarak; bağlama bilezikleri (sleeves), insertler verilebilir.

Ek B’de Tablo 1’den 5’e kadar yukarıda 5 katogoride bahsedilen bağlantı vasıtalarının belli başlı bazı özellikleri verilmiştir. Bu tabloların ilk sütununda bağlantı vasıtalarının gösterimi verilmiş olup ikinci sütunda bağlantı vasıtalarının malzemesi, üçüncü sütunda ise bu bağlantı vasıtalarının kullanıldığı malzemelerin türü ve de üretim formları verilmiştir.

5.2. Metalurjik Birleştirme

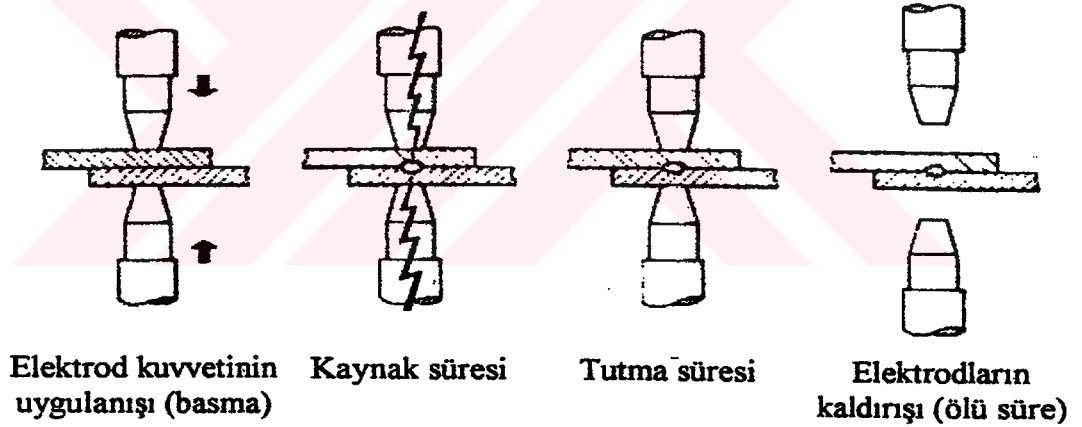
Uçak parçalarının birleştirilmesinde kullanılan diğer bir yöntem olan metalurjik birleştirme kaynak prosesi ve lehimleme olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır. Uçak endüstrisinde kullanılan birçok kaynak yöntemi mevcut olup bu yöntemler kullanılan malzemelere göre farklılıklar göstermektedir. Uçaklarda ağırlıklı olarak kullanılan ısıt işlem uygulanabilir alüminyum alaşımlarının (2XXX, 6XXX, 7XXX serisi) eritme kaynağı güç olup, bu alaşımların metalurjik birleştirilmesinde en çok elektrik direnç kaynağı kullanılmaktadır. Elektrik direnç kaynağının nokta, dikiş, ve

alın kaynağı gibi usulleri olup uçak imalatında en çok nokta ve dikiş kaynağı kullanılmaktadır.

Elektrodların yerini tekerlekler almış olmasının dışında dikiş kaynağı nokta kaynağının hemen hemen aynısı olup dikiş kaynağında da nokta kaynağında kullanılan, kaynak makineleri kullanılmaktadır [21]. Sadece elektrodları farklıdır. Bu bölümde sadece nokta kaynağı incelenecektir.

5.2.1. Nokta Kaynağı

Elektrik direnç kaynağı grubuna dahil olan nokta kaynağı, elektrotlardan geçen elektrik akımına karşı, malzemenin gösterdiği elektrik direnci nedeniyle oluşan ısı ve kaynak bölgesine uygulanan basma kuvveti ile gerçekleştirilen bir kaynak yöntemidir. Genel olarak nokta kaynağı, dört periyottan meydana gelir. Bunlar; basma, kaynak, tutma ve ölü süredir. Şekil 5.4’de, bu sürelerle bağlı olarak nokta kaynağı aşamaları gösterilmiştir [22].



Şekil 5.4. Direnç nokta kaynağı aşamaları

Ayrıca bir dış ısı kaynağı yoktur. Genel olarak nokta kaynağı Birleştirme yerindeki ısı miktarı şu formülle hesaplanır:

$$Q=K.I^2.R.t$$

Burada; **Q**: Üretilen Isı, **I**: Kaynak Akımı, **R**: Kaynak Akımının Geçtiği Devrelerdeki Dirençlerin Toplamı, **t**: Kaynak Akımın Devrede Kalma Süresidir

Nokta kaynağının başlıca üstünlükleri; maliyet düşüklüğü, yüksek üretim hızı, özel beceri gerektirmemesi, yüksek mukavemet sağlaması, estetik ve otomatik olarak uygulanabilir olması, hafiflik ve de çok karışık parçalarda bile kaynak yapılacak parçaya kolayca yaklaşılabilmesi olmasına rağmen, uçakların şu kritik yapı parçalarının birleştirilmesinde nokta kaynağının kullanılması tavsiye edilmemektedir [2].

Nokta kaynağı;

- Kanatlardaki takviyeli hücresel (petek) yapılarda, flençlerin montesinde
- Jet motorlarının, kanatların hemen altında monteli olduğu durumlarda, flaplar, ve kanat hücum kenar panelleri gibi sonik yorulmanın kritik olduğu yerlerde,
- Flençlerin kanat kaplama saçlarına montesinde,
- Takviyeli yapılardaki bağlantılarda(trussed),
- Durdurma perçini kullanılmadıkça takviyelerin yada krişlerin sonunda kullanılmamalıdır.

Yine ayrıca uçakların kanat yüzey ve de güverte kısımlarındaki alüminyum yapı parçalarının nokta kaynağı oldukça yüksek kalitede yapılabilmektedir. Fakat bu kalitedeki kaynak için çok titiz işçilik ile oldukça pahalı teçhizat (temizlik, kaynak işlemi ile kalite kontrolü için) gerektirmektedir.

5.2.1.1. Uçaklarda Kullanılan Hadde Alüminyum Alaşımlarının Nokta Kaynak Kabiliyetleri

Hemen hemen bütün alüminyum alaşımlarına nokta kaynağı uygulanabilmesine rağmen bazı alaşımların veya birleşimlerinin nokta kaynak kabiliyeti daha yüksektir. Tablo 5.2’de uçaklarda kullanılan bazı hadde alüminyum alaşımların nokta kaynak kabiliyetleri verilmiştir (mukayese için alaşımların TIG kaynak kabiliyetleri de tabloda gösterilmiştir) [15]. Tabloda kaynak kabiliyeti derecelendirmesi AA-R-566 spesifikasyonuna göre yapılmış olup;

- “A” seviyesi, alaşımın belirtilen yöntemle kaynak edilebilir olduğunu,
- “B” seviyesi, alaşımın bir çok uygulamasının kaynak edilebileceğini fakat spesifik uygulamalar için özel tekniklerin gerekli olduğunu,
- “C” seviyesi, alaşımın belirtilen kaynak yöntemi ile kaynak edilebilirliğinin sınırlı olduğunu (alaşımın çatlak hassasiyeti, korozyon

direncinin düşük olması ve/veya mekanik özelliklerinde bir kaybın olması ihtimalinden dolayı),

- “D” seviyesi ise alaşıma belirtilen kaynak yönteminin uygulanmasının tavsiye edilmediğini göstermektedir.

Tablo 5.2 . Bazı hadde alüminyum alaşımların kaynak kabiliyeti [15]

ALAŞIM	TEMPERLER	KAYNAK EDİLEBİLİRLİK DERECESESİ	
		TIG	NOKTA
2014	O T6, T62, T651, T652, T6510, T6511	C B	D B
2017	T4, T42, T451	C	B
2024	O T3, T351, T361, T4, T42, T6, T62, T81, T851, T861, T8510, T8511, T3510, T3511	D C C C	D B B B
2025	T6	C	B
2090	T83	B	B
2124	T851	C	B
2219	O T62, T81, T851, T87, T8510, T8511	A A A	B-D A A
6013	T6	A	A
6061	O T4, T42, T451, T4510, T4511, T6 T62, T651, T652, T6510, T6511	A A A	B A A
6151	T6	A	A
7010	HEPSİ	C	B
7049	HEPSİ	C	B
7149			
7050	HEPSİ	C	B
7075	HEPSİ	C	B
7150	HEPSİ	C	B
7175	HEPSİ	C	B
7475	HEPSİ	C	B

2024 ve 7075 gibi yüksek mukavemetli alaşımlara nokta kaynağı kolaylıkla tatbik edilebilmesine rağmen, bu alaşımların düşük mukavemetli alaşımlara göre çatlak ve de poroziteye daha yatkın olmaları sorun olup, kaynak esnasında oluşabilecek bu hataları önleyici tedbirlerin alınması gerekmektedir.

6061 ve de 6063 gibi ısıtılabilir magnezyum-silisyum alaşımlarının kaynağı, oldukça iyi korozyon direncine sahiptir. Bunun yanında kaplamasız 2XXX ve de 7XXX serisi alaşımların kaynağı, koroziye saldırıların tehdidi altında olduğundan, bu alaşımlardan yapılmış kaynaklı parçalar, özellikle gerekli koruyucu önlemler alınmadığı sürece koroziye ortamlarda kullanılmamalıdır. Eğer bu

kaplamasız alaşımlar uygun kimyasal bileşime sahip alüminyum kaplı alaşımlarla kaynak edilirse, kaplama, ara yüzeyde, kaplamasız esas metala, elektrokimyasal koruma sağlayacak, dolayısıyla da tüm kaynaklı bölge korozyona karşı korunmuş olacaktır.

Benzer elektrik iletkenliğine ve de erime sıcaklığına sahip farklı alüminyum alaşımlarının kaynağı daha kolay olmasına rağmen, belirtilen bu özellikleri çok fazla farklılıklar gösteren alaşımların kaynağı oldukça zor olmaktadır. Tablo 5.3’de MIL-HDBK-5H’e göre nokta ve dikiş kaynakları için, uçaklarda kullanılan bazı alüminyum alaşımlarının birbirleri ile birleşimleri verilmiştir.

Tablo 5.3. Nokta ve dikiş kaynağı için alaşım kombinasyonu(a)

MALZEME	ÇIPLAK 2014	KAPLI 2014	ÇIPLAK 2024	KAPLI 2024	6061	ÇIPLAK 7075	KAPLI 7075(b)
ÇIPLAK 2014	*	*	*	...	...	*	...
KAPLI 2014	*	...	*	...	...	*	...
ÇIPLAK 2024	*	*	*	...	...	*	...
KAPLI 2024	...	...	...	...	...	...	...
6061	...	...	...	...	...	...	...
ÇIPLAK 7075	*	*	*	...	...	*	...
KAPLI 7075	...	...	...	...	...	...	...

(a) Birçok alüminyum alaşımının birbirleri ile nokta kaynağı mümkün olmakla birlikte (*) işareti ile gösterilmiş olanların nokta kaynağı tavsiye edilmemektedir.

(b) 0.020 in den daha ince kaplanmış ve de yaşlandırma işlemi uygulanmış 7075 alaşımının nokta kaynağı tavsiye edilmemektedir.

5.2.1.2. Nokta Kaynağını Etkileyen Faktörler

Elektrik ve de Isıl İletkenlik : Alüminyum alaşımlarının elektrik iletkenliği bir çok metalden daha yüksektir (saf alüminyumun elektrik iletme kabiliyeti 20°C’de 35 m/mm² dir. Alaşım elemanlarının ilavesi ile bu değer düşmektedir). Alüminyum alaşımlarının elektrik iletkenliğinin yüksek olması kaynak bölgesindeki R direncinin düşük olmasına sebep olmaktadır Aynı durum, ısı iletme kabiliyeti için de geçerli olup, alüminyum alaşımlarının yüksek ısı iletme kabiliyeti, kaynak esnasında oluşan ısıнын büyük bir kısmının soğutulan elektrotlara ve esas malzemeye geçmesine yol açar [23]. Bundan dolayı alüminyum alaşımlarının nokta kaynağında yüksek

kaynak hızı gerekli olup, kaynak ısısı kısa kaynak sürelerinde verilir. Yine ayrıca alüminyum alaşımlarının yüksek elektrik iletme kabiliyetlerinden dolayı, yüksek kaynak akımı sağlayabilen, yüksek kapasiteli kaynak makineleri kullanılır.

Katılaşma Sırasında Büzülmenin Etkisi : Alüminyum alaşımlar likudus sıcaklığından oda sıcaklığına soğumaları sırasında dikkate değer oranda büzülme gösterirler. Çatlak oluşumu ile sonuçlanabilen bu durum, özellikle 2024 ve de 7075 gibi ısıl işlem uygulanabilir, yüksek mukavemetli alaşımlar da gözlenir. Kaynak çekirdeğinin büzülmesinden kaynaklanan bu tür çatlaklara, 6XXX serisi ve de ısıl işlem uygulanmayan alaşımlarda çok fazla rastlanmaz.

Kaynak metalinde oluşabilecek Porozite ve de sıcak çatlakları önlemek için, katılaşma tamamlanıncaya kadar elektrodlarla, kaynak çekirdeğine basınç uygulanmalıdır.

Yine ayrıca nokta kaynağında eriyen malzemenin dışarıya fişkırması sonucu, kaynak çekirdeğinde boşluklar meydana gelir. Kaynak çekirdeğinde oluşan bu boşluklar özellikle magnezyum oranının yüksek olduğu alüminyum alaşımlarında görülür [23].

Oksit Tabakasının Etkisi : Alüminyum ve alaşımlarının nokta kaynağı kabiliyetini etkileyen önemli faktörlerden biri de, alüminyum malzemenin oksijene karşı aşırı eğiliminden dolayı, yüzeyinin havada kısa bir sürede bir oksit tabakasıyla örtülmesidir.

Alüminyum alaşımlarındaki elemanlar, iyon halinde alüminyum iyonlarından daha hızlı olarak oksit tabakasına girerler. Bu nedenle oksit tabakasının yüzeyinde alaşım elemanlarının oksitleri daha yoğun olarak bulunabilir.

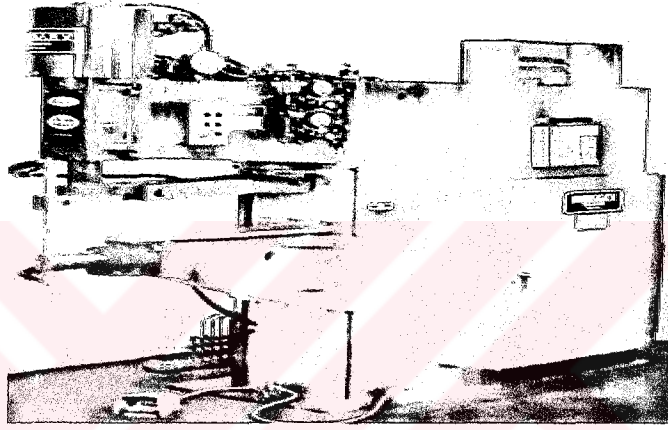
Oksit tabakasının oluşumunu etkileyen diğer faktörler, yüzey durumu, oksijenin kısmi basıncı, sıcaklık ve havanın rutubet derecesidir.

5.2.1.3. Yüzey Ön İşlemleri

Elektrodun aşınmasını ve de kaynak kalitesinin düşmesini önlemek maksadıyla, alüminyum esaslı malzemeye, nokta kaynağından önce yüzey ön işlemi uygulanmalıdır. Yüzey ön işlemleri çoğunlukla yüzeyi kir ve yağlardan temizleme ile başlar. Daha sonra yüzeyi kimyasal yollarla kesin olarak yağlardan arındırmak gerekir.

5.1.2.4. Kaynak Makinaları

Alüminyum ve alaşımlarının nokta kaynağında, gerekli olan yüksek akım ve elektrot basıncının uygun şekilde ayarlanması çok önemli olup, buda ancak elektronik tertibatlara sahip gelişmiş makinalarla sağlanabilir [24]. Şekil 5.5’de, 2nci Hava İkmal Komutanlığı Kaynak atölyesinde kullanılan nokta kaynağı makinası gösterilmiştir. Bu makinanın bilgisayar hafızasına her bir alaşım için kaynak parametreleri yüklenmiş olup bütün kaynak prosesi otomatik olarak gerçekleşmektedir.



Şekil 5.5. Tipik bir nokta kaynağı makinası

Nokta Kaynağı makinaları iki ana gruba ayrılır [24]. Bunlar;

- 1- Alternatif akım makinaları
- 2- Birikmiş enerji ile çalışan kaynak makinaları

İkinci gruptaki kaynak makinaları da kendi içerisinde, biriktirdikleri enerji metoduna göre, endüksiyon tipi makinalar ve kondansatör tipi olmak üzere iki gruba ayrılırlar.

Uçakların yapımında kullanılan alüminyum alaşımlarının nokta kaynağında ağırlıklı olarak, kaynak kalitesi doğru akım makinalarına göre daha iyi olan üç fazlı alternatif akım makinaları kullanılmaktadır.

Hangi tür makina kullanılırsa kullanılsın, bir nokta kaynağı makinasının şu özelliklere sahip olması gereklidir.

- Kısa kaynak süreleri içinde, yüksek akım şiddetini kullanma özelliğine sahip olmalı
- Akım şiddetini ve kaynak sürelerini otomatik olarak kontrol edebilmeli

- Elektrot hareketlerini gerektiğinde seri olarak yapabilmeli
- Kaynak çekirdeğini, daha yavaş soğutabilmesi için kaynak sonrası gerekli (tavlama için) akımı verebilmeli
- Kaynak elektrotlarını iyi soğutabilmeli

5.2.1.5. Direnç Nokta Kaynağının Parametreleri

Kaynak Akımı ve Kaynak Süresi : Kaynak noktalarının büyüklüğü açısından, kaynak akımının yükseltilmesi, kaynak süresinin uzatılmasına göre daha büyük bir etkiye sahiptir [23]. Bunun nedeni de, akımın Joule Kanununa göre, şiddetin karesi ile artması ve ısıнын da buna göre yükselmesidir. Diğer taraftan kaynak süresinin artmasıyla da ısı iletim kayıpları büyümektedir. Artan kaynak akımı ile birlikte nokta büyüklüğü ve nokta mukavemeti de artar. Bu durum sıçramanın başladığı sınıra kadar devam eder. Kaynak akımının ve kaynak süresinin daha da artırılması, alaşım tiplerine göre mukavemeti biraz daha yükseltebilir ya da boşluk teşekkülü dolayısıyla yeniden düşürebilir. Buda elektrot aşınmasını hızlandıran bir faktördür. Kısa kaynak zamanı ve yüksek akım şiddeti kullanarak veya uzun kaynak zamanı, düşük akım şiddeti kullanarak, aynı nokta çapı elde etmek mümkündür. Bunlardan ilkinе kısa süreli kaynak, ikincisine ise uzun süreli kaynak adı verilir. Kaynak noktasının kalitesi açısından, yüksek akım değerleri ve kısa kaynak süreleri ile çalışmak, daha düşük akım değerleri ve uzun kaynak süreleri ile çalışmaktan çok daha avantajlıdır.

Elektrot Malzemesi ve Boyutları : Görevleri, kaynak akımını ve de elektrot kuvvetini kaynak bölgesine iletmek olan elektrotlar, nokta kaynağının kalitesini etkileyen en önemli elemanlardan birisidirler. Kaliteli bir elektrodun yüksek elektrik ve termik iletkenliğe, yüksek sıcaklıkta yüksek bir sertliğe ve kaynak noktasını minimum alaşımlandırma özelliğine sahip olması gereklidir.

Her şart için en uygun elektrot malzemesinin seçiminde birçok parametre göz önünde tutulmalıdır. Bu parametrelerin başlıcaları; alüminyum alaşımının cinsi, yüzey durumu, kaynak dataları, nokta sırası ve sayısı ile elektrodun formudur. Genellikle, alaşımın sertliğinin artması, elektriksel ve ısıl direnci artırır. Bu yüzden, herhangi bir uygulama için belli bir elektrot alaşımının seçimi, onun mekanik özelliklerine göre değişen ısıl ve elektriksel özelliklerinin de göz önüne alınmasıyla gerçekleşir. Örneğin, alüminyum alaşımlarının kaynağında kullanılan elektrodlar,

yüksek basma mukavemeti yerine yüksek iletkenliğe sahip olmalıdır. Alüminyum alaşımlarının nokta kaynağında kullanılan elektrotlar; sertliği 90 ile 100 kg/mm² ve yumuşama sıcaklığı (°C) 150 ile 175 arasında olan elektrolitik bakırdan imal edilirler.

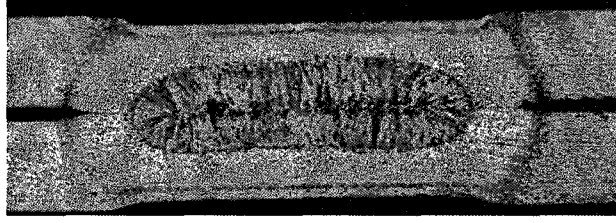
Elektrotların şekil ve boyutları, kaynak yapılacak iş parçalarının cinsine, şekil ve boyutlarına göre saptanır. Standart elektrotlar içinde en çok kullanılanlar, kesik koni uçlu ve küresel olanlardır. Özellikle, küresel elektrotlar, mükemmel bir sıkıştırma ve iş parçası yüzeylerinde kaynak sonrası daha iyi bir görünüm sağlarlar. Ayrıca soğuma hızları da yüksek olduğundan alüminyum ve alaşımlarının kaynağında kullanılırlar [22].

Elektrotlarla ilgili kaynak kalitesini etkileyen faktörlerden birisi de, elektrodun soğutulması olayıdır. Eğer elektrotlar kaynak esnasında sürekli olarak soğutulmaz ise, sıcaklığın tesiri ile uçlar yumuşar ve akım yoğunluğu da azalır. Ayrıca ısınmış olan ucun alaşımlandırma özelliği artar. Bu bakımdan elektrotlar dakikada 6 ile 8 litrelik bir su akımıyla soğutulmalı ve suyun giriş sıcaklığı da mümkün olduğu kadar düşük olmalıdır.

Elektrot yüzeyleri, sürekli olarak çalışmalar sonucunda alüminyum ile kirlenir. Elektrodu iyi çalışır hale getirmek için, uçların periyodik olarak temizlenmesi gerekir. Küresel uçlu elektrotlar özel şekilli aletler içerisinde tutulan zımpara kağıdı ile temizlenir [24]. Bu özel alet, elektrot ucuna uygun bir iç bükümlü kısmı bulunan madeni bir lambadır.

Elektrodun Hareketi ve Elektrot Kuvveti : Kaynak kuvveti veya elektrot kuvveti, kaynak çevrimi boyunca elektrotlar tarafından iş parçalarına uygulanan kuvvettir. Çoğunlukla statik bir değer olarak ölçülen ve ifade edilen elektrot kuvveti, işlem sırasında dinamik kuvvettir ve kaynak makinasının hareketli parçalarının sürtünme ve ataletinden etkilenmektedir. Malzeme ve levha kalınlığına (s: mm) bağlı olarak elektrot kuvveti ($P=ks$), alüminyum için $P=2.5 \cdot s$ bağıntısı ile hesaplanmaktadır.

Gereğinden düşük elektrot kuvveti, sıçrama, gözenek ve çatlak gibi hataların kaynak çekirdeğinde oluşmasına neden olur. Çok yüksek elektrot kuvvetleri ise elektrodun yüzeyden çok daha derinlere girmesine ve birleştirilen saçlar arasında aralık kalmasına neden olur. Şekil 5.6'da yüksek elektrot kuvvetinin kaynak bölgesine etkisi görülebilir.



Şekil 5.6. Aşırı elektrot kuvvetinin kaynaklı bölgeye etkisi

Özellikle yumuşak tip elektrot malzemesinde, elektrodun darbeli oturması, elektrot aşınmasını hızlandırır. Farklı oturma hızları ile yapılan araştırmalarda, yüksek oturma hızlarında elektrot ömrünün kayda değer bir şekilde azaldığı görülmüştür. Yüksek elektrot ömrünün sağlanabilmesi için, elektrotlar parçaya mümkün olduğunca darbesiz oturmalıdır.

Elektrot ve İş Parçasının Temas Durumları : Kaynak kalitesi ve kabiliyetini etkileyen bir diğer faktör elektrotların ve iş metallerinin birbirleriyle temas etme durumudur. Elektrotlar, iş metalinde kaynağın yapılacağı bölgeye dik, dolayısıyla birbirine paralel olmalıdır. Ancak iyi bir kaynak için bu koşul yeterli değildir. Birbirine paralel olan alt ve üst elektrodun aynı eksende olması gerekmektedir. Birbirine paralel ancak aynı eksenden geçmeyen alt ve üst elektrotlarla yapılan kaynaklarda tek bir dairesel bölge yerine iki dairenin kesişim bölgesi şeklinde gölgeli bir alan gözlenmektedir.

5.2.1.6. Alüminyum Nokta Kaynağı Bağlantılarının Dizayn ve Mukavemet Özellikleri

Aynı kalınlıktaki iki sacın üst üste konularak (tek aralıklı) kaynak yapılmasından oluşan bağlantılar, kaynak işlemi için en uygun dizayn şeklidir. Farklı sac kalınlıklarında, kalınlık oranı 3:1'i geçmemelidir. Kaynak dataları ince saca göre tespit edildiğinden bu sınırlama zorunludur. Üç sacın üst üste konulmasından oluşan iki aralıklı bağlantılarda, en iyi kaynak şartları, en kalın sac ortaya getirildiği ve bunun üstündeki ve altındaki saclar aynı kalınlığa sahip olduğu zaman sağlanır. Üçten fazla sac bağlantıları, aynı anda kaynak edilmemelidir. Bunlarda kaynak işlemi iki yönlü olarak, yani karşılıklı elektrotlarla sürdürülmelidir.

Nokta kaynağı yapılan konstrüksiyonlarda, akım kaynak yerine olabildiğince en kısa yoldan gitmeli ve köşeli yada hasarlı elektrotlar kullanılmamalıdır. Saçların pozisyonu elektrot eksenine göre tam dik olmalıdır. Saçlar kaynak yerinde aralıksız üst üste binmelidir. Aralıklı saçlar, yüksek bir elektrot kuvvetine ihtiyaç gösterir. Nokta kaynağı bağlantıları ilk aşamada yalnız kayma (kesme) kuvveti taşıyacakmış gibi düşünülerek dizayn edilir. Çekme mukavemetinin, kayma mukavemetinin yaklaşık 1/3 kadar olması beklenir.

Alüminyumun nokta kaynağında kayma (kesme) mukavemeti, esas malzemenin mukavemeti ile artmaktadır. Bu bakımdan soğuk şekil değiştirerek sertleşen ve yaşlandırma sertleşmesi işlemi uygulanabilen alaşımlarda, yumuşayan ısının tesiri altındaki malzeme bölgeleri dikkate alınmalıdır. İnce saç formundaki kaplamalı ve kaplamasız alüminyum alaşımları için, kayma (kesme) mukavemet değerleri EK C Tablo 1’de verilmiştir (MIL-W-6858 baz alınmıştır) [15]

1-2 mm kalınlığındaki alüminyum saçların tek sıralı nokta kaynağında, noktalar arası minimum mesafeyi de göz önünde tutarak, esas malzemenin bileşim ve durumuna göre saç mukavemetinin % 50- 80 değerine, iki sıralı kaynaklarda da %70-90 değerine erişilir. EK C Tablo 2’de, uçaklarda kullanılan bazı alüminyum alaşımların nokta kaynaklı bağlantıları için, maksimum statik mukavemet değerleri ile bu alaşımlar için maksimum tasarım kaynak nokta aralıkları verilmiştir. Yine Ek C’de uçaklarda kullanılan bazı alüminyum alaşımların, nokta kaynaklı bağlantılarının yorulma dayanımları ile ilgili özellikler grafiklerle gösterilmiştir.

5.2.2. Uçak Sanayisinde Kullanılan Kaynak Yöntemlerindeki Gelişmeler

Günümüzde bilgisayar teknolojisinin hemen hemen her alanda olduğu gibi havacılık sanayisinde de geniş bir kullanım alanı bulması ve kullanıma sunulan yeni malzemelerle ilgili olarak artan bilgi ve tasarım alternatifleri, kaynak teknolojisinin havacılık sanayisindeki kullanımını şekillendirmiştir. Daha öncede belirtildiği gibi, son yıllarda uçak yapı parçalarının perçinlerle birleştirilmesinin azaltılması yönünde genel bir trend oluşmuştur. Perçinlerin yerine, uçak parçalarının birleştirilmesinde difüzyon kaynağı, lazer ve elektron ışın kaynağı kullanılmaya başlanmıştır. Özellikle askeri uçaklarda kullanılan titanyum parçaların birleştirilmesinde elektron ışın kaynağının kullanımı, tek bir alternatif olma yolunda gelişme göstermektedir. Büyük

ticari uçaklarda ise büyük gövde parçalarının birleştirilmesinde kullanılan perçinlerin yerini lazer ışın kaynağı almaya başlamıştır.

Uzay endüstrisi için geliştirilen bazı yeni tip kaynak prosesleri de havacılık sanayisinde kullanıma sunulmuş olup bunlardan sürtünmeli karışım kaynağı ve de değişken kutuplu plazma ark kaynağı, hali hazırda uçak sanayisinde, roketlerin kritik parçalarının birleştirilmesinde kullanılmaktadır. Fakat, alüminyum alaşımlarının difüzyon kaynağı ve pervane kanatlarının (blades for blisk) lineer sürtünme kaynağı gibi yeni tip prosesler çok fazla kullanım alanı bulamamışlardır.

Bu bölümde uçak sanayisinde kullanılan kaynak yöntemleri ile bu yöntemlerle ilgili gelişmeler anlatılacaktır.

5.2.2.1. Sürtünme Kaynağı

Bu yöntemde metallerin birleştirilmesi mekanik deformasyon ile sağlanmaktadır. Erime olmadığından, erime-katılaşma fenomeninden kaynaklanan hatalara bu yöntemde rastlanılmayıp, esas malzeme kadar mukavemetli bağlantılar elde edilebilmektedir. Bu kaynak yöntemi, günümüzde özellikle uçakların alüminyum iniş takım bileşenlerinin birleştirilmesinde kullanılmaktadır.

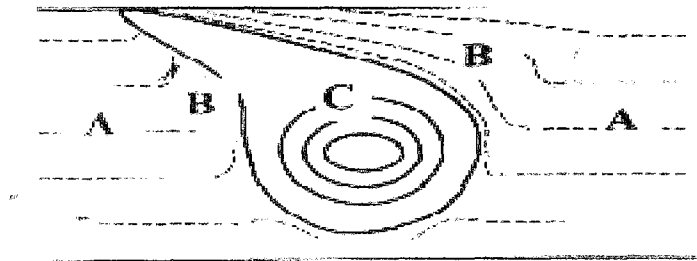
5.2.2.2. Sürtünme Karıştırma Kaynağı

TWI tarafından 1991 yılında keşfedilmiş ve de kullanıma sunulmuş bir kaynak yöntemidir. Bu kaynak yöntemi alın altına sabitlenmiş iki levhaya yüksek devirde dönen omuzlu bir pimin(probe) daldırılarak kaynak yapılmak istenilen uzunluk boyunca belirli bir hızda ilerlemesinden ibarettir (Şekil 5.7).

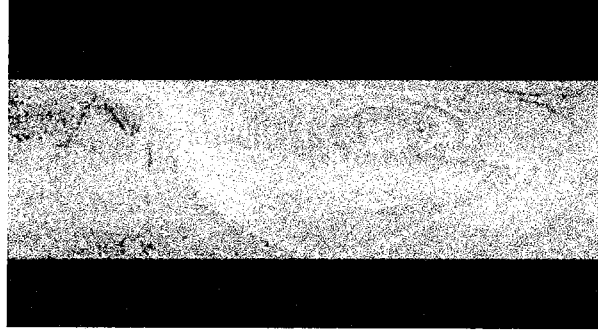


Şekil 5.7. Sürtünme karıştırma kaynağının şematik gösterimi

Bu katı hal kaynak yönteminde birleştirme, sürtünme ile ısınan malzemenin plastik akışı ile gerçekleşmektedir. Kaynak bölgesinde oluşan iç yapı Şekil 5.8’de şematik olarak gösterilmektedir. Kaynak bölgesi üç farklı bölgeden oluşmaktadır. Bu bölgeler; dinamik olarak yeniden kristalleşen bölge, termodinamik olarak etkilenen bölge ve sıvı hal kaynak yöntemlerinde olduğu gibi ısının tesiri altındaki bölge olarak adlandırılmaktadır. Şekil 5.9’da verilen sürtünme karıştırma kaynağı yapılmış bir alüminyum alaşımının kaynak bölgesinin kesiti ve bu bölgede oluşan iç yapıyı göstermektedir [25].



Şekil 5.8. Sürtünme karıştırma kaynağında kaynak bölgesinde oluşan iç yapının şematik görünümü. A: ısının tesiri altındaki bölge, B: termodinamik olarak yeniden kristalleşen bölge, C: dinamik olarak yeniden kristalleşen bölge

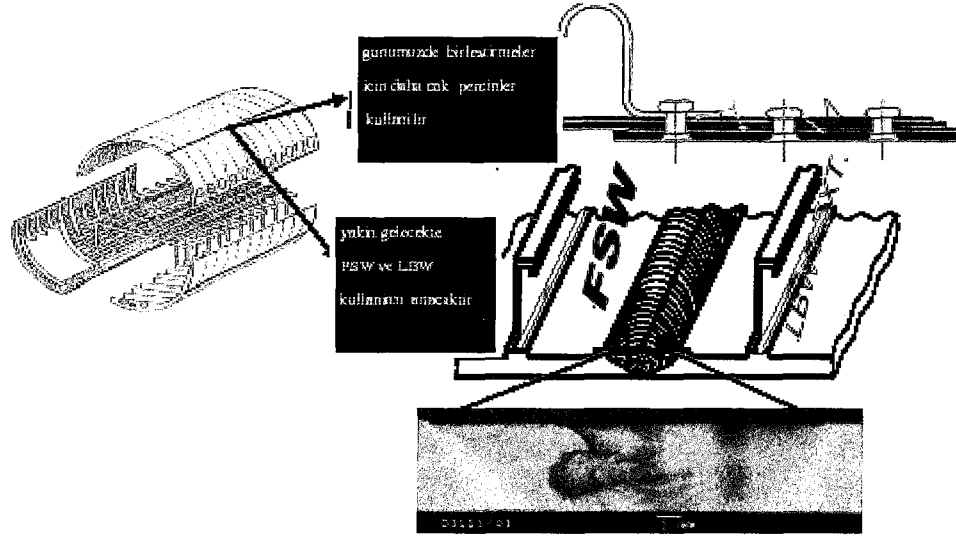


Şekil 5.9. Sürtünme karıştırma kaynağı yapılmış bir alüminyum alaşımının kaynak bölgesinin kesiti

Geleneksel kaynak yöntemleri ile kaynağı çok güç olan 2XXX ve 7XXX serisi alüminyum alaşımları (daha çok uçak yapılarında kullanılırlar) bu yöntemle başarı ile birleştirilmiş ve elde edilen birleştirmeler oldukça iyi mekanik özellikler göstermişlerdir. Özellikle alüminyum ve titanyum alaşımlarının bazı spesifik uygulamalarında plazma ark kaynağı ile elektron ışın kaynağının yerini alan bu yöntemin bazı üstünlükleri şunlar olup gelecekte uçak sanayisinde artan oranlarda kullanılacağı öngörülmektedir (Şekil 5.10)

- ITAB oldukça dar olduğundan dolayı, mekanik özelliklerdeki kayıp minimumdur.
- Katı hal kaynağı olduğu için çatlak ve porozite oluşumu gibi sıvı hal kaynaklarında karşılaşılan problemler söz konusu değildir.
- Yatırım maliyeti lazer ve elektron ışın kaynağından daha düşüktür
- İlave tel kullanmadan kaynak yapmak mümkündür.
- Temiz ve de çevreci bir kaynak yöntemidir.
- Otomasyona uygundur.

Bu yöntemin en önemli dezavantajı ise çok kompleks parçaların kaynağında kullanılamamasıdır (daha çok alın birleştirmelerinde kullanılır.)



Şekil 5.10. Sürtünme karıştırma kaynağı ve de lazer ışın kaynağının uçak sanayisinde birlikte kullanımı [26] (FSW: Sürtünme karıştırma kaynağı, LBW: Lazer ışın kaynağı)

5.2.2.3. Yakma Alın Kaynağı

Kabaca eritme ve basınç uygulayarak birleştirme diye tanımlayabileceğimiz bu yöntemde, parçaların temas noktalarında kıvılcımlar çıkarak erime başlar. Böylece parçaların alınları kaynak sıcaklığına ulaşır ve uygulana basınçla birlikte temas eden alınlarda kaynama meydana gelir. Bu yöntemle alüminyum ve de ısıya dirençli alaşımlar herhangi bir yüzey hazırlama işlemi ve koruyucu gaz olmadan kolaylıkla kaynak edilebilirler. Bu yöntem havacılık sanayisinde özellikle ısıya dayanıklı alaşımlardan yapılmış olan jet motorlarında bileziklerin (rings) birleştirilmesinde ve iniş takımlarının kalıptan çekilmiş bileşenlerinin birleştirilmesinde kullanılmaktadır [20].

5.2.2.4. MIG Kaynağı

Sahip olduğu esneklik ve de düşük maliyetinden dolayı kullanımı çok popüler olan bu kaynak yöntemi havacılık sanayisinde çok fazla kullanılmamaktadır. Bunun en başta gelen sebebi kaynak esnasında soğurulan ısı miktarının fazla olmasıdır ki bu da malzemenin mekanik özelliklerini zayıflatmaktadır. Bu yöntem, ilk etapta 2219 alüminyum alaşımından üretilen Saturn V roketinin yakıt tankının üretiminde kullanılan öncelikli kaynak yöntemi olmuştur. Bu yöntemin havacılıkla ilgili

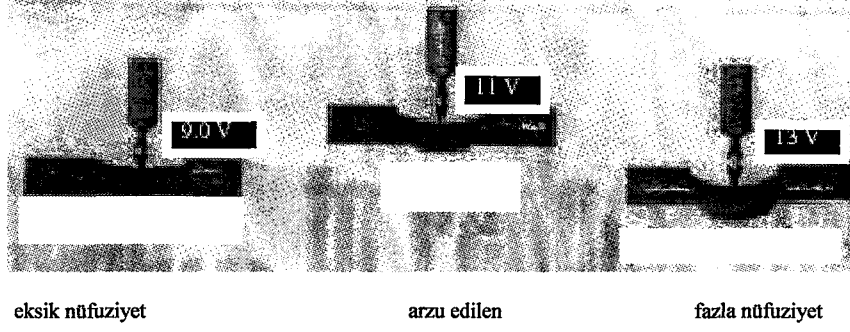
günümüz uygulamalarında birisi de Patriot füzelerinin kanatlarının otomatik kaynağıdır.

5.2.2.5. TIG Kaynağı

Havacılık sanayisi ile ilgili birçok kritik uygulama için diğer kaynak yöntemlerinden (lazer ve elektron ışın kaynakları ile plazma ark kaynağı) daha az tercih edilen bu yöntem MIG ile birlikte, Saturn V roketinin yakıt tankında 2014 ve de 2219 alüminyum alaşımlarının kaynakla birleştirilmesinde kullanılmaktadır. Daha çok uçaklarda kullanılan alüminyum dışı malzemelerin birleştirilmesinde kullanılan bu yöntemin yapısal parçalardaki uygulamasını artırmaya yönelik çalışmalar devam etmekte olup bu yenilikler, ark boyu kontrolü (ALC) ile kaynak süresince soğutucu plaka kullanarak oluşan gerilmenin azaltılmasıdır. (LSND) [27]. Şekil 5.11’de şematik olarak gösterilen bu teknik Lockheed Martin firması tarafından Titan V roketi için geliştirilmiştir. Bu teknik kullanıcıya, ark gerilimini ölçerek arzu edilen nüfuziyeti tespit etmesini sağlar (şekil 5.12).



Şekil 5.11. Torç mesafesini ölçmek için takılan yakınlık sensörü

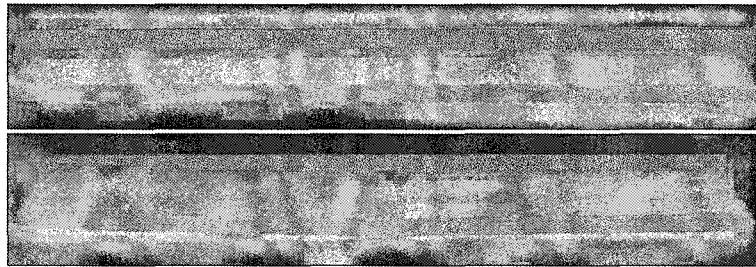


Şekil 5.12. Kaynak bölgesindeki nüfuziyet (torç aralığı hepsinde aynı)

5.2.2.6. Plazma Ark Kaynağı

Bu yöntemde plazma, elektriği ileten iyonize olmuş bir gaz akımıdır ve de metal püskürtme işleminde direkt tesirli plazma alevi kullanılır. Plazmanın ısı yoğunluğu yeteri kadar yüksek ise, bu yöntem lazer veya elektron ışın kaynağına benzer şekilde anahtar deliği (keyhole) modunda işleyebilir. Fakat maksimum nüfuziyet bu yöntemlere nazaran daha düşüktür. Bu yöntem halihazırda uzay-uçak sanayisinde, uzay mekiklerinin gelişmiş motorlarında kullanılmaktadır.

Bu yöntemin en yeni versiyonu Hobart Brothers tarafından ticari kullanıma sunulan alternatif akım plazma ark kaynağıdır (VPPA). Bu yeni versiyon özellikle uzay mekiklerinde kullanılan kalın alüminyum parçaların kaynağı için geliştirilmiştir. Bu yöntemde erime anahtar deliği modundadır. Bu çevrimin negatif kısmı alüminyum iş parçalarına katodik temizleme sağlarken, pozitif taraf ise istenilen nüfuziyeti ve de erimiş metal akışını sağlamaktadır. Bu yöntem, sahip olduğu yoğunlaşmış ısı sayesinde, TIG yönteminden daha az açısal distorsiyona sebep olmaktadır (Şekil 5.13).

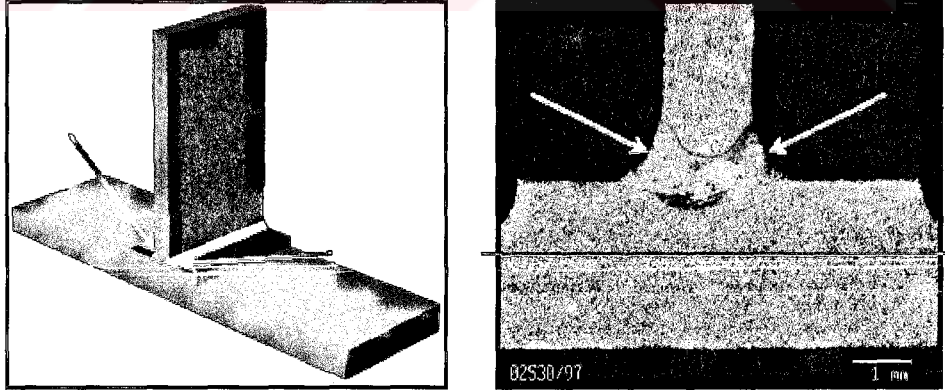


Şekil 5.13. Plazma ark kaynağı(üstte) ile TIG kaynağının (altta) açısal distorsiyonlarının kıyaslanması

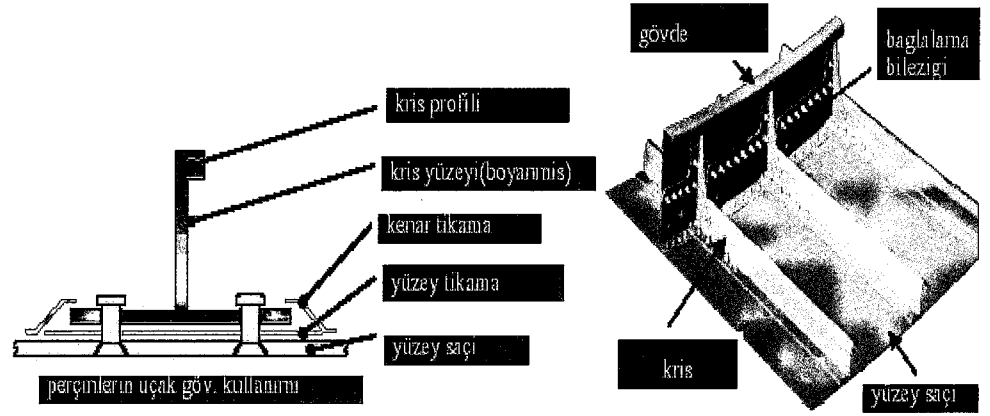
5.2.2.7. Lazer Işın Kaynağı

Bu yöntem, elektron ışın kaynağı ile birlikte kaynak prosesi için oldukça yüksek yoğunlaşmış ısı sağlayabilmektedir. Yine bu yöntemle yapılan kaynakların kalitesi oldukça yüksek olup, çok az distorsiyon ve dar ITAB oluşmaktadır. Bu yöntem özellikle uzay-uçak sanayisinde, Hastelloy X gibi yüksek ısıl dirence sahip alaşımlardan yapılmış olan jet motor parçalarının kaynağında kullanılmaktadır.

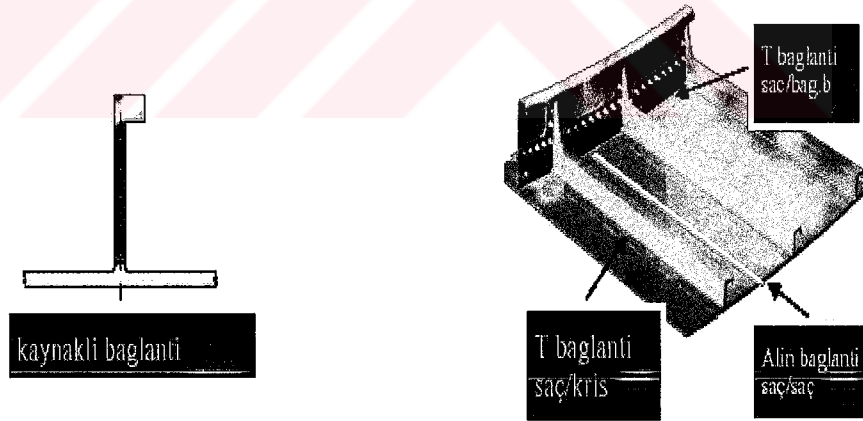
Bu yöntemin yakın gelecekte, Airbus 318 ve de 3XX uçaklarında, krişlerin gövde panellerine birleştirilmesinde perçinlerin yerini alması öngörülmektedir. Şekil 5.14'de, lazer kaynak yöntemi kullanılarak birleştirilmiş olan malzemenin (krişin gövde paneline birleştirilmesi) kaynaklı bölgesinin kesiti gösterilmiştir. Şekilde de görüleceği üzere, gövde paneli kaynaktan etkilenmemiş (çok dar ITAB). Şekil 5.15'de klasik yöntem olan perçinle uçak gövde imalatı, Şekil 5.16'da ise bu klasik yöntemin yerini almaya başlayan kaynak yönteminin uçak gövde imalatında kullanılması gösterilmiştir.



Şekil 5.14. Ekstrüzyonla üretilmiş krişin gövde sacına lazer ışın kaynağı ile birleştirilmesi



Şekil 5.15. Perçinle gövde imalatı [26]



Şekil 5.16. Kaynak yönteminin uçak gövde imalatında kullanılması

5.2.2.8. Elektron Işın Kaynağı

Elektron ışının yüksek yoğunluğu kaynak prosesini küçük bir İTAB ve çok az bir distorsiyonla gerçekleştirmektedir (Şekil 5.17). Vakum altında uygulanması gereken bu yöntemin, erimiş metalde ışın yansımasıyla ilgili bir problemi olmaması, lazer ışın kaynağına karşı üstünlüğünü sağlamaktadır. Bu karakteristik özellik, atmosfer ortamında kaynak edilemeyen titanyum alaşımlarının kaynağını mümkün kılmaktadır. Oldukça hafif olan ve de yüksek mukavemete sahip titanyum alaşımlarının özellikle askeri uçaklarda geniş bir kullanım alanı mevcuttur.

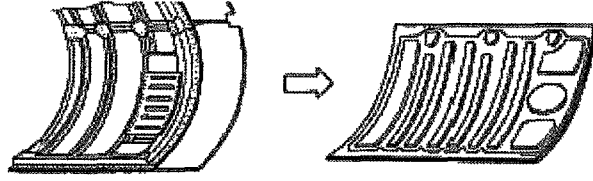


Şekil 5.17. Elektron ışın kaynağı(solda) ve TIG Kaynağı(sağda) uygulanmış metal. yüksek yoğunluklu elektron ışınları oldukça küçük erime bölgesi ve İTAB yaratmış

5.2.2.9. Difüzyon Kaynağı

Bu kaynak prosesi, birbirleri ile temasta olan yüzeyler arasında minimum makroskobik deformasyon ile belirli bir süre ısı ve basınç uygulayarak kontrollü difüzyonla oluşturulan katı hal (faz) kaynağıdır. Bu yöntem özellikle titanyum alaşımlarının süper plastik şekillendirilmesi ile birleştirildiğinde etkili olmaktadır. Yöntemin sağladığı yüksek kaynak kalitesi ve de düşük maliyet, uçaklarda bazı durumlar için, titanyum alaşımlarının perçinle birleştirilmiş alüminyum alaşımlarının yerini almasını sağlamıştır. Şekil 5.18’de uçakların kapı panellerindeki muhtemel gelişmeyi göstermektedir. Klasik olarak üretilen kapı paneli 500 adet bağlantı vasıtası ile birleştirilebilen 16 ayrı parçadan oluşmaktadır. Bu klasik yöntemin yerini, süper plastik şekillendirme ile difüzyon kaynağını birlikte kullanarak üretilen, içten takviye edilmiş ve bir araya getirilmiş iki levhadan oluşan

yapı almıştır. Difüzyon kaynağı ve süper plastik şekillendirmenin birlikte kullanılması maliyetlerde % 40'lara varan oranlarda tasarruf sağlamıştır.



Şekil 5.18. Klasik yöntemle (solda) ve de süper plastik şekillendirme/Difüzyon kaynağı (Sağda) ile üretilen kapı panelleri

6. UÇAK MALZEMELERİNİN TAHRİBATSIZ MUAYENESİ

Uçak sanayisinde, ileriye dönük yapılan teknolojik çalışmaların hemen hemen hepsi maksimum güvenliği ve de ekonomik etkinliği sağlamaya yöneliktir. Bu iki amacı gerçekleştirmek üzere üretilen ticari uçak yapılarından şu gerekleri yerine getirmeleri beklenir [28];

- Yüksek bir kullanım güvenliği (yapısal bütünlük)
- Uygun bir performans
- Uzun servis ömrü (20-30 yıl ve de 60.000 uçuştan fazla)

Öncelikli olarak her durum için güvenlik ön planda olmak üzere, tasarımcılar yukarıda belirtilen özellikleri nihai uçak yapısına kazandırmaya çalışırlar. Bu amacın gerçekleşmesi, oldukça düşük ağırlıklı yapılar ile aşağıda belirtilen şu özellikleri gerektirir. Bunlar;

- Optimal bir boyutlandırma
- Yeni tip malzeme ve yapıların kullanımı
- Kullanılan malzemelerden maksimum ölçülerde faydalanma

Günümüzde bu sayılan gereksinimleri sağlayan en iyi konsept hasar tolerans konseptidir. Bu konsept, herhangi bir hata veya hasara sahip yapıların, tanımlanmış belli boyutları geçmemek şartı ile tolere edilmesi esasına dayanır. Tolere edilen hasarın boyutu, kullanılan malzemeye ve de yapının inşa şekline bağlıdır.

Uçaklardaki emniyet ile ilgili bütün parçalar için, tolere edilen hasarla ilgili büyüklükler, ya her bir parça için yorulma mukavemet testleri ya da parçalardan oluşmuş kısımların yorulma mukavemet testleri ile hesaplanır. Elde edilen bu test sonuçları, ilk muayene zamanı ile daha sonraki muayeneler için zaman aralıklarının belirlenmesine temel teşkil edeler. Tolerans limitlerini aşan bütün hasarlar (kusurlar) tahribatsız muayene usulleri (NDI) ile tesbit edilebilir olmalıdırlar. Bu durum bize, uçak tasarımı ve bakımı ile NDI'nın sıkı bir ilişki içerisinde olduğunu gösterir.

Özellikle yolcu uçaklarının servis güvenliği büyük önem arz etmektedir. Bu da NDI'ı uçak sanayisindeki yeni teknolojik gelişmeler dahil olmak üzere, uçak yapılarının üretimleri ve de kullanımları esnasında çok önemli kılmaktadır. Uçak sanayisinde, NDI teknolojisiinden esas olarak beklenen, hasar toleransı konsepti ile uyumlu olarak, tolere edilmiş büyüklükleri aşan bütün hasarları (hataların) tesbit etmesidir. Bir başka deyişle uçakta tahribatsız muayenenin amacı imal edildiği andakine benzer hatasız bir uçak yapısını sağlamaya yönelik değildir. Hatanın boyutları da büyük önem taşır. Örneğin, tesbit edilen bir çatlakın teorik kırılma mekaniği ve deneysel çalışmalarla bulunmuş limit dahilinde olduğu, yani, bir sonraki muayeneye kadar fonksiyonunu yerine getirebileceğinin bilinmesi yeterlidir. Bu amaçla tahribatsız muayeneler hatanın boyutlarını ve derecelerini, saptamak için kullanılırlar [1].

Kısaca uçak bakım ve onarımında tahribatsız muayenelerin kullanım amaçlarını şöyle özetleyebiliriz;

- Yeni kusurları daha başlangıç aşamasında tesbit etmek.
- Önceden bilinen eski kusurdaki gelişmeyi takip etmek.
- Malzeme ve bileşim özelliklerini tesbit etmek.

Günümüzde aşağıdaki sekiz yöntem uçak bakım ve onarımında en yaygın kullanılan tahribatsız muayene yöntemleri olmayı sürdürmektedir;

- Gözle muayene
- Penetran sıvısı
- Girdap akımı
- Magnetik toz
- Radyografi
- Gammagrafi
- Ultrasonik
- Sonik(Rezonans frekansı)

Bahsedilen bu sekiz yöntemlerden biri veya birkaçı muhtemel hatanın tipi ve yapının durumuna göre belirli uçak yapı ve parçaları için uygun olmaktadır . Bir muayene için gereken bir veya birkaç tahribatsız muayene yönteminin seçimi; uçağın yapı ve malzeme bilgisi, muhtemel hatanın tipi, büyüklüğü, yeri ve yönü, muayene yerine ulaşım imkanı, istenen hassasiyet ile maliyetinin bilinmesi yanında yüksek bir tahribatsız muayene bilgisini gerekli kılmaktadır. Yukarıda sayılan tahribatsız testlerin endüstride uygun kullanım alanları ile ilgili bilgiler EK D' de Tablo 1'de verilmiştir.

Uçakların yapısal bütünlüğünü saptamak için yapısal hata ve hasarların tehlikeli boyutlara ulaşmadan bulunması zorunludur . Bu günümüzün hızlı, büyük, ağır, karmaşık ve yüksek kapasiteli uçaklar için ancak uygun bir veya birkaç muayene yönteminin uygulanmasıyla sağlanabilir. İyi bir muayenede tek yöntem uygulanması yeterli olmayabilir. Yine , bir yöntem ile bulunanları başka yöntemlerle kontrol etmek gerekebilir. Bu bakımdan çeşitli tahribatsız muayene yöntemlerini birbirine alternatif olarak değil, tamamlayıcısı gözü ile bakmak daha yerinde olur. Her yöntemin kendine özgü kapsamı ve sınırlamaları vardır. Herhangi bir muayene programı seçilip hazırlanırken bunlar göz önüne alınmalı ve seçimle beraber istenen kalite standardı tesbit edilmiş olmalıdır. Yine ayrıca hangi yöntemle ve nasıl sorusuna cevap arayan mühendis sahip olduğu imkanları, muayene edilecek yapıyı ve malzemeyi, tahribatsız muayene

yöntemlerini, hasar toleransını bilmeli, muhtemel hatayı tahmin etmeli ve ekonomik düşünceleri de göz önüne alarak bir optimizasyona gitmelidir.

6.1. Uçaklarda Kullanılan Çeşitli Alüminyum Yapı ve Parçalarında Oluşan Hatalar İçin Tahribatsız Muayene Yöntemlerinin Kullanılması

6.1.1. Yüzey Çatlakları

Tablo 6.1’de, görünebilen bir yüzey üzerinde yüzey çatlaklarının bulunması için kullanılan uygun yöntemler, uçaklarda kullanılan bazı malzemeler için gösterilmiştir. Her malzeme için gözle muayene ana yöntem olarak düşünülmelidir ve de ilk kontrol için kullanılmalıdır . Pek çok durum için göz muayenesi bir hasarı değerlendirmek için yeterlidir. Hatanın boyutunu hassas olarak tesbit için veya gözün güvenilir olarak kabul edilemediği haller için tamamlayıcı olarak diğer yöntemler kullanılır. Alüminyum yüzey için en uygun yöntem yüksek duyarlılığı nedeniyle girdap akımıdır. Ayrıca temizleme çok azdır veya hiç gerekmez, düşük sıcaklıklardan etkilenmez ve çok hızlıdır.

Tablo 6.1. Görünebilen bir yüzey üzerinde yüzey çatlaklarının bulunması için uygun yöntemler [1]

ALÜMİNYUM	ÇELİK	TİTANYUM
- Gözle muayene	- Gözle muayene	- Gözle muayene
- Girdap akımı	- Magnetik toz	- Penetran sıvısı
- Penetran sıvısı	- Penetran sıvısı	- Girdap akımı
- Radyografi	- Radyografi	- Radyografi

Girdap akımı yönteminde düz saçlar, deliklerin etrafı veya kavisli yapılar gibi muhtemel muayene yerleri için kalem veya açılı prob çeşitleri kullanılır. Girdap akımı bir özel noktasal bölgenin muayenesinde kullanılır. Fakat geniş alanlar için probun tüm alanı taraması gerektiğinden uzun bir zamanlar gereklidir. Bu

neden ile geniş alanlar içi girdap akımı yöntemi tavsiye edilmez. Geniş alanlar için penetran sıvı yöntemi tercih edilmelidir.

6.1.2. Yüzey - Altı veya Gizli Çatlaklar

Alüminyum, çelik ve titanyum malzemelerde yüzey-altı veya gizli çatlakların bulunmasında düşük frekans girdap akımı, radyografi veya ultrasonik muayeneler kullanılır. Hangisinin tercih edileceği konusu için aşağıdaki bilgiler kılavuz olarak kullanılabilir.

Girdap akımı çelik yapılarda kullanılmazlar ve en iyi sonucu alüminyum için verir. Yöntemin avantajı tabakalı yapılarda alt tabakalardaki hataları bulmasıdır. Hataları bir açıda bulması, laminar çatlakları bulamaması ve çatlak duyarlılığının derinlikle süratle azalması en önemli eksiklikleridir. Yöntem ile 6 mm'lik bir sacın altındaki yaklaşık 12 mm'lik bir çatlak bulunabilir. Daha yüksek hassasiyet isteniyorsa tavsiye edilemez.

Tüm malzemelere uygulanabilen radyografi ise aranan hatanın derinliği, toplam malzeme kalınlığının yaklaşık %30-40'ı kadar ise önerilir. Çünkü hassasiyet, kalınlığın artması ile azalır. Her derinlikteki ve tabakadaki hata ışınım demeti ile paralel olmak şartı ile bulunabilir. Alanın boşaltılmak zorunda olunması nedeniyle muayene sırasında uçak üzerinde ve civarında iş yapılmaması bir vakit kaybına yol açar. Ultrasonik bir muayene, yüksek hassasiyeti ve her tür malzemeye uygulanabilmesi ile tercih edilen bir yöntemdir. Fakat, ikinci tabakayı muayene edemez, yalnız probun temas ettiği tabakayı muayene edebilir. En yüksek eğitilmiş ve tecrübeli personel gerektiren yöntemdir. Çatlakları bir açı altında görmesi halinde laminar çatlaklar için de tavsiye edilebilir.

6.1.3. Bağlantı Vasatı Sökülmüş Delikler

Alüminyum ve titanyum yapılarda bu tür delikler için önerilen yöntem delik problemleri ile uygulanan girdap akımıdır. Hızlı ve yaklaşık 0.75*0.75 mm boyutunda çatlakları bulabilecek hassaslıktadır. Diğer malzemeler için ultrasonik, magnetik toz veya penetran sıvı önerilebilir.

6.1.4. Bağlantı Vasıtası Takılı Delikler

Bir çevreleme probu ile uygulanan girdap akımı ve enine dalgayla uygulanan ultrasonik yöntem, bağlama elemanı sökülmemiş delikler için uygun muayenelerdir. Alüminyum yapılarda girdap akımı ile daha büyük çatlakları bulabilmenin yanında, alttaki yapıları da muayene edebiliriz. Ultrasonikte ise bulunabilen çatlak boyutu 1.5*1.5 mm kadar olmasına rağmen yalnız en üst tabaka muayene edilebilir.

6.1.5. Çatlak Durdurma Delikleri

Çatlağın bitiş noktası girdap akımı veya penetran sıvı yöntemi ile saptanabilir. Alüminyum malzeme için girdap akımı, çelik ve titanyum malzemeler için ise penetran sıvı önerilir. Çatlağın bitiş noktasında, delinen delikten sonra tekrar aynı yöntemlerle muayene devam edilmelidir. Bu işlemin yapılması çok önemlidir, çünkü deliğin iyi yerde delinmemesi ve çatlağın devam etmesi halinde işlemin hiçbir faydası olmaz.

6.1.6. Civatalar

Civatalar takılı halde iken ultrasonik muayene ile kontrol edilebilirler. Sökülü halde iken boyuna magnetizasyon yöntemi ile uygulanan magnetik toz muayenesinde yüksek hassasiyete erişilir. Civatanın dış kısmı kalan magnetizasyon yöntemi ve 5*10X kadar bir büyüteçle kontrol edilmeli ve hata belirtiler 20X kuvvetinde bir büyüteçle incelenmelidir. Civatanın düz dış gibi kısmı ise sürekli magnetizasyon ile muayene edilmelidir

6.1.7. Korozyon Bulunması ve Ölçülmesi

Radyografi, girdap akımı ve ultrasonik muayeneler korozyonu ve derecesini tesbit edebilmek için önerilen yöntemlerdir. Radyografi ancak korozyonun ağır olması halinde kullanılabilir .

Girdap akımı bir parçanın görünmeyen tarafındaki korozyon ve derecesini tesbit için önerilir . Bu yöntemin taneler arası korozyon ile oluşan çatlaklara duyarlı oluşu ve korozyonun küçük oyuklarını tesbit edebilmesi üstün yanlarıdır . Ultrasonik dijital ölçme cihazı malzemeye gönderdiği dalganın yansıma süresini ölçerek malzeme kalınlığını ekranın üstünde gösterir. Ölçüm

değeri % 1 tolerans içinde doğrudur. Hafif korozyonları ölçmek için önerilir . Ağır korozyonlar için genellikle doğru sonuç veremezler . Çünkü ağır korozyon halinde taneler arasındaki çatlaklardan dolayı, düzgün yansıma yüzeyi bulamazlar.

6.1.8. Kaynak Dikişleri

Uçaklarda, önce yüzeyin kabaca temizlenip pullanmaların kaldırılmasından sonra, tüm dikişlerin orta kuvvette bir mercek (en az 10X) dikkatli muayenesi kaynakla tamir edilmiş yerler için kabul edilir bir yöntem olmasına rağmen alüminyum malzemelerinin kaynaklı bölgelerinin incelenmesinde en fazla radyografi (X-Ray) yöntemi kullanılır.

6.1.9. Isı Hasarı

Isı hasarının tespiti, yüzeydeki renk bozulması ve beneklenmelerin göz ile kontrolü yapılarak sağlanır. Titanyum malzeme için hasarın derecesinin, malzemenin rengine bakarak tayin edilmesi önerilir. Alüminyum malzemelerde ise renk bozulmasından sonra girdap akımı yöntemi ile malzemenin iletkenliğinin ölçülmesi gereklidir. İletkenlik ölçülerek kabul veya red kararı verilebilir.

6.2. Alüminyum Alaşımlar İçin Kullanılan Tahribatsız Muayene Yöntemleri

Uçak malzemesi olarak kullanılan alüminyum alaşımları için, hatanın türüne de bağlı olarak, en fazla kullanılan tahribatsız muayene yöntemleri şunlardır;

- Girdap akımları (eddy current)
- Penetran sıvısı (Sıvı girinim)
- Radyografi (X-ray)
- Ultrasonik

Bu bölümde yukarıda sıralanılan dört yöntem, 2 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı Tahribatsız Muayene Atölyesinin uygulamaları esas alınarak izah edilecektir [29].

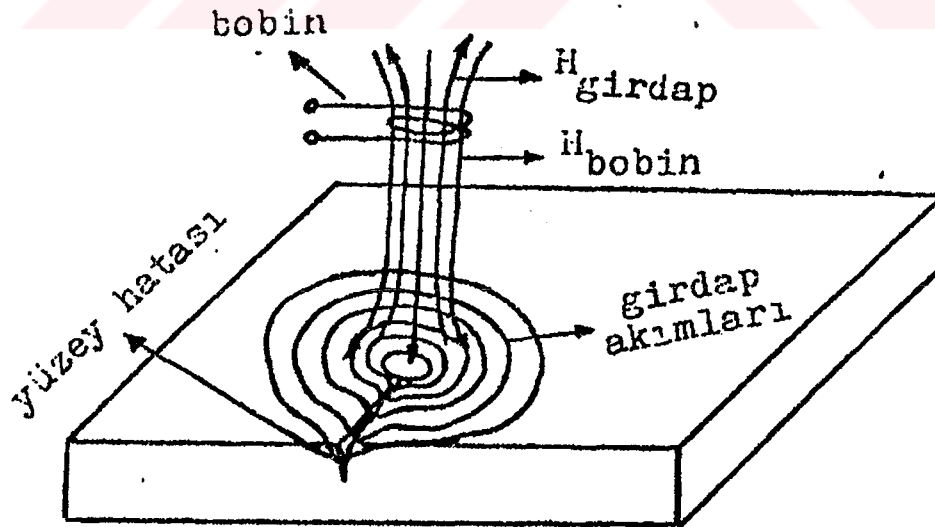
6.2.1. Girdap Akımları

Yüzey yöntemlerinden olan girdap akımları, yüzey altı hatalarının testi için de uygun bir yöntemdir. Bu yöntem elektrik iletkenliğine sahip bütün metal ve alaşımlarına uygulanabilir. Ancak, ferro manyetik olmayan malzemelerde daha etkindir.

6.2.1.1. Girdap Akımları Kontrolünün Prensibi

Bu testin prensibi, bir alternatif akım bobini tarafından oluşturulan değişken manyetik alanın, malzeme yüzeyinde dairesel girdap akımlarını endüklemesine dayanır. Endüklenen bu girdap akımlarının olduğu bölgede bir süreksizlik var ise test malzemesi ve süreksizlik arasındaki elektrik direnci farkından dolayı akımlar farklı bir yörünge izleyeceklerdir. Bu farklılık bobin tarafından algılanır. Şekil 6.1’de bu olay görülmektedir. Hata tespitinden başka girdap akımları aşağıdaki amaçlar için de uygulanırlar. Bunlar;

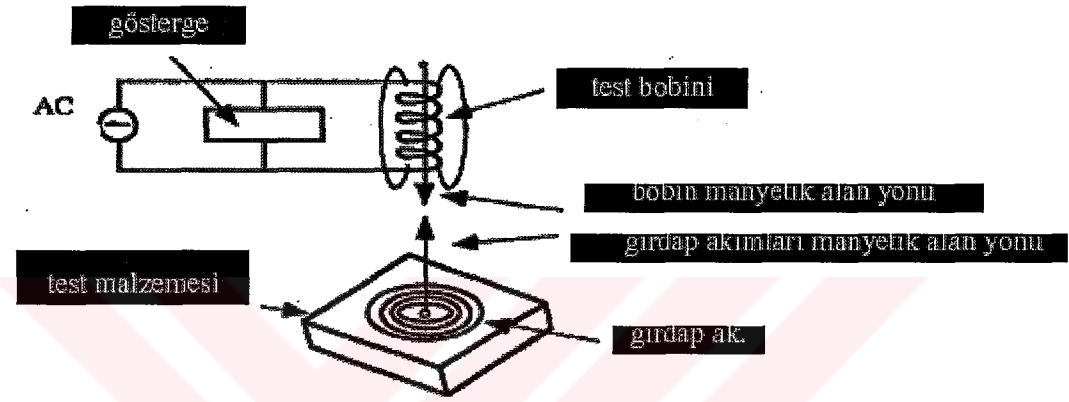
- Kaplama kalınlığı ölçümü
- Elektrik iletgenliği ölçümü
- Metallerin kimyasal bileşenlerine göre sınıflandırılması



Şekil 6.1. Girdap akımları kontrolünün prensibi

6.2.1.2. Girdap Akımları Test Sistemi ve Elemanları

Bir girdap akımı test sistemi esas olarak bir alternatif akım üreticisi, verici ve alıcı olarak çalışan test bobini, test malzemesi ve neticelerin gösterildiği sinyal göstergesi elemanlarından oluşur. Şekil 6.2’de test sistemi şekil ile ifade edilmiştir. Burada göz önünde bulundurulması gerekli en önemli husus, test malzemesinin magnetik veya magnetik olmayan bir malzeme olabileceği, fakat bu malzemenin mutlaka elektrik iletkenliğine sahip olması gerekliliğidir.



Şekil 6.2. Girdap akımları test sistemi [30]

6.2.1.3. Girdap Akımlarını Etkileyen Malzeme Özellikleri

Elektriksel İletkenlik : İletkenlik; malzemelerde elektrotların akış kabiliyetinin bir ölçüsüdür. İletkenlik arttıkça, verilen bir sürede malzemeden geçen elektron sayısı artar. Girdap akımları ise, bir iletken malzemeye uygulanan alternatif magnetik alan tarafından oluşturulan elektron akışıdır. Dolayısıyla malzemenin iletkenliği arttıkça oluşacak girdap akımları da artacaktır. İletkenlik ölçümleri güç olduğundan daha basit ve kullanışlı %IACS (International Annealed Copper Standart) değeri birim olarak seçilmiştir. Birimin esası elektrolitik saflıktaki (%99.999 bakır içeren) bakırın iletkenliğinin %100 IACS olarak kabul edilmesine dayanır. Diğer metallerin iletkenlikleri buna göre kıyaslanarak ölçülür. Tablo 6.2’de bazı alüminyum alaşımlarının iletkenlik değerleri verilmiştir.

Tablo 6.2. Alüminyum alaşımlarının iletkenlik değerleri

MALZEME	İLETKENLİK % IACS	SICAKLIK °C
1060-O	62.0	20
2014-T6	40	20
2024-T3	30	20
6061-T6	40	20
7075-T6	30	20

İletkenlik üzerine etkisi olan değişkenleri şu şekilde sıralayabiliriz

- Kimyasal bileşim
- Isıl işlem
- Soğuk işlem
- Sıcaklık

Magnetik Geçirgenlik : Malzemenin mıknatıslanabilme kabiliyetinin ölçüsüne magnetik geçirgenlik denir. Bir diğer deyişle permeabilite bir malzemenin magnetik akı geçişine izin verme kabiliyetinin bir ölçüsüdür ve B/H oranı ile tanımlanır. Burada, B magnetik akı yoğunluğu, H ise magnetik alan kuvvetini gösterir.

Geometri :

- Malzeme kalınlığı: Girdap akımları kalın bir malzemenin deliklerine nüfuz edemez, ancak yüzeye yakın yerlerine nüfuz edebilir. Bu yüzden sonlu veya sınırlı bir “ nüfuziyet”derinliği kavramına sahiptirler. Standart nüfuziyet derinliği “malzemenin yüzeyindeki akım yoğunluğunun başlangıç değerinin %37’sine düştüğü değer” olarak ifade edilir.
- Aralık etkisi: İçinden akım geçen bir yüzey probu, iletken malzemeden belirli bir uzaklıkta havada tutulduğunda bobin empedansı belirli bir değerdedir. Probu bu malzemeye yaklaştırdığımızda bu değer değişecektir. Çünkü prop malzemeye yaklaştıkça bobin alanının şiddeti malzeme üzerinde kendini daha

fazla hissettirecek, dolayısıyla empedans değeri sürekli değişim gösterecektir. Bu değişim, malzemeden gelecek olan bir çok belirtiyi maskeleyecektir.

- Kenar ve uç etkisi: Girdap akımları, prop malzemenin kenarına yaklaştığında veya sonuna ulaştığında bozulurlar. Bu bozulma sonucunda yanlış belirtiler ortaya çıkar. Bu etki, yüzeysel malzemelerde “kenar etkisi” olarak adlandırılır. Kenar etkisi genellikle, test bobini civarına magnetik zırhların sarılması ile ve bobin çapının küçültülmesi ile azaltılabilir. Uç etkisi ise bobin uzunluğunun kısaltılması ile azaltılabilir.
- Dolgu faktörü: Çevresel veya iç proplar ile kontrol edilecek yüzey arasındaki boşluğun ölçüsüne “dolgu faktörü” denir. Çevresel veya iç proplar için aralık etkisi yerine “dolgu faktörü” deymi kullanılır. Dolgu faktörü “ çevresel proplarda” silindirin çapına ve bobinin iç çapına bağlıdır. Dolgu faktörü şu eşitlikle tanımlanır.

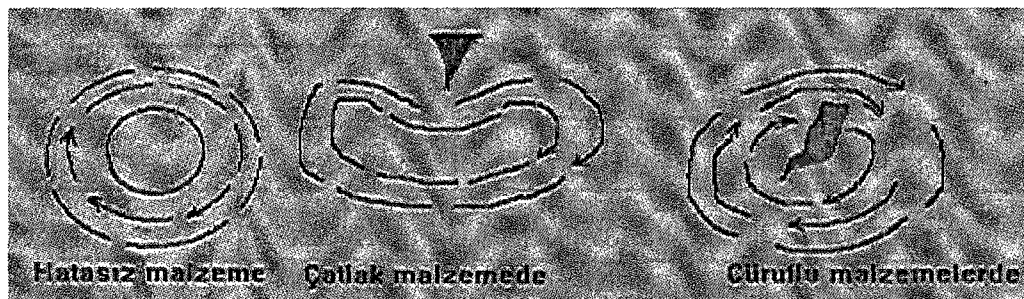
$$N=(D_o/D_i)^2$$

N :dolgu faktörü

D1:bobinin iç çapı

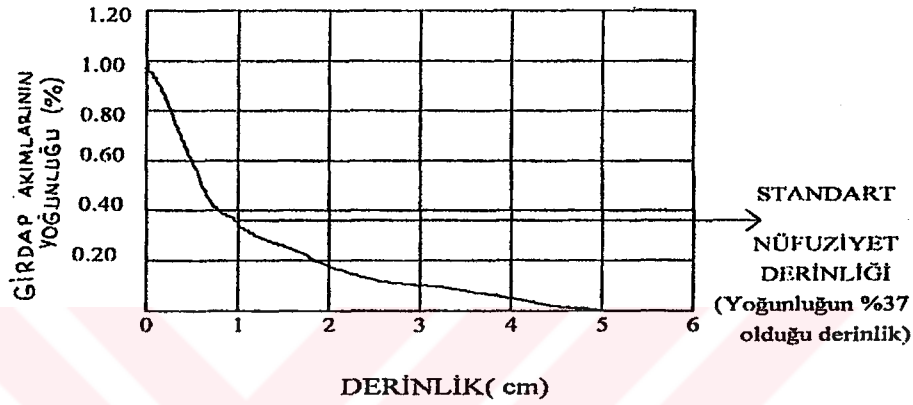
Do: silindirin çapı

Süreksizlikler : İletken bir malzemedeki süreksizlikler girdap akımlarının akışını etkiler. Süreksizlikler; inklüzyon (curuf), gözenek, gaz boşluğu gibi üretimden kaynaklanacağı gibi, çatlak gibi kullanımdan da kaynaklanabilir. Girdap akımları süreksizliklerin etrafından dolaşırlar ve böylece alanda bir değişime sebep olarak göstergede bir ibre sapması verirler. Şekil 6.3’de malzeme içinde girdap akımlarının yollarını süreksizlik tipine bağlı olarak değişimi görülmektedir.



Şekil 6.3. Girdap akımlarının malzeme içindeki değişimi.

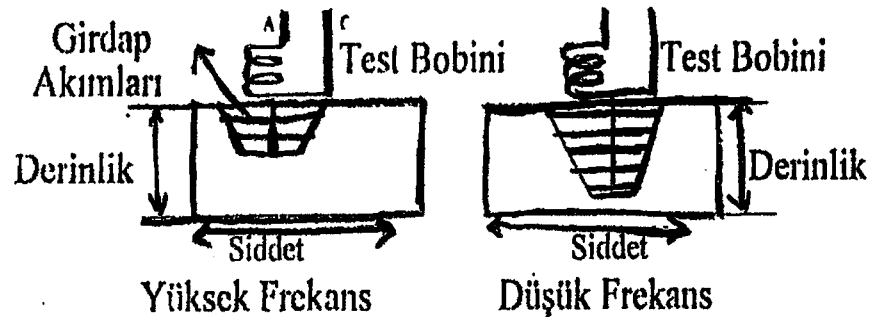
Nüfuziyet Derinliği : Girdap akımları, kontrolü yapılan test malzemesinin içinde üniform olarak yayılmazlar. Akım yoğunluğu yüzeyde ve yüzeyden az aşağıda en fazladır. Şekil 6.4 de, girdap akımlarının yoğunluğunun derinlikle değişimi görülmektedir. Yüzeyden aşağılara inildikçe akım yoğunluğu azalacaktır. Yüzeyden çok aşağıda ise akım sıfıra yaklaşır. Nüfuziyet derinliği frekansın artması ile azalacağından test frekansının uygun seçimi girdap akımı testinde büyük önem taşır.



Şekil 6.4. Girdap akımlarının yoğunluğunun derinlikle değişimi

6.2.1.5. Test Şartlarını Etkileyen Faktörler

- Test frekansı: Diğer değişkenler sabit tutulduğunda, frekans yükseldikçe nüfuziyet derinliği azalır, girdap akımları yüzeyde toplanır. Buna “deri etkisi” denir. Frekansın seçiminde nüfuziyet derinliği, tarama hızı gibi faktörlerde dikkate alınmalıdır. Şekil 6.5’de frekansın yükselmesi ile dalma derinliğinin azalması resmedilmiştir.



Şekil 6.5. Frekans yükselmesi ile dalma derinliğinin azalması

- **Magnetik temas:** Test parçası ile test bobini tarafından oluşturulan değişken magnetik alanın ilişkisine “magnetik temas” adı verilir. Bobin magnetik alanının kuvveti parçadan uzaklaştıkça düşer. Bu nedenle test parçasındaki girdap akımlarının şiddeti, bobin ile test parçasındaki uzaklığa göre değişir. Magnetik bağlantının seviyesi test bobininin boyutuna ve şekline, parçanın yüzey durumuna ve şekline, test parçası üzerindeki yüzey kaplamasının mevcudiyetine bağlıdır.
- **Test bobinin akımı:** Tüm diğer değişkenler sabit tutularak test bobinin akımı artırıldığında parçaya tatbik edilen magnetik alanın kuvveti artacaktır. Artış, aşağıdaki eşitliğe göre olacaktır.

$$H=4NI/10L$$

H:Bobin ekseni boyunca magnetik alan

N: Sarım sayısı

I: Bobin akımı (Amper)

L: Bobin boyu (m)

- **Sıcaklık:** Daha önceden de değinildiği gibi, sıcaklık gerek malzemelerin iletkenliği, gerekse magnetik özellikleri üzerine etki eden parametredir. Belirli bir sıcaklıktan (Curie noktasından) sonra magnetizma yok olur. Sıcaklığın etkisiyle parçanın yüzeyindeki girdap akımlarının şiddeti düşer ve nüfuziyet derinliği artar.

Curie noktası; ferromagnetik malzemelerin magnetikliğini kaybettiği (nonmagnetik) ve dış kaynaklarla mıknatıslanamayacak duruma geldiği sıcaklıktır (648 °C- 871 °C). Sıcaklığın kararlı hale gelebilmesi için test parçası ve test sistemi 15 dakikaya varan bir ön bekleme tabi tutulmalıdır.

- **Test probunun seçimi:** Girdap akımları probunun seçimindeki esas, kullanımdaki amaç ile ilgilidir. Küçük çaplı prop küçük hataların tespitinde çok daha iyi bir ayırt etme kabiliyeti sağlar. Daha büyük çaplı prop kütleli özellikler için daha iyi bir netice verecektir. Genel olarak kullanılan ve prop boyutunun seçiminde yardımcı olan ifade ise “ bobin çapı, aranan hata boyutunun iki katından daha büyük olmalıdır”. Hata tipine göre hangi tip probun kullanılacağı tablo 6.3’de gösterilmiştir. Tabloda;

Y: Yüzey hatası, **H:** Hacimsel hata, **+**: kolay tespit edilebilir

YA: Yüzey altı hatası, U: Uygulanmaz, -: zor veya hiç tespit edilemez

Tablo 6.3. Hata tipine göre prop seçimi

MALZEME	HATA TÜRÜ	PROP TİPİ							
		İç bobin (tüpler)		Halka bobin (çubuklar)			Yüzey (plakalar)		
		Y	YA	Y	YA	H	Y	YA	H
PRİMER	Metalik olmayan inklüzyonlar	+	+	+	+	-	+	+	-
	Ferromagnetik İnküzyonlar	+	+	+	+	-	+	+	-
	Gözenek	+	+	+	+	-	+	+	-
KAYNAK DİKİŞLERİ	Çatlak	+	+	+	+	-	+	+	-
	Gözenek	+	+	+	+	-	+	+	-
	Curuf inklüzyonu	U	U	+	+	-	+	+	-
	Eksik nüfuziyet	U	U	+	U	U	+	U	U
	Yan cidara Kaynamama	U	U	+	+	-	+	+	-
	Yanma oluğu	U	U	+	U	U	+	U	U
DÖVME	İç yırtılmalar	U	U	U	+	-	U	+	-
	Dış yırtılmalar	U	U	+	+	U	+	+	U
	Katlanmalar	U	U	+	+	U	+	+	U
HADDE	(Strangers) boylama	+	+	+	+	U	+	+	U
	Dikiş yeri	+	+	+	+	U	+	+	U
DÖKÜM	Katmerleşme	U	U	+	+	-	+	+	-
	Sıcak yırtılma	U	U	+	+	-	+	+	-
KAPLAMA	Soğuk katlanma	U	U	U	+	U	U	+	U
	Kaplama altı çatlakları	U	U	U	+	U	U	+	U

6.2.1.6. Girdap Akımı Kontrolünün Avantajları ve Sınırlamaları

Avantajları

1. Test şartları test yerine göre isteğe bağlı olarak ayarlanabilir.
2. Malzemenin durumunu hemen gösterir
3. Metod bir çok fiziksel ve metalurjik değişkenlere duyarlıdır. Bu durum, kenar uygulamalarında ilgisiz belirtileri elimine edebilir veya önleyebilir.
4. Test cihazı ile malzeme arasındaki magnetik alan bağlantısının malzemeye herhangi bir zarar verme ihtimali yoktur.
5. Cihazların çoğu kendinden enerjili (şarjlı veya pilli) olduğundan portatiftir.

Sınırlamaları

1. Test metodunun başarısı, ilgisiz değişkenlerin önlenmesi ve operatörün becerisine bağlıdır.
2. Metod yalnızca iletken malzemelere uygulanabilir.
3. Nüfuziyet derinliği (kontrol derinliği) standart durumlarda 6.35 mm. ile sınırlandırılmıştır.
4. Ferromagnetik metallerin testi bazen zor olmaktadır.

6.2.2. Penetran Sıvısı

Penetran sıvısı testi, malzeme yüzeyine açık olan süreksizlikleri açığa çıkarmak için kullanılan tahribatsız test yöntemlerinden biridir. Bu yöntemle ilk uygulamalar, sıcak yağ ve tebeşir tozu ile yapılmıştır. Daha sonraları ise muayene gaz yağı ve talk pudrası ile yapılmıştır. Günümüzde ise değişik tip ve yapıda kullanımı daha pratik giriciler kullanılmaktadır. Yöntemin uygulanabileceği test malzemesinin yüzeyi gayet düzgün olmalıdır. Gözenekli bir yüzeyde hata belirtileri ile diğer belirtileri birbirinden ayırmak zordur. Malzeme yüzeyi düzgün olmasının yanında yağ, kir, boya gibi kirliliklerden arındırılmış, temiz ve kuru olması gerekir.

6.2.2.1. Penetran Sıvısı Sisteminin Sınıflandırılması

Bu yöntem beş ana başlık altında sınıflandırılmıştır. Bunlar;

- **Tipi**

Tip I- Floresant

Tip II- Gözle görülebilen

Tip III- Gözle görülebilen ve floresant

- **Metod**

Metod A- Suyla yıkanabilen

Metod B- Sonradan emülsiyonlaşan (lipofilik)

Metod C- Solventle temizlenen

Metod D- Sonradan emülsiyonlaşan (hidrofilik)

- **Hassasiyet**

Hassasiyet seviyesi 1- Düşük

Hassasiyet seviyesi 2- Orta

Hassasiyet seviyesi 3- Yüksek

Hassasiyet seviyesi 4- Çok yüksek

- **Developerlar**

Form a- Kuru toz

Form b- Suda çözünmüş (erimiş)

Form c- Suda süspansiyon

Form d- Susuz-ıslak (sprey)

Form e- Özel uygulama

- **Solvent removerlar**

Sınıf 1-Halojen ihtiva eden

Sınıf 2-Halojensiz

Sınıf 3- Özel uygulama

6.2.2.2. Penetran Sıvısı Kontrolünün Uygulanabileceği Malzemeler

Bu yöntem, yüzeye açık olan süreksizliklerin tespitinde hemen hemen bütün metal ve metal dışı malzemelere uygulanabilir. Penetrant kontrolünden önce, kontrol edilecek yüzeyler bütün kirliliklerinden temizlenmiş olmalıdırlar.

6.2.2.3. Penetran Sıvısı Sisteminde Malzeme Kontrolünün Aşamaları

Malzeme Yüzeyinin Temizlenmesi : Penetrant ile muayene işleminde malzeme yüzeyinin temizliği çok önemlidir. Kontrol edilecek olan bütün yüzeyler kir, yağ, gres, boya ve diğer kaplamalar, korozyon ürünleri, kaynak artığı, kimyasal artıklar gibi penetrantın nüfuziyetini engelleyecek bütün artıklardan temizlenmelidir. Bu temizleme işlemi, kontrol edilecek malzemeye zarar vermeden yapılmalıdır.

Temizleme işlemi;

1. solventle temizleme
2. kimyasal temizleme
3. mekanik temizleme
4. kimyasal etch ile temizleme olmak üzere dört grupta toplanabilir.

Temizleme işleminden sonra, yüzeyde kalabilecek su kalıntıları da kirlilik olarak kabul edilmelidir.

Penetrantın Uygulanması ve Bekleme Zamanı : Malzemelerin kendi kontrol şartnamelerinde aksi belirtilmedikçe, parçanın bütün yüzeyi penetrantla kaplanmalıdır. Penetrantla kaplanmayacak bölgeler başka bir koruyucu ile veya maskeleme yapılarak korunmalıdır. Penetran sıvısı aksi belirtilmedikçe spreyle, daldırmayla veya fırça ile uygulanabilir. Parça, penetrant veya çevre ısıları 4 °C-49 °C (40° F-120 °F) arasında olmalıdır. Alüminyum için geçerli olan bekleme zamanları Tablo 6.4’de verilmiştir. Penetrantın malzemeye uygulandıktan sonra bekleme zamanı ile ilgili olan en önemli husus, bekleme zamanı belli bir sürenin üstüne çıktığı zaman işlemin yeniden yapılmasının gerekli olduğudur.

Tablo 6.4. Alüminyum için minimum penetran zamanı

MALZEME	ÜRETİM FORMU	SÜREKSİZLİK TİPİ	SUYLA YIKANABİLEN PENETRANTIN GİRİCİLİK ZAMANI *	SONRADAN EMÜLSİYONLAŞAN PENETRANTIN ZAMANI *	SOLVENTLE TEMİZLENEN PENETRANTIN GİRİCİLİK ZAMANI *
ALÜMİNYUM	Döküm	Gözenek	5-15 dk	5 dk	3 dk
		Soğuk birleşme	5-15 dk	5 dk	3 dk
	Ekstrüzyon ve hadde	Katlanmalar (Binmeler)	NR**	10 dk	7 dk
	kaynaklar	Birleşme eksik	30 dk	5 dk	3 dk
		Gözenek	30 dk	5 dk	3 dk
	Hepsi	Çatlaklar	30 dk	10 dk	5 dk
		Yorulma Çatlakları	NR**	30 dk	5 dk

* Parçaların sıcaklığı 16° C-25° C

NR ** Tavsiye edilmez

Emülsifierin Uygulanması ve Bekleme Zamanı : Bu safha sonradan emülsiyonlaşan penetrantlara uygulanır (suyula yıkanabilen ve solventle temizlenen penetrantlara uygulanmaz). Malzeme penetrant bekleme zamanından sonra emülsifiere daldırılır. Daha sonra penetrantın emülsiyonlaşması ve fazla emülsifierin süzülmesi için Tip-I sistemler için maksimum 3 dakika, Tip-II sistemleri için 30 saniye beklenir. Bu sürelerin aşılması durumunda, süreksizliklerdeki penetrant da yıkanabilir duruma gelecektir ki buda istenmeyen bir durumdur. Emülsifier uygulaması daldırılarak veya dökerek yapılmaktadır.

Malzeme Yüzeyindeki Fazla Penetrantın Temizlenmesi : Emülsifier bekleme zamanından sonra, malzeme yıkama istasyonuna alınır. Burada malzeme yüzeyinde penetrant kalmayınca kadar yıkanır. Malzeme yüzeyindeki penetrant artıkları siyah lamba ile kontrol edilir. Yıkama suyunun basıncı maksimum 40 Psi. olmalıdır.

Developer Uygulaması : Aralara sızmış olan penetrantın etrafa yayılarak yüzeydeki çatlak ve oyukların görünmesini sağlayan developerlar toz, suda çözünmüş, suda süspansiyon ve susuz-ıslak olarak uygulanabilmektedirler. Burada önemli olan husus, kuru-toz ve de susuz-ıslak developerların uygulanmasından önce malzeme yüzeyinin mutlaka kurutulmasıdır.

Kurutma İşlemi : Developer uygulama işleminden sonra kurutma safhası gelir. Bu safhada malzemenin özelliklerini bozmayacak bir sıcaklıkta ve zamanda kurutulmalıdır. Parçalar oda sıcaklığında kuru hava ile veya kurutma fırınında kurutulur. Fırının sıcaklığı 70 ° C (160 ° F)'yi geçmemelidir.

Değerlendirme ve Son Temizlik : Değerlendirme için parçalar soğuncaya kadar beklenir. Daha sonra kontrol için karanlık kontrol kabinine alınır. Kontrol kabininde kontrol yapacak personel, gözün karanlığa alışması için kontrolden önce odada 5 dk. beklemelidir. Kontrol alanındaki beyaz ışık şiddeti 2 foot-Candles'i (21.52 lux veya meter candles) geçmemeli, siyah ışığın şiddeti ise 38 cm mesafeden en az 800 mikrowatt/cm² olmalıdır. Kontrol esnasında elde edilen süreksizlik belirtileri standart şartnamelere göre değerlendirilir ve kabul/red kararı verilir. Kontrol işleminden sonra temizlik aşamasında malzeme ilk temizlemedeki gibi bir temizliğe tabi tutularak kontrol işlemi tamamlanır.

6.2.2.4. Penetran Sıvısı Kontrolünün Avantajları ve Sınırlamaları

Avantajları

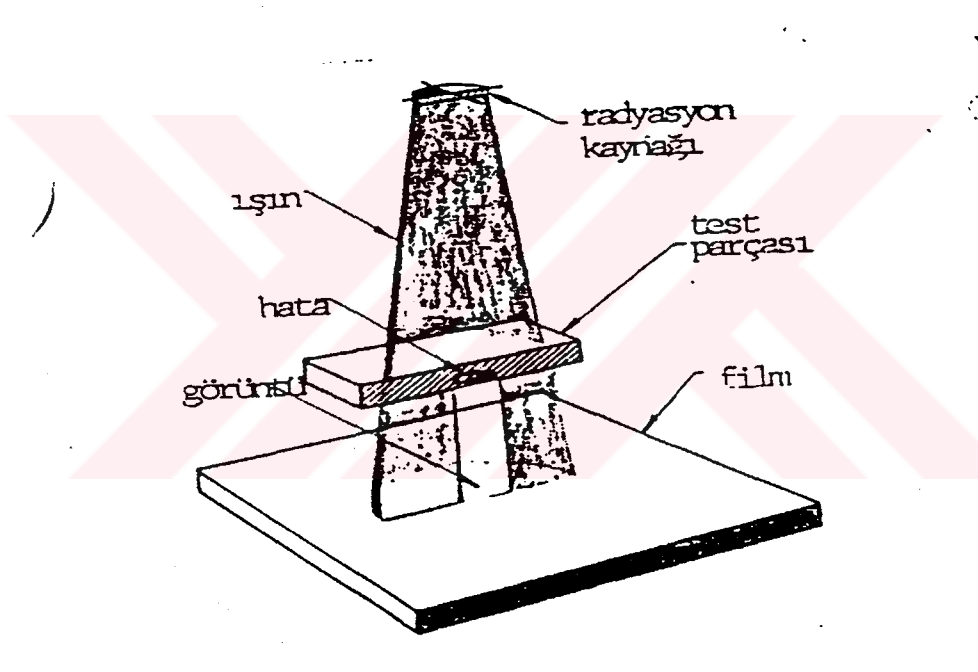
1. Ucuzdur
2. Her türlü malzemeye uygulanabilir
3. Nispeten basittir
4. Kompleks şekilli parçalara, küçük ve büyük yüzeyli parçalara uygulanabilir.

Sınırlamaları

1. Pürüzlü ve gözenekli yüzeylere uygulanamaz
2. Sadece yüzeye açılan süreksizlikler tespit edilebilir.

6.2.3. Radyografi (X-Ray)

Radyografik kontrol prensibi, nüfuz edici ve de algılayıcı olmak üzere iki esas fonksiyonla tanımlanmaktadır. Burada nüfuz edici eleman X ışınları, algılayıcı elemanlar ise filmlerdir. Bu yöntemde, X-ışını tüpünden doğrusal olarak yayılan ve şiddetleri uzaklığın karesi ile azalan X-ışınları malzemeden geçirilir (Şekil 6.6). Bu ışınlar, malzemenin kalınlığı, yoğunluğu ve bileşimine bağlı olarak malzemede absorbe edilip zayıflarlar. Film üzerinde parçanın iç yapısına benzer bir görüntü elde edilir ve filmlerin banyo edilmesinden sonra parçada yüksek yoğunluklu yerler koyu, düşük yoğunluklu yerler açık görünür. Hatalar çevreleri ile olan ton zıtlıklarından anlaşılır.



Şekil 6.6. Radyografinin prensip şeması [31]

6.2.3.1. Radyografik Kontrolün Uygulanabileceği Malzemeler

Her türden metale, seramik, plastik gibi metal olmayan malzemelere uygulanabilen radyografik kontrol, havacılıkta çatlak, korozyon, gevrek bağlantı parçaları ve perçinler, hasarlı yapılar, karmaşık parçalarda arıza arama ve bal peteği kompozit yapılarda su tespitiyle her türlü kaynakların muayenesi için kullanılır. Fakat bu yöntemle yüzey korozyonu, ince çatlak, kalın parçalarda

küçük hatalar ve % 1'e kadar kalınlık değişmelerini bulmak zordur [1]. Yine ayrıca bu yöntemin kullanımını, malzemelerin yoğunluğu ve kalınlığı ile X ışınlarının enerji seviyeleri sınırlamaktadır. Çelik gibi yoğunluğu fazla olan malzemelerde X ışınlarının yerine gama ışınları kullanılmakta olup, kalın parçalar ile düşük enerji seviyeli X ışınlarının kullanımı film üzerinde herhangi bir görüntü oluşmamasına sebep olacaktır.

6.2.3.2. X Işınları

X-ışınları görülebilir ışınlar gibi elektromagnetik titreşimlerdir. Bununla beraber dalga boyları daha küçük (0.03 ile 20 Å° arasında) ve yayınan enerji daha büyüktür. X-ışınları; bir anot ve bir katotu olan, havası alınmış cam, metal veya metalik silindirde (X-ışını tüpü) meydana getirilirler. Katotta ısıtıldığı zaman elektron salan bir filaman vardır. Katot ve anot arasındaki elektrik alan ile hızlandırılan salınmış elektronlar büyük bir enerji ile anoda çarparlar. Bu enerjinin % 99'u ısıya, yalnız % 1'i X-ışınına dönüşür. Enerji dönüşümünün olduğu elektronların çarptığı kısma termal odak adı verilir. Termal odak, çarpan merkez ışınımına dik düz X-ışını hatları meydana getirir. X-ışınları iki değişik ortamın ara yüzeylerinden ne kırılırlar ne de yansır. Katı maddelerin içlerinden geçme kabiliyetine sahiptirler . Bu kabiliyet ;

- Işının enerjisine,
- Malzemenin tipine,

bağılıdır ve ışının dalga boyuyla ters orantılı olarak değişir . Aşağıdaki ifadede de görüldüğü gibi ışının dalga boyu azaldıkça enerjisi artar . X-ışınlarının dalga boyları, yayınan elektronları hızlandıran gerilim arttıkça küçülür.

$$\text{X-Işın enerjisi (kev)} = 12.3(\text{sabit}) / \text{Dalga boyu}(\text{Å}^\circ)$$

Teknik radyografide kullanılan X-ışının dalga boyu 2 ile 0.02 Å° arasındadır. Elektron volt olarak ifade edilen ışınların enerjileri vardır. X ışınlarının şiddeti çeşitli faktörlerden etkilenir. Şiddetin bir malzemedan geçerken azalması, malzemenin cinsine ve kalınlığına bağlıdır . Dalga boyu sabit kalırsa şiddet aşağıdaki formülle hesaplanır.

$$I = I_0 * e^{(-\mu d)}$$

I : Çıkan ışın demetinin şiddeti

I₀ : Giren ışın demetinin şiddeti

μ: Absorpsiyon katsayısı; katedilen malzemenin atom numarasının dördüncü ve ışınım dalga boyunun üçüncü kuvveti ile doğru orantılıdır.

d: Katedilen malzemenin kalınlığı

6.2.3.3. Radyografik Kontrolün Uygulama Esasları

Hazırlık aşamasında muayene yeri ulaşılabildiği ölçüde temizlenmelidir. Aksi halde Metal tozları ve izolasyon maddeleri kalıntıları gibi temizlenmesi gereken maddeler, filmde hatalı görüntüler yaratabilirler.

Yapı ve muayeneye uygun X-ışını voltajı seçimi çok önemlidir. Çok yüksek voltaj poz süresini kısaltmasına karşın, ışınların yüksek enerjisi nedeniyle fimde ayrıntıların çıkmasına engel olur. İyi bir görüntü için düşük voltaj tercih edilir. Bazı malzemeler için tavsiye edilmiş kilovoltajlar Tablo 6.5’de verilmiştir.

Tablo 6. 5. Çeşitli malzemeler için tavsiye edilen kilovoltaj değerleri

MALZEME	ATOM NO	MAKSİMUM Kv
Berilyum	4	25
Karbon	6	40
Magnezyum	12	50
Alüminyum	13	75
Titanyum	22	120
Çelik	22-26	150
Çelik	26-28	200
Gümüş	47	300
Kurşun	82	1.2 Mv

Uygun X-ışını kaynağını seçilip kurulduktan sonra, berraklığı azaltmak için film muayene parçasına mümkün olduğunca yakın yerleştirilmelidir. Filmde ulaşılabilen esas radyasyon, mesafenin karesi ile ters orantılı olması dolayısıyla,

belirtilen kaynak film mesafesinin sağlanmadığı hallerde bozulmaları önlemek amacıyla ve küçük çatlakları bulabilmek için poz süresi veya akım ters kare ilkesi ile hesaplanır. Fakat, mesafe 3m'yi aşarsa, hava molekülleri tarafından daha düşük enerjili ışınların absorbe edilmesi ile düşük kontrast elde edilebilir ki buda istenmeyen bir durumdur.

Gereken film poz kalitesini sağlayabilmek için aşağıdaki temel faktörler göz önüne alınmalıdır;

- Malzeme (nüfuziyet kabiliyeti ve yoğunluğu),
- Malzeme kalınlığı,
- Filmin tipi ve özellikleri (filmin yoğunluğu, hızı, tane büyüklüğü),
- X-ışını tipi voltajı (bir kaynak için belirtilen voltaj, yarı-dalga, tam dalga veya sabit potansiyel doğrultmalar nedeniyle başka kaynakta aynı radyasyonu üretemeyebilir.),
- Film ekranı,
- X-ışını üreten cihazın tipi,
- Film banyo şartları,
- Kaynak film mesafesi (filme ulaşan radyasyon miktarı bu mesafeyle ters orantılıdır.),
- X-ışını tüpünden geçen akım, miliamper (yayınan radyasyon, akım ile doğru orantılıdır. Akım iki kat artarsa radyasyon da iki kat artar.),
- Poz süresi (filme ulaşan radyasyon miktarı azaldıkça poz süresi de arttırılır.

Bazı haller için araya giren bazı parçaların sökülmesi gerekebilir. Eğer yakıt su veya yağ tankları için bir muayene söz konusu ise, bu sıvılar boşaltılmalıdır. Hava 3m'den fazla mesafelerde düşük enerjili ışınları absorbe ederek kontrasta düşürür. Radyografik kontrast, X-ışını absorpsiyonundaki değişimler nedeniyle meydana gelen şiddet farkıdır. Kontrast, fotografik yoğunluktan, banyo şartlarından, radyasyonun kalitesinden, filmin cinsi ve kalitesinden, ekranın cinsi ve kalitesinden, saçılan radyasyonların miktarından etkilenir. Ayrıca ışının geometrisi, titreşimin varlığı, kaynak boyutları, kaynak-parça arasındaki mesafe ve parça film arasındaki mesafenin etkisi de vardır. Kontrastı arttırmak için en

çok izlenen yolar voltajı düşürmek, film yoğunluğunu arttırmak, düşük hızlı veya taneli film kullanmaktır.

6.2.3.4. Test Sonrası Filmin İncelenmesi

Radyografide süreksizliğin varlığı film üzerindeki ton değişimleri ile saptanır . Bu değişimin derecesi film kalitesi, teçhizat durumu ve hatanın filme ve kaynağa göre yeri vs. çok sayıda faktörden etkilenecektir. Radyografi ile her zaman kesin sonuca ulaşamayabiliriz. Pek çok durumda karara varmak için radyografi ile birlikte veya ayrıca diğer muayene yöntemlerinin kullanılması gerekir. Havacılıkta radyografinin uygulanacağı alanın seçimi ve sonra değerlendirilmesinde en önemli nokta, yapısal dizaynın, mühendislik bilgilerinin ve problemli alanın geçmiş istatistiksel bilgilerinin incelenip göz önüne alınması ile zaman, para ve enerji tasarrufu yapıp, başarılı sonuçlara ulaşılabileceğidir.

Filmin değerlendirilmesi, filmdeki çeşitli şiddetlerin ve gri gölgelerin tanınması ve anlaşılması olarak özetlenebilir. Değişik şiddetleri yorumlanabilmesi için geometrik değişimler ve kalınlıklar bilinmelidir. Çünkü, radyografinin ilkesi, üniform şiddete sahip X-ışını demeti bir yapıdan geçerken geçtiği malzemenin atom numarasına bağlı olarak az veya çok absorbe edilip yapının diğer yanında gene üniform fakat değişik şiddete olması ve filmi değişik karartmalarıdır. Yani, bir çatlaktan geçerken, havanın absorpsiyonu daha düşük olacağı için bu bölgeden geçen ışın daha az absorbe edilecek ve çatlağın izdüşümünde ışınların şiddetleri daha düşük olacaktır. Işın, değişik yoğunlukta olan yerde ne kadar çok yol alırsa süreksizlik o kadar belirli olacak ve değerlendirme daha başarılı, kolay olacaktır.

Radyografi filmlerinin incelenecek kısımlarında yoğunluğun 2 ila 3.5 arasında olması istenir. Bir filmin yoğunluğunu ölçmenin en basit yolu, şiddeti doğrudan gösteren densitometre kullanmaktır.

Filmleri inceleyebilmek için bir inceleme aleti gerekir. Ekran üzerinde ışık şiddeti candel (mum)/m² olarak verilir. Şiddeti 3.5 olan bir film için izlenilen tarafta ışık en az 30 mum /m² olmalıdır. İnceleme karartılan bir odada yapılmalıdır.

6.2.3.5. Radyografik Kontrolün Avantaj ve de Sınırlamaları

Avantajları

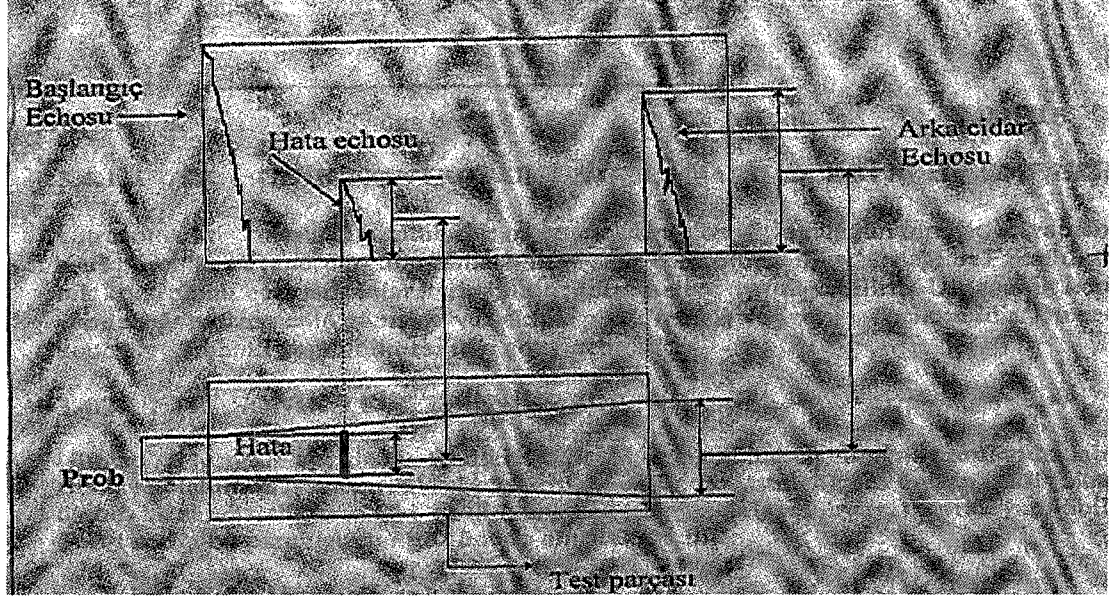
1. Hemen hemen bütün malzemelerin kontrolünde kullanılabilir.
2. Bu yöntemle birçok çeşit malzeme hasarı ve imalat hataları kolaylıkla tespit edilebilir.
3. Kontrol sonucunda filmleri arşivlemek mümkündür.

Sınırlamaları

1. Fiziksel ve ekonomik sınırlamaları vardır.
2. Radyasyon yaydığı için mümkün olduğu kadar az kullanılmalıdır.
3. Malzemenin yoğunluğu ve kalınlığına bağlı olarak bazı sınırlamaları vardır.
4. Kompleks (kalınlık farklılıkları çok olan) parçalarda uygulanması zordur.

6.2.4. Ultrasonik Kontrol

Ultrasonik kontrolünün test prensibi, prob tarafından üretilen yüksek frekanstaki (0.1-20 MHz) elastik dalgaların test malzemesi ortamında yayılması ve bir süreksizliğe çarptıktan sonra tekrar proba yansımaya esasına dayanır. Prop tarafından algılanan dalgalar elektrik sinyallerine dönüştürülür ve katod ışınları tüpü ekranında malzeme iç yapısının habercisi olan yankılar (echolar) halinde görülür. Ekran üzerinde gözlenen echoların konumları ve genlikleri hatanın bulunduğu yer ve boyutları hakkında bilgi verir. Bu durum Şekil 6.7’de gösterilmiştir.



Şekil 6.7. Ultrasonik kontrolün şekil ile gösterimi

Ultrasonik yöntemle bütün hatalar hassasiyet sınırları dahilinde test edilebilir. Hatalar ultrasonik demete dik doğrultuda olduklarında en iyi şekilde algılanır. Ultrasonik kontrolde kullanılan bazı ifadeleri bilmek bize kolaylık sağlayacaktır. Bunlar;

Frekans (f): Bir parçacığın saniyedeki titreşim sayısı olup, birimi (Hz)'dir.

Dalga boyu (λ): Aynı titreşim fazında bulunan iki komşu parçacık arasındaki mesafe olup, birimi (m)'dir.

Peryot (T): Bir titreşimin tamamlanması için geçen süre olup frekansın tersine eşittir.

$$T=1/ f [s]$$

Yayılma Hızı (C): Belli bir dalga fazının birim zamanda aldığı yol miktarı olup, dalga boyu ile frekansın çarpımına eşittir. Buna faz hızı da denir.

$$C= \lambda. f [m/s]$$

6.2.4.1. Ultrasonik Kontrolün Uygulanabileceği Malzemeler

Ses dalgalarının yansıma ilkesine dayanan bu yöntem uçak konstrüksiyonunda kullanılan hemen her tip malzemede uygulanabilir. Yüzey ve yüzey altı süreksizleri bulmada ve süreksizliğin yerini, derinliğini, büyüklüğünü saptamada

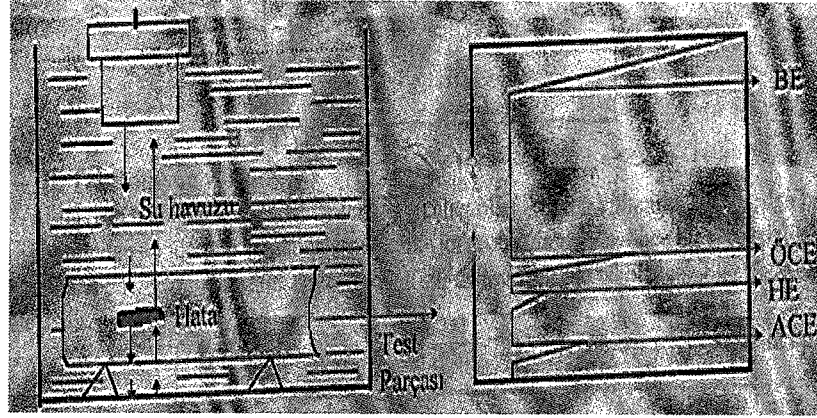
son derece hassas bir yöntemdir. En önemli sınırlaması ise muayene parçasına bir yüzden temas şarttır. Fakat küçük bir alandan parçaya ulaşabilme parçanın tümünü muayene için yeterlidir. Genel olarak, az sayıda sınırlamanın olması nedeniyle geniş bir uygulama alanına sahiptir. Uçaklarda bu yöntemin en yaygın olarak kullanıldığı kısımlar, bağlantı vasıtaları ve iniş takımlarıdır.

6.2.4.2. Ultrasonik Test Teknikleri

Ultrasonik testte uygulanan teknikler üç (3) parametre göz önüne alınarak sınıflandırılırlar. Bunlar; ölçülmek istenilen fiziksel büyüklük (genlik, faz, zaman), ses üretim şekli (sürekli, darbe) ve süreksizliklerin etki şekli (yansıtıcı, gölgeleyici, ses üretici)'dir.

Puls-Echo (Darbe-Yankı) Yöntemi : Darbe yankı yöntemi, prob tarafından yayılan ses dalgalarının malzeme içindeki bir süreksizliğe çarpıp, geri yansıtılarak tekrar proba ulaşması esasına dayanır. Bu yöntemde ölçülen büyüklükler ses basıncı genliği ve pulsin dönüş süresi (time of flight) olup, süreksizlik bir yansıtıcı (reflektör) olarak etki eder. Bu yöntemde kendi içinde dört ayrı yöntem ayrılmaktadır. Bunlar;

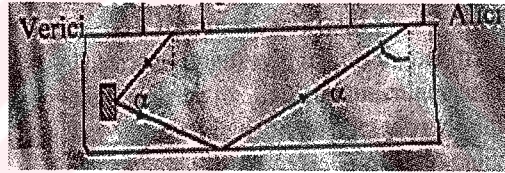
- **Doğrudan kontak yolu ile kontrol:** Proben test malzemesi yüzeyine, bir ara sıvı vasıtası ile doğrudan temas ettirildiği test şeklidir. Tek kristalli prob kullanıldığında prob hem alıcı, hem verici olarak çalışır. Çift kristalli problarda ise alıcı verici ayrıdır. Algılanan hata echosunun genliği aşağıdaki etkenlere bağlıdır.
 1. üretilen sesin enerjisi,
 2. verici kristalin yön karakteristiği,
 3. hatanın boyutu,
 4. hatanın yüzey yapısı,
 5. hatanın yeri,
 6. alıcı kristalin yön karakteristiği,
 7. yansıma ve kontak kayıpları,
 8. hatanın önünde bulunabilecek hataların ses dalgalarını gölgelemesi.
- **Daldırma yoluyla kontrol:** Daldırma tekniğinde prob ve test parçası bir su tankı içerisine daldırılır. Bu amaç için özel su geçirmez problar kullanılır. Bu yöntemin şematik gösterimi Şekil 6.8'de verilmiştir.



BE: Başlangıç ekosu ÖCE: Ön cidar ekosu
HE: Hata ekosu ACE: Arka cidar ekosu

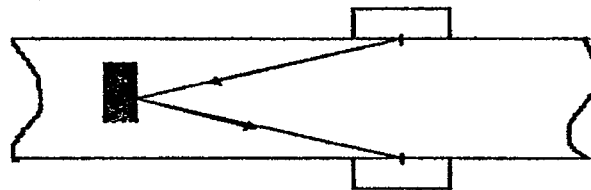
Şekil 6.8. Daldırma yolu ile kontrolün şematik gösterimi

- **Çift prob tekniği (Tandem veya Ardışık):** İki prob kullanılan tandem tekniğinde, problardan birisi tarafından gönderilen ultrasonik dalgalar, önce hatada ve sonra ise arka yüzeyden yansıdıktan sonra alıcı proba ulaşır. Bu durum şekil 6.9’da gösterilmiştir.



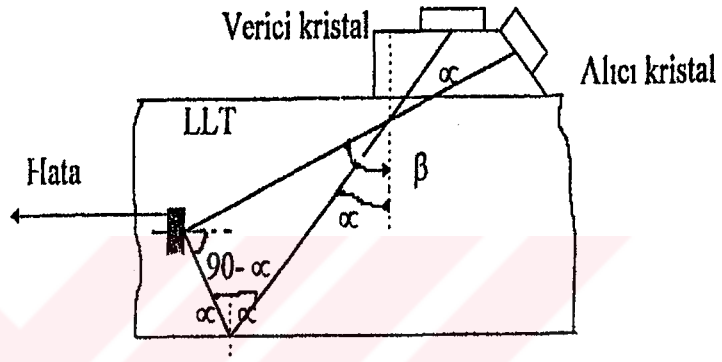
Şekil 6.9 . Çift prob (tandem tekniği)

Çift prob tekniği, problar malzemenin karşılıklı yüzeylerine yerleştirilmek suretiyle de uygulanabilir. Burada hata yansıtıcı olarak etki eder (şekil 6.10)



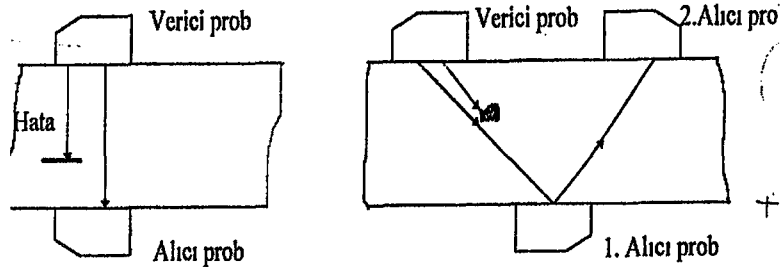
Şekil 6.10. Probların malzemenin karşılıklı yüzeylerine yerleştirilmesi

- **LLT tekniği:** LLT (Long-Long-Trans) tekniği aynı taban bloku üzerine farklı açılarda yerleştirilmiş iki kristalli özel problarla yapılır. Verici probtan gönderilen boyuna dalgalar (long) malzeme içerisinde yüzey dik doğrultuda bulunan hatalara çarparlar. Hata yüzeyinde dalga dönüşümü meydana gelir. Yani boyuna dalgalara dönüşür. Alıcı kristal sadece enine dalgaları (Trans) algılar ve hata yansıtıcı olarak etki eder. LLT tekniği cidarlı malzemelerin testi için çok uygun olup tandem tekniğinden daha üstündür. Şekil 6.11’de LLT tekniği gösterilmiştir.



Şekil 6.11. LLT tekniği

Transmisyon Tekniği : Transmisyon tekniğinde de birisi verici, diğeri alıcı olan iki prob kullanılır. Problardan birisi tarafından gönderilen ses dalgalarının alıcı proba ulaşmadan önce bir süreksizlik tarafından gölgelenmesi esasına dayanır. Şekil 6.12’de transmisyon tekniği şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 6.12. Transmisyon tekniğinin şematik gösterimi

Rezonans Yöntemi : Dışarıdan uygulanan tek bir darbenin etkisiyle serbest titreşen bir yapı rezonans frekansı ile titreşir ve titreşim sönümleninceye kadar frekans aynı

kalır. Test parçası içinde rezonansın oluşması için, ön ve arka yüzeylerinden gelen yansımaların büyük kayıpla olmaması, yansımadan sonra dalgaların yine geldikleri doğrultuda geriye dönmeleri, başka yönlere saparak kaybolmamaları gerekir. Yani test parçası paralel yüzü ve yüzeyleri pürüzsüz olmalıdır. Test parçasının boyu yarım dalga boyuna veya bunun tam katlarına eşitse, rezonans meydana gelir. Rezonans yönteminin en verimli uygulaması kalınlık ölçümüdür. Yine ayrıca bu yöntem kaplama kalınlığı ölçümünde ve kaplama tabakasının ana malzemeye yapışma hatalarının tespitinde de kullanılır. Fakat mikron mertebesinde hassas değildir. Malzeme hatası testinde uygulanması oldukça zordur ve fazla yaygınlaşmamıştır.

Kontaklama (Temas) Yöntemi : Ultrasonik enerji ara yüzeyde büyük kayıplara uğramaktadır. Kontaklama, ultrasonik probda üretilen ses enerjisini test malzemesi ortamına iletmek için bir ara maddesi ile yapılan işlemdir. Ara yüzey kayıplarını aşağıdaki şekilde sıralamak mümkündür.

1. Yüzey pürüzlülüğü (1/10 dalga boyundan küçük olmalı)
2. Yüzey temizliğinin yetersizliği
3. Yüzeydeki oksit veya boya tabakalar
4. Yüzey eğriligi
5. Kontak maddesinin cinsi ve homojenliği

Su ve yağ en fazla kullanılan kontak sıvılarıdır. Ayrıca, gliserin, gres, vazalin ve bal da kontak amacıyla kullanılır. parlak yüzeylerde düşük vizkoziteli yağlar, pürüzlü yüzeylerde ise koyu yağlar kullanılır. Kontaklama işlemi, doğrudan kontaklama tekniğinde çok ince bir sıvı film tabakası sayesinde yapılır. Daldırma tekniğinde ise kontaklamayı su yapar ve prob ile test parçası arasında belli bir su aralığı vardır.

Otomatik Sistemlerde ve Üretim Anında Test : Test işlemini hızlandırmak ve anında değerlendirme yapabilmek amacıyla otomatik sistemler geliştirilmiştir. Otomatik sistemler genel olarak, probu hareket ettiren bir manipülatör ve kumandası, ultrasonik alet, bilgisayar ve yazıcıdan meydana gelir. Otomatik sistemler, üretim bantlarında test operatörüne gerek kalmaksızın malzemelerin testinde uygulanır. Test yüzeyi çok büyük olan malzemeler, insanın giremediği

kaplar veya konumlar, nükleer santral bileşenleri otomatik sistemlerin kullanıldığı örneklerden bazılarıdır.

6.2.4.3. Ultrasonik Kontrolün Gösterim Şekline Göre Sınıflandırılması

Bir ultrasonik cihaz ile hatanın yeri ve genliği farklı şekillerde gösterilebilir. Bunlar A, B ve C gösterim yöntemleridir.

- A gösterimi, standart katot ışını tüpünü kullanan ve en çok kullanılan gösterimdir.
- B gösterimi, özel teçhizat gerektirdiği için fazla kullanılmaz. Bir görüntü tutucu katot ışını tüpü veya bir kağıt üstünde iç süreksizliklerin ve malzeme kalınlığının kesitsel çizimini verir.
- C gösterimi, özel uygulamalar için imal edilmiş olan teçhizat gerektirirler. İncelenen alanın yatay düzlem görünüşünün kopyası elde edilir.

6.2.4.4. Ultrasonik Testin Avantajları ve Sınırlamaları

Avantajları

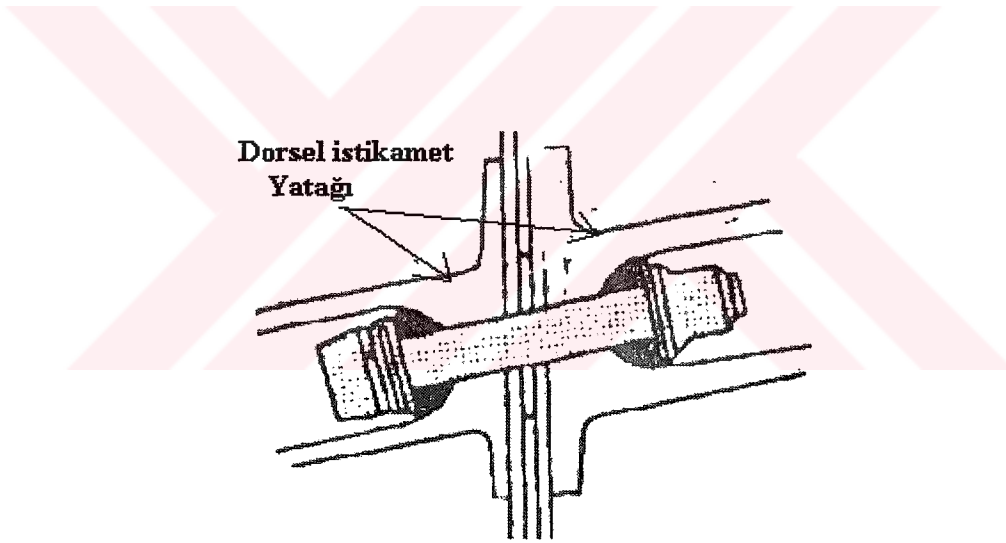
1. Küçük hataların tespitinde çok hassastır.
2. Nüfuziyet gücünün derecesi çok kalın parçaların (malzemelerin) kontrolüne izin verir.
3. Süreksizliklerin yeri ve boyutunun tanımlanmasında yüksek doğruluğa sahiptir.
4. Kontrol sonucunu anında gösterir.
5. Bazı metodlar için test parçasının sadece bir yüzeyine ihtiyaç vardır.

Sınırlamaları

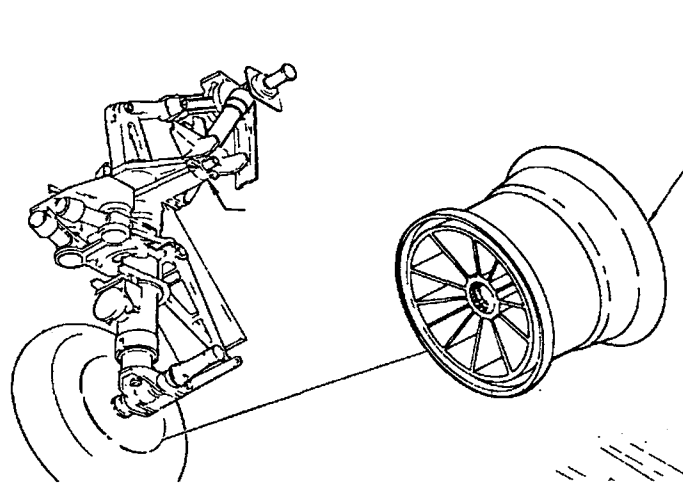
1. Parçanın boyutu, dış çevresi, parçanın kompleksliği ve hatanın yönlenmesi gibi uygun olmayan geometriler bir dezavantaj sağlayabilir.
2. Test parçasında yabancı madde içeriği veya dağılmış çökeltiler gibi istenmeyen şeylerin bulunması bir dezavantaj oluşturabilir.

7. YAPILAN ÇALIŞMALAR

Bu bölümde, 2nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı NDI atölyesinde, iki ayrı uçak parçasına, iki ayrı tahribatsız muayene yönteminin uygulanması izah edilecektir. Testi yapılan ilk uçak parçası, Şekil 7.1’de gösterilen C-130 uçaklarının alüminyum alaşımından imal edilmiş dorsel istikamet yatağı (1 nolu numune) ile yine C-130 uçağının alüminyum alaşımından imal edilmiş ana iniş takım jantıdır (Şekil 7.2). 1 nolu numuneye uygulanan tahribatsız muayene yöntemi radyografi olup ikinci numuneye uygulanan yöntem ise penetrant sıvısı yöntemidir.



Şekil 7.1. 1 nolu numune (dorsel istikamet yatağı)



Şekil 7.2. Ana iniş takım jantı

7.1. Bir No'lu Numunenin Radyografik Test Sonuçları

10 mm kalınlığındaki, 1 nolu numunenin pozlama süresini, film-odak uzaklığını ve pozlama enerjisini tespit edebilmek için Şekil 7.3'deki pozlama diyagramı kullanılmıştır. Hatırlatmak gerekirse kullanılan bu pozlama diyagramı alüminyum malzemeler içindir.

10 mm kalınlığındaki test numunesi için pozlama diyagramından elde edilen uygun test parametreleri şunlardır.

Film-Odak uzaklığı	: 900 mm (36 in)
Pozlama enerjisi	:100 kV
Pozlama süresi	: 120 Sn
Film Yoğunluğu	: 2.0
Kullanılan Film	: Kodak M

Elde edilen parametreler kullanılarak, Sperry 65D 300C cihazı ile film çekilmiştir. Film daha sonra karanlık odada banyo edilerek kurutma fırınında kurutulmuştur. Kurutulan film (Kodak M) inceleme cihazında 500lux ışın şiddetinde incelenmiştir.

Şekil 7.3. Alüminyum malzemeler için pozlama diyagramı (Sperry 65D 300C cihazına ait pozlama diyagramı)





Şekil 7.4. 1'No'lu numunenin radyografik test filmi

Yapılan bu çalışma test formu şeklinde (2 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı'nda kullanıldığı şekilde **Form: 242/1**) Tablo 7.1'de gösterilmiştir

Tablo 7.1. Radyografik test formu

RADYOGRAFİK TEST FORMU		Form Kontrol No: 01305260030		
KULLANILAN ALET VE MALZEMELER		TEKNİK BİLGİLER		
İmalatçı İsmi: Sperry	Model: 65D 300C	Kaynak-Film Mesafesi: 900 mm (36 in)		
Kullanılan Film: Kodak M	Film Numarası:	Kilovolt: 100kV	Amper: 4mA	Poz Zamanı: 2 Dk
Tipi	Ölçü: 20.32x25.4 cm	Yoğunluk: 2.0	Kritik Bölge: Var	
Ekran kullanıldımı : Hayır		√ El Banyosu	Otomatik Banyo	
TEST EDİLEN MALZEMENİN				
Kontrat No /İş Emri No : LAH011 B 14001		Malzeme Adı : C-130 Uçağı Dorsal İstikamet Yatağı		
Stok No : 6635010647018 Parça No : 6606		Resim No:	Parti No:	Miktarı: 1 AD
SONUÇ : (Red sebebi, süreksizlik ve hata tesbit edilen bölge vb. yazılır.) Yapılan kontrol neticesinde, 5 cm boyunda ÇATLAK tesbit edilmiş, bunun sonucunda da parça servisten alınmıştır.				
Yapan: Kubilay Coşkun Oğuz Atahan	Kontrol Eden: Kubilay Coşkun Oğuz Atahan	Mühür İzi:	Tarih : 01.11.2001	

7.2. 2'No'lu Numunenin Penetran Sıvısı Test Sonuçları

C-130 uçağı ana iniş takım jantının penetran sıvısı muayenesi için belirlenen test parametreleri şunlardır.

Tipi : I (Fluoresant)

Penetrant: Metod B (sonradan emülsiyonlaşan (lipofilik))

Emülsifier: Post (penetrant lipofilik olduğu için malzeme, penetrant bekleme zamanından sonra emülsifiera daldırılmıştır).

Temizleyici : Su

Developer (geliştirici) : Form C (suda süspansiyon)

Metod : Daldırma (malzeme penetrant içine daldırılarak bekletilmiştir).

Bekleme zamanları;

Penetrant bekleme zamanı: 30 Dk

Sıcaklık : 20 ° C (68 ° F)

Emülsifier içinde bekleme zamanı: 2 Dk

Developer için bekleme zamanı: 3 Dk

Yıkamadan sonra bekleme zamanı: 5 Dk

Yukarıda sayılan test parametrelerine uygun olarak testi tamamlayıp, malzemeyi soğuttuktan sonra, karanlık kontrol odasına geçilerek önce gözün karanlığa alışması için 5 dk. beklenmiş, daha sonra da süreksizliklerin tespiti için malzeme standart şartnameye (AMS 2644) uygun olarak kontrol edilmiştir. Kontrol neticesinde malzemedeki herhangi bir süreksizliğe rastlanmamıştır. Tablo 7.2’de yapılan bu

çalışmanın test formu gösterilmiş olup bu form 2 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı'nda, penetran sıvısı testlerinde standart form olarak kullanılmaktadır.

Tablo 7.2. Penetran sıvısı test formu

PENETRAN SIVISI TEST FORMU				Form Kontrol No: 013052600507	
Tipi : I		Grup :		Penetrant : Metod B (Lipofilik)	
Emulsifier : Post		Developer : Form C (Suda süspansiyon)		Temizleyici : Su	
METOD		BEKLEME ZAMANI			
Daldırma √ Fırça İle Sprey		Penetrant 30 dk	Sıcaklık 20°C (68 °F)	Emulsifier 2 dk	Developer 3 dk
Yıkama 5 dk					
Penetrant		1) İmalatçı Firma		2) Şartnamesi	
Malzemenin :		AMS 2644			
TEST EDİLEN MALZEMENİN					
Kontrat No /İş Emri No : LAH 011 B 14001			Malzeme Adı : C-130 Uçağı Ana İniş Takım Jantı		
Stok No : 6635010647018 Parça No : 6606			Resim No:	Parti No:	Miktarı: 1 AD
SONUÇ : (Red sebebi, süreksizlik ve hata tesbit edilen bölge vb. yazılır.) Yapılan kontrol neticesinde, jant yarılarında herhangi bir süreksizliğe rastlanmadı.					
Yapan: Kubilay Coşkun Oğuz Atahan		Kontrol Eden: Kubilay Coşkun Oğuz Atahan		Mühür İzi:	Tarih : 02.11.2001

SONUÇ

Uçak malzemelerinden beklenen özellikler olan yüksek mukavemet, düşük yoğunluk ve kolay işlenebilirliği sağlayabilmesinden dolayı, alüminyum alaşımları uçak yapımında ağırlıklı olarak kullanılmaktadır. 1900'li yıllardan itibaren uçak yapımında kullanılmaya başlayan alüminyum alaşımları, özellikle II. Dünya savaşından sonra artan oranlarda bu sektörde kullanılmış ve teknolojik gelişmelere paralel olarak yeni alüminyum alaşımlarında kullanıma sunulmuştur. 1970'li yıllardan itibaren bir dönem, kompozit malzemelerin ağırlıklı olarak uçaklarda kullanılması yönünde çalışmalar olmuş ise de, kompozitler alüminyumun yerini alamamıştır. Yüksek teknoloji ile birlikte gelişimini devam ettiren alüminyum alaşımları, uçak endüstrisinde ilk tercih edilen malzeme olma özelliklerini devam ettireceklerdir.

Günümüzde, uçak endüstrisinde çeşitli üretim formlarında kullanılan alüminyum alaşımlarının birleştirilmelerinde, klasik yöntem olan mekanik birleştirme yöntemlerinin azaltılması yönünde bir trend oluşmuştur. Yakın gelecekte, uçak yapımında, mekanik birleştirmelerin yerini metalurjik birleştirme yöntemleri alacaktır. Özellikle, 1991 yılında geliştirilen ve kullanıma sunulan *Sürtünme Karıştırma Kaynağı (FSW)* gibi yeni kaynak teknikleri, sıvı hal kaynak yöntemleri ile birleştirilmeleri oldukça güç olan, ısıl işlem uygulanabilir 2XXX ve de 7XXX serisi hadde alüminyum alaşımlarının kaynağında başarı ile kullanılmaktadırlar. 2XXX ve 7XXX serisi hadde alüminyum alaşımlarının kaynağında oldukça başarılı olabilen sürtünme karıştırma kaynağı (FSW) ve diğer kaynak teknikleri; ağırlık kazancı (hafiflik) uçak endüstrisinde ki en önemli tasarım kriterlerinden birisi olduğu sürece, bu endüstri dalında artan oranlarda kullanılacaklardır.

Risk faktörünün çok yüksek olduğu uzay-uçak endüstrisinde, kullanılan malzemelerin *tahribatsız muayeneleri(NDI)* çok önemli olup, bu işlem titizlikle uygulanmalıdır. Hangi tahribatsız muayene yönteminin kullanılacağına karar verilirken malzeme ve muhtemel hata türü ile ilgili birçok faktör göz önünde

bulundurulmalıdır. Tespit edilen hata ile ilgili kesin bir kanaate varılamıyorsa, emin olmak için birkaç yöntem birlikte kullanılmalıdır.



KAYNAKLAR

- [1] Aydoğan, A., 2000. Uçak endüstrisinde kullanılan metal ve metal dışı malzemeler ve bu malzemelerin muayene yöntemleri, *Kayseri III. Havacılık Sempozyumu*, Kayseri, 10-12 Mayıs.
- [2] CHUN, M., NIU, Y., 1990. Airframe Structural Design, Conmilt Press, California.
- [3] MEGSON, T.H.G., 1999. Aircraft Structures for Engineering Students, John Wiley & Sons Inc, New York.
- [4] VLOT, IR., 2000. Aerospace Materials and Manufacturing I, Tudelft Publications, NL.
- [5] CUTLER, J., 1999. Understanding Aircraft Structures, Blackwell Science.
- [6] FRAME, J., 1997. Composite Materials, British Aerospace PLC, Wanton, Lancashire.
- [7] RABINSON, J.S., 1996. Aircraft Materials, *Element Magazine*, 2, 19-20
- [8] GÜLERYÜZ, C.G., 2001. 8090 alüminyum-lityum alaşımda retrogresyon ardından yeniden yaşlandırma ısııl işlemlle özelliklerinin optimizasyonu, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [9] KISSEL, J.R., 1995. Aluminum Structure Guide to Their Specifications and Design, Wiley, New York.
- [10] GÜRDAŞ, M.D., 1999. Kaynaklı konstrüksiyonlarda alüminyum ve alaşımlarının kullanımı, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

- [11] **ROBERTS, S.G.**, 2001. High performance alloys, University of Oxford Department of Materials Lecture Notes, Oxford.
- [12] **KAUFMAN, J.G.**, 2000. Introduction to Aluminum Alloys and Tempers, ASM International.
- [13] **CANTOR, B. and GRANT, P.**, 200. Aerospace Materials, University of Oxford, UK
- [14] **LAPASSET, G. and BARBAUX, Y.**, 1999. Aluminum alloys for future large aircraft, *First ONERA-DDR Aerospace Symposium*, Paris, France.
- [15] **MIL-HDBK-5H.**, 1998. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures, Department of Defence, USA.
- [16] <http://www.matweb.com/GetIndex.asp>, 19-22 Ekim 2001.
- [17] http://www.millproducts-alcoa.com/productsandalloys/index_c.html#alphabetically, 1-5 Aralık 2001.
- [18] **STALEY, J.T and HUNT, W.H.**, 1999. Needs of the aircraft industry for aluminum Products, Aluminum Consultants Group.
- [19] <http://www.pechiney-aerospace.com/site/index1.cfm?culte=1>, 5-15 Şubat 2002.
- [20] **PATRICIO, F.M.**, 2000. New trends in welding in the aeronautic industry, *New Trends for the Manufacturing in the Aeronautic Industry*, San Sebastian, May 24-25, pp. 21-38
- [21] **ANIK, S.**, 1991. Kaynak Tekniği, İstanbul

[22] AKYOL, M., 2001. Otomotiv sanayisinde kullanılan direnç nokta kaynak uygulamaları ve karşılaşılan sorunlar, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[23] VURAL, M., 1988. Uçak inşasında kullanılan malzemelerin kaynak kabiliyeti, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[24] Prof. Dr. İrfan Yükler, 2002. Kişisel görüşme, 20 Mart

[25] ÇAM, G., 2001. Al alaşımları için geliştirilen yeni kaynak yöntemleri, *Kaynak Teknolojisi 3ncü Ulusal kongresi Bildiriler Kitabı*, İstanbul, 19-20 Ekim, s. 268-276

[26] TEMPUS, G., 2001. New aluminum alloys and fuselage structures in aircraft design, *Materials Day*, Zürich, May 18-19.

[27] QIAO, G., 1999. A survey of Development in Welding Stress and Distorsion Controlling in Aerospace Manufacturing Engineering in China, *Welding in the World*, 43, 64-74

[28] TOBER, G. and SHILLER, D., 2000. NDT in Aerospace- State of Art, *15 th WCNDI*, Roma.

[29] TURAN, M., 1994. Endüstriyel Tahribatsız Muayene El Kitabı, 2 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı, Kayseri.

[30] NASA, 2002. Eddy Current Testing of Aerospace Materials

[31] TOPUZ, A., 1993. Tahribatsız Malzeme Muayenesi Seminer Notları, Makine Mühendisleri Odası Matbaası, İstanbul.

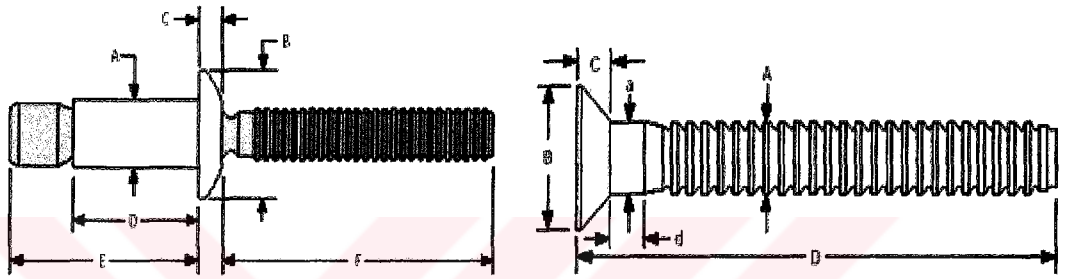
EK-A

ASTM G-34'de (Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys (EXCO Test) kullanılan harflerin açıklaması Tablo A.1'de verilmiştir.

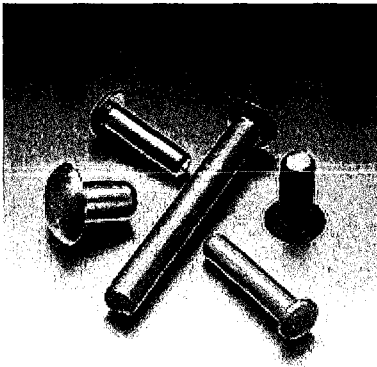
Tablo A.1. ASTM G-34'de kullanılan harflerin açıklanması

Harfler	Açıklama
N	Kayda değer bir saldırı yok
P	Karınçalanma (pitting)
EA	Yüzeyde soyulma (pullanma)
EB	Orta derecede soyulma (pullanma)
EC	Aşırı soyulma (pullanma)
ED	Çok aşırı soyulma (pullanma)

EK-B



Şekil B.1. Çıkıntı başlı (solda) ve gömme başlı (sağda) civatalar.



Şekil B.2. Yekpare perçinler



Şekil B.3. Kör perçinler

Tablo B.1. Yekpare (solid) perçinler için indeks

Tanımlama	Percin Malzemesi	Sac Malzemesi
NAS1198 (MC) ^b	A-286	A-286
MS20427M (MC)	Monel	AISI 301/302
MS20427M (D) ^b	Monel	AISI 301/302
MS20426AD (D)	Aluminyum	Aluminyum
MS20426D (D)	Aluminyum	Aluminyum
MS20426DD (D)	Aluminyum	Aluminyum
MS20426 (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T42
MS20426B (MC)	Aluminyum	AZ31B-H24
MS20427M (MC)	Monel	Saf Titanyum
BRFS-D (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
BRFS-AD (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
BRFS-DD (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
BRFS-T (MC)	Ti-45Cb	Kaplama 7075-T6/Ti-6Al-4V
MS14218E	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
NAS1097E (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3/7075-T6
MS14218AD (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
MS14219E (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
MS14219E (MC)	Aluminyum	Kaplama 7075-T6
MS20426E	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
MS20426E	Aluminyum	Kaplama 7075-T3

^b MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)
D, dimpled holes

Tablo B.2. Ham (Blind) perçinler için indeks

Tanımlama	Bağlantı vasıtası	
	Kovan Malzemesi	Sac veya Levha Malzemesi
<u>Çıkıntı Baslı, Sürtünme Kilitli Ham Perçinler</u>		
CR 6636	A-286	Cok cesitli
MS20600M	Monel	AISI 301
MS20600M	Monel	Kaplama 2024-T3/7075-T6
MS20600AD and MS20602AD	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
MS20600B	Aluminyum	AZ31B-H24
<u>Çıkıntı Baslı, Mekanik-Kilitli Ham Perçinler</u>		
NAS1398C	A-286	Celik
CR 2643	A-286	Celik
NAS1398 MS or MW	Monel	AISI 301-½ Sertikte
NAS1398 MS or MW	Monel	Kaplama 7075-T6
NAS1398B	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
NAS1398D	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
NAS1738B and NAS1738E	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
NAS1398B	Aluminyum	AZ31B-H24
NAS1738B and NAS1738E	Aluminyum	AZ31B-H24
CR 2A63	Aluminyum	Kaplama 2024-T81
CR 4623	A-286	Kaplama 7075-T6
CR 4523	Monel	Kaplama 7075-T6
NAS1720KE and NAS1720KE (L)	Aluminyum	Kaplama 7075-T6
NAS1720C and NAS1720C (L)	A-286	Kaplama 2024-T3
M7885/2	Aluminyum	Kaplama 7075-T6
M7885/6	Aluminyum	Kaplama 72024-T3
AF3243	Aluminyum	Kaplama 72024-T3
HC3213	Aluminyum	Kaplama 72024-T3
HC6223	Aluminyum	Kaplama 72024-T3
HC6253	Aluminyum	Kaplama 72024-T3
<u>Gömme Baslı \ Sürtünme Kilitli Ham Perçinler</u>		
CR 6626 (MC) ^a	A-286	Cok cesitli
MS20601M (MC)	Monel	17-7PH (TH1050)
MS20601M (D) ^a	Monel	AISI 301
MS20601M (MC)	Monel	AISI 301-Ann
MS20601M (MC)	Monel	AISI 301-¼ Sertikte
MS20601M (MC)	Monel	AISI 301-½ Sertikte
MS20601M (MC)	Monel	7075-T6
MS20601AD and MS20603AD (MC)	Aluminyum	Kaplama 2024-T3
MS20601B (MC)	Aluminyum	AZ31B-H24

a MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)
D, dimpled holes

Sleeve : Kovan, Protruding-head : Çıkıntı başlı, Friction-Lock : Sürtünme kilitli
Blind Rivets : Ham Perçinler

Tablo B. 2. (B.2'nin devamı)

Tanımlama	Bağlantı vasıtası	
	Kovan Malzemesi	Sac veya levha Malzemesi
Gömme baslı, Mekanik-Lock Spindle ham percinler		
NAS1399C (MC)	A-286	Celik
CR 2642 (MC)	A-286	Celik
NAS1399 MS or MW (MC)	Monel	AISI 301-½ Ser
NAS1291C (MC)	A-286	Kap.7075-T6
NAS1399 MS or MW (MC)	Monel	Kap.7075-T6
NAS1921M (MC)	Monel	Kap. 7075-T6
CR 2A62 (MC)	Aluminyum	Kap.2024-T81
NAS1921B (MC)	Aluminyum	Kap 7075-T6
NAS1399B (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
NAS1399D (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
NAS1739B and NAS1379E (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
NAS1739B and NAS1 739E (D)	Aluminyum	Kap2024-T3
NAS1399B (MC)	Aluminyum	AZ31B-H24
NAS1739B and NAS1 739E (MC)	Aluminyum	AZ31B-H24
CR 4622 (MC)	A-286	Kap 7075-T6
CR 4522 (MC)	Monel	Kap 7075-T6/T651
NAS1721KE and NAS1 721KE (L) (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
NAS1721C and NAS1 721C (L) (MC)	A-286	Kap7075-T6
M 7885/3 (MC)	Aluminyum	Kap 2024-T3
M 7885/7 (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
HC3212 (MC)	Aluminyum	Kap2024-T3
MBC 4807 and MBC 4907	Aluminyum	Kap2024-T3
MBC 4801 and MBC 4901	Aluminyum	Kap 2024-T3
HC6222	Aluminyum	Kap 2024-T3
HC6252	Aluminyum	Kap2024-T3
Gömme baslı ham civatalar		
MS21140 (MC)	A-286	Kap.7075-T6/T651
MS90353 (MC)	Celik	Kap.2024-T3/T351
MS90353 (MC)	Celik	Kap veya Cip7075-T6 veya T651
FF-200, FF-260 and FF-312 (MC)	Celik	Kap. 2024-T42/ 7075-T6
NS 100 (MC)	Celik	Kap.7075-T6
SSHFA-200 and SSHFA-260(MC)	Aluminyum	Kap.2024-T42/ 7075-T6
PLT-150 (MC)	Celik	Kap. 7075-T6/T651
NAS1670L (MC)	Celik	Kap. 7075-T6/T651
NAS1674L (MC)	Aluminyum	Kap. 7075-T6

- a MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)
D, dimpled holes

Mechanical-Lock Spindle Blind Rivets :

Tablo B.3. Swaged-Collar/Upset-Pin bağlantı vasıtaları için indeks

Tanımlama	Bag/ vasitasi pim Malzemesi	Sac veya Levha Malzemesi
CSR 925	Titanyum	Kap. 7075-T6
CSR 925	Titanyum	Kap.2024-T3
NAS1436-NAS1442 (MC) ^a	Celik	Kap. 7075-T6/T651
NAS7024-NAS7032 (MC)	Celik	Kap. 7075-T6/T651
CSR 924 (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
CSR 924 (MC)	Titanyum	Kap.2024-T3
HSR 201 (MC)	A-286	Kap.7075-T6
HSR 101 (MC)	Titanyum	Kap. 7075-T6
GPL 3SC-V (MC)	Titanyum	Kap. 7075-T6
GPL 3SC-V (MC)	Titanyum	Kap.2024-T3
LGPL 2SC-V (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
LGPL 2SC-V (MC)	Titanyum	Kap. 2024-T3

a MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)

Tablo B.4. Dişli bağlantı vasıtaları için indeks (Threaded Fasteners)

Tanımlama	Bag. Vasitasi Kovan Malzemesi	Sac Mal.
AN 509 Screws (MC) ^a	Celik	Kap.2024-T3
AN 509 Screws (MC)	CRES	Kap. 7075-T6
PBF 11 (MC)	Celik	Ti-6Al-4V
TL 100 (MC)		Kap.7075-T6
TLV 100 (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
HPB-V (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
KLBHV with KFN 600 (MC)	Titanyum	Kap. 7075-T6
HL-61-70 (MC)	CRES	Kap.7075-T6
HL-719-79 (MC)	Celik	Kap.7075-T6
HL-11 (MC)	Titanyum	Kap. 7075-T6
HL-911 (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
NAS4452S and KS 100-FV with NAS4445DD (MC)	Celik veya Titanyum	Kap.7075-T6
HPG-V (MC)	Titanyum	Kap.7075-T6
NAS4452V with NAS4445 DD (MC)	Titanyum	Kap. 7075-T6
HL18Pin, HL70 Collar (MC)	Celik	Kap.7075-T6
HL19 Pin, HL70 Collar (MC)	Celik	Kap.7075-T6

a MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)
D, dimpled holes

Tablo B.5. Özel bağlantı vasıtaları için indeks

Tanımlama		Baglanti Vasitasi Pim Mal.	Sac veya Levha Malzemesi
ACRES Sleeves		A-286	Kap. 7075-T6
MIL-B-8831/4 (MC) ^a	8.1.6.2(a)	çelik pim, Alüminyum kovan	Kap. 7075-T6
MIL-B-8831/4 (MC)	8.1.6.2(b)	çelik pim, Alüminyum kovan	Kap. 2024-T3

a MC, Konik gömme freze ile işlenmiş delikler (machine countersunk holes)

EK-C

Tablo C.1. İnce saç formundaki kaplamalı ve de kaplamasız alüminyum alaşımların (a,b) nokta kaynakları için tasarım kayma (kesme) mukavemet değerleri.

Saç kalınlığı (in)	Noktalar/in		Maksimum Çekme Mukavemeti, ksi	
	Standart (Ns)c	Aralık (d,e)	56 ve Üstü	56'nın Altı
			Kayma (kesme) pound/in (Xm)	Mukavemeti,
0,001	40	1-50	24	16
0,002	20	1-30	48	32
0,003	12	1-17	80	52
0,004	10	1-14	108	72
0,005	9	1-13	132	92
0,006	7	1-10	148	100
0,007	6	1-8	168	112
0,008	5	1-7	188	128

a Zaman-sıcaklık-gerileme faktörlerinin kümülatif etkisinden kaynaklanan, kaynak bölgesindeki mukavemet düşüşü, esas malzemedeki mukavemet düşüşünden fazla değildir.

b Kaynaklı bölge için kabul edilebilir çekme mukavemeti, kayma mukavemetinin %25 dir.

c Tablodaki kayma mukavemeti değerlerinin uygulanabilmesi için, her bir in. için kaynak nokta sayısı, her bir in. için gerekli olan standart kaynak nokta sayısından en fazla %15 kadar farklı (+,-) olmalıdır.

d Kaynak noktasındaki bu fark %15 ve de üstünde gerçekleşirse (tabloda belirtilen kaynak nokta sayıları için verilen aralıkları geçmemelidir.), uygun kayma mukavemeti şu formülle hesaplanır;

$$\frac{X_m}{N_s} (K) N_r = X_r$$

Burada;

X_m = Yukarıdaki tablo değerleri için kesme mukavemeti

N_s = Her bir in. için standart kaynak nokta sayısı

N_r = İn. başına gerekli olan kaynak nota sayısı

X_r =Gerçek kesme mukavemeti

K =1.15 (nokta sayısı,tablodaki standart aralıktan %15 daha az olduğunda)

K = 0.90 (nokta sayısı , tablodaki standart aralıktan %15 daha fazla olduğunda)

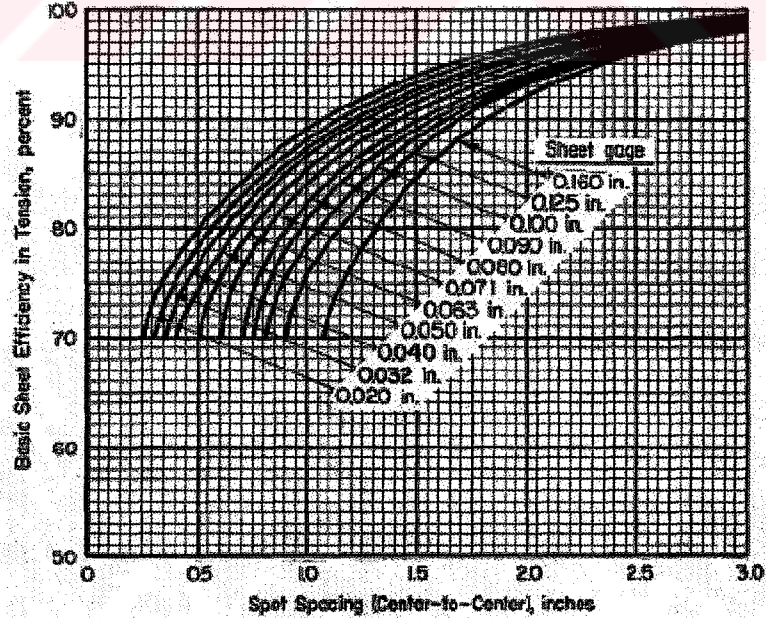
e Kaynak nokta sayısı, tabloda belirtilen aralık değerlerinin üstüne çıktığında, kesme mukavemeti, aralığın üst sınırı için sabit kabul edilir.

Tablo C.2. Al alaşımlarının nokta kaynaklı birleştirmeleri için maksimum statik mukavemet değerleri ile uygun dizayn nokta kaynak aralıkları (maksimum) ^a

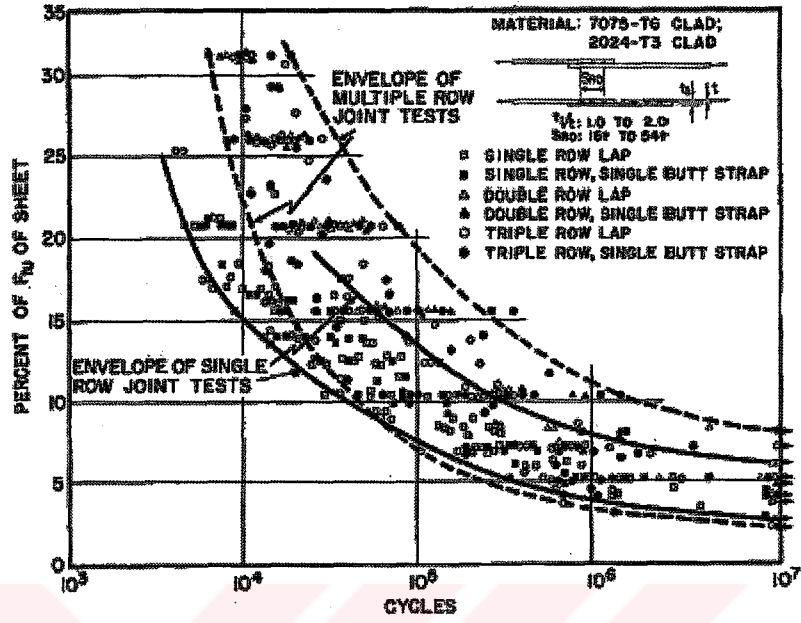
Malzeme.	Tek sıralı birleştirmeler						Çok sıralı birleştirmeler					
	7075-T6 kaplı		2024-T3 kaplı		6061-T6		7075-T6 kaplı		2024-T3 kaplı		6061-T6	
	Muk. lbs/in. en ince sacın kalınlığı, in.	Nok. aralık in.	Muk. lbs/in.	Nok. aralık in.	Muk. lbs/in.	Nok. aralık in.	Muk. lbs/in.	Nok. ara.÷Sıra Sayısı in.	Muk. lbs/in.	Nok. ara.÷Sıra Sayısı in.	Muk. lbs/in.	Nok. ara.÷Sıra sayısı in.
0.010.....	268	0.167	250	0.192	210	0.190	438	0.110	384	0.125	329	0.122
0.012.....	346	0.173	300	0.200	252	0.206	526	0.114	461	0.130	395	0.132
0.016.....	461	0.191	400	0.220	336	0.238	701	0.126	614	0.143	526	0.152
0.020.....	577	0.194	500	0.224	420	0.257	876	0.128	768	0.146	658	0.164
0.025.....	721	0.205	625	0.237	525	0.267	1095	0.135	960	0.154	822	0.170
0.032.....	923	0.225	800	0.260	672	0.280	1402	0.148	1229	0.169	1053	0.179
0.040.....	1059	0.261	918	0.301	778	0.319	1752	0.158	1536	0.189	1316	0.188
0.050.....	1230	0.302	1067	0.340	910	0.378	2190	0.170	1920	0.194	1645	0.209
0.063.....	1452	0.369	1259	0.426	1082	0.451	2799	0.194	2419	0.222	2073	0.235
0.071.....	1589	0.415	1378	0.479	1187	0.485	3110	0.212	2726	0.242	2346	0.247
0.080.....	1742	0.471	1511	0.543	1306	0.524	3504	0.234	3072	0.267	2632	0.260
0.080.....	1913	0.525	1660	0.605	1438	0.556	3942	0.255	3456	0.290	2961	0.270
0.100.....	2084	0.572	1808	0.659	1580	0.596	4380	0.272	3840	0.310	3290	0.284
0.112.....	2289	0.622	1986	0.717	1728	0.620	4906	0.290	4301	0.331	3686	0.291
0.125.....	2511	0.675	2179	0.788	1900	0.684	5475	0.310	4800	0.353	4112	0.316

a Çok sıralı birleştirmeler için sıralar arası mesafe minimum olup bütün sıraların kaynak nokta aralıkları aynıdır.

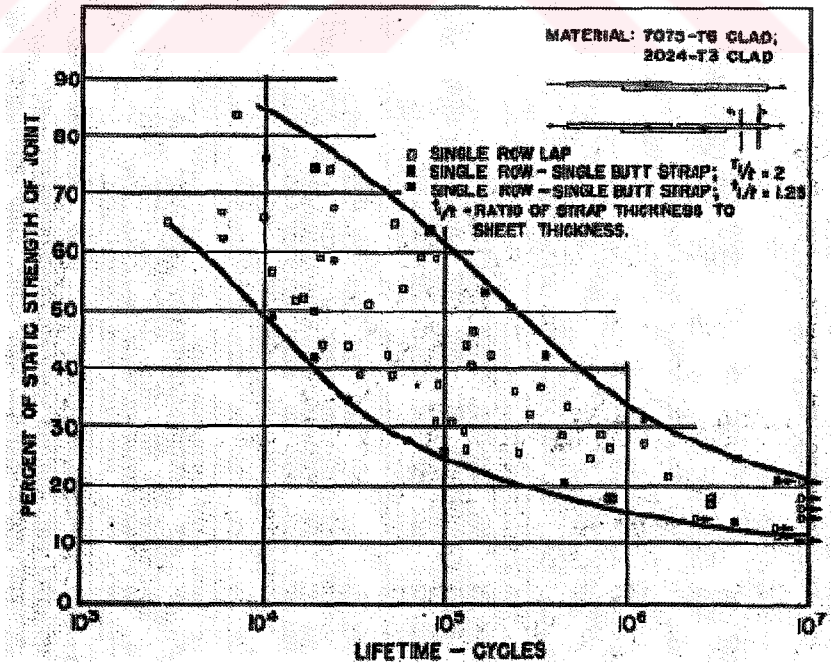
$$\text{Nok.ara} \div \text{sıra sayısı} = \text{kaynak noktaları arasındaki mesafe} \div \text{kaynak sıra sayısı}$$



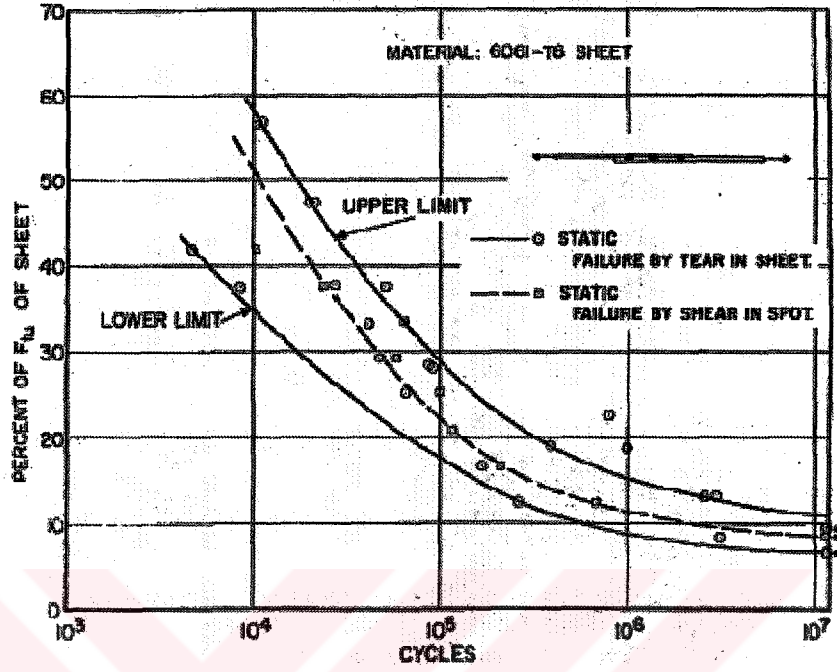
Şekil C.1. Nokta direnç kaynaklı alüminyum alaşımları için, gerilme durumundaki esas malzemenin verimliliği (%)



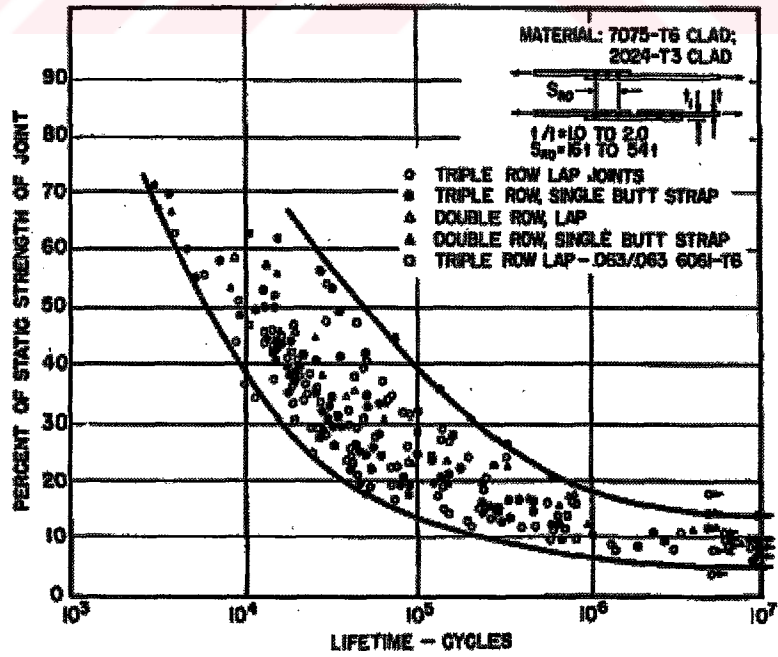
Şekil C.2. Alüminyum alaşımın (saç), nokta direnç kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti



Şekil C.3. Alüminyum alaşımın (saç), nokta direnç kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti



Şekil C.4. 6061-T6 alaşımının (saç), üç sıralı direnç nokta kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti



Şekil C.5. Alüminyum alaşımının (saç), çok sıralı direnç nokta kaynaklı birleştirmelerinin yorulma mukavemeti.

ÖZGEÇMİŞ

1995 yılında Kara Harp Okulu'ndan Piyade subayı olarak mezun olan Kubilay Coşkun, 2000 yılında İ.T.Ü' de Savunma Teknolojileri ana bilim dalı, Malzeme Tasarımı ve İmalat Teknolojileri bölümünde yüksek lisans öğrenimine başladı. Kubilay Coşkun halen Ankara'da görev yapmaktadır.

