

**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇAKLARDA KULLANILAN METAL
MALZEMELERE UYGULANAN TAHRİBATSIZ
MUAYENELER**

Met. ve Malz. Müh. Melih ONURSAL

FBE Metalürji ve Malzeme Anabilim Dalı Malzeme Programında Hazırlanan

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Adem BAKKALOĞLU

İSTANBUL, 2010

İÇİNDEKİLER

Sayfa

SİMGE LİSTESİ.....	v
KISALTMA LİSTESİ.....	vi
ŞEKİL LİSTESİ.....	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	x
ÖNSÖZ.....	xii
ÖZET.....	xiii
ABSTRACT.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. GENEL HATLARIYLA UÇAK PARÇALARI	3
2.1 Gövde	3
2.1.1 Yatay ana elemanlar (Stringer).....	4
2.1.2 Dairesel Ana Elemanlar (Frame).....	4
2.1.3 Basınç Duvarları (Bulkhead).....	5
2.1.4 Gövde Yüzeyi (Skin).....	6
2.1.5 Döşeme Yapıları	6
2.1.6 Omurga Kirişi (Keel Beam)	6
2.2 Kanat.....	6
2.3 Kuyruk Takımı	7
2.3.1 Yatay Dengeleyici (Yatay Stabilize).....	8
2.3.2 Dikey Dengeleyici (Dikey Stabilize).....	8
2.4 Kumanda Yüzeyleri	8
2.4.1 Ana Uçuş Kumandaları	9
2.4.1.1 Kanatçık (Aileron).....	10
2.4.1.2 İrtifa Dümeni (Elevator)	10
2.4.1.3 İstikamet Dümeni (Rudder).....	10
2.4.2 Yardımcı Uçuş Kumandaları	11
2.4.2.1 Slat.....	11
2.4.2.2 Flap	11
2.5 İniş Takımları	11

3.	UÇAK TASARIMINDA DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN PARAMETRELER	13
3.1	Yapısal Anlayış	13
3.2	Yük Faktörü ve Uçak Dizaynı	14
3.3	Uçağa Etkiyen Yükler	16
3.4	Malzeme Seçimi	17
4.	UÇAK YAPILARINDA KULLANILAN METAL MALZEMELER	19
4.1	Alüminyum Alaşımları	20
4.1.1	2XXX Serisi	22
4.1.2	6XXX Serisi	27
4.1.3	7XXX Serisi	28
4.1.4	Al-Li Alaşımları	29
4.2	Çelikler	31
4.3	Titanyum Alaşımları	34
4.4	Nikel Alaşımları	36
5.	TAHRİBATSIZ MUAYENE METOTLARI	40
5.1	Girdap Akımları Kontrolü	40
5.1.1	Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları	44
5.2	Ultrasonik Kontrol	44
5.2.1	Yöntemin Avantaj ve Dezavantajları:	47
5.3	Radyografik Kontrol	48
5.3.1	Yöntemin Avantajları Ve Dezavantajları	51
5.4	Sıvı Penetrant Testi	52
5.4.1	Sıvı Penetrant Muayenesinin Aşamaları	53
5.4.2	Penetrant Sistemleri	55
5.4.3	Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları	59
5.5	Manyetik Parçacık Kontrolü	60
5.5.1	Manyetik Parçacık Kontrolünün Uygulanması ve Muayene Teknikleri	64
5.5.1.1	Boyuna Mıknatıslama	64
5.5.1.2	Dairesel Mıknatıslanma	65
5.5.2	Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları	66

6.	DENEYSEL ÇALIŞMALAR	67
6.1	Uçak Yapılarında Görülen Korozyonun Tahribatsız Muayene ile Tespiti.....	67
6.2	Flap Taşıyıcı Elemanların Muayenesi	71
6.3	“Frame 47” Kontrolü	76
6.4	Sıvı Penetrant Uygulaması	84
6.5	Bağlantı Elemanlarının Manyetik Parçacık Muayenesi	87
7.	SONUÇ.....	89
	KAYNAKLAR.....	92
	ÖZGEÇMİŞ.....	94

SİMGE LİSTESİ

δ	Nüfuziyet derinliği
μ	Manyetik geçirgenlik
σ	Elektriksel iletkenlik
f	Frekans
λ	Ultrasonik ses dalgalarının dalga boyu
C	Ultrasonik ses dalgalarının yayılma hızı
f_c	Foot candle
lx	Lux

KISALTMA LİSTESİ

ASM	American Society of Materials
IACS	International Annealed Copper Standard
NDT	Non-Destructive Testing
NTM	Non-Destructive Testing Manual
SB	Service Bulletin
SND	Standart Nüfuziyet Derinliği
SPM	Standard Practice Manual

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1 Genel olarak uçağın bölümleri	3
Şekil 2.2 Uçak yapısında dairesel ve yatay ana elemanların gösterilişi	5
Şekil 2.3 Arka basınç duvarı.....	5
Şekil 2.4 Kanat bileşenleri.....	7
Şekil 2.5 Kuyruk kısmı.....	8
Şekil 2.6 Uçağın temel hareketleri	9
Şekil 2.7 Uçağın hareket ettiği eksenler	10
Şekil 2.8 İniş takımlarının bulunduğu kısımlar	11
Şekil 3.1 Uçak gövdelerinde kullanılan yarı monokok yapının gösterilişi.....	13
Şekil 3.2 Yarı monokok tip yapı.....	14
Şekil 3.3 Basit olarak kanat yapısı – “spar” ve “rib”.....	14
Şekil 3.4 V-N Diyagramı.....	17
Şekil 4.1 1969’da uçuşunu gerçekleştiren Boeing 747, 1994’te ilk uçuşunu gerçekleştiren Boeing 777 ve 2009’da ilk uçuşunu gerçekleştiren Boeing 787 uçaklarında kullanılan malzemelerin ağırlıkça yüzdeleri.....	20
Şekil 4.2 Çökeltmenin 2036 alüminyum alaşımında akma dayanımı ve % uzama değerleri üzerindeki etkisi.....	23
Şekil 4.3 Al-Cu alaşımları için doğal yaşlandırmanın etkisi	24
Şekil 4.4 Al-Cu alaşımları için yapay yaşlandırmanın etkisi (2).....	25
Şekil 4.5 6061 alaşımı için yapay yaşlandırma eğrileri	28
Şekil 5.1 Girdap akımları kontrolünde oluşan manyetik alan ve akımlar	40
Şekil 5.2 Standart Nüfuziyet Derinliğine etki eden faktörler	41
Şekil 5.3 Ultrasonik Muayene	45
Şekil 5.4 Ultrasonik test problemleri.....	47
Şekil 5.5 Radyografik muayene.....	50
Şekil 5.6 X ışınları üretimi ve malzeme kontrolü.....	51
Şekil 5.7 Penetrantın uygulanması	53
Şekil 5.8 FPI metodunda penetrantın developer içine taşınımı	54
Şekil 5.9 Sıvı Penetrant Uygulaması	55
Şekil 5.10 Su ile yıkanabilen sıvı penetrant uygulaması yapılan sistem	56

Şekil 5.11 Emülsiyonlaştırıcı penetrant muayenesi yapılan örnek bir sistem	56
Şekil 5.12 Elektromanyetik spektrum	57
Şekil 5.13 Değişik türdeki malzemelerde manyetik akının many. alan şiddeti ile değişimi ..	61
Şekil 5.14 Manyetik parçacık ile muayene.....	62
Şekil 5.15 Tespit edilebilen / edilemeyen hata türleri	63
Şekil 5.16 Kuvvet çizgileri ve hareketi	63
Şekil 5.17 Kelepçe cihazı	64
Şekil 5.18 Yokenin çalışması ve kaynak hatalarının tespiti	64
Şekil 5.19 Bobin ile parçada oluşturulan boyuna manyetik alan	65
Şekil 6.1 Korozyon Tespiti Algoritması.....	67
Şekil 6.2 Korozyon nedeniyle incelmış olan gövde sacı ve prob pozisyonu	68
Şekil 6.3 Girdap akımları testi ile korozyon tespitinde kullanılan referans standart.....	69
Şekil 6.4 Girdap akımları testi ile korozyon tespitinde kullanılan referans standart kesiti ...	69
Şekil 6.5 Korozyon tespiti için yapılan cihaz kalibrasyonunda alınması gereken sinyaller..	70
Şekil 6.6 Korozyon tespiti için yapılan cihaz kalibrasyonunda alınan sinyaller	70
Şekil 6.7 TM1-CD cihazı ile gerçekleştirilen ultrasonik kalınlık ölçümü.....	71
Şekil 6.8 B737 uçağındaki flap taşıyıcı elemanlar ve konumları	72
Şekil 6.9 Taşıyıcı elemanın muayenesinde kalibrasyon için kullanılan referans standart	72
Şekil 6.10 Kalibrasyon sırasında prob pozisyonları ve ses dalgaları	73
Şekil 6.11 Kalibrasyon sırasında alınan sinyaller.....	73
Şekil 6.12 Referans blok üzerinde kalibrasyonun gerçekleştirilmesi.....	74
Şekil 6.13 Kontrol edilen parça ve esas inceleme bölgesi.....	74
Şekil 6.14 Uçak üzerinde gerçekleştirilen ultrasonik kontrol.....	74
Şekil 6.15 Kontrol sırasında alınabilecek sinyaller	75
Şekil 6.16 “Frame 47” uçak üzerindeki konumu.....	76
Şekil 6.17 Muhtemel çatlak oluşumu	78
Şekil 6.18 Girdap akımları kontrolü öncesi kalibrasyon işlemi ve alınan sinyaller	78
Şekil 6.19 Uçak üzerinde girdap akımları kontrolünün gerçekleştirilmesi	78
Şekil 6.20 Girdap akımları tekniği ile saptanan çatlak görüntüsü.....	79
Şekil 6.21 Ultrasonik kontrol bölgesi	80
Şekil 6.22 Ultrasonik kontrol için üretilmiş kit.....	80
Şekil 6.23 Çatlak başlangıcının kayıt altına alınması.....	81

Şekil 6.24 Ultrasonik metotta kullanılacak kalibrasyon bloğu	81
Şekil 6.25 Çatlak bitiş noktasının tespiti	82
Şekil 6.26 Prob ile referans blok üzerindeki çentik arasındaki mesafenin ölçülmesi	82
Şekil 6.27 Çatlak derinliğinin tespiti	83
Şekil 6.28 Sıvı penetrant testinin gerçekleştirildiği penetrant istasyonu.....	84
Şekil 6.29 Parçaya sıvı penetrantı tatbik edilmesi	85
Şekil 6.30 Parçaya hidrofilik emülsiyonlaştırıcının uygulanması	85
Şekil 6.31 Parça yüzeyine developer tatbikinin gerçekleştirilmesi	86
Şekil 6.32 UV ve beyaz ışık ölçümleri	86
Şekil 6.33 Kontrol neticesinde panelde bulunan çatlak.....	87
Şekil 6.34 Elektromanyetik boyunduruğun yapısı ve oluşturduğu boyuna manyetik alan	87
Şekil 6.35 Elektromanyetik boyunduruğa cıvatanın yerleştirilmesi.....	88
Şekil 6.36 Uygulama sırasında kullanılan manyetik aerosol sprej	88

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 4.1	Uçaklarda kullanılan dövme alüminyum alaşımlarının karşılaştırılması	22
Çizelge 4.2	2036 Alaşımının ısıtılma işlem durumuna göre mekanik özelliklerindeki değişim..	24
Çizelge 4.3	2014 alaşımının kimyasal bileşimi	25
Çizelge 4.4	2014 alaşımının mekanik özellikleri	26
Çizelge 4.5	2024 alaşımının kimyasal bileşimi	26
Çizelge 4.6	2024 alaşımının mekanik özellikleri	26
Çizelge 4.7	6061 alaşımının kimyasal bileşimi	27
Çizelge 4.8	6061 alaşımının mekanik özellikleri	27
Çizelge 4.9	7075 alaşımının kimyasal bileşimi	28
Çizelge 4.10	7075 alaşımının mekanik özellikleri	29
Çizelge 4.11	2090 alaşımının kimyasal bileşimi	30
Çizelge 4.12	2090-T83 alaşımının mekanik özellikleri.....	30
Çizelge 4.13	8090 alaşımının kimyasal bileşimi	30
Çizelge 4.14	8090-T84 alaşımının mekanik özellikleri.....	31
Çizelge 4.15	E4340 çeliğinin kimyasal bileşimi	31
Çizelge 4.16	4340 çeliğinin mekanik özellikleri	32
Çizelge 4.17	4130 çeliğinin kimyasal bileşimi.....	32
Çizelge 4.18	4130 çeliğinin mekanik özellikleri	33
Çizelge 4.19	4140 çeliğinin kimyasal bileşimi	33
Çizelge 4.20	4140 çeliğinin mekanik özellikleri	33
Çizelge 4.21	Maraging çeliklerinin yaygın bileşimi	34
Çizelge 4.22	Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alaşımının kimyasal bileşimi	35
Çizelge 4.23	Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alaşımının mekanik özellikleri.....	35
Çizelge 4.24	Ti-6Al-4V alaşımının kimyasal bileşimi	36
Çizelge 4.25	Ti-6Al-4V alaşımının mekanik özellikleri.....	36
Çizelge 4.26	Inconel 718 kimyasal kompozisyonu	37
Çizelge 4.27	Inconel 718 alaşımının mekanik özellikleri	38
Çizelge 4.28	Inconel X-750 alaşımının kimyasal bileşimi.....	38
Çizelge 4.29	Inconel X-750 alaşımının mekanik özellikleri	38
Çizelge 4.30	Hastelloy-x alaşımının kimyasal bileşimi	39

Çizelge 4.31	Hastelloy-x alaşımının mekanik özellikleri.....	39
Çizelge 5.1	Girdap akımlarının farklı iletkenlik değerlerinde nüfuziyet derinlikleri.....	42
Çizelge 5.2	Girdap akımları yönteminin avantaj ve dezavantajları.....	44
Çizelge 5.3	Ultrasonik test metodunun avantaj ve dezavantajları.....	48
Çizelge 5.4	Radyografi kontrolünün avantajları ve dezavantajları	51
Çizelge 5.5	Penetrantlar ve developerler için nüfuziyet süreleri	54
Çizelge 5.6	Sıvı penetrant testinde kullanılan kimyasal malzemeler	58
Çizelge 5.7	Sıvı penetrant kontrolünün avantaj ve dezavantajları	59
Çizelge 5.8	Manyetik Parçacık Kontrolünün avantaj ve dezavantajları.....	66
Çizelge 6.1	Taşıyıcı Elemanların ultrasonik kontrolüne ait detaylar	75
Çizelge 6.2	Girdap Akımlarının yoğunluğundaki değişim ve SND'nin gösterilişi.....	77
Çizelge 6.3	Girdap akımları kontrolüne ait detaylar	79
Çizelge 6.4	Çatlak derinliği kontrol periyotları.....	83

ÖNSÖZ

Havacılık endüstrisinin günümüzde ne kadar önemli bir sektör olduğu herkes tarafından bilinmektedir. Bu endüstri içinde uçak bakım faaliyetleri ise vazgeçilemez bir yere sahiptir. Zira sıklıkla kullandığımız bu devasa yapılarda düşünülebilecek en önemli unsur emniyettir. Tahribatsız muayeneler ile uçak üzerinde oluşabilecek hasarlar daha başlangıç aşamasında tespit edilebilmekte, bu sayede oluşabilecek büyük felaketlerin de önüne geçilebilmektedir. Bunun yanı sıra düzenli olarak uygulanan muayeneler büyük maddi külfetlerin de önüne geçmektedir. İster teknik, ister insani gözle bakılsın tahribatsız muayeneler uçak bakımında vazgeçilmez bir yere sahiptir.

Çalışmamın hazırlanması sürecinde değerli vaktini benimle paylaşan ve desteklerini esirgemeyen danışman hocam Sn. Prof. Dr. Adem BAKKALOĞLU' na teşekkürlerimi bir borç bilirim. Ayrıca başta annem olmak üzere aileme, MyTECHNIC uçak bakım şirketindeki çalışma arkadaşlarıma ve yöneticilerime de bana olan tüm destek ve güvenlerinden dolayı minnettarlığımı belirtmek isterim.

Mayıs 2010

Melih ONURSAL

ÖZET

Sivil havacılık endüstrisindeki uçak yapıları ve malzeme teknolojisi incelenmiş, farklı tahribatsız muayene teknikleri ile bu yapıların muayenesi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmaların ardından tahribatsız muayene uygulamaları yöntem, malzeme bilimi ve dizayn açılarından irdelenmiş, uygulanabilecek farklı seçenekler varsa bu teknikler önerilmiştir.

Tahribatsız muayene uygulamalarına geçilmeden önce uçak yapılarında kullanılan metalik malzemeler tanıtılmıştır. Özellikle alüminyum alaşımlarının hafiflik ve yüksek korozyon direnci gibi özelliklerinden dolayı uçak yapılarında tercih edilen malzeme olması üzerinde durulmuştur. Ayrıca tahribatsız muayene metotlarından girdap akımları tekniği, ultrasonik muayene, radyografi, sıvı penetrant ve manyetik parçacık kontrolü detaylı bir şekilde anlatılmış ve deneysel çalışmalarda kullanılan bu yöntemler yine malzeme bilimi açısından irdelenmiştir. Bu metotlara ait deneysel çalışmalar kanatlara, gövde yapılarına ve bağlantı elemanlarına uygulanmıştır.

Deneysel çalışmalar uluslararası standartlar ve uçak üretici firmaların prosedürleri göz önünde bulundurularak uçak yapıları üzerinde ve laboratuvar şartlarında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalarda çelik ve alüminyum alaşımı malzemeler kullanılmıştır. Uçak üzerinde gerçekleştirilen uygulamalar laboratuvarında detaylı bir biçimde irdelenmiş ve işlem adımları anlatılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Tahribatsız muayene, havacılık, uçak malzemeleri

ABSTRACT

Aircraft structures and material technology in the civil aviation have been investigated and various nondestructive testing techniques were carried out these structures. After these studies nondestructive testing methods were discussed in terms of material science and design, if there are different options, techniques can be applied have been suggested.

Before nondestructive testing experimental studies, metallic materials used in aircraft structures were introduced. Especially preferred usage of aluminum alloys due to their lightness and high corrosion resistance has been emphasized. Besides, nondestructive testing methods including eddy current testing, ultrasonic inspection, radiography, liquid penetrant and magnetic particle inspection were described in detail and these methods used in experimental studies have been discussed from the point of material science. Experimental studies of these methods have been applied to aircraft wings, main structure and bolts.

Experimental studies were carried out on aircraft structure and in laboratory in accordance with international standards and aircraft manufacturer procedures. In these studies steel and aluminum alloys has been used. Applications performed on aircraft have been examined under laboratory condition in detail and process steps have been described.

Keywords: Nondestructive testing, aviation, aircraft material.

1. GİRİŞ

Günümüzde havacılık endüstrisinin kazandığı önem herkesin hemfikir olduğu bir husustur. Havacılık her dönemde insanoğlunun sahip olduğu en ileri teknolojiyi yansıtmış ve sürekli gelişmesi bakımından en dinamik alanlardan biri olmuştur. Bu endüstride bulunan her öge büyük önem taşımakta olup birbiriyle sıkı bir bağ içerisinde.

Uçak bakım faaliyetleri havacılıkta “olmazsa olmaz” bir yere sahiptir ve gerek yerel gerekse uluslararası standartlara uygun bir şekilde gerçekleştirilir. Bu faaliyetler sivil havacılık otoriteleri tarafından belirli zaman aralıklarında kontrol edilmekte ve sürekli denetim mekanizması altında gerçekleştirilmektedir. Uçak bakım çalışmaları hangarda gerçekleştirilebildiği gibi apronda da uygulanabilmektedir. Tahribatsız muayene hem hat hem de ana bakımda uygulanabilmekte olup uçuş güvenliği açısından büyük önem arz eder. Sadece bakım çalışmalarında değil, uçak parçalarının üretiminde de servis öncesi tahribatsız muayene uygulanmaktadır.

Uçak bakımında haftalık ve aylık bakımların yanında büyük bakımlar da yer almaktadır. Bu tip büyük bakımlar bakım paketleri halinde hazırlanır ve iş kartları olarak ilgili bölümlere aktarılır. Bu bölümler de kendi ihtisas alanlarına giren bu işleri ilgili standartlara bağlı kalarak gerçekleştirirler. Bir uçak bakım tesisinde bulunan tahribatsız muayene laboratuvarı da bu birimlerden biridir. Tahribatsız muayene direk olarak uçak üzerindeki hasarın tespiti ile ilişkili olduğundan büyük önem arz eder, çalışmalar önem ve ciddiyetle zamanında gerçekleştirilir. Burada zaman bir diğer önemli konudur. Özellikle operatör firma ve bakım organizasyonunun ekonomik ilişkisi düşünüldüğünde önemi daha kolay anlaşılır. Bakımı için öngörülen zamanda tamamlanamayan uçak sefere çıkamayacağından büyük maddi zarar yaratır.

Havacılıkta tahribatsız muayene uygulamalarından beş ana metot uygulanmaktadır. Bu metotlar; girdap akımları tekniği, ultrasonik muayene, radyografi, sıvı penetrant ve manyetik parçacık kontrolleridir. Sıvı penetrant ve manyetik parçacık kontrolleri daha ziyade her türlü bağlantı elemanına uygulanmakta olup bunun yanı sıra iniş takım dikmeleri, motor parçaları gibi özel uygulama alanlarına da sahiptir. Ayrıca girdap akımları kontrolü ile saptanan bir çatlakın doğrulanması da yine sıvı penetrant metodu ile gerçekleştirilebilir.

Radyografi kontrolünde kullanılan X-Ray (X-Işını) metodu ise hacimsel veya göz ile direk teması mümkün olmayan bölgelerdeki çatlakların bulunmasında kullanılır. Bunun dışında özellikle kontrol kumanda yüzeylerindeki balpeteği yapılarıdaki hasarın tespiti için de sık sık bu yöneme başvurulur. X-Ray kontrolünün insan ve çevre sağlığı açısından zararı büyük olduğundan zamanla bu yöntemin uygulamalardaki yeri daralmaktadır. Ultrasonik kontrol metodu da yine malzemenin iç kısmında meydana gelebilecek çatlakların tespitine yoğunlaşmış bir yöntem olarak tahribatsız muayene uygulamalarında önemli bir yere sahiptir. Korozyon tespiti ve motor üzerinde bulunan kaynak dikişlerinin kontrolünde de ultrasonik metoda başvurulmaktadır. Girdap akımları kontrolü ise havacılıkta tahribatsız muayene teknikleri arasında en çok başvuru alan yöntemdir. Zira tahribatsız muayene uçak yapılarında meydana gelebilecek yorulma çatlaklarına yoğunlaşmıştır ve bu çatlaklar doğaları gereği yüzeyden başlarlar. Girdap akımları tekniği bu kusurların tespitinde en güvenilir metot olarak ön plana çıkmaktadır. Uçak gövde sacı ve yapısal elemanlarının tamamına yakınının alüminyum alaşımı olması da malzeme bilimi açısından girdap akımları metoduna uygulama sahası yaratmaktadır. Zira bu malzemelerin elektriksel iletkenlik ve manyetik geçirgenlik özellikleri girdap akımları için ideal kontrol ortamı sağlar.

Bu çalışma uçak yapısı, malzeme bilimi ve tahribatsız muayene teknikleri üçgeninde ortaya çıkmıştır. Konu ile ilgili gerçekleştirilen diğer çalışmalara göre uygulama kısmına daha büyük önem verilmiştir. Çalışmanın ikinci ve üçüncü bölümlerinde uçak yapıları ve tasarımı baz alınan kriterler üzerinde durulmuştur. Dördüncü bölümde ise uçak yapısında kullanılan metalik malzemelere değinilmiş ve bu malzemelerin özellikleri üzerinde durulmuştur. Beşinci bölümde tahribatsız muayene teknikleri anlatılmış ve havacılıktaki uygulamaları ile ilgili detaylı bilgiler verilmiştir. Son kısımda ise deneysel çalışmalar bulunmaktadır. Bu bölümde uçakta gerçekleştirilen tahribatsız muayene kontrollerinden örnekler verilmiş, malzeme bilimi ve tahribatsız muayene teknikleri açısından değerlendirmeler yapılmıştır. Sonuçlar kısmında ise tüm bu bilgiler ve deneysel çalışmalar ışığında varılan noktalara değinilmiş, tahribatsız muayenenin uçak bakım faaliyetlerindeki önemi vurgulanmıştır.

2. GENEL HATLARIYLA UÇAK PARÇALARI

Uçak yapıları genel olarak aşağıda belirtilen beş önemli parçadan oluşur. Bunlar;

- Gövde
- Kanatlar
- Kuyruk
- Uçuş Kumanda Yüzeyleri
- İniş Takımları



Şekil 2.1 Genel olarak uçağın bölümleri

Bir uçak yapısı bu beş elemanın birleştirilmesi, bunlar arasında bağlantıların oluşturulması, hidrolik, pnömatik, elektrik, elektronik vb. gibi sistemlerin ilavesi ile uçabilecek bir duruma getirilir. Uçak yapısını oluşturan bu elemanlar gövdeden başlamak üzere aşağıdaki gibidir. (Akgün, 1994)

2.1 Gövde

Kanat ve kuyruğun takıldığı, uçağın tasarımına göre yolcu, kargo, mürettebat, kumandalar ve diğer elemanlar için boşluk sağlayan bölümdür. Gövde; kanat, kuyruk ve iniş takımlarının takılmasına uygun bağlantı noktalarına sahip olmalıdır. Ayrıca bu elemanların kumanda, söküm, tamir ve değiştirme işlemleri için uygun yapıda olmalıdır. Gövdenin bu bağlantı noktaları iniş ve uçuş yüklerine karşı dayanıklı olmalıdır.

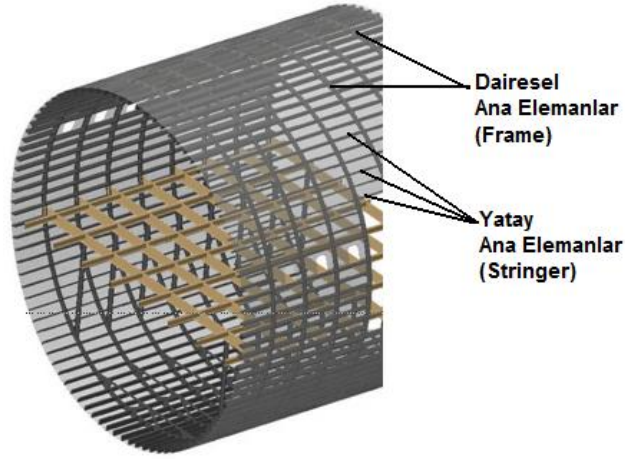
Son olarak havaya minimum direnç gösterecek ve pilot için iyi görüş sağlayacak şekil ve yapıda olmalıdır. Birçok büyük uçakta kanat yapısı gövde içinden uzayan şekildedir. Böylece kanat tarafından yaratılan yük ve kuvvetleri taşımak için gövdeye olan ihtiyaç ortadan kaldırılır. Gövde yapısı, yolcu ve mürettebatı yapılan uçuş boyunca koruyacak mukavemette olmalıdır. Yolcu uçaklarının gövdeleri genellikle burun, silindirik şekilli kabin ve arkaya doğru küçülerek yükselen kuyruk konisinden oluşur. Birçok uçak dizaynında emniyet etkin "fail-safe" olarak isimlendirilen yapılar bulunmaktadır. Emniyet etkinliği kapsamında, önemli yapısal tertibatlar iki parça halinde yapılır ve birbirlerine perçinler ile veya yapıştırılarak birleştirilir. Bu parçaların her biri yapıya gelen tüm yükü karşılayacak şekilde yapılır. Bu tip tasarım düşüncesi sayesinde herhangi bir bağlantı tertibatındaki hata yüzünden, uçuş sırasında herhangi bir elemanın ayrılması ile sonuçlanacak hasarın ortaya çıkması engellenmektedir. (Korkmaz, 2007) Gövde yapısal elemanlarına aşağıda sırayla değinilmiştir.

2.1.1 Yatay ana elemanlar (Stringer)

Dairesel yapı elemanlarını birbirine ve gövde sacına bağlayan elemanlardır. Gövde iskelet yapısının şeklini oluşturur. Uçak gövde sacının iç tarafına yerleştirilmiştir. Gövde yapısında oluşan eğilme, kesilme, gerilme ve kabin basıncından dolayı oluşan yükleri taşımak için tasarlanmış yapı elemanıdır. Dairesel elemanların içinden geçerek perçinler ile birleştirilirler. Amaçları basınç yükünü gövde sacından yapısal elemanlara transfer etmektir. Aynı zamanda sıkıştırma gerilmelerinin ana yapısal elemanlara taşınmasında yardımcı olur. Gövde boyunca uzanan bu yapılar 7 veya 10 inç arayla bulunurlar. Yatay ana elemanlar Şekil 2.2’de gösterilmiştir.

2.1.2 Dairesel Ana Elemanlar (Frame)

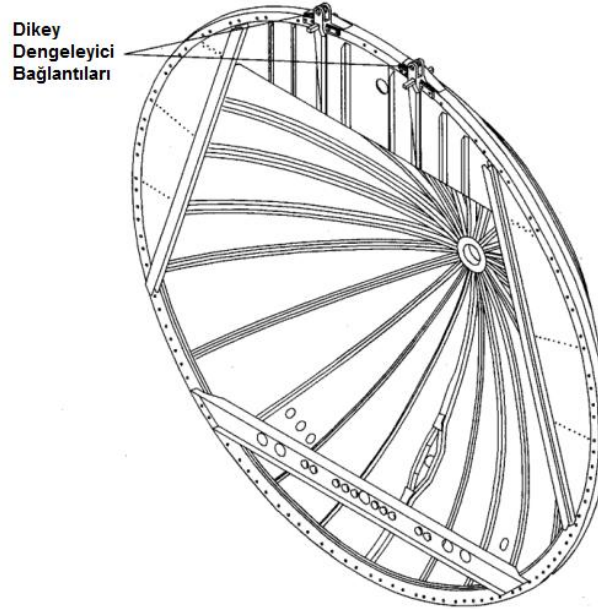
Gövdenin şeklini oluşturan ana yapı elemanlarındadır. Yapısal dengesizliği önlerler. Gövde yapısı üzerinde oluşan kesme ve basma gerilme yüklerini taşırlar. Gövde yapısında 20 inç aralıklarla dizilmişlerdir. Şekil 2.2’de bu yapılar görülmektedir. (Megep, 1996)



Şekil 2.2 Uçak yapısında dairesel ve yatay ana elemanların gösterilişi

2.1.3 Basınç Duvarları (Bulkhead)

Gövde üzerinde belirli yerlere yerleştirilmişlerdir. Gövdede oluşan yükleri taşır ve dağıtırlar. Gövde üzerinde kanat bağlantılarının olduğu bölgede, iniş takımları, burun ve kuyruk bölümünde bulunurlar. Bu bölgeler gövde üzerinde yüksek yoğunluklu kuvvetlerin bulunduğu kısımlardır. Yapı üzerinde büyük gerilmeleri karşılarlar.



Şekil 2.3 Arka basınç duvarı (Megep, 1996)

Gövdenin ön ve arka kısmında basınç kubbesi denilen basınca karşı kurulmuş farklı yapıda duvarlar bulunur. Ön ve arka basınç kubbeleri duvar şeklinde örülmüş yapılardır. Gövde yapısını bir cam tüpe benzetecek olursak basınç kubbeleri bu tüpü kapatan ve uçak yapısında basınçlı bölge ile basınçsız bölgeleri ayıran bir yapıdır. Ön ve arka basınç duvarları arasında

kalan gövde yapısı basınçlandırılmış kabindir. Şekil 2.3' de arka basınç duvarı gösterilmiştir.(Megep, 1996)

2.1.4 Gövde Yüzeyi (Skin)

Gövde yüzeyi gövdenin dış şeklini meydana getirir. Ticari uçaklarda genellikle alüminyum alaşımından oluşan bu yapılar yeni nesil uçaklarda polimer matrisli kompozit malzemelerden de üretilabilmektedir.

2.1.5 Döşeme Yapıları

Döşeme yapıları kabin zeminini oluşturan yapılardır. Genellikle kabin ile kargo bölümlerini birbirinden ayıran yapıyı oluşturur. Yatay olarak uzanan ve gövde sacına birleşik yapılardır. Dairesel yapı elemanlarına bağlanarak basınç yüklerini taşırlar. Kabinin basınçlandırılmasını sağlarlar.

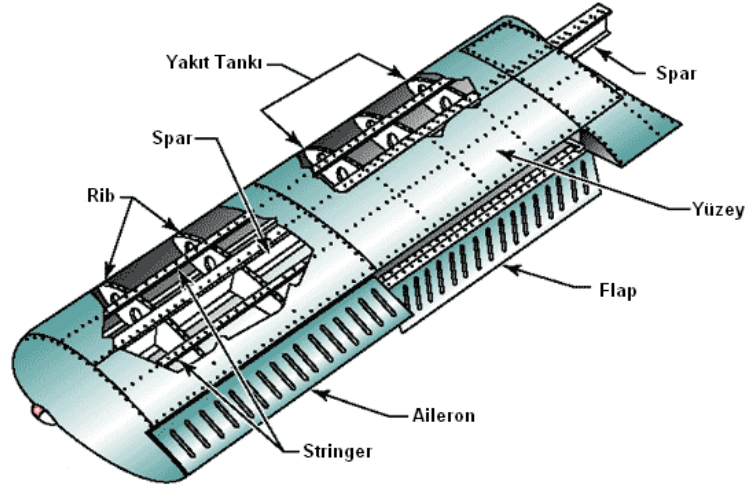
2.1.6 Omurga Kirişi (Keel Beam)

Omurga kirişi yapısı gövdenin merkez kısmında bulunur. Maksimum eğilmenin meydana geldiği iniş takım yuvasını destekler. İniş takımlarının yuvasına toplanabilmesi için mümkün olan yapıyı da oluşturur. Gövde yapısı içindeki en büyük kiriş yapısıdır.

2.2 Kanat

Uçaklarda uçağı havaya kaldıran ve havada tutan en önemli yapı kanattır. Kanat hem kendini hem de uçağın tamamının ağırlığını havada taşıdığı gibi uçağın farklı hareketleri gerçekleştirmesini de sağlar. Örneğin bir yatış kumandasıyla kanatçıklar kanadı havada burkmak, kıvrırmak ister. Kanada motor bağlı ise bağlantı yerlerinde çok büyük kuvvetler uygular, sarsıntılar, titreşimler olur ve motorların dönmesinden dolayı burkulma kuvvetleri oluşur. Havadaki girdapları kanadın ucunu aşağı yukarı (büyük uçaklarda birkaç metreye kadar) sallar. Kanat gövde bağlantıları devamlı değişen yükler nedeniyle metal yorgunluğu ile karşı karşıya kalırlar. Kanatların başka yaygın bir görevi de içlerinin yakıt deposu olarak kullanılmasıdır. Bu tip kanatlara "ıslak kanat" anlamında da denir. (Korkmaz, 2007)

Kanatlar her iki taraftan da gövdeye bağlı olup uçuşu sağlayan ana kaldırma kuvvetini üretirler. Farklı üreticilerin tasarladığı birçok farklı dizayn, büyüklük ve şekilde kanat yapısına rastlanabilir. Kanatlar tasarıma göre gövdeye üstten, alttan veya ortadan bağlanabilir. Bunun dışında kanat sayısı da değişkendir.

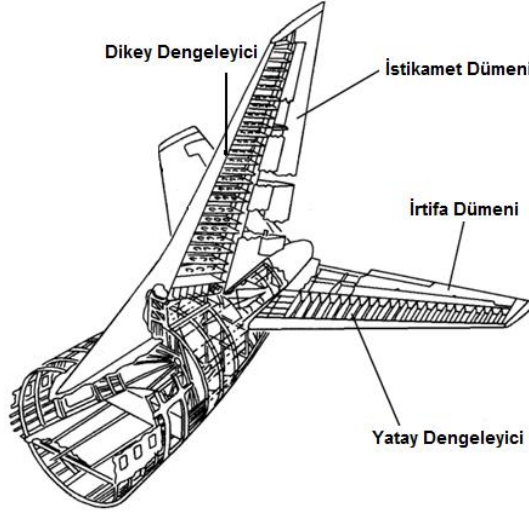


Şekil 2.4 Kanat bileşenleri

Kanat kaburgaları (rib) kanatın kalınlığını ve şeklini belirler. Modern uçaklarda gövde altında bulunan merkez tank dışında kanatlarda da yakıt tankları bulunmaktadır. Kanatların firar kısmında “aileron” ve “flap” olmak üzere iki farklı kontrol yüzeyi bulunur. Aileronlar kanadın firar ucuna yakın bir bölgede bulunur. Ayrıca kanadın ön ve arka kısmında kanat boyunca devam eden ve “spar” adı verilen güçlü yapılar bulunmaktadır. Kanatın kısımlar Şekil 2.4’ de gösterilmiştir.

2.3 Kuyruk Takımı

Uçağın arka kısmına kuyruk denir. Kuyruk takımı uçağın boylamasına ve sapma dengelerini sağlar. Uçağın ağırlık merkezi ve aerodinamik merkezinin farklı olması sebebiyle oluşan moment farklarını dengeler. Kuyruk kısmında bulunan kumanda yüzeyleri ile bu moment dengeleri değiştirilerek uçağın yukarı-aşağı ve sağa-sola hareketleri sağlanır. Yatay ve dikey dümenler, kuyruk kumanda yüzeyleri kuyruk kısmında yer alır. Bazı uçaklarda kuyruk kısmı yukarı kaldırılmış, kumanda yüzeyleri de yukarı çıkarılmıştır. Bu sayede kuyruk kısmına kargo kapısı yerleştirilmesi mümkün olur. Bu kapı yük indirme-bindirme vb. işlemler için kullanılabilmekte, paraşütçülerin atlayış yapabilmelerine, askeri malzemelerin havadan bırakılmalarına olanak sağlamaktadır. Bir uçağın kuyruk kısmı; kumanda yüzeyleri, istikamet dümeni, irtifa dümeni ve dengeleyicilerden oluşur. Kuyruk bölümü Şekil 2.5’ te gösterilmektedir.



Şekil 2.5 Kuyruk kısmı (Megep, 1996)

2.3.1 Yatay Dengeleyici (Yatay Stabilize)

Uçağın kuyruk kısmını dengeleyiciler ve kuyruk konisi oluşturur. Sağ ve sol yatay dengeleyiciler de merkez kısmından ayarlanabilir bir kafes yapısına sabitlenmiştir. Yatay dengeleyiciler firar kenarlarında kumanda yüzeyi bağlantıları vardır. Ön spar hücum kenarını taşıırken; arka spar da firar kenarını ve irtifa dümeni menteşelerini üzerinde bulundurur. Yatay dengeleyici dış tarafında bulunan kaplama sacı, rib'ler, spar'lar ve merkez kafes kirişlerinden oluşur.

2.3.2 Dikey Dengeleyici (Dikey Stabilize)

Uçağın kuyruk kısmında bulunan dikey dengeleyici ön ve arka spar'ı birbirine bağlayan kaplama sacından ve rib'lerden oluşmuş gövdeye bağlı bir yapıdır. Dikey dengeleyicinin firar kenarında kumanda yüzeyi bağlantıları bulunmaktadır.

Dikey dengeleyici gövdeden sökülebilir özelliktedir. Dengeleyicinin önünde bulunan hücum kenarı da temel yapıdan ayrılabilir. Yapının alt ön kısmında bulunan sırt kanatçığı (dorsal fin) ayrı bir ünite olarak yapıdan ayrılabilir. (Megep, 1996)

2.4 Kumanda Yüzeyleri

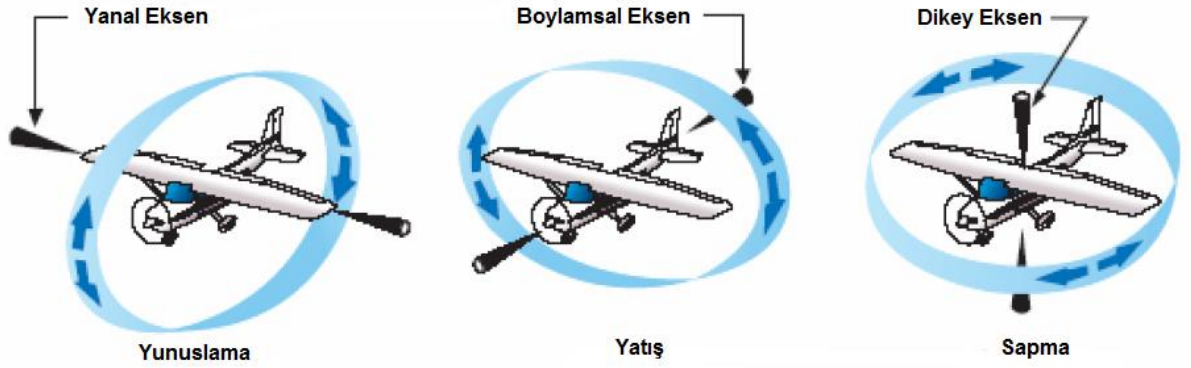
Uçak 3 eksen üzerinde hareket eder. Bu eksenler yanal, uzunlamasına ve dikey eksenlerdir. Yanal eksen üzerinde yunuslama, uzunluk ekseni üzerinde yatış ve dikey eksen üzerinde sapma hareketi gerçekleştirilir.

Uçağın hareketlerini yapabilmesi için kumandalara ihtiyaç vardır. Bu kumandalar:

- Ana kumandalar,
- Yardımcı kumandalar olmak üzere ikiye ayrılırlar.

Uçağın birincil uçuş kumanda yüzeyleri; kanatçık, istikamet dümeni ve irtifa dümenidir. İkincil uçuş kumanda yüzeyleri ise; spoilerlar, flaplar ve slatlardır. Kumanda yüzeyleri kokpitten kumanda alırlar. Kumanda yüzeylerinin yapısı dengeleyiciler ile aynıdır fakat yapı daha hafiftir ve ön kenarlarında rijitlik sağlamak amacıyla spar vardır. Bu yapılara profiller ve kaplama bağlanır.

Kumanda yüzeyleri ve aksamalarının uluslararası standartlara uygun olarak zamanında ve uygun şekilde bakım onarımının yapılması gerekir. Bunun için uçak üreticisi firmalar, mekanizmaların parça değişimi, bakım ve muayenelerinin yapılabilmesi çeşitli dokümanlar yayınlarlar. (Megep, 1996)



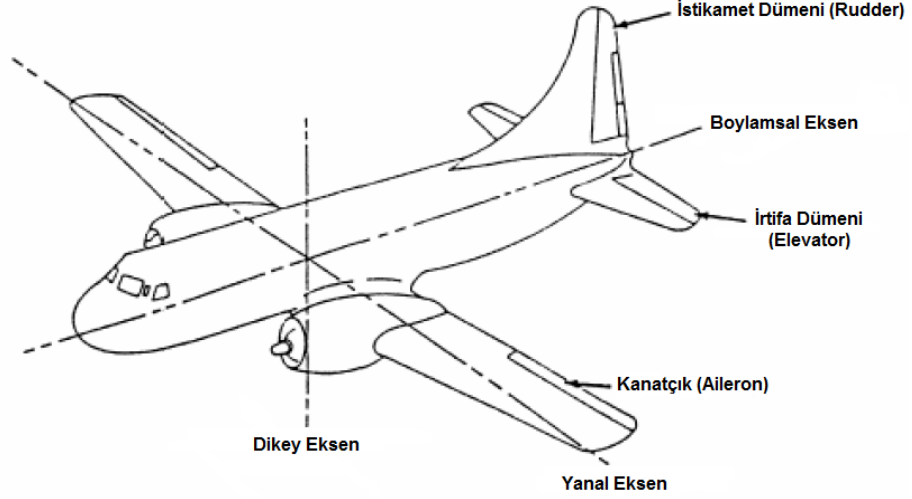
Şekil 2.6 Uçağın temel hareketleri

2.4.1 Ana Uçuş Kumandaları

Ana uçuş kumandaları uçağa 3 temel hareketi verebilmemizi sağlayan kumandalardır.

Üç temel hareket yatış, sapma ve yunuslamadır. Bu kumandaları şöyle sıralayabiliriz:

- Kanatçık (Aileron)
- İrtifa dümeni (Elevator)
- İstikamet dümeni (Rudder)



Şekil 2.7 Uçağın hareket ettiği eksenler

2.4.1.1 Kanatçık (Aileron)

Kanatçıkların görevi uçağa yatış yaptırmaktır. Yatış kanatların yere paralel olmaması durumudur. Bu durumda uçak hangi kanadı aşağıda ise o tarafa doğru dönmeye başlar. Sağ ve sol kanat ucunda birer tane kanatçık vardır. Ancak büyük jet yolcu ve kargo uçaklarında her kanatta ikişer adettir. Bu uçaklar belli bir hızdan sonra kanat uçlarındaki kanatçıklar yerine gövdeye yakın olan kanatçıkları kullanırlar. Kanatçıklar birbirlerine göre ters çalışırlar. Yani sağ kanatçık yukarı kalkarsa, sol kanatçık aşağı iner.

2.4.1.2 İrtifa Dümeni (Elevator)

İrtifa dümeninin görevi uçağa yunuslama hareketi yaptırmaktır. Yunuslama, uçağın burnunu kuyruğa göre yukarıya ya da aşağıya hareket ettirmek anlamına gelir. Böylece uçak irtifa kazanır veya kaybeder.

2.4.1.3 İstikamet Dümeni (Rudder)

Uçağın dikey eksen üzerinde sağa ya da sola doğru döndürülmesini yani burnun sağa ya da sola döndürülmesine sapma denir. Bunun için kuyruktaki hareketli dik kısım olan istikamet dümeni kullanılır. Kokpitte pedallara basılarak hareket ettirilir.

2.4.2 Yardımcı Uçuş Kumandaları

Ana uçuş kumandaları dışında uçakta bulunan yardımcı uçuş kumandaları aşağıda sıralanmıştır.

2.4.2.1 Slat

Kanat hücum kenarının ileriye doğru uzamasını sağlayan parçalara slat denir. Böylece kanat kamburluğu artarak kaldırma kuvvetinin artmasını sağlar.

2.4.2.2 Flap

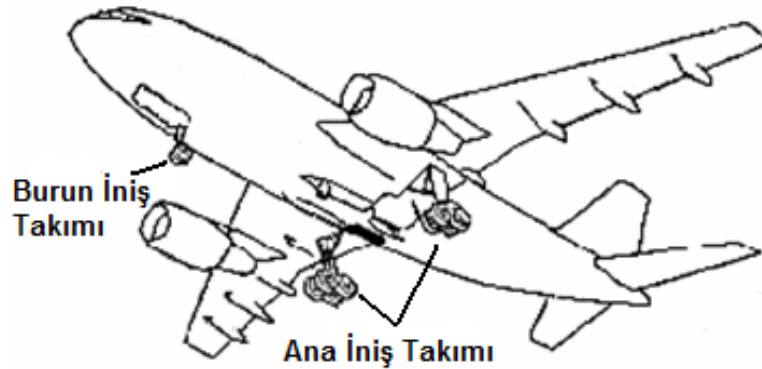
Flaplar kanat alanını ve üst kısmın kavisini artıran böylece kaldırma kuvvetinin de artmasını sağlayan kısımlardır. Ayrıca süzülüşlerde geri sürüklenme kuvvetinin artmasını sağlayarak uçağı yavaşlatır. Yavaş uçuşlarda, kalkış ve inişlerde flap kullanılır.

2.4.2.3 Spoiler

Uçuş sırasında kanatçıklara bağlı olarak otomatik şekilde çalışırlar. Dönülmek istenen tarafa göre o taraftaki spoiler yatış açısıyla uyumlu şekilde açılır. Diğer kanattaki spoiler açılmaz.

2.5 İniş Takımları

Uçakların iniş, kalkış ve taksi hareketlerini gerçekleştirebilmeleri için üzerinde durabildikleri yapısal elemanlara iniş takımları adı verilir. Aşağıdaki şekilde uçak iniş takımları gösterilmiştir. (Megep, 1996)



Şekil 2.8 İniş takımlarının bulunduğu kısımlar

İniş takımlarının gerek iniş ve kalkış sırasında gerekse uçağın yerdeki hareketlerinde (taksi yaparken) yatay ve düşey yönlerdeki hareketlerinden doğan yükleri en iyi şekilde karşılaması gerekmektedir.

İniş takımının görevlerini üç başlık altında toplayabiliriz.

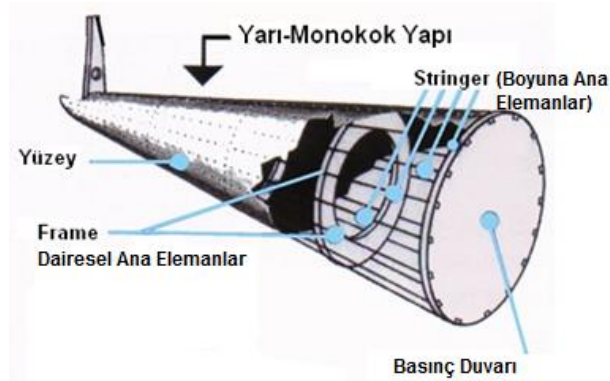
- Yerde hareket
- Kalkış
- İniş

3. UÇAK TASARIMINDA DİKKAT EDİLMESİ GEREKEN PARAMETRELER

Uçakların gelişimlerinin ilk dönemlerinde esas dikkat edilen konunun dayanım olmasına karşın günümüzde buna ek olarak hata emniyeti, yorulma, korozyon, bakım, üretilebilirlik ve muayene edilebilirlik gibi kavramlar dizaynı şekillendiren parametreler konumundadır. (Stanford, 2006)

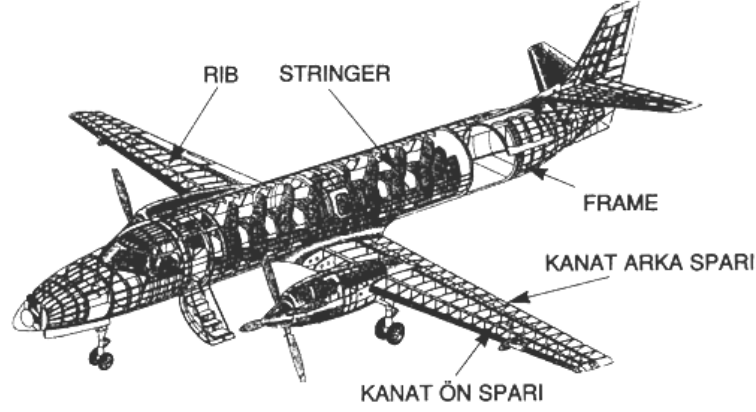
3.1 Yapısal Anlayış

Modern uçaklar yarı monokok konsept ile dizayn edilirler. Bu inşa yönteminde, basınç kubbesi, “frame” gibi kaburga elemanlarıyla, bunlara ek olan “stringer”, omurga kirişi gibi yapısal elemanlar da kullanılır. Stringer’ler kaplama sacına boylamasına destek olarak gövdenin burulmasını önler. Yarı monokok gövdeler, birçok parçanın imal edilmesi ve sonradan bunların birleştirilmesi ile elde edilir. Uçak gövdelerinde kullanılan yarı monokok yapı Şekil 3.1’ de gösterilmiştir. (Megep, 1996)



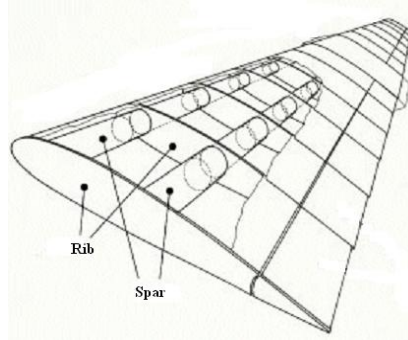
Şekil 3.1 Uçak gövdelerinde kullanılan yarı monokok yapının gösterilişi

Modern yolcu uçaklarının tamamında yarı monokok iskelet inşa yöntemi uygulanmaktadır. Bu yöntemde uçak imalatı ve bakım işlemleri kolaydır. Üstelik bu inşa tarzı ile uçak üzerindeki yükler çeşitli elemanlara dağıtıldığı için uçak servis ömrü de uzatılmış olur. Söz konusu gelişmiş yolcu uçakları, temelde boylamasına uzanan ‘stringer’ ler ve dairesel olarak uçağı çevreleyen “frame” ler ile desteklenen bir kaplama sacından oluşur. Bu elemanların yanı sıra diğer başka ana yapı elemanları da uçakta mevcuttur.



Şekil 3.2 Yarı monokok tip yapı (Megep, 1996)

Gövdede yük taşıyan dış sac “frame” ve “stringer” adı verilen yapılar desteklenir. Rib ve spar ise kanata şeklini veren yapılardır. Aşağıdaki şekilde kanatta bulunan bu elemanlar gösterilmiştir. (Stanford, 2006)



Şekil 3.3 Basit olarak kanat yapısı – “spar” ve “rib”

3.2 Yük Faktörü ve Uçak Dizaynı

Uçak yapıları normal uçuş sırasında maruz kalacakları küçük veya orta ölçekli tekrarlı yüklere ve zorlu koşullar altında etkiyecek büyük kuvvetlere dayanıklı olmalıdır. Uçuş için uçağın dış kısmının aerodinamik yapısı çok önemlidir. Bu yapıyı oluşturan elemanların yüksek dayanım/ağırlık oranına sahip olmaları ve uçuşun devamı için etkiyen yüklere dayanmaları gereklidir. (Kroes, 1993)

Uçakların yapısal dizaynları yapılış amaçlarına göre şekillenir. Uçak yapısı kendi ağırlığından çok daha fazlasına dayanmalıdır. Uçağın hangi gaye ile imal edileceğinin belirlenmesinin ardından sıra havacılık otoritelerince emniyetli bir uçuş için belirlenmiş standartlar doğrultusunda uçak dizaynını oluşturmaya gelir. Genel olarak uçaklar maruz kalacakları en büyük kuvvetin 1,5 katına dayanabilecek biçimde tasarlanır. Havacılık otoritelerince onaylanması için yapısal dayanımın belirlenen yönetmelik koşullarına uygun olması zorunludur.

Uçuş sırasında kanatlara binen yük “yük faktörü” terimi ile ifade edilir. Yük faktörü uçak kanatlarının taşıdığı toplam yükün, uçağın ve içeriğinin toplam yüküne bölünmesi neticesinde bulunan bir orandır. Bir diğer ifadeyle yük faktörü uçağın kanatlarına o an için binen yükün, uçağın toplam ağırlığına oranıdır. Örneğin bir uçak 2000 lb (907 kg) ağırlığa sahip ise ve uçuş sırasında maruz kaldığı aerodinamik kuvvetler nedeniyle kanatlara etkiyen toplam yük 4000 lb (1814 kg) ise yük faktörü 2’dir. Bu örnekte kanatlar uçağın toplam ağırlığının 2 katı taşıma kuvveti üretmektedir.

Tüm uçaklar imal amaçlarına bağlı olarak gerekli özellikleri karşılayacak şekilde dizayn edilirler. Uçakların sınıflandırılmasında ise yük faktörü önemli bir yer tutar. Bu tip hava araçları yük faktörü dikkate alındığında normal, hafif veya akrobatik uçuşlar için olmak üzere 3’e ayrılırlar. Akrobatik olmayan, taşımacılıkta kullanılan normal kategorisindeki uçaklar için belirlenmiş limit yük faktörü 3,8’dir. Limit yük faktörü kısıtlı olarak akrobatik uçuşlar yapan hafif uçaklar için 4,4, akrobatik uçuşlar amacıyla dizayn edilen uçaklarda ise 6,0 olarak belirlenmiştir. Akrobatik uçuşlar yapan uçaklar için diğer kategorilerde yer alan birçok kısıtlama geçerli değildir. Ayrıca bir uçak birden fazla kategoriye ait olabilir.

Limit faktöründen yüksek bir yüke dayanım gerektiren örneklerde herhangi bir kazanın gerçekleşmesinin önlenmesi amacıyla “limit emniyet faktörü” kullanılır. Tecrübeler neticesinde bu değer için 1,5 yeterli görülmüştür. Bu durumda uçak limit yük faktörünün 1,5 katına karşı dayanım göstermelidir. Uçağın ana yapıları bu yüklere karşı hasarsız bir şekilde tepki göstermelidir. Bunun yanı sıra bu yapılarda herhangi bir kalıcı deformasyon oluşmamalıdır. Diğer bir ifadeyle limit yüklere dayanmalı ve yük kalktığında eski haline geri dönmelidir. Eğer uçak limit üstü yüklere maruz kalırsa aşırı gerilme neticesinde kalıcı şekil değiştirme ve hasar yaşanabilir. Böylesi durumlarda hasarlı kısmın değiştirilmesi veya onarılması gerekir. (Kroes, 1993)

3.3 Uçağa Etkiyen Yükler

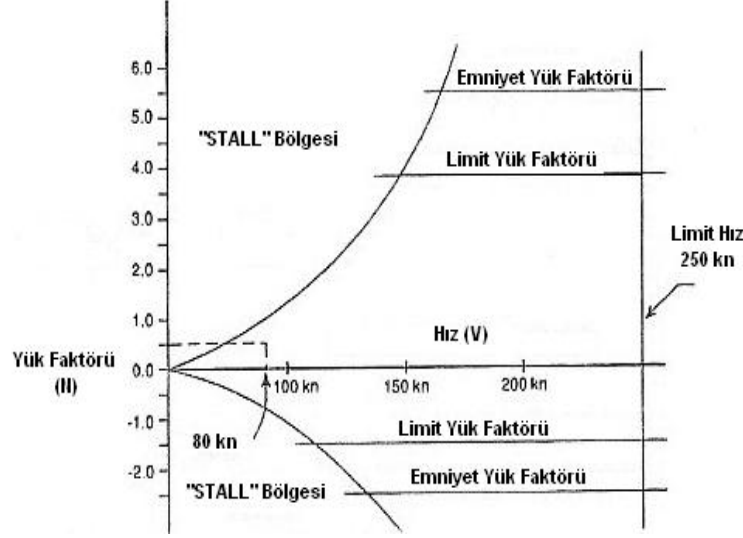
Uçağa etkiyen yükler “uçuş sırasında” ve “yerde” olmak üzere ikiye ayrılır. Uçak yapısı tasarlanırken bu yükler dikkate alınır. Uçuş sırasında etkiyen yükler ise kendi arasında manevra yükleri ve rüzgardan kaynaklanan yükler olarak ikiye ayrılır. Manevra kelimesinden akrobatik uçuşlar anlaşılmamalıdır. Buradaki anlam 1 g kuvvetin üzerinde yükün etkidiği tüm hareketlerdir. Denge halindeki uçuşlarda uçağın tüm bölümlerine etkiyen yerçekimi kuvveti 1 g’ dir. Bu durumda 80 kg ağırlığındaki bir yolcunun yükü uçak yapısına aynı şekilde 80 kg olarak etkir.

Uçak yatık pozisyonda dönüşte iken 2 g’ lik manevra sırasında 77 kg’ lık bir yolcu uçak yapısına 77 kg yerine 154 kg yük binmesine neden olur. Aynı şekilde bu dönüş sırasında kanatlara binen yük de iki katına çıkar. (Kroes, 1993)

Her uçuş bir kalkış ve bir iniş hareketini kapsar. İzin verilen en yüksek kalkış ağırlığı iniş ağırlığından yüksek olmasına karşın uçak yapısı özellikle iniş sırasında maruz kalınan yükler ön planda tutularak dizayn edilir. Kanada binen yükler, iniş takımlarının ve tekerleklerinin şok absorbsiyon karakteristikleri yer ile temas sırasında reaksiyonu belirler. Toplam reaksiyon kuvvetinin uçağın o andaki ağırlığına bölünmesiyle “iniş yük faktörü” bulunur.

Her uçağın dizaynı neticesinde müsaade edilen bir maksimum uçuş ağırlığı vardır. Uçağın bu ağırlığın altında olması gerekir. Şayet aşırı ağırlık ile uçuyorsa, uçak yapısına ilave yükler etkir. Eğer ciddi bir türbülans veya aşırı yük doğuracak herhangi bir durum yaşanırsa bir sonraki uçuştan evvel muhakkak detaylı inceleme gerekir. Hasar genellikle dış sacda burkulma, oyuk, perçinlerde bozulma veya yapısal elemanların deformasyonu şeklinde ortaya çıkar.

Mühendislikte kullanılan en önemli kılavuzlardan biri yük faktörü ve hız değerlerini içeren V-N diyagramlarıdır. Bu diyagram genel kullanım içindir, her uçak için o uçağa ait hız ve yük limit değerlerini taşıyan farklı versiyonları kullanılır. Grafikte dikey eksen yük faktörü olup (N), yatay eksen ise hızdır (V). Tipik bir örnek aşağıdaki gibidir.



Şekil 3.4 V-N Diyagramı (Kroes, 1993)

Yukarıdaki diyagramın ait olduğu uçağın pozitif yük faktörünün 5,7 değerinin üstüne çıkması yapısal hasarı mümkün hale getirir. Bu bölümde yapılan uçuşlarda ana yapısal elemanlarda kalıcı deformasyon oluşumu beklenebilir. (Kroes, 1993)

3.4 Malzeme Seçimi

Malzeme seçimi sadece dayanım/ağırlık oranına göre yapılmaz. Ayrıca;

- Darbe tokluğu,
- Çatlak büyüme hızı,
- Çentik hassasiyeti (süreksizlik bulunan bir yapıda gerilme konsantrasyonunun bu bölgede artması),
- Gerilmeli korozyon çatlağı dayanımı,
- Pullanma (Exfoliation) korozyonu dayanımı gibi faktörler sayılabilir.

DC 10 uçaklarında kanat alt yüzeyi gibi gerilmenin yüksek olacağı bölgelerde mükemmel yorulma dayanımı, darbe tokluğu ve çentik hassasiyeti nedeniyle 2024 T3 alüminyum alaşımı kullanılır. 7075 ise kabul edilebilir bir toklukla beraber en yüksek dayanımı sergileyen alüminyum alaşımıdır. Gövde kirişleri ve kontrol yüzeylerindeki “spar” adı verilen yapılarda bu yüksek dayanımlarından ötürü tercih edilirler. (Stanford, 2006)

Kalıntı gerilmenin bulunabileceği bölümlerde 7075 T73 kullanılır. 7075 T73 mükemmel gerilmeli korozyon ve pullanma (exfoliation) korozyonu dayanımı sergiler. Kalın kesitli dövme yapılarda da ısıtıl işlem sırasında oluşabilecek gerilmeler göz önünde bulundurularak bu

alaşım seçilir. T73 ısıtma işlemi ile özel olarak yaşlandırılan alaşım gerilmeli korozyon çatlak riskini en aza indirir.

Uçaklarda kullanılan malzemelere öncelikle korozyon, yorulma ve servis sırasında maruz kalabilecekleri yüklere karşı dayanım ve direnç değerlerinin saptanması amacıyla testler uygulanır. Günümüzde tercih edilebilecek birçok mühendislik malzemesi bulunmakla beraber servis sırasında bu malzemelere etkiyecek değişkenler de büyük çeşitlilik göstermektedir. Bu durum da uçaklarda kullanılacak malzeme seçimini hayli önemli ve güç bir hale getirmektedir. Söz konusu malzemenin seçiminde dayanım değerleri, elastisite modülü, korozyon direnci, yorulma dayanımı, tokluk gibi kriterlerin yanında şüphesiz ki maliyet de çok önemli bir husustur.

1920 senesinden beri alüminyum alaşımları uçak yapılarında en çok kullanılan malzeme grubudur. Bu alaşımlar arasında da seçim yapmak gereklidir. Uçaklarda tercih edilen 3 temel alüminyum alaşımı 2024, 6061 ve 7075'tir. Isıl işlem görmüş halleriyle 2024 alaşımı 7075 alaşımına göre daha düşük çekme dayanımına sahiptir buna karşın yorulma dayanımı ise daha yüksektir. 6061 alaşımı ise 2024 ve 7075'e göre daha yüksek korozyon direnci sergiler. Bu malzemeler yüksek korozyon dayanımı için sandviç klad yapılar şeklinde kullanılırlar.

Çelik, uçak üzerindeki birçok parçada uygulama sahası bulan bir malzemedir. Sovyet Rusya tarafından geliştirilmiş olan Mig 25 avcı ve yüksek hızlı keşif uçağı tüm yapısal elemanları çelikten imal edilmiş bir yapıya sahipti. Ses hızının 3 katına ulaşabilen bu uçakta yüksek sürat nedeniyle seyir sırasında yüzeydeki sıcaklık 300 °C' ye yükseliyordu ve bu sıcaklıklarda alüminyum alaşımlardan yararlanılamıyordu. Ancak sivil havacılıkta böyle yüksek hız değerleri mevzu bahis değildir. Sivil havacılıkta çelik yüksek yoğunluğu nedeniyle geniş bir kullanım alanına sahip değildir. Ancak gerilmenin çok yüksek olduğu civata, iniş takımı ve bazı bağlantı elemanlarının imalinde tercih edilir.

Titanyum alaşımları da çok yüksek korozyon dayanımı beklenen bölgelerde tercih edilmektedir. Özellikle motor türbin kısımlarında sürünme dayanımı nedeniyle titanyum alaşımları kullanılırken yüksek sıcaklık bölgelerinde ise nikel bazlı süper alaşımlar tercih edilmektedir. (Lopes, 2008) Uçaklarda kullanılan malzemelerin seçimi ve bu malzemelerin özellikleri ile ilgili ayrıntılı incelemeler çalışmanın dördüncü bölümünde bulunmaktadır.

4. UÇAK YAPILARINDA KULLANILAN METAL MALZEMELER

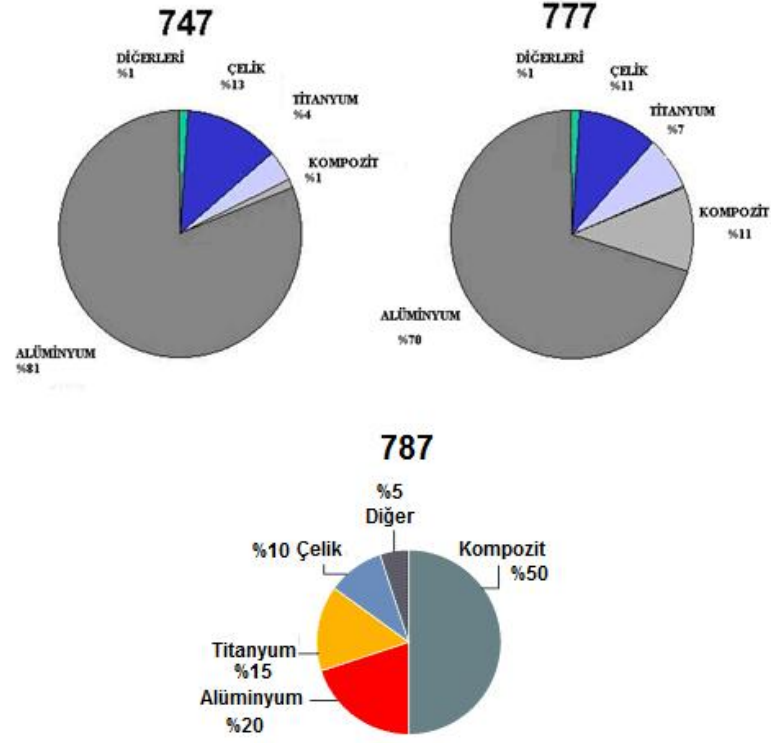
1970 ve 1980'lerde metal endüstrisi kompozit, seramik ve plastik teknolojilerindeki hızlı gelişmeler neticesinde gelişmeye zorlandı. Diğer malzemelerde yaşanan büyük gelişmeler neticesinde önemli sektörlerdeki metal kullanımı azaldı. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Polimer matrisli, karbon-karbon ve seramik matrisli kompozitlerin bu çıkışı sürerken alüminyum, titanyum ve diğer yapısal metalik malzemelerin 1990'larda kullanımının ciddi anlamda düşmesi bekleniyordu. Buna karşın malzeme biliminde yaşanan bu rekabet metal malzemelerdeki gelişmeleri tetiklediğinden metal malzemeler sektörlerde tercih edilmeye devam etti. Bu gelişmelerden bazıları şu şekilde sayılabilir;

- Uçak yapılarında kullanılan Al-Li alaşımlarının var olan yüksek dayanımlı alüminyum alaşımlarına göre % 7-12 daha düşük yoğunluk, % 15-20 daha yüksek sertlikte olmaları.
- Yüksek dayanımlı toz metalürjisi alüminyum alaşımlarının hızlı katılaşma ve mekanik alaşımlama ile üretilmesi.
- Titanyum alaşımlarının üretiminde yaşanan gelişmeler ve geliştirilen yüksek sıcaklık performansları.
- Metal-metal kompozitler ve intermetalik alaşımlardaki (Ni_3Al , Fe_3Al , Ti_3Al vb...) sürekli gelişme ve araştırmalar. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Uçaklar insanları ve yükleri uzak mesafelere yüksek hızlarda taşımaya yarayan modern araçlardır. Bu araçlarda taşınan yük miktarını arttırabilmek ve yakıt tüketimini azaltmak amacıyla hafif malzeme seçimine özen gösterilir. Uçaklara malzeme seçilirken özellikle mekanik dayanımı yüksek, düşük yoğunluklu ve yorulmaya dayanıklı hafif parçalara öncelik verilir. Bu amaç güdülerek yapılan araştırmalar neticesinde günümüzde yaklaşık %70 oranda Al alaşımlı parçalar tercih edilmektedir özellikle kanat üst yüzeyinde oluşan basma ve alt yüzeyine oluşan çekme kuvvetlerinin meydana getirdiği yorulmaya dayanım için alüminyum alaşımı parçalar, yine hafifliğin arandığı yerlerde alüminyumdan daha düşük yoğunluğuyla magnezyum alaşımları tercih edilmektedir. Bunun yanında yüksek mukavemet istenen, hayati önem arz eden yerlerde ve ağırlığın göz ardı edilebildiği bölgelerde çelik malzemeler; sıcağa dayanıklı olması ve yüksek sürünme direnci, korozyon dayanımı istenen gaz türbini parçalarında Ni bazlı süper alaşımlar ve bunun yanı sıra yüksek dayanıma sahip ve hafif bir malzeme olan Ti alaşımları da yüksek korozyon direncinin arandığı yerlerde tercih edilmektedir. Ayrıca kullanılan bu metalik malzemelerin yanında kompozit malzemeler de

tercih edilmektedir. Son yıllarda üretilen uçaklarda artan kompozit malzeme kullanım oranları dikkat çekmektedir. Malzeme bilimi açısından büyük gelişmelerin yaşandığı havacılık sektöründeki bu değişim Şekil 4.1’ de açıkça görülmektedir.. Bu bölümde uçaklarda kullanılan metalik malzemeler üzerinde durulacaktır. (Robinson, 1994)



Şekil 4.1 1969’da uçuşunu gerçekleştiren Boeing 747, 1994’te ilk uçuşunu gerçekleştiren Boeing 777 ve 2009’da ilk uçuşunu gerçekleştiren Boeing 787 uçaklarında kullanılan malzemelerin ağırlıkça yüzdeleri.

4.1 Alüminyum Alaşımları

Alüminyum alaşımları havacılık endüstrisinin her alanında kullanılmaktadır. Korozyon dayanımı, düşük yoğunluğuna karşın yüksek mukavemet göstermesi bu sektörde geniş olarak kullanılmasının esas nedenleridir. Denizel ortamlarda gösterdiği yüksek korozyon dayanımı ise büyük önem taşıyıp kladlama veya anodik kaplama ile sağlanmaktadır. Uçak gövdesinin dış kısmı tuzlu ortama uygun olması için kladlı bir şekilde üretilir. Gövde üzerine uygulanan diğer koruma işlemleri ile mükemmel korozyon direnci sağlanır. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Havacılıkta alüminyum alaşımlarına ait ısıt işlemleri Amerikan Standartlarına göre düzenlenmiştir. Bu sistem malzemeye ısıt, mekanik veya iki tip işlemin de uygulandığını ifade etmektedir. Temel işlemler büyük harflerle gösterilmektedir. Bu harflerin ardından gelen sayılar ise işlemin tipini, nasıl uygulandığını veya işlem kombinasyon ve sırasını belirtmektedir. Aşağıda alüminyum alaşımlarına sıkça uygulanan ısıt işlemleri verilmiştir. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

F – Üretildiği gibi

O – Tavlanmış ve yeniden kristalleştirme tavl uygulanmış. En düşük dayanım ve en yüksek süneklik için tavllanmış.

H – Deformasyon sertleştirmesi uygulanmış.

H 1 –Sadece deformasyon sertleşmesi uygulanmış

H 2 –Deformasyon sertleşmesi uygulanmış ve kısmi tavllanmış

H 3 – Deformasyon sertleşmesi uygulanmış ve aşırı yaşlandırılmış

T – Isıt işlem görmüş

T 1 – Yüksek sıcaklıktaki şekillendirme işleminden sonra soğutulmuş ve doğal yaşlandırılmış.

T 2 – Tavlanmış (Döküm alaşımları için)

T 3 – Çözeltiye alınmış, soğuk işlenmiş ve doğal yaşlandırılmış

T 4 – Çözeltiye alınmış ve doğal yaşlandırılmış

T 5 – Yüksek sıcaklıktaki şekillendirme işleminden sonra soğutulmuş ve yapay yaşlandırılmış

T 6 – Çözeltiye alınmış ve yapay yaşlandırılmış.

T 7 – Çözeltiye alınmış ve aşırı yaşlandırılmış.

T 73 – Çözeltiye alınmış ve gerilmeli korozyona karşı kontrollü yaşlandırılmış.

T 8 – Çözeltiye alınmış, soğuk işlenmiş ve yapay yaşlandırılmış

T 9 –Çözeltiye alınmış, yapay yaşlandırılmış ve soğuk işlenmiş.

T X51 – Çekme ile gerilme giderilmiş

T X52- Basma ile gerilme giderilmiş

Havacılıkta kullanılan alüminyum alaşımları ısıtılma işlemi uygulanabilen tiptedir. Özellikle T3, T4, T6, T7 ve T8 ısıtılma işlemi durumları büyük önem arz eder. Isıtılma işlemi uygulanabilen alüminyum alaşımlarından 2XXX, 6XXX ve 7XXX serisi alaşımlar uygun işlemler neticesinde sergiledikleri mekanik özellikler ve korozyon dayanımları ile uçak gövde ve yapı elemanlarında tercih edilirler.

Alüminyum alaşımları uçak, roket ve uzay aracı endüstrisinde birçok parçada kullanılır. Alüminyum malzemeler sahip oldukları yüksek özgül dayanç (dayanım/yoğunluk) ve yorulma dirençleri sayesinde uçak gövde ve iskeletinde ağırlığı azaltarak yakıt tüketimini düşürmekte, taşınabilir yük miktarını arttırmaktadırlar. Uçaklarda genel olarak 2xxx (Al-Cu), 6xxx (Al-Mg-Si) ve 7xxx (Al-Zn-Mg) serisi alüminyum alaşımları kullanılmaktadır. Ayrıca bu alaşımların yüksek oranlarda kullanılmasının yanında son zamanlarda Al-Li alaşımları da tercih edilmektedir. Alüminyum alaşımlarının korozyon dirençleri saf hallerinden daha düşük olmaktadır ve korozyon dirençlerini arttırmak amacıyla alüminyum alaşımı parçaların yüzeyine yüksek saflıktaki alüminyum ile kladlama işlemi uygulanır. Bu alaşımlarda özellikle gerilmeli korozyon çatlağına sıkça rastlanmaktadır.

Çizelge 4.1 Uçaklarda kullanılan dövme alüminyum alaşımlarının karşılaştırılması
(Kissell, 1995)

Seri numarası	Ana alaşım elementi	Korozyon direnci	Dayanım
2xxx	Cu	Orta	Çok iyi
6xxx	Mg-Si	İyi	İyi
7xxx	Zn	Orta	Çok iyi

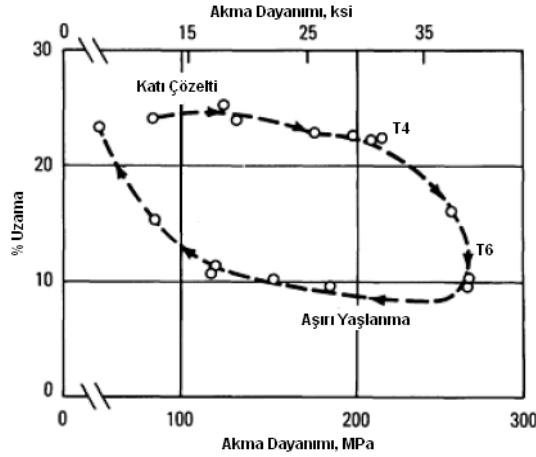
4.1.1 2XXX Serisi

Bakır ana alaşım elementi olup bununla beraber sıklıkla magnezyum da ikinci alaşım elementi olarak yer alır. Bu alaşımlar optimum özelliklerini kazanmak için çökelme sertleşmesi ısıtılma işlemi gerektirirler. Isıtılma işlemi ile mukavemet kazandırılmış 2XXX alaşımları düşük karbonlu çelikler ile benzer mekanik özellikler gösterirler hatta daha da yüksek dayanım özellikleri sergileyebilirler. Isıtılma işlemi ile akma dayanımı artarken % uzama da azalır. Bunun yanında çekme dayanımındaki artış bu denli fazla değildir. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

2XXX serisi alüminyum alaşımları diğer alüminyum alaşımları kadar yüksek bir korozyon dayanımına sahip değildir ve belirli koşullar altında tanelerarası korozyon gösterebilirler. Bu nedenle sac formundaki bu seriye ait alüminyum alaşımlarının yüksek saflıktaki alüminyum tabakası veya 6XXX serisi ile kladlı bir şekilde kullanılırlar. Bu tabaka ana metali korur ve bu sayede korozyon direnci yükselir.

2XXX serisi alüminyum alaşımları özellikle yüksek dayanıma düşük ağırlık gerektiren yapılar için idealdir ve çoğunlukla uçak gövdesi, kanat yapısı, jantlar ve yapısal parçalarında kullanılır. Bunun yanında 150 °C sıcaklığa kadar iyi dayanım göstermesi gereken parçalarda da kullanılır. 2219 alaşımı dışında bu seri alüminyum alaşımları kısıtlı bir kaynaklanabilirlik özelliğine sahiptir fakat bu tip alaşımların bazıları mükemmel işlenebilirliğe sahiptir.

Çökelme ile sertleştirilmiş alaşımlar genellikle doğal yaşlandırılmış hallerinde (T4) veya tavlanmış hallerinde (O) şekillendirilirler. Kırılma ve boyun verme limitleri düşük olduğunda yapay yaşlandırılmış halleriyle (T6) de şekillendirilirler. Şekil 4.2’ de 2036 alaşımı için (2.5 %Cu – 0.5 %Mg) kapsamlı bir çökelme ısı işlem uygulamasının şekil alabilirlik üzerine etkisi gösterilmiştir. Eğriler çökelme sertleştirilmesi ile mukavemet kazandırılmış çoğu 2XXX ve 6XXX serisi alüminyum için benzerdir. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

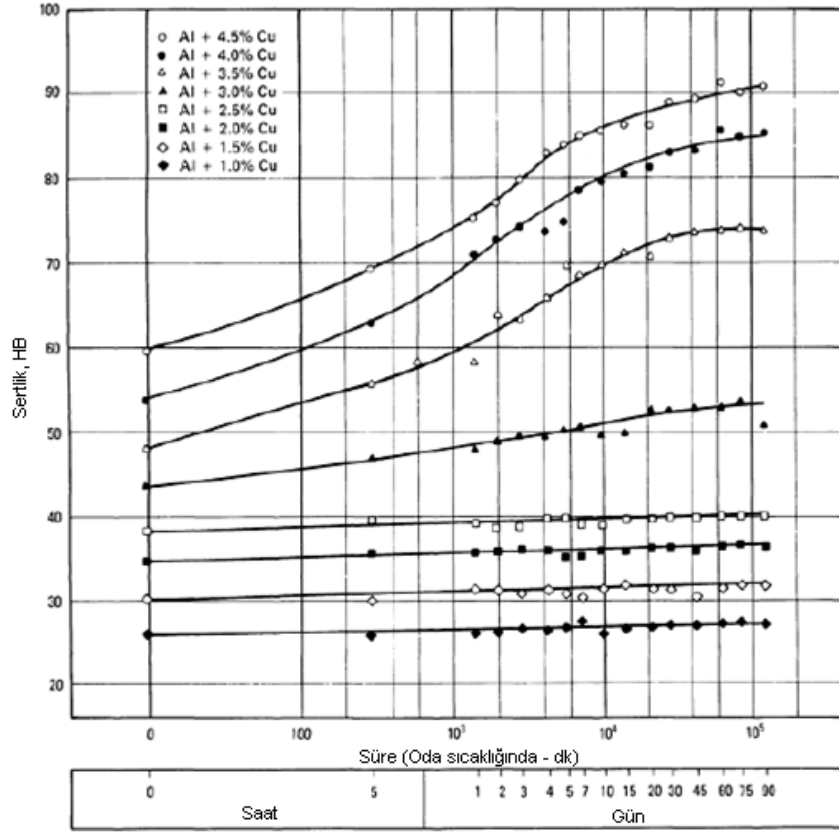


Şekil 4.2 Çökelmenin 2036 alüminyum alaşımında akma dayanımı ve % uzama değerleri üzerindeki etkisi

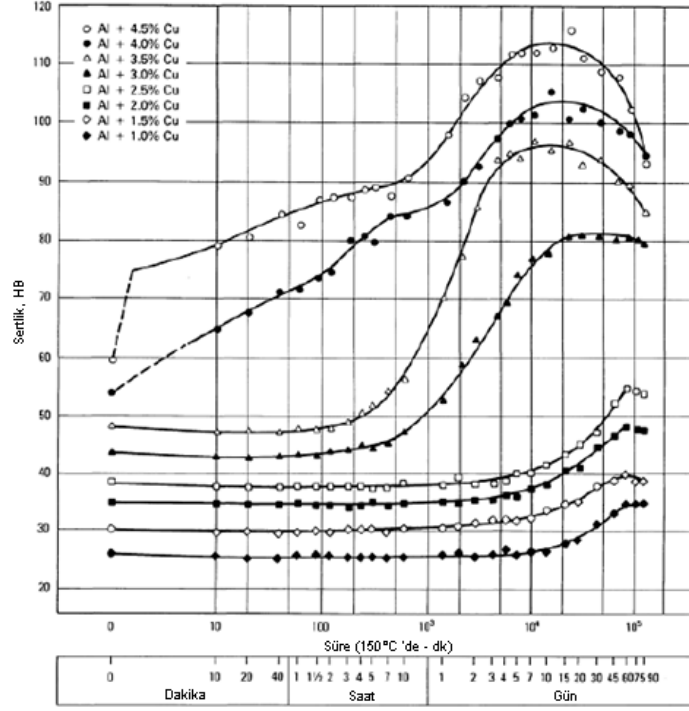
Çizelge 4.2 2036 Alaşımının ısıtılma işlem durumuna göre mekanik özelliklerindeki değişim
(ASM Handbook Volume 2, 1992)

T4	Özellik	T6
% 22	% uzama	%15
31 ksi	Akma dayanımı	38 ksi
220 MPa	Çekme dayanımı	270 MPa

2xxx serisi alüminyum alaşımları çökelme ısıtılma işlemi neticesinde yüksek dayanım değerlerine ulaşırlar. Aşağıdaki diyagramlarda farklı bakır içeriklerine sahip 2xxx serisi alüminyum alaşımlarının doğal ve yapay yaşlandırma işlemlerinde sertlik değerleri görülmektedir.



Şekil 4.3 Al-Cu alaşımları için doğal yaşlandırmanın etkisi (100 °C suda ani soğutulmuştur)
(ASM Handbook Volume 2, 1992)



Şekil 4.4 Al-Cu alaşımları için yapay yaşlandırmanın etkisi (100 °C suda ani soğutulmuş ve 150°C’de yaşlandırılmış) (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Aşağıda sivil havacılık endüstrisinde ticari uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımlarına değinilmiştir.

2014: Yüksek mukavemetin arzu edildiği uçak yapılarında kullanılan alaşımın bileşimi aşağıda verilmiştir; (Korkmaz, 2007)

Çizelge 4.3 2014 alaşımının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

Alaşım	Cu (%)	Mg (%)	Mn (%)	Si (%)
2014	4.4	0.5	0.8	0.8

2014 alaşımına T4 ve T6 ısıt işlemleri sıklıkla uygulanmaktadır. T4 ısıt işlemine gerilim giderme prosesi ilavesi ile T451 ısıt işlemi elde edilir. Bu işlemde önce 500°C’ de çözeltiye alınan alaşım çökeltme ısıt işlemi öncesi gerilerek gerilim giderilmesi sağlanır, 160°C’ ta 18 saat süre ile çökeltme ısıt işlemi (yaşlandırma) uygulanarak alaşım elde edilen mukavemet artışı ile kullanıma hazır hale getirilir. Bu alaşım sac ve levha olarak kullanılabilir. (Korkmaz, 2007)

Çizelge 4.4 2014 alaşımının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım	Temper	Çekme Dayanımı (ksi)	Akma Dayanımı (ksi)	2 inç'te uzama (%)
2014	0	27	14	18
	T4, T451	62	42	20
	T6, T651	70	60	13

1 ksi = 6.89 MPa

2024: Uçaklarda sac ve levha olarak kullanılan bir diğer alaşım ise 2024' tür. Bu alaşım da 2014 gibi uçak yapılarında ısıt işlemler neticesinde elde edilen yüksek mukavemetiyle uçak yapılarında kullanılmaktadır. 2024 alaşımı bileşimi aşağıdaki gibidir; (Korkmaz, 2007)

Çizelge 4.5 2024 alaşımının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

Alaşım	Cu (%)	Mg (%)	Mn (%)	Si (%)
2024	4.4	1.5	0.6	-

Bu alaşım da T3, T4, T6 ve T8 ısıt işlemleri görmüş olarak sıklıkla kullanılmaktadır. Isıt işlemler neticesinde elde edilen özellikler aşağıdaki gibidir.

Çizelge 4.6 2024 alaşımının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım	Temper	Çekme Dayanımı (ksi)	Akma Dayanımı (ksi)	2 inç'te uzama (%)
2024	0	27	11	20
	T3	70	50	18
	T4, T351	68	47	20
	T6	69	57	10
	T851	75	71	6

1 ksi = 6.89 MPa

4.1.2 6XXX Serisi

Bu alaşımlar yapılarında (Mg₂Si) magnezyum silisit oluşturacak oranlarda magnezyum ve silisyum içerirler. Bu alaşım elementleri sayesinde ısıtılabilirlik özelliği kazanırlar. Birçok 2XXX ve 7XXX serisi alüminyum alaşımı kadar yüksek dayanıma sahip olmasalar da 6XXX serisi alaşımlar yüksek şekil alabilirlik, kaynaklanabilirlik, işlenebilirlik ve korozyon direnci gösterirler. 6061 bu tip alüminyum alaşımları arasında bilhassa tercih edilmektedir. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

6061: Mukavemetin yanında, korozyon dayanımının da arandığı bölgelerde tercih edilir. Kargo kompartımanları ve gövde içinde bazı bölgeler 6061 alaşımının yoğun olarak kullanıldığı kısımlardır. Bu alaşıma dair kimyasal kompozisyon ve mekanik özellikler aşağıdaki tablolarda gösterilmektedir.

Çizelge 4.7 6061 alaşımının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

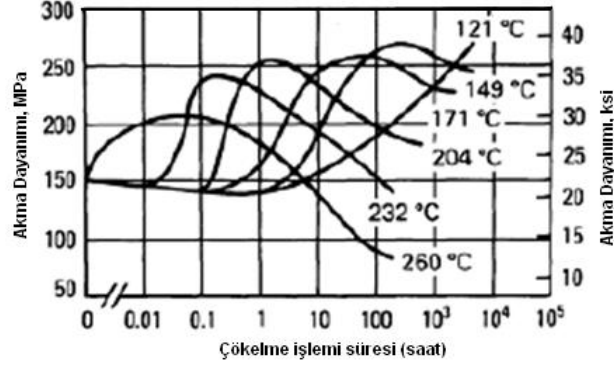
Alaşım	Mg (%)	Cr (%)	Cu (%)
6061	1.0	0.2	0.27

Çizelge 4.8 6061 alaşımının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım	Temper	Çekme Dayanımı (ksi)	Akma Dayanımı (ksi)	2 inç'te uzama (%)
6061	0	18	8	25
	T4, T451	35	21	22
	T6, T651	45	40	12
	T81	55	52	15

1 ksi = 6.89 MPa

Aşağıdaki grafikte 6061 alaşımına gerekli mekanik özellikleri kazandırmak amacıyla uygulanan yapay yaşlandırma ısısal işleminde proses değişkenlerinin akma dayanımı üzerinde etkisi gösterilmiştir.



Şekil 4.5 6061 alaşımı için yapay yaşlandırma eğrileri (ASM Handbook Volume 2, 1992)

4.1.3 7XXX Serisi

Çinko % 1 ile %8 arasında değişen oranıyla 7XXX serisi alüminyum alaşımlarının ana alaşım elementidir ve düşük yüzdeli magnezyum ilavesi ile birleşerek alaşıma ısısal işlenebilirlik kazandırır. Bu sayede çok yüksek dayanımlar elde edilebilir. Bakır, krom gibi diğer elementler daha düşük miktarlarda ilave edilirler. 7XXX serisi alaşımlar uçak yapılarında ve özellikle yüksek gerilmeye maruz kalan parçalarda uygulanır.

Yüksek dayanımlı 7XXX alaşımları gerilmeli korozyon çatlamasına karşı düşük dayanım gösterirler. Bu nedenle düşük aşırı yaşlandırma kademeleri uygulanarak mukavemet, korozyon dayanımı ve kırılma tokluğu gibi özelliklerin en uygun ve istenilen kombinasyonda yakalanır. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

7075: Bu alaşım uçak yapı elemanlarının büyük miktarını oluşturmaktadır ve uçak ana yapı elemanlarında sıklıkla tercih edilmektedir. Bileşimi aşağıdaki gibidir;

Çizelge 4.9 7075 alaşımının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

	Zn (%)	Mg (%)	Cu (%)	Cr (%)	Uygulamaları
7075	5.6	2.5	1.6	0.30	Uçak Yapıları

7075 alüminyum alaşımı ısıtıl işlem sonrası sahip olduğu yüksek dayanım değerleri ile bilhassa yük taşıyan gövde yapılarında tercih edilmektedir. T6 ısıtıl işlemi ve türevleri ile amaca yönelik bir sonuç alınmaktadır. Aşağıda farklı ısıtıl işlemler neticesinde elde edilen mekanik özellikler görülmektedir.

Çizelge 4.10 7075 alaşımının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım	Temper	Çekme Dayanımı (ksi)	Akma Dayanımı (ksi)	2 inç'te uzama (%)
7075	0	33	15	17
	T6	83	73	11
	T651	83	73	11
	T73	73	63	13

1 ksi = 6.89 MPa

4.1.4 Al-Li Alaşımları

Uçak malzemelerinde özellikle son yıllarda düşük yoğunluk ve yüksek mukavemete sahip olmalarından ötürü Al-Li alaşımları uçak iskeletinde, yüzeylerde, kapılarda, oturma koltuklarında ve kanatta geniş kullanım alanı bulmaktadır. Lityum alüminyumdan daha düşük olan yoğunluğu ve buna ilaveten gerekli ısıtıl işlemlerle yeterli sertlik ve dayanımı sağlamasından dolayı uçak parçalarında uygulama sahası bulur. Bu alaşımlar alüminyum alaşımlarından 2xxx ve 7xxx serilerinin özelliklerine benzemektedir ancak bazı yönleriyle ayrılırlar. Düşük yoğunluk, yüksek mukavemet ve yüksek özgül modülünün (elastik modülü/yoğunluk) yanı sıra yorulma dayanımının da yüksek olmasından ötürü tercih edilir. Bu alaşımlardan 2090 ve 8090 alaşımları uçaklarda yer bulmaktadır. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

2090: Uçaklarda kullanılmak üzere yüksek dayanımı, korozyon direnci ve yorulma dayanımı göz önüne alınarak geliştirilmiştir. Bu alaşım kuyruk, gövde, kanatta, irtifa dümeninde, zeminde, tuvalet ve mutfakta kullanılmaktadır. Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımlarından 7075-T6 ile karşılaştırıldığında %8 daha hafiftir ve %10 yüksek elastik modülüne sahiptir. Bunun yanında 7075-T6 alaşımına göre pullanma korozyonuna daha dirençlidir. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Çizelge 4.11 2090 alaşımlarının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

Alaşım	Li (%)	Cu (%)	Mg (%)	Zr (%)	Uygulamalar
2090	2.2	2.7	-	0.12	Uçak Yapıları, Soğuk tanklar

T83 ısıtılmasının uygulanmasının ardından dayanım özellikleri 7075-T6 alaşımına benzemektedir. Aynı şekilde T86, T84, T81 ısıtılma işlemleri ile de yakın dayanım değerleri elde edilir. Bu alaşım önce 540°C’de çözeltiye alınır, ardından işlem sonucu istenen özellikleri elde edebilmek için çökelme sertleşmesi öncesi soğuk işlenir.

Çizelge 4.12 2090-T83 alaşımlarının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım ve Temper	Çekme dayanımı (MPa)	Akma Dayanımı (MPa)	Uzama (%)
2090-T83(U)*	550	517	6

*(U): Uzunlamasına doğrultu

8090: 8090 alaşımı uçaklarda çok kullanılan 2024 ve 2014 alüminyum alaşımlarına nazaran %10 daha hafiftir, %11 daha yüksek elastiklik modülüyle hasara dayanıklı ve orta dayanımlı bir alaşımdır. Hasara dayanıklı bölgeler ve düşük yoğunluk aranan yerlerde tercih edilir. Bu alaşım kapılarda, gövde üst yüzeyinde, kanatta, 2091 alaşımıyla beraber flaplarda ve koltuklarda kullanılmaktadır. Uygulanan çeşitli ısıtılma işlemleri mukavemet ve korozyon dayanımı geliştirilir. 8090 alaşımına öncelikle T3 ısıtılma işlemi uygulanmakta ve 530°C’ de çözeltiye alınmaktadır bunun ardından uygulanacak çökelme işlemi öncesi bu ısıtılma işleminden istenen özellikleri elde edebilmek için soğuk işlem yapılır ve 190°C’ de yaşlandırılarak işlem tamamlanır. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Çizelge 4.13 8090 alaşımlarının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

Alaşım	Li (%)	Cu (%)	Mg (%)	Zr (%)	Uygulamalar
8090	2.45	1.3	0.95	0.12	Uçak Yapıları

Çizelge 4.14 8090-T84 alaşımının mekanik özellikleri (Smith, 2000)

Alaşım ve Temper	Çekme dayanımı (MPa)	Akma Dayanımı (MPa)	Uzama (%)
8090-T84(U)*	482	400	4-5

*(U): Uzunlamasına doğrultu

4.2 Çelikler

Çelik malzemeler de özellikle ağırlığın göz ardı edilebildiği ve yüksek mukavemetin arandığı kritik veya yüksek gerilimdeki iskelet parçalarında, cıvatalarda, iniş takımlarında, mil yataklarında kullanılır. Çelikler alüminyum ve titanyum alaşımlarıyla karşılaştırıldığında çok ağır kalmaktadır ancak alaşımlanmış ve ısıtılmış halleriyle iniş takımları gibi çok yüksek dayanım gerektiren yerlerde gereken dayanımını sağlamaktadır. Bu alaşımlar düşük alaşımlı yüksek mukavemetli çeliklerden oluşmaktadır ve normalleştirme tavlama sonrası kullanılmaktadır. Aşağıda uçaklarda kullanılan çelik malzemeler ve bunlara uygulanan ısıtım işlemleri ile birlikte mekanik dayanımları verilmiştir.

4340: Uçaklarda istikamet ve irtifa dümeni menteşeleri, cıvatalar, iskelet parçaları, mil ve iniş takımlarında kullanılırlar. Alaşım bileşimi aşağıda verilmektedir; (ASM Handbook Volume 1, 1993)

Çizelge 4.15 E4340 çeliğinin kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 1, 1993)

C	%0.38-0.43
Mn	%0.65-0.85
Ni	%1.65-2.00
Cr	%0.70-0.90
Mo	%0.20-0.30

Alaşım 870°C’ de normalleştirme tavlamaşı sonrası durgun havada soğutulur. Ardından 810°C’ de tavlama sonrası yağda soğutulularak yapılan sertleştirme işleminin ardından 455-650°C’ de ısıtılıp menevişleme yapılır. Yeterli süre beklenir ve istenen sertliğin elde edilmesinden sonra 650°C’ de gerilim giderme tavlamaşı yapılır. İşlemler neticesinde oluşan mekanik değerler aşağıda belirtilmiştir;

Çizelge 4.16 4340 çeliğinin mekanik özellikleri (ASM Handbook Volume 1, 1993)

	Normalleştirme sonrası	Tavlama sonrası	Menevişleme sonrası
Çekme dayanımı	1280 MPa	745 MPa	1467 MPa
Akma dayanımı	860 MPa	475 MPa	876 MPa
Sertlik	363 HB	217 HB	409 HB

4130: Alaşım uçaklarda iskelet parçalarında 4340 ve 4140 alaşımlarıyla birlikte kullanılmaktadır. Alaşım bileşimi aşağıda verilmiştir; (ASM Handbook Volume 1, 1993)

Çizelge 4.17 4130 çeliğinin kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 1, 1993)

C	%0.28-0.33
Mn	%0.40-0.60
Cr	%0.80-1.10
Mo	%0.15-0.25

Alaşım 845°C’ ye ısıtılıp su verilerek veya 860°C’ ye ısıtılıp yağda soğutulularak sertleştirme yapılmaktadır, sonrasında en az 30-120 dakika 200-700°C’ de menevişlenir ve havada soğutulur, sonrasında 650°C’ de gerilim giderilmektedir. Isıl işlemler neticesinde elde edilen mekanik değerler Çizelge 4.18’ de belirtilmiştir;

Çizelge 4.18 4130 çeliğinin mekanik özellikleri (ASM Handbook Volume 1, 1993)

	Normalleştirme sonrası	Tavlama sonrası	Menevişleme sonrası
Çekme dayanımı	670 MPa	560 MPa	1765 MPa
Akma dayanımı	435 MPa	360 MPa	1520 MPa
Sertlik	197 HB	156 HB	475 HB

4140: Alaşım 8630, 4130, 8740 ve 4340 ile beraber iskelet parçalarında iniş takımlarında kullanılmaktadır. Alaşım bileşimi aşağıda verilmiştir;

Çizelge 4.19 4140 çeliğinin kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 1, 1993)

C	%0.38-0.43
Mn	%0.75-1.00
Cr	%0.80-1.10
Mo	%0.15-0.25

870°C’ de yapılan normalleştirme ısısal işlemi sonrası 815°C’ de tavlama uygulanır, ardından 840 °C ’ye ısıtılıp yağda soğutularak sertleştirilmektedir. Ardından 175-230°C’ de en az 30-120 dakika menevişleme sonrası 650°C’ de gerilim giderme tavı uygulanmaktadır. Temperleme süresi ve sıcaklığı arzu edilen sertliğe göre ayarlanmaktadır. Kullanılan alaşımın mekanik özellikleri aşağıdaki tabloda gösterilmiştir;

Çizelge 4.20 4140 çeliğinin mekanik özellikleri (ASM Handbook Volume 1, 1993)

	Normalleştirme sonrası	Tavlama sonrası	Menevişleme sonrası
Çekme dayanımı	1020 MPa	655 MPa	1965 MPa
Akma dayanımı	655 MPa	420 MPa	1740 MPa
Sertlik	302 HB	197 HB	578 HB

Maraging Çelikleri

Maraging kelimesi, martenzit fazının yaşlandırılması anlamına gelmektedir. Maraging çelikleri; düşük karbonlu (örneğin 0.02 % C) ancak çok yüksek dayanımlı özel çeliklerdir ve 1950 sonlarında geliştirilmiştir. (Bakkaloğlu, 1995)

Maraging çeliklerinin yaygın olarak kullanılan 3 tipi bulunmaktadır. Bunlar %18, %20 ve %25 Ni içeren alaşımlardır. Genel olarak kimyasal kompozisyonları aşağıdaki gibidir.

Çizelge 4.21 Maraging çeliklerinin yaygın bileşimi

Ni	%17-19
Co	%8-12
Mo	%3-5
Ti	%0.2-1.6

Bu çelikler, vakum altında veya iki basamaklı ergitme ve tasfiye yöntemi ile üretildiklerinden yapıları son derece temizdir. Yüksek dayanımlar karbondan değil, intermetalik çöktürlerden kazanılır. % 18 Ni içerenlerinde Co ve Mo, %20 ve %25 Ni içerenlerinde Ti, Al, Nb çöktürme sertleşmesinde etkili olmaktadır.

Maraging çelikleri yüksek tokluğa gereksinim duyulan havacılık tasarımlarında sıkça kullanılır. Jet motor milleri ve uçak iniş takımlarında kullanılmaktadır. Bu alaşımlar yüksek dayanım ve tokluk özellikleri sergilerler. Kolaylıkla şekil alabilen sünek martenzit yapıya sahiptirler. Geleneksel çeliklerden daha yüksek korozyon dayanımına sahiptirler.

4.3 Titanyum Alaşımları

Uçak iskeleti uygulamalarında ve uçak motorlarında titanyum düşük yoğunluğunun getirmiş olduğu hafiflik ve bununla birlikte yüksek dayanımı, yüksek dayanım/ağırlık oranı ve korozyon direnci gibi avantajlarıyla kullanılmaktadır. Titanyum alaşımları uçak motorlarında 0 °C altı ve 600 °C dereceye kadar olan sıcaklıklarda kullanılabilme kabiliyetiyle millerde, disklerde ve bıçaklarda kullanılır. Uçak iskeletlerinde ise 1200 MPa' a varan dayanımlarıyla bağlayıcı elemanlardan iniş takımlarına ve kanat kirişlerine kadar geniş kullanım alanı bulmaktadır. Ti alaşımları artık gerilimlerin giderilmesi için gerilim giderme tavlmasına,

tokluk kazandırılması için tavlama, mukavemet artırılması için yaşlandırma ısı işlemlerine alınarak yorulma ve yüksek sıcaklıktaki sürünme dayanımı artırılır. Titanyum alaşımları alfa, alfa-beta ve beta alaşımları olmak üzere 3 grupta incelenirler ve Sn, Al, Zr, Mo, Cr elementlerinin titanyuma kazandırmış olduğu sertlikten faydalanılarak bu elementlerle alaşımlı halde kullanılır ve buna göre uçak motorlarında ve iskeletinde kullanılan titanyum alaşımları aşağıda verilmektedir.

Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo: Alfa titanyum alaşımıdır. Sürünmeye en dayanıklı titanyum alaşımlarından biridir ve 565°C' ye kadar kullanılabilir. Sürünmeye ve oksidasyona karşı dayanımıyla türbin bileşenlerinde kullanıldığı gibi sığağa maruz kalan çeşitli iskelet parçalarında da kullanılmaktadır. Bileşimi aşağıdaki gibidir; (Korkmaz, 2007)

Çizelge 4.22 Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alaşımının kimyasal bileşimi (Smith, 2000)

Al	% 5.50-6.50
Sn	% 1.8-2.2
Zr	% 3.6-4.4
Mo	% 1.8-2.2

Bu alaşım sürünme dayanımının artırılması için ısı işleme tabii tutulur. Öncelikle 595-705°C' de ¼-4 saat arası gerilim giderme tavı uygulanır ve ardından 900°C' de ½-1 saat arası tavlama yapılarak havada soğutulur bunu takiben maksimum sürünme dayanımını elde edebilmek için alaşım bir kez daha 595°C' de 8 saat tavlansak havada soğutmaya bırakılır. Mekanik özellikler aşağıdaki gibidir;

Çizelge 4.23 Ti-6A-2Sn-4Zr-2Mo alaşımının mekanik özellikleri (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Çekme dayanımı	900-980 MPa
Akma dayanımı	830-895MPa
Elastiklik modülü	113.8 GPa
Sertlik	32 HRC

Ti-6Al-4V: En geniş kullanım alanına sahip alfa-beta titanyum alaşımıdır. Üretilen bu alaşımın %80' i uçak endüstrisinde kullanılmaktadır ve üretilen titanyumun %50' si bu alaşım formunda kullanılmaktadır. Yüksek dayanımı ve korozyon dayanımıyla hafiflik istenen yerlerde kullanılmaktadır. 350 °C' e varan sıcaklıklara kadar yüksek mukavemete sahiptir. Uçakların gaz türbin kompresör kapakçıklarında ve disklerinde, dövme uçak bağlantılarında kullanılır.

Çizelge 4.24 Ti-6Al-4V alaşımının kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Al	% 6
V	% 4

Genelde tavllanmış haliyle kullanılan alaşım önce gerilimlerin giderilmesi için 480-650°C' de 1-4 saat gerilim giderme tavlmasına tabii tutulur sonra 705-790°C' de 1-4 saat tavlansak havada soğumaya bırakılır. Mekanik özellikleri aşağıdaki gibidir;

Çizelge 4.25 Ti-6AL-4V alaşımının mekanik özellikleri (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Çekme dayanımı	900-993 MPa
Akma dayanımı	830-924 MPa
Elastiklik modülü	113.8 GPa
Sertlik	36 HRC
Poisson oranı	0.342

4.4 Nikel Alaşımları

Nikel alaşımları yüksek sıcaklığa, korozyona ve sürünmeye olan dayanımları sebebiyle gaz türbin parçalarında kullanılan malzemelerdendir. Özellikle yüksek sıcaklıklarda çalışan gaz türbinlerinde ortam sıcaklığına dayanıklı ve yüksek sıcaklık ve malzemenin yük altında çalışmasının etkisiyle oluşacak sürünmeye dayanıklı malzeme gereksinimi nikel esaslı süper alaşımlardan karşılanmaktadır. Bunlara uygulanan ısıtma işlemleri ise önce yeniden kristalleşme sağlanabilmesi ve soğuk malzemeyi yumuşatmak için bir tavlama ardından gerilimlerden

kaynaklanan sıcak yırtılmalara dayanım sağlanması için daha yüksek sıcaklıkta ikinci bir tavlama yapılır. Alaşım bileşimine ve soğuk sertleşme yüzdesine bağlı olarak değişen şartlarda gerilim giderme tavlama, mekanik dayanımı düşürmeksizin soğuk işlenmiş malzemedeki gerilimleri dengelemek için düşük sıcaklıkta gerilim dengeleme işlemi, yaşlandırma işlemi öncesi çözeltiye alma işlemi ve yaşlandırma ısı işlemleri şeklinde basamaklar halinde yapılır. Bu ısı işlemleri malzemenin mekanik özelliklerinin yanında yaşlandırma işlemi neticesinde malzemenin sürünme dayanımı da arttırılmaktadır. Bu bölümde çoğunlukla uçak gaz türbinlerinde kullanılan nikel esaslı malzemelere yer verilecektir.

Inconel 718

Inconel 718 çökeltme sertleşmesi gösterebilen, yüksek dayanıma, korozyon direncine ve (250) - 700 °C kullanım aralığına sahip nikel krom alaşımıdır. Kimyasal kompozisyonu aşağıdaki gibidir. Inconel 718 yüksek çekme, yorulma, sürünme ve kırılma dayanımına sahip olduğundan geniş bir kullanım alanına sahiptir. (Special Metals Corporation)

Inconel 718 niobyumca zengin γ (Ni_3Nb , YKM) çöktürücü ile mukavemetlendirilen nikel-demir süper alaşımlarının bir örneğidir. Bazı alüminyum ve titanyum atomları niobyum atomlarının yerini alabilir. Bu tip alaşımlara çözündürme ısı işlemi 925 °C'de 2 saat tutularak yapılır. Yaşlandırma işlemi ise 720 °C'de 2 saat tutulmasının ardından 650°C e kadar yavaş bir şekilde fırında soğutma uygulanır. Bu sıcaklığa erişildiğinde en az 8 saat bekletilir ve havada soğutulur. (Smith, 2000)

Isıl işlem uygulamasının seçimine bağlı olarak 700 °C 'ye kadar yüksek sürünme ve kırılma dayanımı gösterebileceği gibi kriyojenik sıcaklıklarda da yüksek dayanım sergileyebilir.6 Tüm bu özelliklerinin yanında kaynak kabiliyeti de oldukça yüksektir. Bu özelliklerinden ötürü uçaklarda gaz türbinlerinde ve roket motorlarında yer bulmaktadırlar. (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Çizelge 4.26 Inconel 718 kimyasal kompozisyonu (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Ni	%	50-55
Fe	%	Kalan
Cr	%	17-21
Ti	%	0.65-
Al	%	0.20-
Mo	%	2.80-
Nb	%	4.75-

Çizelge 4.27 Inconel 718 alaşımlarının mekanik özellikleri

Çekme dayanımı	1240 MPa
Akma dayanımı	1036 MPa
Elastiklik modülü	211 GPa
Sertlik	36 HRC

Inconel X-750: Nikel-krom alaşımı olan Inconel X-750'ye alüminyum ve titanyum ilavesiyle yaşlandırılabilir hale getirilir. 700°C' de yüksek çekme ve sürünme dayanımlarının yanı sıra korozyon ve oksidasyon direnci de yüksektir. Özellikle cıvatalarda, uçak parçalarında ve gaz türbin parçalarında kullanılır. Alaşımın bileşimi aşağıdaki gibidir;

Çizelge 4.28 Inconel X-750 alaşımlarının kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Ni	% 73
Fe	% 6.75
Cr	% 15
Ti	% 2.50
Al	% 0.80
Nb	% 0.85

Çizelge 4.29 Inconel X-750 alaşımlarının mekanik özellikleri

Çekme dayanımı	1137 MPa
Akma dayanımı	690 MPa
Elastiklik modülü	207 GPa
Sertlik	330 HB

Hastelloy X: Nikel-krom-demir-molibden alaşımı olup 1200°C' ye varan sıcaklıklara kadar yüksek dayanım ve oksidasyon direnci gösterir. Molibdenin ilavesi ana yapıyı sertleştirerek yüksek dayanç elde edilmesini sağlar. Bu alaşım yüksek sıcaklıklarda yüksek dayanımıyla uçak gaz türbinlerinde, uçakların yanma odaları, türbin kanatçık ve vanaları, egzoz çıkış kaplamalarında geniş bir uygulama alanına sahiptir. Alaşım bileşimi aşağıdaki gibidir;

Çizelge 4.30 Hastelloy-x alaşımının kimyasal bileşimi (ASM Handbook Volume 2, 1992)

Ni	%48
Fe	%18.5
Cr	%22
Mo	%9
W	%0.6

Çizelge 4.31 Hastelloy-x alaşımının mekanik özellikleri

Çekme dayanımı	793 MPa
Akma dayanımı	358 MPa
Elastiklik modülü	205 GPa
Sertlik	90 HRB

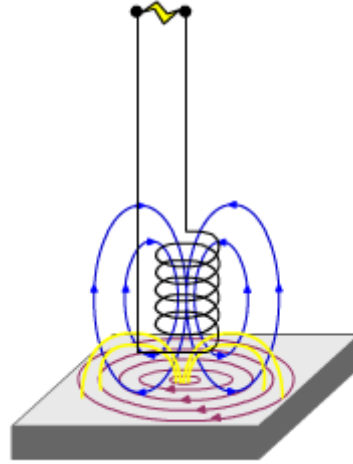
5. TAHRİBATSIZ MUAYENE METOTLARI

Havacılıkta kullanılan beş temel tahribatsız muayene metodu vardır. Bunlar; Girdap akımları yöntemi, ultrasonik test metodu, radyografik kontrol, manyetik parçacık ve sıvı penetrant kontrolleridir. Aşağıda bu metotlar sıra ile anlatılmıştır.

5.1 Girdap Akımları Kontrolü

Uçak yapılarına uygulanan birçok girdap akımı muayenesi uygulaması vardır. Bunlar; süreksizlik tespiti, korozyon ve malzeme kalınlığı değişimi tespiti, iletkenlik ölçümü ve kaplama kalınlığının saptanmasıdır.

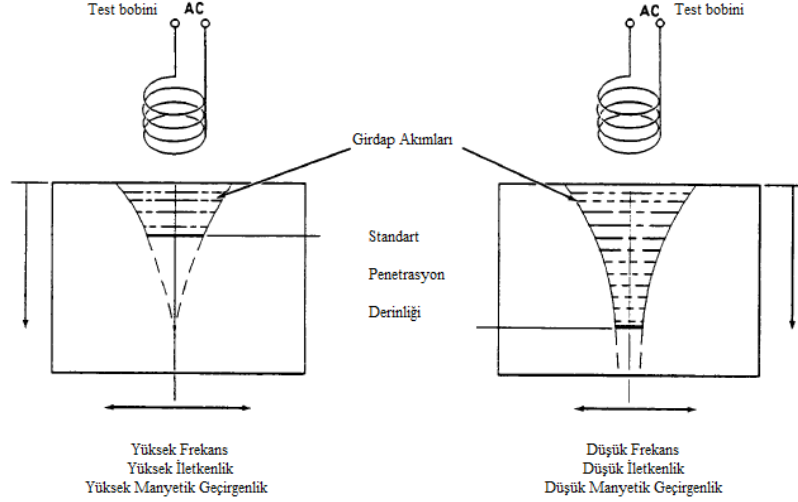
Girdap akımları uygulamasının temeli oldukça basittir. Probda bulunan bobine alternatif akım uygulanır ve bobin etrafında bir manyetik alan oluşur. Bu manyetik alan iletken bir malzemeye yaklaştırıldığında malzeme manyetik alanı keseceğinden iletken malzemede akım indüklenir. İndüklenen akım girdap şeklinde olduğundan bu test metoduna girdap akımları testi denilmektedir. Oluşan girdap şeklindeki akım da kendi manyetik alanını oluşturur. Bu manyetik alana ikincil manyetik alan denir ve birincil manyetik alan ile denge hali teşkil ederler. Bu denge hali aşağıdaki gibidir. (Mcdonnell Douglas, 2010)



Şekil 5.1 Girdap akımları kontrolünde oluşan manyetik alan ve akımlar

Yapılan kontrolde içinde bobin bulunan prob malzeme yüzeyine temas edecek şekilde konumlandırılır ve malzemeye indüklenen akım ile malzeme muayenesi gerçekleştirilir. Bu kontrol yüzey hatalarının bulunması amacıyla yapılabileceği gibi, yüzeye yakın yüzey altı hatalarının tespit edilmesinde de başarıyla uygulanır. Ancak girdap akımları yönteminin en büyük kısıtlaması çalışma derinliğidir. Çünkü girdap akımlarının yüzeyden uzaklaştıkça gücü azalır ve sağlıklı bir kontrol için yetersiz hale gelirler. Girdap akımlarının malzeme içerisinde ne kadar derinliğe ineceği frekans ile belirlenir. Frekans ne kadar düşük olursa girdap akımları

malzeme içerisinde o kadar derine etkir. Malzeme içerisinde girdap akımlarının etkidiği derinliğe “standart nüfuziyet derinliği” denir. Birinci standart nüfuziyet/penetrasyon derinliği girdap akımlarının yüzeydeki yoğunluğunun %37’sine indiği noktadır. (Mcdonnell Douglas, 2010)



Şekil 5.2 Standart Nüfuziyet Derinliğine etki eden faktörler (Mcdonnell Douglas, 2010)

Frekans girdap akımları muayenesi sırasında pratikte değiştirilebilecek tek değişkendir. Frekans ile girdap akımlarının yoğun olduğu malzeme derinliği istenilen ölçölere getirilir. Genel olarak malzeme yüzeyindeki süreksizliklerin saptanması amacıyla yüksek frekans, yüzey altı süreksizliklerinin saptanması için ise görece düşük frekans kullanılır. Nüfuziyet/Penetrasyon derinliğinin formölü aşağıdaki gibidir. (Mcdonnell Douglas, 2010)

$$\delta = \frac{1}{(\pi f \mu \sigma)^{1/2}} \quad (5.1)$$

Formölde nüfuziyet derinliğine etki eden diğer değişkenler olan manyetik geçirgenlik (μ) ve elektriksel iletkenlik (σ) olup bunlar malzemeye bağlı etmenlerdir. Girdap akımları işlemi çoğunlukla manyetik geçirgenliği 1 olarak kabul edilen demir dışı metallere başarı ile uygulandığından pratikte aslında bir sabit olarak kabul edilebilir. Uygulanan frekans değer i ise f ile gösterilmiştir. Bir tahribatsız muayene metodu olan girdap akımları yönteminde elektriksel iletkenlik en önemli kavramlardan biridir. Endüstride bu kavramı daha rahat kullanmak amacıyla tahribatsız muayene uygulamalarında IACS birimi kullanılır. IACS (International Annealed Copper Standard) bir iletkenlik birimi olup tavlanmış ticari saflıktaki bakırın iletkenliği %100 IACS kabul edilir. Diğer malzemeler de bu kabule göre sıralanır.

İletkenlik ile nüfuziyet derinliği ise ters orantılıdır. Malzemenin iletkenliği yükseldikçe aynı frekans kullanımında nüfuziyet derinliği daha düşük olacaktır. Bu girdap akımlarının yüzeyde toplanacağı manasına gelir. Bu şekilde yüzeydeki çok küçük hatalar dahi saptanabilir. Çizelge 5.1’ de farklı iletkenlik ve frekans değerlerinde ulaşılan nüfuziyet derinlikleri verilmiştir.

Çizelge 5.1 Girdap akımlarının farklı iletkenlik değerlerinde nüfuziyet derinlikleri (inç)
(Mcdonnell Douglas, 2010)

NÜFUZİYET DERİNLİĞİ																		
Frekans	İletkenlik (IACS)																	
	1	3	5	7	9	11	13	17	19	21	23	30	32	34	36	38	40	50
100 Hz	2.600	1.501	1.163	0.983	0.867	0.784	0.721	0.631	0.596	0.567	0.542	0.475	0.460	0.446	0.433	0.422	0.411	0.388
200 Hz	1.838	1.061	0.822	0.695	0.613	0.554	0.510	0.446	0.422	0.401	0.383	0.336	0.325	0.315	0.306	0.298	0.291	0.274
300 Hz	1.501	0.867	0.671	0.567	0.500	0.453	0.416	0.364	0.344	0.328	0.313	0.274	0.265	0.257	0.250	0.244	0.237	0.224
400 Hz	1.300	0.751	0.581	0.491	0.433	0.392	0.361	0.315	0.298	0.284	0.271	0.237	0.230	0.223	0.217	0.211	0.206	0.194
500 Hz	1.163	0.671	0.520	0.439	0.388	0.351	0.322	0.282	0.267	0.254	0.242	0.212	0.206	0.199	0.194	0.189	0.184	0.173
600 Hz	1.061	0.613	0.475	0.401	0.354	0.320	0.294	0.257	0.244	0.232	0.221	0.194	0.188	0.182	0.177	0.172	0.168	0.158
700 Hz	0.983	0.567	0.439	0.371	0.328	0.296	0.273	0.238	0.225	0.214	0.205	0.179	0.174	0.169	0.164	0.159	0.155	0.146
800 Hz	0.919	0.531	0.411	0.347	0.306	0.277	0.255	0.223	0.211	0.201	0.192	0.168	0.163	0.158	0.153	0.149	0.145	0.137
900 Hz	0.867	0.500	0.388	0.328	0.289	0.261	0.240	0.210	0.199	0.189	0.181	0.158	0.153	0.149	0.144	0.141	0.137	0.129
1 kHz	0.822	0.475	0.368	0.311	0.274	0.248	0.228	0.199	0.189	0.179	0.171	0.150	0.145	0.141	0.137	0.133	0.130	0.123
2 kHz	0.581	0.336	0.260	0.220	0.194	0.175	0.161	0.141	0.133	0.127	0.121	0.106	0.103	0.100	0.097	0.094	0.092	0.087
3 kHz	0.475	0.274	0.212	0.179	0.158	0.143	0.132	0.115	0.109	0.104	0.099	0.087	0.084	0.081	0.079	0.077	0.075	0.071
4 kHz	0.411	0.237	0.184	0.155	0.137	0.124	0.114	0.100	0.094	0.090	0.086	0.075	0.073	0.070	0.061	0.059	0.058	0.054
5 kHz	0.368	0.212	0.164	0.139	0.123	0.111	0.102	0.089	0.084	0.080	0.077	0.067	0.065	0.063	0.061	0.060	0.058	0.055
6 kHz	0.336	0.194	0.150	0.127	0.112	0.101	0.093	0.081	0.077	0.073	0.070	0.061	0.059	0.058	0.056	0.054	0.053	0.050
7 kHz	0.311	0.179	0.139	0.117	0.104	0.094	0.086	0.075	0.071	0.068	0.065	0.057	0.055	0.053	0.052	0.050	0.049	0.046
8 kHz	0.291	0.168	0.130	0.110	0.097	0.088	0.081	0.071	0.067	0.063	0.061	0.053	0.051	0.050	0.048	0.047	0.046	0.043
9 kHz	0.274	0.158	0.123	0.104	0.091	0.083	0.076	0.066	0.063	0.060	0.057	0.050	0.048	0.047	0.046	0.044	0.043	0.041
10 kHz	0.260	0.150	0.116	0.098	0.087	0.078	0.072	0.063	0.060	0.057	0.054	0.047	0.046	0.045	0.043	0.042	0.041	0.039
20 kHz	0.184	0.106	0.082	0.069	0.061	0.055	0.051	0.045	0.042	0.040	0.038	0.034	0.033	0.032	0.031	0.030	0.029	0.027
30 kHz	0.150	0.087	0.067	0.057	0.050	0.045	0.042	0.036	0.034	0.033	0.031	0.027	0.027	0.026	0.025	0.024	0.024	0.022
40 kHz	0.130	0.075	0.058	0.049	0.043	0.039	0.036	0.032	0.030	0.028	0.027	0.024	0.023	0.022	0.022	0.021	0.021	0.019
50 kHz	0.116	0.067	0.052	0.044	0.039	0.035	0.032	0.028	0.027	0.025	0.024	0.021	0.021	0.020	0.019	0.019	0.018	0.016
60 kHz	0.106	0.061	0.047	0.040	0.035	0.032	0.029	0.026	0.024	0.023	0.022	0.019	0.018	0.018	0.018	0.017	0.017	0.015
70 kHz	0.098	0.057	0.044	0.037	0.033	0.030	0.027	0.024	0.023	0.021	0.020	0.018	0.017	0.017	0.016	0.016	0.016	0.014
80 kHz	0.092	0.053	0.041	0.035	0.031	0.028	0.025	0.022	0.021	0.020	0.019	0.017	0.016	0.016	0.015	0.015	0.015	0.013
90 kHz	0.087	0.050	0.039	0.033	0.029	0.026	0.024	0.021	0.020	0.019	0.018	0.016	0.015	0.015	0.014	0.014	0.014	0.012
100 kHz	0.082	0.047	0.037	0.031	0.027	0.025	0.023	0.020	0.019	0.018	0.017	0.015	0.015	0.014	0.014	0.013	0.013	0.012
200 kHz	0.058	0.034	0.026	0.022	0.019	0.018	0.016	0.014	0.013	0.013	0.012	0.011	0.010	0.010	0.010	0.009	0.009	0.008
300 kHz	0.047	0.027	0.021	0.018	0.016	0.014	0.013	0.012	0.011	0.010	0.010	0.009	0.009	0.008	0.008	0.008	0.007	0.007
400 kHz	0.041	0.024	0.018	0.016	0.014	0.012	0.011	0.010	0.009	0.009	0.009	0.009	0.008	0.007	0.007	0.007	0.007	0.006
500 kHz	0.037	0.021	0.016	0.014	0.012	0.011	0.010	0.009	0.008	0.008	0.007	0.007	0.006	0.006	0.006	0.006	0.005	0.005
600 kHz	0.034	0.019	0.015	0.013	0.011	0.010	0.009	0.008	0.008	0.007	0.007	0.006	0.006	0.006	0.006	0.005	0.005	0.005
700 kHz	0.031	0.018	0.014	0.012	0.010	0.009	0.009	0.008	0.007	0.007	0.007	0.006	0.006	0.005	0.005	0.005	0.005	0.004
800 kHz	0.029	0.017	0.013	0.011	0.010	0.009	0.008	0.007	0.007	0.006	0.006	0.005	0.005	0.005	0.005	0.005	0.004	0.004
900 kHz	0.027	0.016	0.012	0.010	0.009	0.008	0.008	0.007	0.006	0.006	0.006	0.005	0.005	0.005	0.005	0.004	0.004	0.004
1 MHz	0.026	0.015	0.012	0.010	0.009	0.008	0.007	0.006	0.006	0.006	0.005	0.005	0.005	0.004	0.004	0.004	0.004	0.004
2 MHz	0.018	0.011	0.008	0.007	0.006	0.006	0.005	0.004	0.004	0.004	0.004	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003
3 MHz	0.015	0.009	0.007	0.006	0.005	0.005	0.004	0.004	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003	0.003	0.002	0.002	0.002
4 MHz	0.013	0.008	0.006	0.005	0.004	0.004	0.004	0.003	0.003	0.003	0.003	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002
5 MHz	0.012	0.007	0.005	0.004	0.004	0.004	0.003	0.003	0.003	0.003	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002	0.002

Girdap akımları uygulamalarından birçok farklı nedenden faydalanılabilir. Malzeme özelliklerinin incelenmesinden, süreksizlik tayinine; korozyon tespitinden malzeme kalınlığının yorumlanmasına kadar geniş bir uygulama alanı vardır. Bu uygulamalar şu şekilde sıralanabilir.

1. Süreksizlik Tespiti

Yüzey ve yüzey altı çatlakları genellikle yüksek gerilme yoğunluğu olan bölgelerde oluşur. Bağlayıcı elemanların (perçin, cıvata...) bulunduğu bölgeler veya malzeme kesitinde meydana gelen değişimler gerilme yoğunluğunu artırır. Bu nedenle girdap akımları kontrolleri bu bölgelere odaklanır.

2. Korozyon Tespiti

Korozyon nedeniyle metal malzemenin yenmesi sonucunda meydana gelen incelme girdap akımları kullanılarak tespit edilir. Metal malzemenin incelendiği bölgelerde girdap akımları bozulur ve bu değişim kontrol sonuçlarına yansır.

3. İletkenlik Ölçümü

Malzemede oluşan girdap akımlarını etkileyen parametrelerden biri iletkenliktir. Günümüzde iletkenlik ölçümü için özelleştirilmiş girdap akımı tekniğini kullanan cihazlar mevcuttur. Bu cihazlar direk olarak %IACS cinsinden elektriksel iletkenlik ölçümü yapmaktadır. İletkenlik sıcaklık, ısıtma işlemi, alaşımlama gibi etmenlerle değişim göstermektedir. Girdap akımları uygulamalarında iletkenlik çok büyük bir önem arz etmektedir. İletkenliği etkileyen çevresel ve metalürjik etmenlerin bilinmesi bu metodun anlaşılması ve doğru olarak uygulanması için şarttır.

4. Yalıtkan Kaplama Kalınlığının Ölçülmesi

İletken malzeme üzerindeki yalıtkan kaplama kalınlığı ölçümü girdap akımları metodu ile rahatlıkla uygulanabilir. Bu ölçümün temeli probun ucunda bulunan bobin ile iletken malzeme arasındaki uzaklığın değişmesidir. Bu değişimi yalıtkan kaplama belirlediğinden elde edilen sonuçlar bu kaplamanın kalınlığı hakkında bilgi verir. Bu yöntem özellikle uçakta boya kalınlığı hakkında bilgi verir. Sadece yalıtkan kaplama kalınlığı ölçmek için özelleşmiş girdap akımı cihazları mevcuttur.

5. Isıl Hasar

Isıl hasarın girdap akımları metodu ile değerlendirilmesi mümkündür. Zira yüksek sıcaklığa maruz kalmış bir alüminyum alaşımı malzemede mekanik ve fiziksel özellikler büyük değişiklik göstermektedir. Bu değişim saptanarak ısı hasarı hakkında yorum yapılabilir. Uçak malzemelerinde ısı hasarı değerlendirirken tüm değişkenler düşünülmelidir. Bunlar; malzeme, ısıya maruz kalınan süre ve sıcaklık, iletkenlik, sertlik, dayanım, parça geometrisi, klad ve

diğer kaplamalar olarak sayılabilir. Alüminyum alaşımı uzun bir süre yüksek bir sıcaklığa maruz kalırsa iletkenliği artar, sertlik ve dayanım değerleri düşer.

5.1.1 Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları

Girdap akımları ile kontrolün avantaj ve dezavantajları aşağıdaki tabloda sıralanmıştır.

Çizelge 5.2 Girdap akımları yönteminin avantaj ve dezavantajları (Shull, 2001)

GİRDAP AKIMLARI METODU	
AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
- Emniyet sorunu yoktur. - Hızlı bir kontrol sağlar. - Geniş bir çalışma sıcaklık aralığı vardır. - Hafif ve taşınabilir. - Görece ucuzdur. - İletken malzemelerde son derece iyi sonuç alınabilmektedir. Bu nedenle havacılıkta en çok kullanılan tahribatsız muayene yöntemidir.	- Sadece iletken malzemelere uygulanabilir. - Sonucu etkileyecek birçok değişken vardır. (Manyetik geçirgenlik, elektriksel iletkenlik, kaplama, sıcaklık, kenar etkisi vb...) - Sadece yüzey ve yüzey altı hataların bulunmasında etkili olup en fazla ¼ inçlik bir nüfuziyet sağlar. - Proben yüzeye doğru temas etmesi büyük önem arz eder.

5.2 Ultrasonik Kontrol

Ultrasonik kontrol en yaygın tahribatsız muayene metotlarından biri olup yöntemin teknik detayları ve teoriği karmaşık olsa da tahribatsız muayene uygulamalarında bilinmesi gereken içerik son derece basittir. Ultrasonik ses dalgalarının malzeme içerisine gönderilmesi neticesinde malzeme özellikleri, kalınlık ve süreksizlikler hakkında bilgi sahibi olunur. Ultrasonik kontrol havacılıktan boru hatlarına, demiryollarından üretim sektörüne kadar çok geniş uygulama alanına sahiptir.

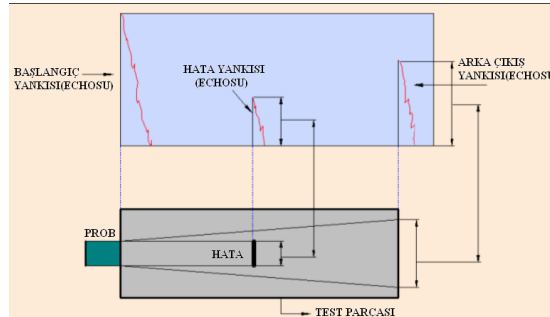
Ultrasonik dalgaların yardımıyla yapılan kontrollerde ana prensip bu dalgaların süreksizlikten geri yansıyarak probda bulunan piezoelektrik kristale dönmesi ve sinyal olarak cihaz ekranına yansımastır. Ultrasonik dalgalar 20 kHz (20000 Hertz) ve üzeri frekansa sahip yani saniyede 20000 kez titreşim gösteren ses dalgaları olup GHz mertebesine dahi çıkabilmektedirler. Bu tip ses dalgalarını insan kulağının ayırt etmesi imkansızdır. İnsan kulağı en fazla 20 Hz frekansa sahip sesleri ayırt edebilir. (Shull, 2001)

Ultrasonik ses dalgalarından yararlanılarak malzemenin kompozisyonu, yapısı, yoğunluğu ve geometrisi hakkında bilgi sahibi olunacağı gibi süreksizlik tespiti de rahatlıkla yapılabilir. Süreksizlikten dönen ses dalgaları eko olarak yansır. Bu ekolardan yararlanılarak süreksizliğin pozisyonu, boyutu ve şekli tespit edilebilir, kısacası süreksizliğe ait tüm özellikler belirlenebilir.

Ultrasonik kontrol ile elde edilebilecek sonuçlar şu şekilde sıralanabilir.

- Malzeme içerisindeki ses hızının belirlenmesi ve malzeme kalınlığının tespiti,
- Süreksizlik, hata veya delaminasyon tespiti ve irdelenmesi,
- Yoğunluk, elastik özellikler gibi malzeme özelliklerinin yorumlanması. (Shull, 2001)

Hacimsel yöntemlerden biri olan ultrasonik kontrolün test prensibi, prob tarafından üretilen yüksek frekanstaki ses dalgalarının malzeme içinde yayılması ve bir süreksizliğe çarptıktan sonra tekrar proba yansması esasına dayanır. Prob tarafından algılanan dalgalar elektrik sinyallerine dönüştürülür ve katot ışınları tüpü ekranında malzeme iç yapısının habercisi olan yankılar halinde görülür. Ekran üzerinde gözlenen yankıların konumları ve genlikleri hatanın bulunduğu yer ve boyutları hakkında bilgi verir. (Megap, 2006)



Şekil 5.3 Ultrasonik Muayene (Megap, 2006)

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 sağlar. Bunlar:

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

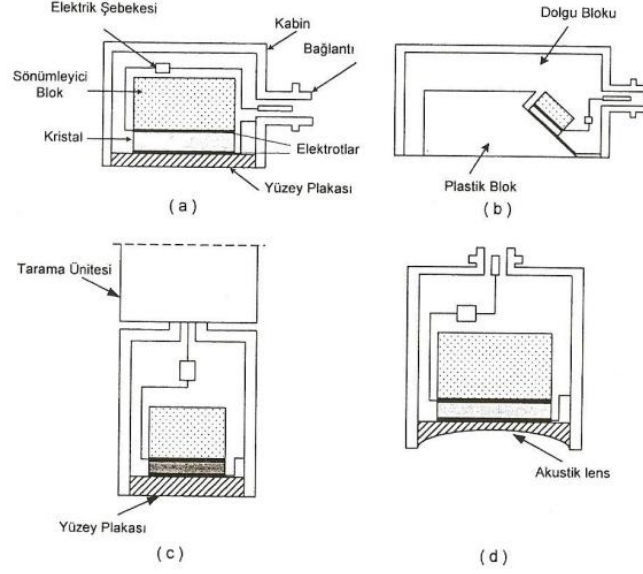
Dalga boyu(λ): Aynı titreşim fazında bulunan iki komşu parçacık arasındaki mesafe olup, birimi (m)'dir.

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

Prob aldığı elektriksel pulsları ultrasonik dalgalara çevirerek parçaya gönderir. Yansıyan dalgaları algılayarak değerlendirdikten sonra tekrar elektrik enerjisine çevirir. İlk pulsun yapılması ve parça içinden yansıyıp geri alınması arasındaki zaman aralığı bir zaman devresi ile tespit edilir. Prob tarafından algılanan yansımış darbeler güçlendirilerek bir osiloskoba verilir ve süreksizliklerden yansıyan dalgaların görülmesi sağlanır.

Prob üzerindeki piezoelektrik kristal, aldığı elektriksel pulslar üzerine titreşir ve parçada yayılan ultrasonik dalga sıralarını meydana getirir. Malzemedeki bir çatlak veya diğer süreksizliklerin sebep olduğu akustik dirençteki bir değişim probdaki piezoelektrik kristale dalgayı geri yansıtır. Bu kristal işlenerek polarize edilmiş baryum titanattır.

Problar çeşitli şekillerde olabilirler; Normal doğrultuda ses dalgaları demeti gönderen problar, boyuna dalgalar üretir ve bunlarla çalışırlar. Açılı problarda ise kristal, normale bir açı ile yerleştirilmiştir ve bir geliş açısı ile ses dalgası demeti gönderirler. (Durmaz, 1987) Böylece, test parçasının içine belirli bir açı ile ilerleyen enine veya yüzeyi izleyen yüzey dalgaları gönderilebilir. Şekil 5.4' de çeşitli ultrasonik test probları verilmiştir.



Şekil 5.4 Ultrasonik test problemleri (Schmerr, 1998)

- a. Normal (Düz) prob
- b. Açılı prob
- c. Daldırma probu
- d. Odaklama probu

5.2.1 Yöntemin Avantaj ve Dezavantajları:

Yüzey altı süreksizliklerinin tespitinde kullanılabilir olması ultrasonik yöntemin en önemli özelliğidir. Hacimsel hataların tespitinde kullanılan diğer yöntem olan X-Ray metoduna göre avantajı ise hiçbir çevresel risk oluşturmaması, canlı sağlığına zarar vermemesidir. Ayrıca tüm malzemelere uygulanabilir olması bir diğer büyük avantajıdır.

Doğrudan temas gerektirmeyen yöntemler olmasına rağmen birçok durumda prob ile malzeme arasında hava bulunmaması için kuplaj malzemesi kullanmak şarttır. Bu ortamlar su veya viskozitesi yüksek jel kullanılır. Ses dalgalarına paralel hataların tespit edilmesi olanaksızdır. Yöntemin avantaj ve dezavantajları Çizelge 5.3' de sıralanmıştır.

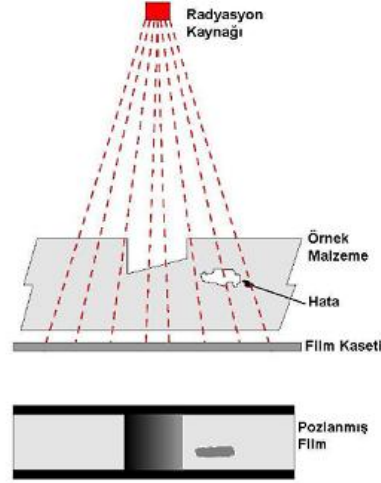
Çizelge 5.3 Ultrasonik test metodunun avantaj ve dezavantajları (Shull, 2001)

ULTRASONİK KONTROL	
AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
- Yüksek çalışma derinliği. - Çok küçük hataların bulunmasında büyük hassasiyet. - Uygulamada hızlı bir yöntem olması. - Karmaşık parçaların kontrolüne imkan sağlar. - Malzeme özelliklerinin tespiti. - Tüm malzemelere uygulanabilir. - Taşınabilir olması. - Tamamen emniyetlidir.	- Operatör eğitimi daha kapsamlıdır. - Uygulama sırasında kuplaj (temas sıvısı) gereklidir. - Ses dalgasına paralel hatalar saptanamaz. - Büyük alanlarda yavaş kalabilir. - Geometri kısıtlaması vardır. - Pahalı bir metottur.

5.3 Radyografik Kontrol

Hacimsel yöntemlerden olan radyografik kontrolün prensibi iki esas fonksiyonla tanımlanır. Bunlar nüfuz edici ve algılayıcıdır. Burada nüfuz edici eleman X ve gama ışınları, algılayıcı eleman da filmlerdir. Radyografik kontrol endüstriyel alanda oldukça yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Örneğin, X Ray ve gama ışınlarından yararlanılarak röntgen filmleri çekilen endüstriyel ürünlerin (borular, buhar kazanları, uçak parçaları, vs.) herhangi bir hata içerip içermediği tespit edilebilmektedir. Bu işlemler özel olarak imal edilmiş X ışını üreten veya gama ışını yayan radyoizotop içeren cihazlarla yapılmaktadır. X ışını ile yapılan çalışmalar X ışını grafi, gama ışınları ile yapılan çalışmalar ise gamagrafi olarak, her ikisi birden radyografi olarak adlandırılır. (Megep, 2006) Bu yöntem ferromanyetik ve ferromanyetik olmayan metaller ve diğer malzemelerde uygulanır. X ışınları malzemelere zarar vermeden iç yapılarını inceleme olanağı sağladığından, tahribatsız muayenede yaygın olarak kullanılmaktadırlar. X Işını ya da gama ışınlarıyla malzemelerdeki kalınlık değişimleri, yapısal değişiklikler, hatalar, montaj detayları tespit edilebilmektedir. Elektriksel olarak

Üretilen x ışınları ve radyoaktif izotoplardan yayılan gama ısınları içerisinden geçtikleri malzeme tarafından absorbe edilirler. Kalınlığın artmasıyla beraber absorbe edilen miktar da artar. Dolayısıyla daha yoğun malzemede daha fazla radyasyon absorbe edilir. Işık gibi x ve gama ışınları da elektromanyetik dalga grubuna aittirler. Aralarındaki tek fark dalga boylarının farklı olmasıdır. X ve gama ısınlarının dalga boyları çok küçük olduğundan gözle görülmezler ve malzemelere nüfuz etme yetenekleri vardır. X ve gama ısınları ışık ile aynı özelliklere sahip olup, filme etkirler ve filme ulaşan radyasyon yoğunluğu oranına göre bir resim oluştururlar. Endüstriyel radyografide en temel kural, malzemenin bir tarafında ışın kaynağının, diğer tarafında ise bir algılayıcının (detektör) bulunmasıdır. Radyasyon kaynağı olarak x ya da gama ışın kaynağı, detektör olarak da film kullanılmaktadır. Radyasyon kaynağının enerjisi malzemeyi geçebilecek gte seçilmelidir. Enerjinin nüfuz gücünü belirleyen dalga boyudur. Dalga boyu küçüldükçe nüfuz gücü artar. X ışını radyografisinde x ısınlarının penetrasyon gücü, x ışın tüpüne uygulanan voltaj ile ayarlanır. Malzemeyi geçerek karşı tarafa geçen ışınları algılayan film, genellikle ışık geçirmez bir zarf içerisine konularak test edilen malzemenin arka tarafına yerleştirilmektedir. X ışınlarının film üzerinde oluşturduğu görüntü, normal bir ışık kaynağının oluşturduğu gölgeye benzemektedir. Gölgeden farklı olarak malzemenin kalınlığına ve yoğunluğuna bağlı olarak film üzerinde oluşan görüntünün yoğunluğu da değişmektedir. Görüntünün netliği ve büyüklüğü, radyasyon kaynağının odak büyüklüğüne, radyasyon kaynağının filme olan uzaklığına, malzemenin filme olan mesafesine bağlıdır. Kaset içerisindeki film, test parçasının arkasına yerleştirildikten sonra belli bir süre x ışınları ile pozlanır. Pozlanmış film, banyo edildikten sonra kararma miktarına bakılır. Filmin kararması kısaca yoğunluk olarak adlandırılmaktadır. Filmde farklı yoğunlukların olması, test edilen parçada farklı yapıların olduğunu göstermektedir. Filmin fazla radyasyon alan kısımları daha fazla kararır. Bunun anlamı, bu bölgede film yoğunluğu yüksektir. Örneğin, malzemedeki bir boşluk film üzerinde daha siyah olarak görülür. Filmin sağlıklı okunup değerlendirilebilmesi için ışıklı film okuma cihazları kullanılmaktadır.

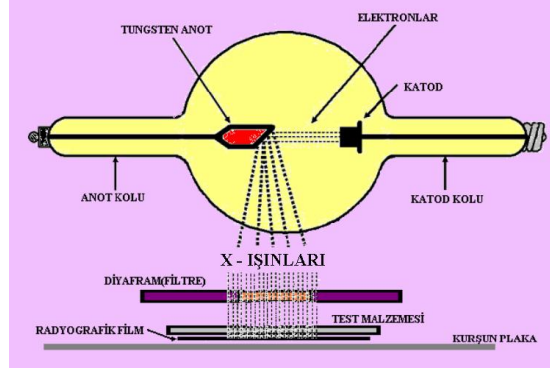


Şekil 5.5 Radyografik muayene

İdeal bir filmde çarpıklık minimum olmalı veya hiç olmamalı, netliği yüksek olmalıdır. Numunenin kenarları filmde keskin görülmeli, eğer film üzerinde numunenin kenarlarının görüntüsü keskin olarak görünmüyorsa, bu bölgede oluşacak süreksizlikler görülemeyebilir. Film mümkün olan en yüksek kontrasta sahip olmalıdır. Yüksek kontrastta küçük süreksizlikler dahi net bir şekilde görülebilir. Bunun dışında film uygun yoğunluğa sahip olmalıdır.

X ve Gama ışınları arasındaki tek fark yukarıda bahsedildiği gibi oluşum (üretilme) yerleridir. X-Işınları bir jeneratör (elektrik kaynağı) vasıtasıyla X-Işını tüplerinde oluşur, gama ışınları ise radyoaktif bozunum sırasında meydana gelir. Günümüzde havacılık uygulamalarında gama ışınlarının kullanımı bulunmamaktadır. X ışınları kullanılarak yapılan kontroller hem daha emniyetli hem de daha ekonomiktir.

X ışınları X ışını tüpünde üretimi elektronların yüksek hızda bombardımanı sonucu oluşur ve üretilen X-Işınları endüstriyel radyografide kullanılabilir. Şekil 5.6' da X-ışınlarının X-ışın tüplerinde meydana geldiği kısımlar görülmektedir. Şekilde de görüldüğü gibi odaklama haznesi (Tungsten Anot), telden (Katot) çıkan elektronları aşağı doğru yönlendirir. Buradaki çarpışma ile yüksek ısı ve X-ışınları meydana gelir. Sistem yağ, su veya hava ile soğutulur. Oluşan X-ışınları diyaframdan geçerek test malzemesi üzerine gönderilir. Işınlar film üzerine ulaşır ve test malzemesi hakkında bilgi verir. Film üzerinden geçen X-ışınları kurşun plaka tarafından emilir.



Şekil 5.6 X ışınları üretimi ve malzeme kontrolü (Megep, 2006)

X-ışınlarının enerjisi (giricilik gücü), X – ışın tüplerine uygulanan voltajla doğrudan ilişkilidir. Voltaj artarsa dalga boyu küçülür ve giricilik(enerjisi) artar. X-ışınlarının şiddeti ise belli bir zaman aralığında, birim alandan geçen veya birim alana çarpan ışınların sayısıdır.

5.3.1 Yöntemin Avantajları Ve Dezavantajları

Radyografik kontrolün genel olarak avantajları ve dezavantajları aşağıdaki tabloda sıralanmıştır.

Çizelge 5.4 Radyografi kontrolünün avantajları ve dezavantajları (Shull, 2001)

X-RAY METODU	
AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
- İşlem sonuçları (X-Ray filmleri) görsel olarak incelenir. - Malzeme içinin kontrolünü sağlar. - Malzeme kalınlığı, yoğunluğu vb. hakkında bilgi verir. - Tüm malzemelere uygulanabilir. - Tüm bölgenin kontrolünü sağlar.	- İnsan sağlığı ve çevre açısından tehlikelidir. - Pahalı bir metottur. - Yabancı maddeler sonuca tesir edebilir. - Uygulaması son derece zordur. Çevrenin kontrol altında tutulması, test sisteminin kurulumunun çoğu zaman uzun ve zahmetli oluşu diğer yöntemlere göre en büyük dezavantajıdır.

5.4 Sıvı Penetrant Testi

Sıvı penetrant testi hızlı, basit, ucuz ve hassas bir tahribatsız muayene metodudur. Çok farklı malzemelerin kontrolünde kullanılabilir olup, üretim veya servis sırasında oluşmuş yüzeye açık süreksizliklerin tespitinde uygulanan bir yöntemdir. Ayrıca taşınabilir ekipmanlar yöntemin uygulama sahasını genişleten faktörlerin başında gelmektedir. (Shull, 2001)

Sıvı penetrant muayenesinde yüzeye açık olan süreksizliklerin algılanmasında parçanın yüzeyinin temizliği ve uygulayan personelin görüşünün sorunsuz olması büyük önem taşır. Sıvı penetrant testi diğer tahribatsız muayene metotlarına göre daha az eğitim ve beceri gerektirir ancak operatörün parça yüzey temizliğine, işlem prosedür ve değişkenlerine dikkat etmesi, süreksizliğin kontrol edilecek parçada nerede ve ne şekilde oluşabileceğine dair kapsamlı bilgi sahibi olması gerekmektedir.

Kontrol edilecek parçanın yüzeyinin detaylı olarak gözle kontrolü tüm tahribatsız muayene metotlarında olduğu gibi sıvı penetrant testinde de ilk sıradadır. Bu şekilde kontrole etki edebilecek tüm etmenler ve bazı süreksizlikler tespit edilebilir.

Parçanın temizlenmesi işlemin birçok aşamasında uygulanıp büyük önem taşır. İlk basamak olarak kontrol yapılacak yüzeyin temizleme işlemi yapılır, bunun nedeni yüzeye açık olan süreksizliklerin pas, yağ, koruyucu kaplama veya buna benzer maddelerce kapanmamasıdır. Bu temizliğin ardından penetrant yüzeye uygulanabilir ve penetrant sıvısı şayet bir süreksizlik varsa bu bölgelere girebilir.

İşlem prosedürleri kullanılacak olan penetrant tipini ve penetrant bekleme zamanını belirler. Bu süre penetrantın olası süreksizliklere girmesi için gereken süredir. Bu sürenin ardından yüzeyde kalan penetrant temizlenir. Bu işlemde dikkat edilmesi gereken süreksizliğin içindeki penetrantın dışarı çıkarılmamasıdır. Bu ikinci temizlemenin ardından “developer” olarak bilinen kimyasal madde yüzeye uygulanır. Developer şayet süreksizlik varsa içine girmiş olan penetrantı çekerek görülebilir hale gelmesini sağlar. Bu sayede süreksizlik renk kontrastından ötürü kolaylıkla tespit edilebilir. Bu işlemler neticesinde gerekli yorumlar yapılır. Kontrolün neticesi kayıt altına alındıktan sonra developer ve kalan penetrant temizlenerek işlem sonlandırılır.

Penetrant (sıvı girinim) kontrolü, özel sıvılar yardımıyla malzeme yüzeyindeki çok küçük kılcal çatlakları açığa çıkarmak için kullanılan tahribatsız test yöntemlerinden biridir.

5.4.1 Sıvı Penetrant Muayenesinin Aşamaları

Penetrant testinde, ilk olarak test edilecek parçanın yüzeyinin (dolayısıyla çatlakların içinin) kimyasal olarak temizlenip yağ, kir vb. yabancı maddelerden arındırılması gerekir. Penetrant test parçasının yüzeyine uygulanır ve penetrantın yüzeye açık süreksizliklere kılcallık olayı ile girmesi için yaklaşık on beş dakika beklenir. Daha sonra süreksizliklerin içerisine girmeyen yüzeydeki penetrant giderilir. Süreksizliklere giren penetrantın dışarı çıkmasını sağlayan geliştirici (developer) ince bir tabaka olarak yüzeye uygulanır. Bu olaya ters kılcallık denir ve penetrantın daha geniş bir belirti oluşturmasını sağlar. Penetrant uygulanan parçanın yüzeyi incelendikten sonra penetrant ve geliştiriciye ait kalıntıları gidermek için son temizlik yapılır.

Bu yöntem ile sadece yüzeye açık süreksizlikler belirlenebilir. Kontrol işlemi çeşitli aşamalardan oluşmaktadır ve bu aşamaların dikkatle uygulanması gerekmektedir. Penetrant sıvı ile kontrol işleminin her aşaması aşağıda verilmiştir.

1. Yüzey hazırlama: Test edilecek yüzeyin yağ, gres gibi kirlerden arındırılması, penetrantın süreksizliğe tam olarak nüfuz edebilmesi açısından önemlidir. Süreksizlik içinde temizlik sırasında kullanılan materyallerin kalmamasına dikkat edilir. Zira bu tip bir durum hata boyutunu algılanmasını zorlaştırır. Bu amaçla kurutma işlemleri uygulanır.
2. Penetrantın uygulanması: Test parçasının üzerine penetrant fırça veya sprey ile uygulanabileceği gibi, test parçası penetrant banyosuna da daldırılabilir.
3. Penetrantın nüfuziyeti: Penetrantın yüzeyde bir süre kalması istenir. Bunun nedeni derin ve kılcal çatlak benzeri süreksizliklere penetrantın tam olarak nüfuz etmesinin sağlanmasıdır.



Şekil 5.7 Penetrantın uygulanması (Megep, 2006)

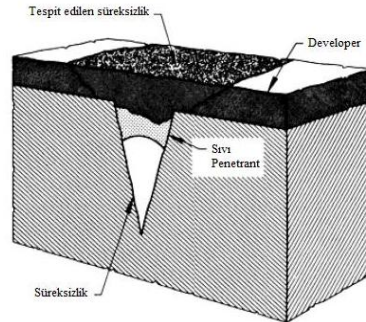
Penetrantın kılcal çatlakların içini tam olarak doldurabilmesi için, belirli bir nüfuziyet süresine ihtiyaç vardır. Çizelge 5.5’ de farklı malzemeler ve prosesleri için hata türüne de bağlı olarak değişim gösteren penetrant ve developer bekleme süreleri verilmektedir. Verilen süreler yaklaşık 50 °C işlem sıcaklığı için en düşük bekleme süreleridir ve su ile yıkanabilen, solventle giderilebilen floresan penetrantlar için geçerlidir. Emülsiyonlaştırıcı uygulamalarında ilave bekleme süreleri gereklidir.

Çizelge 5.5 Penetrantlar ve developerler için nüfuziyet süreleri (Cartz, 1995)

Malzeme	Üretim Yöntemi	Süreksizlik Tipi	Nüfuziyet Süresi (dakika)	
			Penetran	Developer
Alüminyum, Magnezyum, Çelik, Titanyum ve Yüksek sıcaklık alaşımları	Döküm ve Kaynak	Soğuma Çekmesi, Pürüzlülük, Çatlaklar	5	7
	Plastik Şekil Verme	İzler, Çatlaklar	10	7
Plastik	Tüm Yöntemler	Çatlaklar	5	7
Cam	Tüm Yöntemler	Çatlaklar	5	7
Seramik	Tüm Yöntemler	Çatlaklar	5	7

4. Fazla penetrantın giderilmesi: Yüzeyin ıslak bir bezle hafif bir şekilde silinmesi veya bir solvent kullanılması ile gerçekleştirilir. Süreksizlik içindeki penetrantın giderilmemesine dikkat edilmelidir.

5. Developerin uygulanması: Developer süreksizlik içine giren az miktardaki penetrantın dahi, emilerek incelenebilir hale gelmesini sağlar. Developer yüzeye kuru uygulamada toz halde, sıvı uygulamada ise bir tanka daldırılarak veya sprey halinde uygulanabilir. Penetrantın yeterli düzeyde emilebilmesi için bir süre beklenmelidir.



Şekil 5.8 FPI metodunda penetrantın developer içine taşınımı (ASM Handbook Volume 17, 1992)



Şekil 5.9 Sıvı Penetrant Uygulaması (33b-1-1, 2005)

6. Yüzeyin incelenmesi: Uygun ışık kaynağı altında, yüzey süreksizliklerini belirten penetrant izleri incelenir. Bu izler genellikle, ultraviyole ışıktaki görüntü veren fosforlu renklerde veya kırmızı renktedir.

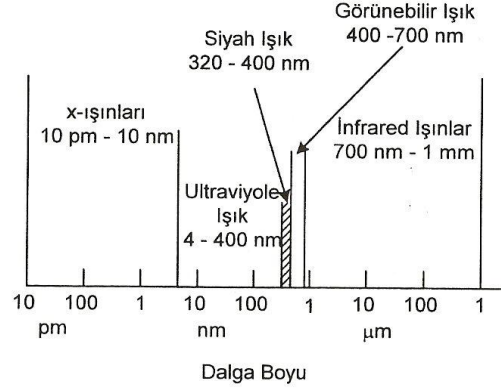
7. Yüzeyin temizlenmesi: Kontrol işleminin ardından yüzey temizlenerek, kurutulur.

5.4.2 Penetrant Sistemleri

Muayene edilecek malzemenin yüzey durumu, karşılaşılan yaygın kusurların karakteristikleri, iş parçasının ölçüsü, muayene zamanı ve yeri gibi kıstaslar göz önünde bulundurularak 3 farklı ana sistem bulunmaktadır. Bunlar;

- a. Su ile yıkanabilir sistem,
- b. Emülsiyonlaştırıcı sistem,
- c. Solvent ile çıkarılabilir sistem.

Yaklaşık 0,5 μm genişlikteki çatlaklar belirlenebilir. Floresan penetrant izleri yalnızca ultraviyole ışık altında incelenebilir. Ultraviyole ışık ise görülebilir ışıktan düşük dalga boyuna sahiptir. Elektromanyetik spektrumun 320-400 nm dalga boyuna sahip üst değerleri siyah ışık (UV) olarak adlandırılır ve floresan penetrantların oluşturduğu izlerin incelenmesinde kullanılır. Şekil 5.12 'de çeşitli ışık türlerinin dalga boyu dizilişleri verilmektedir. Görülebilir penetrantlar ise beyaz ışık altında rahatlıkla incelenebilir.



Şekil 5.12 Elektromanyetik spektrum (Halmshaw, 1993)

Penetrantların fiziksel ve kimyasal özellikleri şöyle sıralanabilir:

- Yüksek ıslatma kabiliyeti,
- Düşük viskozite,
- 60 ° C' dan düşük olmayan parlama noktası,
- Renginin parlak olması,
- Az zehirleyici olması,
- Çıkarma kolaylığı,
- Yavaş kuruma özelliğine sahip olması,
- Kokusuz olması,
- Düşük maliyeti.

Bunun yanı sıra developerlar da kendi aralarında kuru toz, suda çözünen, suda askıda kalan ve susuz yağ (solventte askıda kalan) ve özel amaçlar için kullanılan developerlar olmak üzere beşe ayrılır. Çizelge 5.6'da sıvı penetrant kontrolünde kullanılan tüm malzemelerin tipleri ve hassasiyet ölçüleri gösterilmiştir.

Çizelge 5.6 Sıvı penetrant testinde kullanılan kimyasal malzemeler (Mcdonnell Douglas, 2010)

Tip	
Tip 1	Floresan penetrant
Tip 2	Görülebilir penetrant
Tip 3	Çift fazlı penetrant
Metot	
Metot A	Su ile yıkanabilir
Metot B	Emülsiyonlaştırıcı kullanılan (Lipofilik emülsiyonlaştırıcı)
Metot C	Solvent ile temizlenen
Metot D	Emülsiyonlaştırıcı kullanılan (Hidrofilik emülsiyonlaştırıcı)
Tip 1 için Hassasiyet Derecesi	
Seviye 1	Düşük
Seviye 2	Orta
Seviye 3	Yüksek
Seviye 4	Çok Yüksek
Developer	
Form a	Kuru toz
Form b	Suda çözünebilen
Form c	Suda askıda kalan
Form d	Susuz yağ (Solvent)
Form e	Özel uygulamalar amaçlı

5.4.3 Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları

Sıvı penetrant yönteminin en önemli üstünlüğü çok geniş bir uygulama alanı olmasıdır. Bazı gözenekli malzemeler dahi özel penetrant sistemleri ile kontrol edilebilir. Ek olarak sıvı penetrant testi diğer tahribatsız muayene metotları ile kıyaslandığında daha basit ve oldukça ekonomiktir. Test ekipmanlarının rahatlıkla taşınabilir olması bir diğer avantajdır. Büyük ve küçük olmak üzere birçok şekilde parçanın kontrolü mümkün olup tecrübeli operatörler tarafından uygulandığında güvenilir neticeler alınır. Basit geometriye sahip geniş bölgeler için hızlı ve seri bir kontrol sağlamak amacıyla otomatik sistemler kullanılmaktadır.

Sıvı penetrant kontrolünün en büyük dezavantajı sadece yüzeye açık olan hataların saptanabilir olmasıdır. Bunun dışında alınacak sonuçlar önemli ölçüde operatörün beceri ve tecrübesine bağlıdır.

Gözenekli, kirli veya kaba yüzeyler süreksizliklerin kapanmasına neden olabilir. Standart penetrant malzemeleri ile 49 °C' nin üstünde veya 4 °C' nin altında muayene yapılamaz ancak özel penetrant malzemeleri ile 175 °C veya -12°C gibi uç sıcaklıklarda dahi çalışılabilir. Çok dar olan süreksizliklerin tespitinde penetrantın süreksizlikten içeriye girmemesi gibi problemler ile karşılaşılır, bu tip süreksizlikler tespit edilemeyebilir. Malzeme süreksizliğinin tipi, sıcaklık ve nem gibi faktörler metodun hassaslığını etkilemektedir. Ayrıca sıvı penetrant testinde kullanılan kimyasallara temas edilmemesine özen gösterilmemelidir. Avantaj ve dezavantajlar aşağıdaki tabloda düzenli bir biçimde belirtilmiştir.

Çizelge 5.7 Sıvı penetrant kontrolünün avantaj ve dezavantajları (Shull, 2001)

SIVI PENETRANT KONTROLÜ	
AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
- Ucuz. - Kolay uygulanabilirlik. - Birçok malzemeye uygulanabilir. - Hızlı. - Taşınabilir. - Parça boyut ve şekli açısından geniş	- Sadece yüzeydeki süreksizlikler tespit edilebilir. - Sıcak, kirli veya kaba yüzeylerde yeterli değildir. - Gözenekli malzemelerde iyi sonuç alınamaz. - Çevre kirliliği ve sağlık sorunları

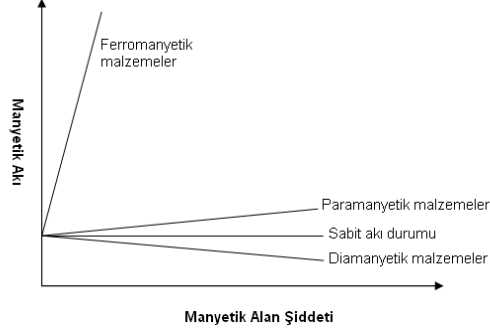
uygulanabilirlik. - Güç kaynağı gerektirmez. - Süreksizlik bölgesi, yönü ve yaklaşık olarak boyutu/şekli tespit edilebilir. - Yüzeyin tamamen kontrol edilmesini sağlar.	yaratabilir. - Uygulama sıcaklığı limiti vardır. - Boya ve diğer koruyucu kaplamaların kaldırılması şarttır. - Yöntemin başarısı doğrudan operatöre bağlıdır. - Metot öncesi uygulanan mekanik işlemler ile olası çatlağın ağzı kapanabilir. - Son kontrol görseldir.
---	--

5.5 Manyetik Parçacık Kontrolü

Maddelerin atomlarının dış yörüngelerinde bulunan serbest valans elektronlar kütle içinde birbirleri ile rastgele etkileşim halinde olduklarından kutup çiftleri rastgele yönlenmiş durumdadır, dolayısıyla kütlenin manyetikliğini etkilemezler. Diğer taraftan valans altı enerji düzeyleri tam dolu olan atom bir kutup çiftine sahip olamaz. Eğer bir atomun valans altı yapısında doymamış bir enerji düzeyi varsa, diğer bir deyimle tek elektron içeriyorsa atomda manyetik kutup çifti oluşur. Fe, Ni gibi malzemelerde çok sayıda dolmamış enerji düzeyi bulunduğu için atom bireyleri kutup çiftlerine sahiptir. Manyetik kutup çiftine sahip atom bireylerinin manyetik alan etkisinde davranışı değişik türde olur ve bu davranış malzemelerin manyetiklik türünü belirler. (Onaran, 2000)

Demir, nikel, kobalt içeren malzemeler manyetize edildiklerinde birbirlerini kuvvetli bir biçimde çekerler; bu malzemelere ferromanyetik malzemeler denilir. Bazı malzemeler ise manyetik alan tarafından çok zayıf bir biçimde çekilirler ve bu tip malzemelere paramanyetik malzemeler denilmektedir. Diamanyetik malzemeler ise manyetik alan tarafından hafifçe itilen malzemelerdir. (Mix, 2005)

Ferromanyetik malzemelerin manyetik geçirgenlikleri çok büyüktür. Manyetik akı manyetik alan etkisinde Şekil 5.13' deki gibi hızla artar.



Şekil 5.13 Değişik türdeki malzemelerde manyetik akının manyetik alan şiddeti ile değişimi
(Onaran, 2000)

Bu özelliğe sahip malzemelerde, paramanyetiklerde olduğu gibi dolmamış enerji düzeyleri nedeni ile atom bireyleri kutup çiftine sahip olmakla beraber, kutup çiftleri ayrıca gruplar halinde yönlendirilerek mikro düzeyde ortak yerel manyetik bölgeler oluştururlar. Genelde bu yerel manyetik bölgelerin yönleri rastgeledir, dolayısıyla net manyetiklik yoktur. Manyetik alan etkisinde yerel kutuplar dönerek paralel hale gelirler, bu durumda net manyetiklik oluşur ve manyetik akı çok yükselir.

Manyetik malzemeler genellikle sert ve yumuşak manyetik malzemeler olmak üzere ikiye ayrılırlar. Yumuşak manyetik malzemeler kolay manyetikleşir ve aynı şekilde kolaylıkla bu özelliklerini kaybederler. Sert manyetik malzemeler ise yumuşak manyetik malzemelerin aksine zor manyetikleşir, manyetiklik özelliklerini kolay kaybetmezler.

Paramanyetik malzemelerde de dolmamış valans altı enerji düzeyleri vardır ancak bunların manyetik geçirgenlikleri çok küçüktür. Al, Pt, Ti, Cr ve O birer paramanyetik malzeme sayılabilirler. Diamanyetik malzemelerin valans altı enerji düzeyleri tam doludur dolayısıyla net manyetikliğe sahip değildirler. Cu, Ag, Sn ve Zn diamanyetik malzemelerdir. (Onaran, 2000)

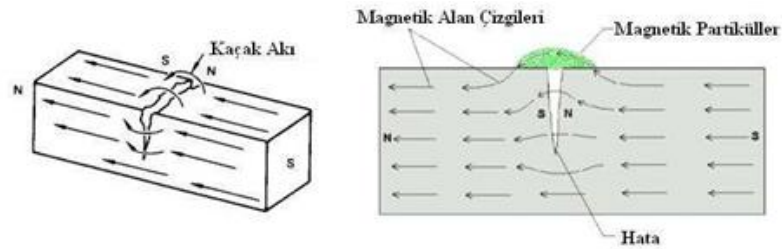
Manyetik parçacık kontrolünde ferromanyetik malzemeler kontrol edilebildiğinden konunun ileriki kısımlarında ferromanyetiklik üzerinde daha fazla durulacaktır. Özellikle çelik parçaların yüzey kontrollerinde manyetik parçacık kontrolü hem çok hızlı hem de çok güvenilir bir metottur.

Şayet kontrol edilecek numune ferromanyetik bir malzeme ise yüzey süreksizliklerinin tespitinde manyetik parçacık kontrolü en ekonomik yöntemlerden biridir. Manyetik parçacık metodu kullanılmaya karar verildiyse bu noktadan sonra üç tercih daha yapılmalıdır. (Shull, 2001)

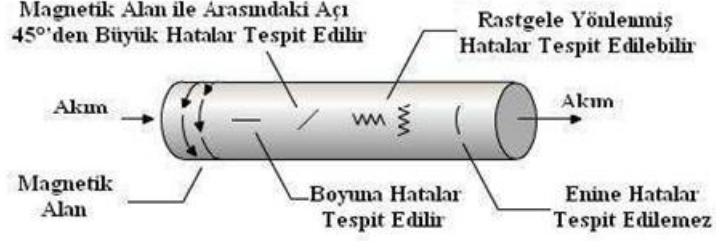
- Hangi mıknatıslama yöntemi kullanılacak?
- Akım tipi ne olacak?
- Parçacık tipi nasıl olacak?

Manyetik parçacık kontrolünde genel olarak ferromanyetik parça mıknatıslanır ve yine ferromanyetik olan parçalar kontrol edilecek yüzeye homojen olarak yayılır. Yüzeyde bulunan manyetik parçacıklar mıknatıslanmanın etkisiyle süreksizliğe doğru yönelir ve süreksizliği tespit edebilir hale getirirler. (Shull, 2001)

Manyetik parçacık çatlak kontrol yöntemi bütün çelik ve alaşımları ile dökme demirler muayene edilebilir. Genellikle yüzey ve yüzeye yakın bölgedeki çatlaklar tespit edilebilir. Parçaların kontrolünde çatlak olan bölgelerde akı kaçağı oluşur. Manyetik alandaki bu değişim, manyetik parçacık muayenesinin temelini oluşturur. Bir çatlak veya herhangi bir süreksizliğin oluşturduğu bu saçılan alan, mıknatıslama sırasında yüzeye kuru veya süspansiyon içerisinde uygulanan ve serbest olan demir ve demir oksit tozlarını çekmeye ve hatalı bölge üzerinde bir köprü oluşturmaya başlar. Bu şekilde çatlak üzerinde oluşan toz yığını gözle görülerek hatalı bölge olarak tanımlanabilir. Bir çatlak görüntüsü için en önemli şart, manyetik alan çizgileriyle çatlak arasındaki açının 45° 'den az olmamasıdır. (Onursal, 2007)

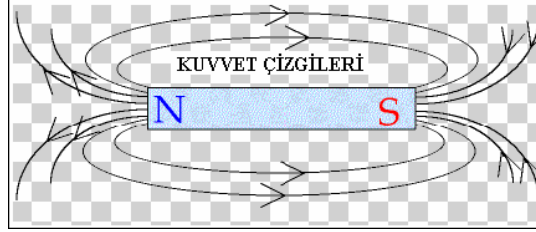


Şekil 5.14 Manyetik parçacık ile muayene (Megap, 2006)



Şekil 5.15 Tespit edilebilen / edilemeyen hata türleri (Megep, 2006)

Manyetik parçacık testinin esasını kontrol edilecek olan malzemelerin mıknatıslanabilme özelliğine sahip olması teşkil eder. Kontrol edilecek olan malzemeye cihaz tarafından akım verilerek malzemenin mıknatıslanması sağlanır.



Şekil 5.16 Kuvvet çizgileri ve hareketi

Şekilde görüldüğü gibi bir mıknatısın etrafında kuvvet çizgilerinin belirli bir yönü vardır. Bunlar kuzeyden (North) çıkarlar güneyden (South) girer ve mıknatısın içinde güneyden (South) kuzeye doğru yollarına devam ederler. Manyetik kuvvet çizgileri devamlı ve daima kapalı bir çevrim oluşturur. Kuvvet çizgileri birbirini kesmez ve diğer kuvvet çizgileri ile çakışmaz. Bir mıknatısın etrafında kuvvet çizgilerinin etkilerinin etkisinin görüldüğü alana manyetik alan denir. Yukarıdaki çizgilerin hepsi, mıknatısın etrafındaki manyetik alanı oluşturur. Manyetik alan mıknatısın uçlarında daha yoğundur. Malzemeye akım verilip malzemede manyetik bir alan oluşturduktan sonra eğer malzeme süreksizlikler var ise süreksizliklerde de N-S kutupları oluşur.

Süreksizlik bulunan malzemelerde bir akı kaçağı oluşmaktadır. Bu akı kaçakları malzeme yüzeyine uygulanan demir tozlarını süreksizlik üzere toplar. Eğer süreksizlik yok ise demir tozları kuru olan malzeme yüzeyinde toplanmadan malzeme yüzeyini terk edecektir. İkinci olarak demir tozları taşıyıcı bir sıvı içinde süspansiyon(karışım) halde bulunur ve bu sıvı içinde floresan maddede bulunur. Bu sıvı mıknatıslandırılmış malzeme üzerine dökülerek veya sıkılarak, eğer var ise süreksizliklerin üzerinde demir tozlarının toplanmasına neden olur.

5.5.1 Manyetik Parçacık Kontrolünün Uygulanması ve Muayene Teknikleri

Temelde aynı olsa da, muayenesi yapılacak olan parça şekline ve hata tipine göre kontrol teknikleri farklılık göstermektedir. Bu metotla kontrol edilecek parçanın önce mıknatıslanması ve muayene bitince de bu mıknatısiyetin alınması gerekir. Test parçasının mıknatıslanması için çeşitli teknikler vardır. Bu teknikler, test parçası içinde meydana gelen manyetik alana göre boyuna ve dairesel olmak üzere iki grupta toplanır.

5.5.1.1 Boyuna Mıknatıslama

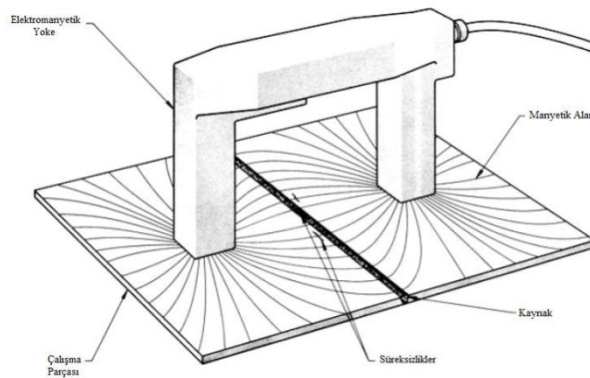
Parçada oluşabilecek muhtemel çatlakların tespitinde kullanılan metotlardan biri boyuna mıknatıslamadır.

a- Kalıcı mıknatıslarla veya elektromıknatıslarla mıknatıslama:

Bu yöntemde test yüzeyi ile temas “U” şeklindeki bir kelepçe (yoke) ile sağlanır



Şekil 5.17 Kelepçe cihazı (Megep, 2006)



Şekil 5.18 Yokenin çalışması ve kaynak hatalarının tespiti (Shull, 2001)

Temas yüzeyleri, parçanın bu kısımlarında mevcut manyetik alanın kuzey ve güney kutuplarını oluşturur. Şekil 5.18’de görüldüğü gibi manyetik akı çizgileri iki kutbu birleştiren doğruya paraleldir ve bu doğruya dik olan çatlakların algılanması maksimumdur

b- Bobin ile mıknatıslama:

Test edilecek parça enerji verilmiş bobinin iç yüzeyine yakın olacak şekilde yerleştirilir. Çünkü bobin etrafında dönen kuvvet çizgileri yönünden dolayı burada manyetik alan maksimumdur. Parça eksenine boyunca manyetize edilir ve bu yüzden en büyük hassasiyet bizzat eksene dik olan çatlaklar için geçerlidir. Bobin ile bir seferde muayene edilebilecek parça uzunluğu en fazla 18 inç’tir.



Şekil 5.19 Bobin ile parçada oluşturulan boyuna manyetik alan (Megep, 2006)

c. Kablo Sarımı ile Mıknatıslama

Uzun parçalarda boyuna manyetik alan yaratmak için kablo parçaya sarılarak akım uygulanır. Bu sayede parça üzerinde boyuna manyetik alan yaratılmış olur.

5.5.1.2 Dairesel Mıknatıslanma

a-Dahili iletken ile mıknatıslama:

Bu mıknatıslama ortası delik parçalar için uygundur. Parça içine bir iletken yerleştirilir. Akım verildiğinde dairesel manyetik alan meydana gelir.

b-Temas kafaları ile mıknatıslama:

Farklı kesitlere sahip parçalarda dairesel mıknatıslama her bir kesitin gerçek çapına göre hesaplanmalıdır. Dairesel olmayan kesitlerde maksimum köşegen göz önüne alınır.

c-Prodrlarda mıknatıslama:

Bu teknikte, bir güç kaynağına bağlı portatif elektrotlarla parçanın bu elektrotlar arasında kalan kısmından elektrik akımı bölgesel bir mıknatıslama meydana getirilir.

Malzeme mıknatıslandıktan ve üzerine kuru demir tozu veya floresan sıvısı ile birlikte süspansiyon halindeki demir tozları malzeme üzerine uygulandıktan sonra kontrol işlemine geçilir. Beyaz ışık şiddeti üretici firmanın verdiği değerlerde olmalıdır. Bu şartlar altında malzeme kontrol edildiğinde çatlak var ise floresan olmayan demir tozları beyaz ışık altında malzeme yüzeyine toplanmış olarak, floresan demir tozları da siyah ışık altında sarı-yeşil karışımı keskin bir belirti olarak görülecektir. Elde edilen belirtiler standart veya şartnamelere göre değerlendirilir. Kontrolün ardından artık mıknatısiyetin alınması şarttır.

5.5.2 Yöntemin Avantajları ve Dezavantajları

Yüzey süreksizliklerinin bulunmasında son derece hassas ve güvenilir bir yöntemdir. Kontrol yapılacak yüzeyde ince bir kaplama veya boya olması halinde bile uygulanabilir. Tecrübeli bir operatör çatlağın derinliği hakkında bilgi sahibi olabilir. Sıvı penetrant testine göre en büyük farklarından biri manyetik parçacık kontrolünde yüzeye çok yakın yüzey altı süreksizlikleri de tespit edilebilir. (Shull, 2001)

Manyetik parçacık kontrolünün en büyük dezavantajı sadece ferromanyetik malzemelere uygulanabilir olmasıdır. Bunun yanında sadece yüzey ve yüzeye çok yakın bölgelerde bulunan süreksizliklerin tespit edilebiliyor olması da yöntemin kısıtlamaları arasındadır. Ayrıca mıknatıslama sırasında olası bir elektrik arkı temas noktalarında malzemeye zarar verebilir. Kontrol tamamlandıktan sonra son olarak parçanın mıknatıslığının alınması gerekir.

Çizelge 5.8 Manyetik Parçacık Kontrolünün avantaj ve dezavantajları (Shull, 2001)

MANYETİK PARÇACIK KONTROLÜ	
AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
- Kesin ve güvenilir. - Uygulanması kolay. - İndikasyonlar direk olarak malzeme üzerindedir. - Operatör için görece daha az eğitim yeterlidir. - Parça boyut ve şeklinde neredeyse hiçbir kısıtlama yoktur. - Şayet boya gibi manyetik olmayan kaplamalar yeteri kadar ince ise doğrudan uygulanabilir. - Çatlak derinliği hakkında bilgi verir. - Düşük maliyetlidir.	- Ferromanyetik malzemelere uygulanabilir. - Yalnızca yüzeydeki ve yüzeye çok yakın süreksizlikler bulunabilir. - Demanyetizasyon gereklidir. - Büyük parçalar için yüksek akım gerekir. - Elektrik kontağında parçaya zarar verme riski vardır. - Bazı parçaları birden fazla kez kontrol etmek gereklidir. - İşlem sonucunun kesinliği doğrudan operatörün tecrübe ve bilgisine bağlıdır.

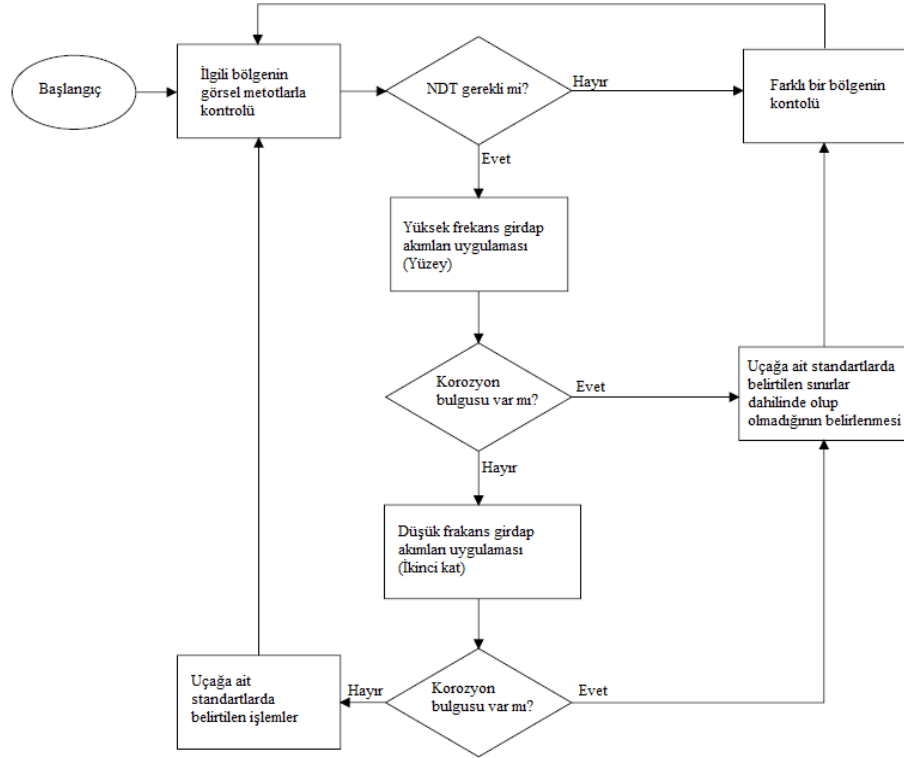
6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Bu bölümde havacılıkta uygulanan tahribatsız muayene örneklerine yer verilmiştir. Deneysel çalışmalar tahribatsız muayenelerin havacılıktaki öneminin anlaşılması bakımından büyük önem arz etmektedir.

6.1 Uçak Yapılarında Görülen Korozyonun Tahribatsız Muayene ile Tespiti

Uçaklarda korozyon çok sık rastlanan ve büyük tehlikeler yaratabilecek bir durumdur. Korozyonun görsel yöntemler veya tahribatsız muayene metotları ile tespitinin ardından korozyonun tamamen giderilmesi esas amaçtır. Mekanik yöntemlerle korozyonun temizlenmesinin ardından değişen miktarlarda metal kaybı olacağından bir başka tahribatsız muayene uygulamasına da bu safhada ihtiyaç duyulur. Ultrasonik dalgalar kullanılarak yapılan kalınlık ölçümü neticesinde uçağın bu şartlar altında uçabilecek durumda olup olmadığına karar verilir.

Korozyonun tespitinde kullanılan yöntemlerden bir tanesi girdap akımları metodudur. Alüminyum alaşımı gövde sacında meydana gelen korozyonun tespitinde metal kaybının saptanması kontrolün esasını teşkil eder. (B737 NTM, 2010)



Şekil 6.1 Korozyon Tespiti Algoritması

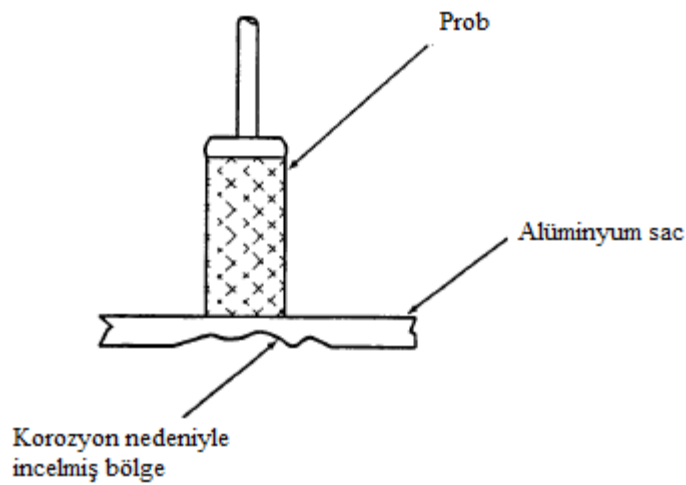
Uçak gövde dış sacındaki iki katlı yapının ara bölgesinde oluşan % 10 ve üzeri korozyon tespiti ve değerlendirilmesi amacı ile girdap akımları yöntemi kullanılır. Kontrol sac kalınlığının % 10 ve üzeri incilmesi durumu için geçerlidir. Gövde sacının malzemesi ve ısıl işlem durumu 7075 T6 veya 2024 T3-T4 olup, kalınlığı 0.032 inç (0.81 mm) ile 0.125 inç (3.175 mm) arasında değişmektedir.

Malzemenin iletkenliğinde meydana gelmiş olan değişim veya referans standart ile uçak sacının arasındaki kalınlık farkı ve boya girdap akımları sinyallerinin etkiler. Bu nedenle çok yüksek hassasiyette korozyon derinliği tayini ve % 10'un altındaki malzeme kalınlığı değişimi tespiti kesin olarak yapılamaz.

Sacın yüzeyinde gerçekleştirilen kontrollerde düz yüzeye sahip problar tercih edilir. Bunun yanında bobin çapı küçük olan problar korozyon bulunan küçük alanlarının tespitinde çok daha başarılı sonuçlar vermektedir. Bu kontrollerde ideal sonuç için 20-50 kHz frekanslı girdap akımları tercih edilir.

Girdap akımı muayenesine geçmeden önce kontrol parametrelerini tayin etmek amacıyla kontrol edilecek malzemenin kalınlığı ölçülür. Bu işlemin ardından ölçülen kalınlığa ait frekans seçilir ve ilgili test parçası ile cihaz kalibrasyonu yapılır.

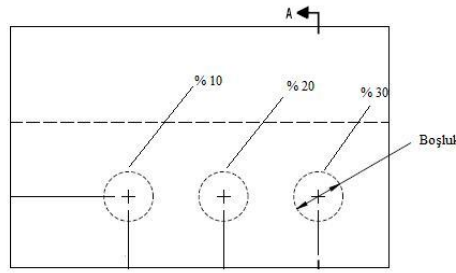
Bu kontrol metal kalınlığı değişimi esasına dayanmaktadır. Aşağıdaki şekilde korozyon nedeniyle incelmış alüminyum sacı ve prob pozisyonunu görülmektedir. (B737 NTM, 2010)



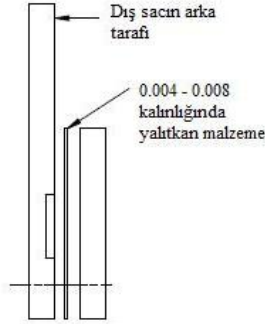
Şekil 6.2 Korozyon nedeniyle incelmış olan gövde sacı ve prob pozisyonu

Şayet uçakta kontrol edilecek bölgede boya varsa kalınlığı ölçülmeli ve kalibrasyon yapılırken bu boya kalınlığını temsil edecek yalıtkan bir malzeme (kağıt, plastik bant...) referans standart üzerine koyulmalıdır. Bu şekilde doğru bir kontrol yapılabilir.

Bu kontrolde kullanılan referans standart aşağıdaki gibidir. Cihaz kalibrasyonuna çift katlı ve boşluksuz bölge referans alınacak şekilde başlanır. Cihaz ayarlar değiştirilerek ilgili çalışma frekansında farklı derinliklere sahip üç boşluktan standartlarda belirtilen sinyaller elde edilir. Referans standartta bulunan bu üç boşluk sırasıyla dış sac kalınlığının %10, %20, %30'u derinliğindedir.

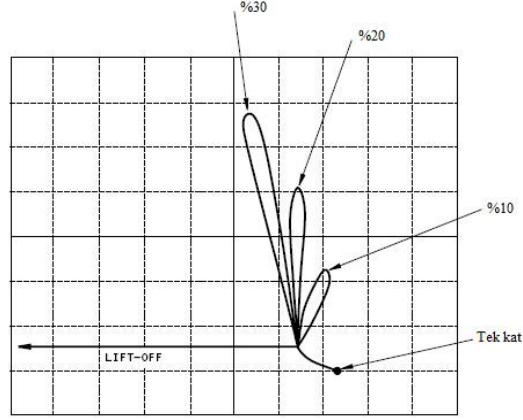


Şekil 6.3 Girdap akımları testi ile korozyon tespitinde kullanılan referans standart



Şekil 6.4 Girdap akımları testi ile korozyon tespitinde kullanılan referans standart kesiti
(B737 NTM, 2010)

Metalsel malzeme kalınlığındaki değişimin tespiti esasına dayanan bu muayene için yapılan kalibrasyon neticesinde Şekil 6.5'deki sinyaller alınmalıdır. Bu sinyaller her bir boşluk için yakalanmalıdır. Bu sinyallerin yüksekliğinin istenen seviyelerde olması kontrolün hassaslığı açısından büyük önem taşır.



Şekil 6.5 Korozyon tespiti için yapılan cihaz kalibrasyonunda alınması gereken sinyaller
(B737 NTM, 2010)



Şekil 6.6 Korozyon tespiti için yapılan cihaz kalibrasyonunda alınan sinyaller

Dış sac kalınlığının inceldiği bölgelerde alınan sinyaller yukarıdaki gibidir. Bu sinyallerin nedeni probun temas ettiği sacın diğer tarafında bulunan boşluğun malzemede oluşan girdap akımlarının sürekliliğinin bozmasıdır. Daha büyük boşluk indüklenen akımı daha çok bozacağından malzemede oluşan ikincil manyetik alan da o denli az olur. Buna paralel olarak birincil manyetik alan daha baskın hale gelir ve bu da cihaz ekranına yukarıdaki sinyaller şeklinde yansır.

Muayene bölgesinde yapılan incelemeler tamamen uçak üreticisinin ilgili uçağa ait yayımladığı tahribatsız muayene standartlarına göre gerçekleştirilir. Kabul – ret kriterleri standartlarca belirlenir. Şayet korozyona rastlanırsa yapısal işlemlere başvurulur.

Dış sac üzerinde meydana gelmiş olan korozyonun tespit edilip mekanik yöntemlerle yüzeyden temizlenmesi (tırışlanması) işleminin ardından kalınlık ölçümü yapılır. Elde edilen sonuçlar ilgili uçağa ait olan standartlarda o bölgeye dair belirtilen en düşük kalınlığın altında ise yama veya benzeri uygulamalara gidilir. Uçakların gövde sacları çok ince olduğundan kalınlıktaki ufak çaplı değişimler bile büyük önem arz eder.

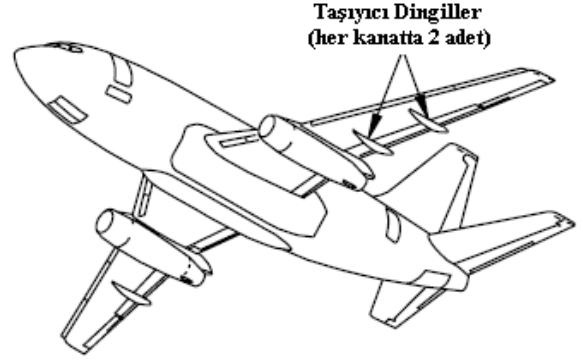


Şekil 6.7 TM1-CD cihazı ile gerçekleştirilen ultrasonik kalınlık ölçümü

6.2 Flap Taşıyıcı Elemanların Muayenesi

Uçakların bakımında en çok kullanılan yöntemler Girdap Akımları metodu olsa da bazı durumlarda diğer metotların uygulanması zorunludur. Bu durumlar genellikle malzeme farklılığından ileri gelir. Girdap akımları konusunda değinildiği gibi bu yöntem uçağın genelinde büyük oranda bulunan alüminyum alaşımlarında başarı ile uygulanabilmektedir. Bunun dışındaki malzemeler için alternatif yöntemlere gidilir. Metot seçiminde bir diğer faktör ise hatanın nerede oluşabileceği ve dolayısıyla kontrolün nerede yapılacağıdır. Girdap akımları yalnız yüzeydeki ve yüzeye çok yakın hatalar için uygulanabildiğinden, hacimsel hatalar için asla kullanılamaz.

Uçak yapısındaki en önemli ve en çok bilinen kontrol yüzeylerinden olan flapların kontrolünü sağlayan elemanlara “taşıyıcı dingil” (carriage spindle) denilmektedir. Kanatta firar kenarında bulunan flapların hava aracının sağlıklı hareket edebilmesi ve güvenli bir uçuş gerçekleştirebilmesi için ne kadar önemli olduğu bilinmektedir. Flapların kontrolünü sağlayan taşıyıcı dingiller için yukarıda bahsi geçen nedenlerden ötürü ultrasonik kontrol en uygun tahribatsız muayene metodudur. Şekil 6.8’ de flapları hareket ettiren elemanların uçaktaki konumları görülmektedir.



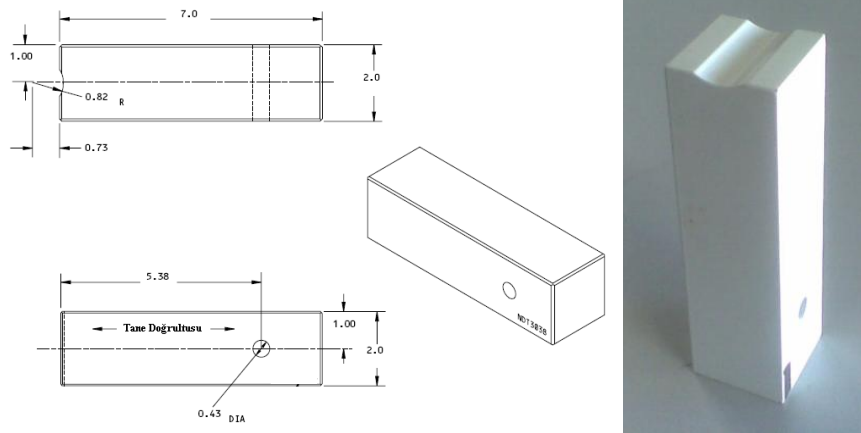
Şekil 6.8 B737 uçağındaki flap taşıyıcı elemanlar ve konumları

Boeing 737 klasik nesilde sağladığı mukavemet ve güvenilirlik amacıyla 4340 çeliği dingiller için uygun bulunmuştur. Yeni nesil 737’lerde titanyum alaşımı tercih edilmeye başlanmıştır.

Bu bölgeye uygulanan ultrasonik muayene prosedürlerinde amaç kırılmanın tespitinin yapılmasıdır. Uçakta her kanatta ikişer adet olmak üzere dört taşıyıcı eleman bulunmaktadır.

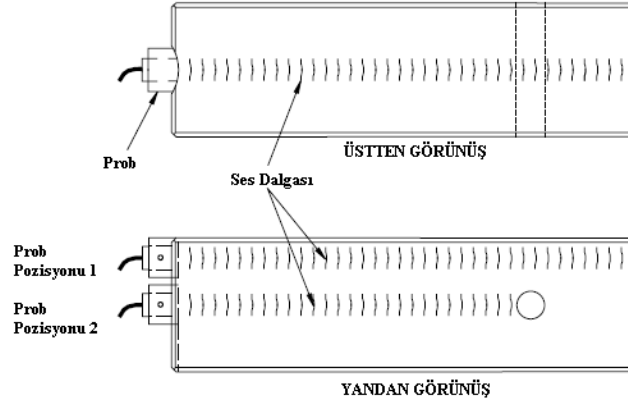
Muayene için 5 MHz’lik prob seçildi ve probun parçaya tam olarak oturması amacıyla plastik pabuç kullanıldı. Pabuç olarak adlandırılan polimer esaslı (Polimetil metakrilat) aparat sayesinde ses dalgaları malzemeye direk olarak doğrusal bir şekilde giriş yapabilir.

Her tahribatsız muayene uygulamasında olduğu üzere öncelikle kalibrasyon işlemi yapıldı. Kalibrasyon, taşıyıcı elemanı malzeme ve şekil olarak temsil eden referans blok üzerinde gerçekleştirildi. Standartlarda gösterilen referans blok Şekil 6.9 gibidir.



Şekil 6.9 Taşıyıcı elemanın muayenesinde kalibrasyon için kullanılan referans standart

Kalibrasyona başlarken ses dalgalarının iletimini sağlamak amacıyla prob ile pabuç arasına ve referans bloktaki inceleme sahasına kuplaj sıvısı uygulandı. Prob öncelikle 1 numaralı pozisyona getirildi. Alınan sinyaller cihaz ayarları kullanılarak uçak üreticisinin yayımladığı standartlardaki sinyallerin özelliklerine denk duruma getirildi. Buna göre arka yüzeyden alınan sinyal tüm ekran genişliğinin % 70'inde, başlangıç sinyali ise 0 noktasında olacak şekilde ayarlar yapıldı. Ardından prob 2 numaralı pozisyona getirildi. Burada ise delikten alınan sinyal esastır ve sinyalin şiddeti tüm ekran yüksekliğinin % 80'ine getirilmiştir. Ayrıca 1 numaralı pozisyondaki ayarların ardından bu aşamada delikten alınan sinyal ekran genişliğinin yaklaşık % 52'sinde bulunmalıdır. Yukarıda anlatılan kalibrasyon ayarları aşağıda şekiller ile ifade edilmiştir.



Şekil 6.10 Kalibrasyon sırasında prob pozisyonları ve ses dalgaları (B737 NTM, 2010)



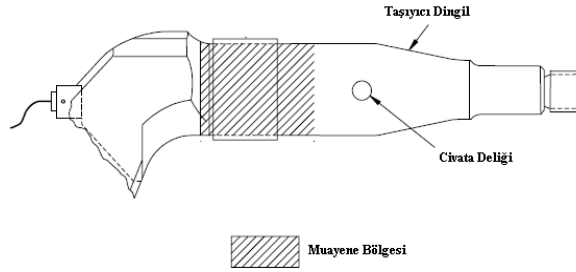
Şekil 6.11 Kalibrasyon sırasında alınan sinyaller



Şekil 6.12 Referans blok üzerinde kalibrasyonun gerçekleştirilmesi

Kalibrasyonun ardından muayenenin gerçekleştirilebilmesi için hazırlıklar yapıldı. Bu amaçla flaplar tamamen aşağıya indirildi ve muayenenin yapılacağı yüzey incelendi.

Muayene tamamen üretici firmanın standartlarına göre gerçekleştirildi. Buna göre uçak üzerindeki kontrol sırasında flap taşıyıcı elemandaki delikten alınan sinyal tüm ekran genişliğinin % 51 - % 55'i arasında bulunmalıdır. Şayet bu elemanda bir kırılma varsa tüm bu ayarlardan sonra % 22 ile % 45 arasından sinyal alınacaktır. Bu aralıkta % 80 ve üzeri sinyaller kırılmanın bulunduğu habercisidir.

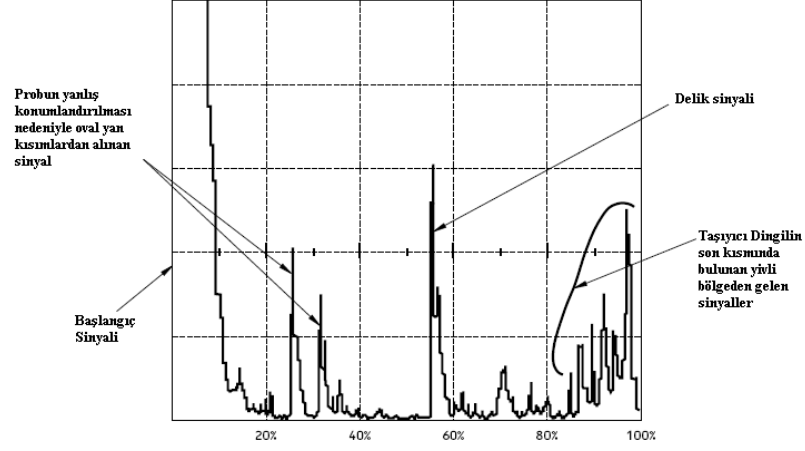


Şekil 6.13 Kontrol edilen parça ve esas inceleme bölgesi (B737 NTM, 2010)



Şekil 6.14 Uçak üzerinde gerçekleştirilen ultrasonik kontrol

Uçak üzerinde gerçekleştirilen kontrolde ilgili bölgede hiçbir sinyal alınmadığından kontrol edilen parçada bir kırılma olmadığı saptandı uçuşa uygun olduğu belirlendi.



Şekil 6.15 Kontrol sırasında alınabilecek sinyaller (B737 NTM, 2010)

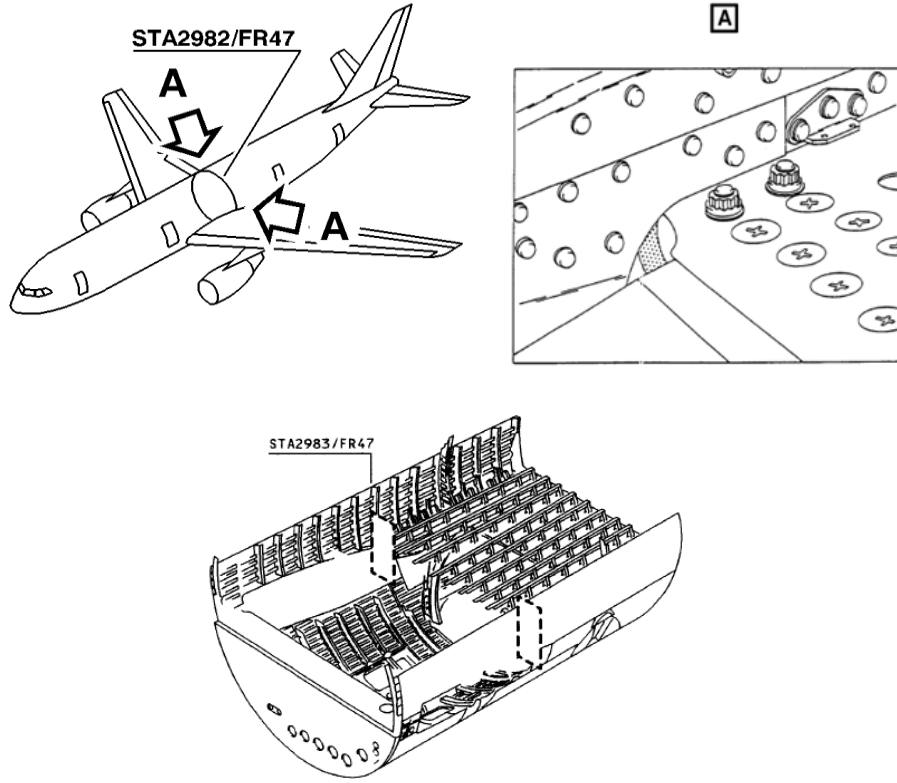
Yukarıda muayene sırasında alınabilecek diğer sinyaller gösterilmektedir. Ultrasonik muayenede probun konumu çok önemlidir. Herhangi bir yanlışlıkta yan kısımlardan sinyal alınabilir. Ayrıca muayene sırasında beklenen bölgenin dışında alınan sinyaller farklı kısımlardan yansıyan ses dalgaları olabilir. Yukarıda ekran genişliğinin % 80'ile % 100'ü arasında alınan sinyaller buna bir örnektir. Bu sinyaller parçanın uç kısmından gelmektedir ve dikkate alınmamalıdır. Aşağıdaki tabloda kontrole ait bilgiler yer almaktadır.

Çizelge 6.1 Taşıyıcı Elemanların ultrasonik kontrolüne ait detaylar

Kullanılan Cihaz: GE	Model: USM35	S/N: 7546 a	Prob: K5K52831
Frekans: 5 MHz	Kullanılan Kalibrasyon Bloğu: NDT3038		
Şiddet: 74 dB	Söndürme: –		
Skala: 25.2 mm	Kabul – Ret Limiti: %80		

6.3 “Frame 47” Kontrolü

Uçak iskelet yapısı “frame” ve “stringer” olarak adlandırılan temel yapı elemanlarından oluşmaktadır. Bu yapılar maruz kalınan yükü taşır, aynı zamanda da uçağa bilinen formunu kazandırır. Bunların kendi içerisinde de diğerlerine kıyasla yükün daha fazla etkidiği bölgeler vardır. Aşağıdaki şekilde kanat hizasında gördüğümüz “frame 47” Airbus A300 tipi uçaklarda bulunduğu onum itibariyle önemli derecede yük etkileyen, dolayısıyla da tahribatsız muayene kontrollerinin yoğunlaştığı kısımlardandır.



Şekil 6.16 “Frame 47” uçak üzerindeki konumu (A300 NTM, 2010)

“Frame 47” hakkında detaylı her türlü bilginin yer aldığı ve üretici firma tarafından yayınlanmış servis bültenlerde kontrolün amacı belirtilmektedir. Bu dokümana göre laboratuvar şartlarında yapılan yorulma testlerinde 48000 uçuş sonunda yapıda çatlak başlangıcı gözlenmiştir. Bunun yanı sıra uçak bakımlarından geri dönen bilgilere göre servisteki bir A300 uçağında da 18000 uçuşta aynı bölgede çatlğa rastlanmıştır. Kontrolün amacı çatlğı daha başlangıç aşamasında tespit etmek ve takip altına almaktır.

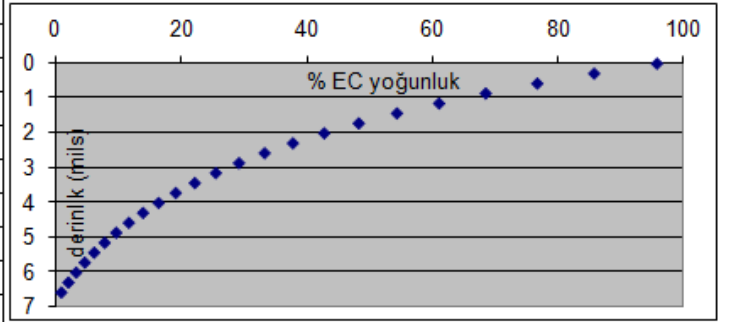
“Frame 47” kontrolünde amaç yapıda oluşabilecek yorulma çatlğının tespiti ve şayet çatlak bulunursa boyu ve yönelimi hakkında bilgi edinmektir. Saydığımız tespitler iki tahribatsız muayene metodunun sıralı bir biçimde uygulanması ile yapılır. Öncelikle gövdenin dış kısmından yapılan girdap akımları kontrolü ile herhangi bir yorulma çatlğının oluşup

oluşmadığı tespit edilir. Şayet çatlak bulunursa gövde içinden özel bir kit kullanılarak ultrasonik metot ile çatlak boyutu ve yönelimi belirlenir. Girdap akımları testi neticesinde herhangi bir yorulma çatlaklarına rastlanmadığı durumlarda ultrasonik kontrole gerek kalmaz.

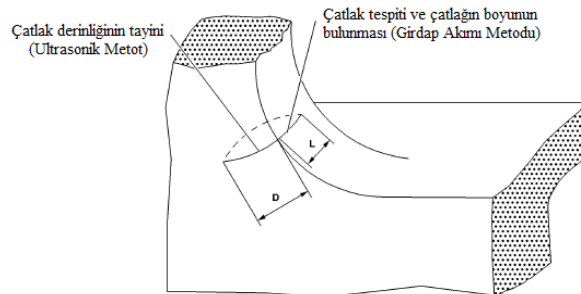
Girdap akımları metodu ile yapılan kontrollerde kullanılan frekans 2 MHz olarak seçilmiştir. Akımın frekans değerinin bu şekilde yüksek olmasından ötürü yüzeyden başlayacak en küçük süreksizlikler dahi kolaylıkla saptanabilmektedir. Aşağıdaki tabloda ve grafikte 2 MHz frekans için standart nüfuziyet derinliği (SND) olarak tanımlanan değer ve derinlik ile girdap akımlarının yoğunluğundaki değişim görülmektedir.

Çizelge 6.2 Girdap Akımlarının yoğunluğundaki değişim ve SND’ nin gösterilişi

Derinlik, mils (x0,001 inç)	Standart Nüfuziyet Derinliği	Akım Yoğunluğu
0	0	100
0	0,1	91
1	0,2	82
1	0,3	74
1	0,4	67
1	0,5	61
2	0,6	55
2	0,7	50
2	0,8	45
3	0,9	41
3	1	37
3	1,1	33
3	1,2	30
4	1,3	27
4	1,4	25
4	1,5	22

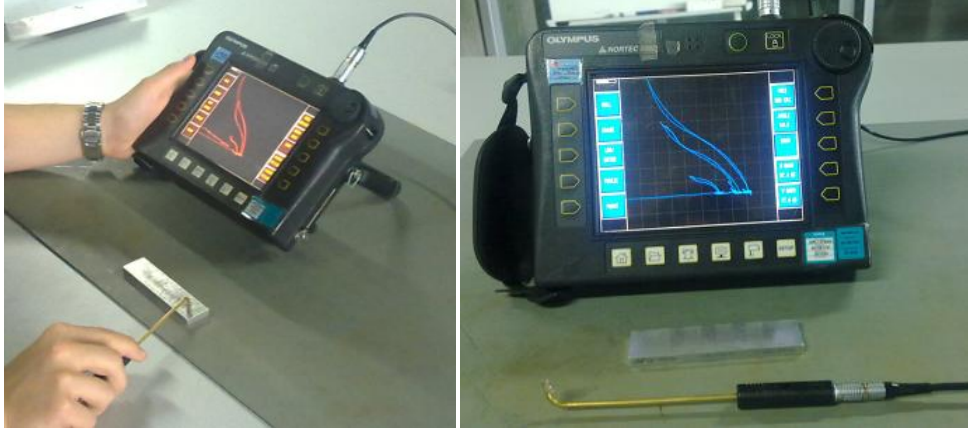


Görüldüğü gibi frekans 2 MHz seçildiğinde yakalanan standart nüfuziyet derinliği 0,003 inç'tir (0,076 mm). “Frame 47” bölümünün düz olan kısmından başlanan kontrole çatlak başlangıcı potansiyeli olan tüm bölge girdap akımları probu ile dikkatlice taranarak devam edildi. Bölgenin fiziksel yapısından, yük konsantrasyonunun değişiminden ötürü çatlak aşağıdaki şekildeki gibi oluşmaktadır.



Şekil 6.17 Muhtemel çatlak oluşumu (A300 SB, 2010)

Girdap akımı kontrolünün öncesinde referans blok üzerinde yapılan kalibrasyon işleminde 1 mm' lik derinliğe sahip süreksizlikten alınan sinyal cihaz ekranında %100 şiddete getirildi. Bu kalibrasyonun ardından kontrol bölgesinde %25 ve üzeri şiddette sinyaller çatlak indikasyonu olarak kabul edildi.



Şekil 6.18 Girdap akımları kontrolü öncesi kalibrasyon işlemi ve alınan sinyaller



Şekil 6.19 Uçak üzerinde girdap akımları kontrolünün gerçekleştirilmesi

Girdap akımı metodu kullanılarak yapılan kontrolde çatlak saptanırsa üretici firmanın yayımlamış olduğu servis bültenlerde belirttiği adımlar uygulanır. Buna göre çatlak boyu 8 mm' den düşük olursa belirtilen süre veya uçuş periyotlarında kontrol tekrar edilir. 8 mm'den uzun çatlaklarda ise ultrasonik kontrol adımına geçilir.

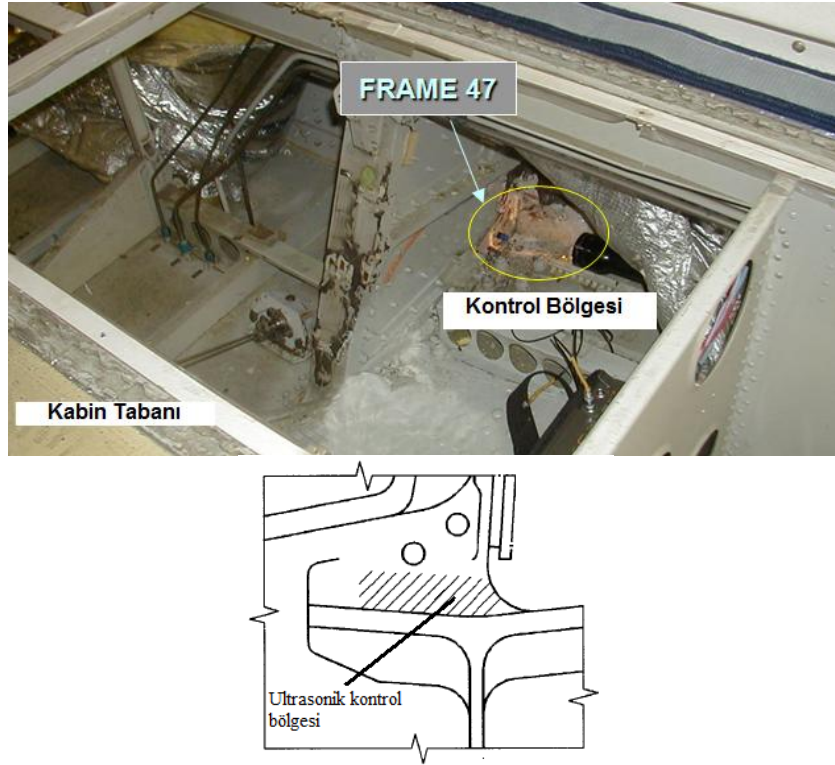


Şekil 6.20 Girdap akımları tekniği ile saptanan çatlak görüntüsü

Çizelge 6.3 Girdap akımları kontrolüne ait detaylar

Kullanılan Cihaz: OLYMPUS	Model: NORTEC 500D	S/N: N500D1693N110370
Frekans: 2 MHz	Şiddet: 81/86	
Faz açısı: 162°	Prob S/N: MO23 88	
Kullanılan Kalibrasyon Bloğu: 126	Sıcaklık: 18 °C	

Yapılan kontrollerde yapı boyunca 8 mm’ den uzun çatlak saptanmıştır. Girdap akımları metodu ile 8 mm’ den uzun bir çatlağın varlığının tespit edilmesinin ardından çatlak derinliğinin tayin edilmesi için ultrasonik kontrole geçildi. Bu kontrol gövde içinden ilgili kısımdaki yalıtım malzemelerinin ve bostiğin sökülmesi ile gerçekleştirildi.



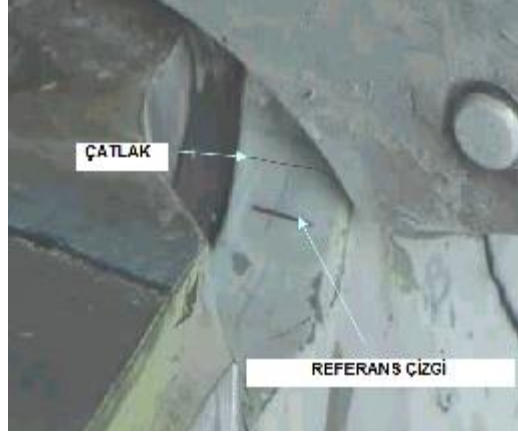
Şekil 6.21 Ultrasonik kontrol bölgesi

Ultrasonik kontrol sadece bu kontrol için tasarlanmış bir kit kullanılarak uygulanmaktadır. Bu kit içerisinde referans blok, kullanılacak prob, kablo ve yardımcı şablonlar yer almaktadır.



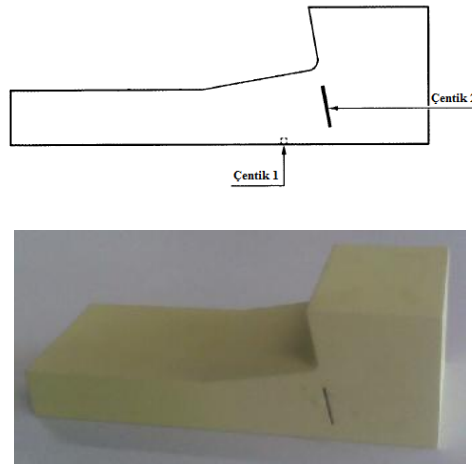
Şekil 6.22 Ultrasonik kontrol için üretilmiş kit

Ultrasonik kontrol öncesinde düz bir master gövde dışında belirtilen yapının yan tarafına konularak çatlak başlangıç noktasının belirlenmesi amacıyla gerekli referans çizgiler çizildi. Çatlak başlangıcının bu referans çizgiye olan uzaklığı ölçülerek not edildi.



Şekil 6.23 Çatlak başlangıcının kayıt altına alınması

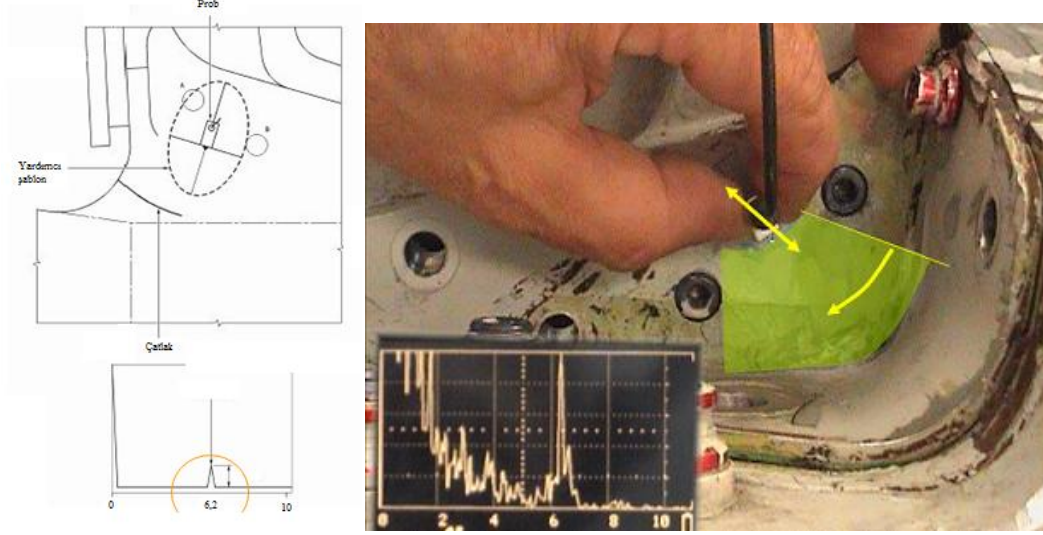
Bu işlemin ardından 5 MHz 60° lik ultrasonik prob kullanılarak gövde içindeki ilgili bölgede kontrole başlandı. Bu kontrolde amaç çatlak boyu ve yöneliminin tespittir. Kontrol öncesinde uçaktaki “frame 47” ile aynı malzemeden yapılmış ve aynı ısıt işlem durumunda olan (7075 T73 Alüminyum alaşımı) test parçasında kalibrasyon yapıldı. Kalibrasyon test bloğu aşağıdaki şekildedir.



Şekil 6.24 Ultrasonik metotta kullanılacak kalibrasyon bloğu

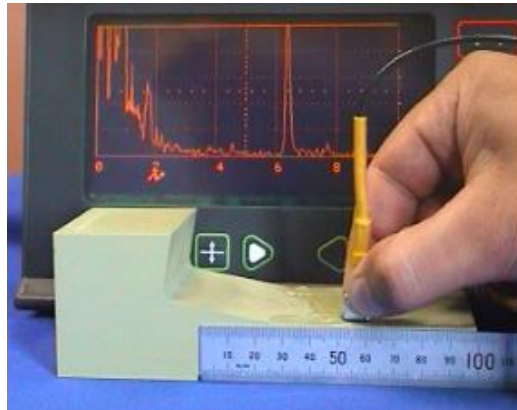
Ultrasonik prob kontrol bölgesinde hareket ettirilerek çatlak saptandı ve mümkün olan en yüksek sinyal alınmaya çalışıldı. Maksimum sinyalin alınmasının ardından prob olduğu yerde çevrilerek Airbus şirketinin belirlediği prosedüre uyularak sinyalin %15' e düştüğü nokta belirlenmeye çalışıldı. Bu doğrultunun kesinliği çatlak bitiş noktasını direk etkileyeceğinden

büyük önem taşımaktadır zira çatlakın bitiş noktası sinyalin %15'e düştüğü doğrultu üzerindedir. Bu doğrultu kitin içinden çıkan şablonlar kullanılarak ana şablona geçirilmek üzere kayıt altına alındı. %15 sinyalin zaman skalasında nereden alındığı kaydedildi ve bu değer 6,2 olarak saptandı.



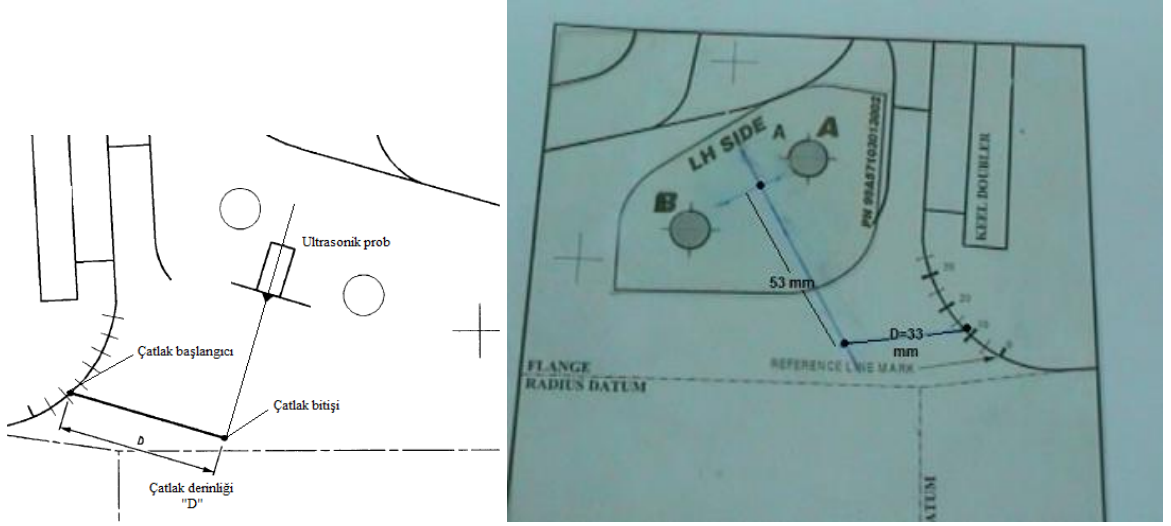
Şekil 6.25 Çatlak bitiş noktasının tespiti

Tekrar kalibrasyon bloğuna dönüldü ve 2. Çentikten %15 sinyalin zaman skalasında alındığı noktadan (6,2) sinyal alınmaya çalışılır. Bu sinyal alındığında prob ile çentik arasındaki mesafe ölçüldü ve bu uzunluk 53 mm olarak saptandı. Bu mesafe uçak üzerindeki çalışmada da prob ile çatlakın bitiş noktası arasındaki uzaklıktır.



Şekil 6.26 Prob ile referans blok üzerindeki çentik arasındaki mesafenin ölçülmesi

Tüm bu veriler ışığında ilgili şablonlar üzerinde çizimler yapılarak “frame 47” üzerindeki çatlak derinliği hesap edildi. Öncelikle çatlak başlangıç noktası işaretlendi, ardından % 15 sinyal alındığında işaretleme yapılan şablon ana şablon üzerine konularak referans çizgiler bu ana şablona aktarıldı. Son olarak ise prob ile kalibrasyon bloğundaki çentik arasındaki mesafe bu şablona aktarıldı. Bulunan 2 nokta birleştirildiğinde çatlak derinliği de tespit edilmiş oldu. Anlatılan işlemler Şekil 6.27 ‘de görülmektedir.



Şekil 6.27 Çatlak derinliğinin tespiti

Bu çalışmalar neticesinde “D” çatlak derinliği 33 mm olarak tespit edildi. Çatlak derinliği tespitinin ardından karar aşaması için tekrar üreticinin yayımlamış olduğu servis bültene dönüldü.

Servis bültende ilgili bölgedeki çatlak derinliği için verilen kıstas ve kabullere uyulmalıdır. Buna göre 50 mm’ yi aşan çatlak derinliklerinde tamir şart koşularken daha az derinliğe sahip çatlaklar yine servis bültende belirtilen aralıklarla tekrar kontrol edilir. Bu sayede yorulma çatlaklarının ilerleyişi kontrol altına alınmaya çalışılır. Bu aralıklar aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

Çizelge 6.4 Çatlak derinliği kontrol periyotları

UÇAK	KONTROL ARALIĞI			
	Normal	$\text{Ç} \leq 30 \text{ mm}$	$30 \text{ mm} < \text{Ç} \leq 40 \text{ mm}$	$40 \text{ mm} < \text{Ç} \leq 50 \text{ mm}$
A 300	4150 UP	1400 UP	750 UP	250 UP

Ç: Çatlak

UP: Uçuş periyodu (FC: Flight Cycle)

Normal: Çatlak bulunmaması durumunda

6.4 Sıvı Penetrant Uygulaması

Boeing 737 tipi uçakların ön yolcu giriş kapılarında 303.9 no' lu istasyonda yapılan ultrasonik kontrolde çatlak tespit edilmiş ve bu panelin sökülmesinin ardından arka panelde çatlak kontrolü sıvı penetrant testi ile gerçekleştirilmiştir.



Şekil 6.28 Sıvı penetrant testinin gerçekleştirildiği penetrant istasyonu

Sıvı penetrant uygulaması gerçekleştirilecek parçalarda kontrol öncesi temizlik çok büyük önem arz etmektedir. Bu kontrol akışkanın yüzeyde bulunan süreksizliğin içine girinimi temeline dayandığı için yüzey temizliği ilk uygulanması gereken işlemdir. Bu amaçla parça yüzeyinde kontrolü etkileyebilecek kir, pas, yağ, boya vb. etmenler sıcak su tatbiki ile giderilmiştir.

Ayrıca yoğunluğu penetrant sıvısının yoğunluğundan fazla olan su işlemin doğruluğunu etkileyeceğinden parça penetrant uygulamasının öncesinde kurutulmuştur. Kurutma sırasında fırın sıcaklığı en fazla 71 °C olacak şekilde ayarlanmıştır.

Ardından penetrant uygulama safhasına geçilmiştir. Üretici standartlarına paralel olarak bu işlem için Tip 1 hidrofilik emülsiyonlaştırıcı ile yıkanabilir hale getirilen seviye 4 floresan penetrant seçilmiştir. Bu şekilde en yüksek hassasiyet sağlanabilmektedir. Penetrantın parçaya daldırma metoduyla uygulanmasının ardından penetrantın olası süreksizliğe nüfuz edebilmesi için gereken penetrant bekleme süresi 20 dk olarak seçilmiştir ve bu süre zarfında parça beklemeye alınmıştır.



Şekil 6.29 Parçaya sıvı penetrantı tatbik edilmesi

Penetrant bekleme süresinin ardından fazla penetrant siyah ışık altında yıkanmıştır. Bu işlem sırasında yıkama suyunun şiddeti, sıcaklığı ve parça yüzeyine geliş açısı çok önemlidir. Zira dikkatsiz bir yıkama ile olası süreksizliğin içindeki penetrant da çıkarılabilir ve kontrol neticesinde doğru sonuçlar alınamaz. Bu amaçla yıkama açısı mümkün olduğunca 45° olarak tutulmuş, su basıncı ise en fazla 40 psi olacak şekilde ayarlanmıştır. Fazla penetrantın yıkanması emülsiyonlaştırıcının fazla kirlenmemesi açısından büyük önem taşımaktadır. İşlem sırasındaki tüm yıkama işlemlerinde bu standartlar esastır.

Fazla penetrantın yüzeyden giderilmesinin ardından penetrantın tamamen yıkanabilir hale gelmesi için parçaya hidrofilik (su bazlı) emülsiyonlaştırıcı uygulandı. Bu uygulama öncesinde emülsiyonlaştırıcının homojen bir hal alması için kazanda bulunan sistem açılarak hidrofilik emülsiyonlaştırıcının karışması sağlandı.



Şekil 6.30 Parçaya hidrofilik emülsiyonlaştırıcının uygulanması

Emülsiyonlaştırıcı uygulanmasının ardından parça yine siyah ışık altında parça yıkandı ve kurtuldu. Kontrol için form d developer seçildi. Developer uygulaması parça tamamen kuruduktan sonra gerçekleştirildi ve uygulamanın ardından “developer bekleme süresi” olarak 10 dakika geçmesi beklendi. Bu süre olası süreksizlik içindeki penetrantın developer tarafından emilerek süreksizliğin görülebilir hale gelmesi için gereklidir ve genel olarak penetrant bekleme süresinin yarısıdır. Sıvı penetrant hareketleri kılcallık olayı ile açıklanır.



Şekil 6.31 Parça yüzeyine developer tatbikinin gerçekleştirilmesi

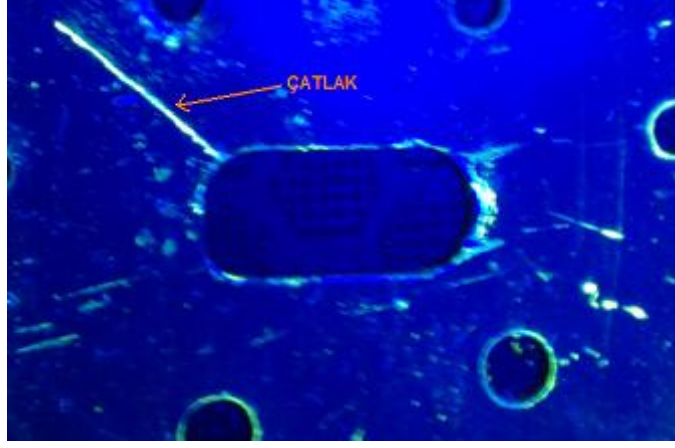
Siyah ışık (UV) altında karanlık odada incelenecek parçalarda karanlık oda şartlarının uygunluğu büyük önem taşır. Karanlık odada beyaz ışık en fazla 2 fc (20 lx), parça üzerindeki siyah ışık yoğunluğu ise 38 cm mesafeden en az $1000 \mu\text{W}/\text{cm}^2$ olmalıdır. Bu şartların karşılanıp karşılanmadığı ilgili ölçümler yapılarak tespit edilmiştir.

Bu ölçümler neticesinde karanlık odada beyaz ışık şiddeti 9 lx, siyah ışık şiddeti ise 38 cm mesafeden $6700 \mu\text{W}/\text{cm}^2$ olarak ölçülmüştür.



Şekil 6.32 UV ve beyaz ışık ölçümleri

Yukarıda sıralanan karanlık oda şartlarında gerçekleştirilen kontrolde bu panelde de çatlak olduğu net bir şekilde saptanmıştır. Parça kontrolün ardından yıkanarak servis dışı edilmiştir. Kontrol neticesinde tespit edilen çatlak Şekil 6.33’de gösterilmiştir.

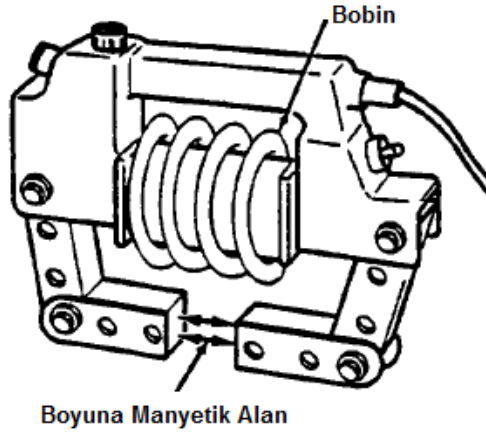


Şekil 6.33 Kontrol neticesinde panelde bulunan çatlak

6.5 Bağlantı Elemanlarının Manyetik Parçacık Muayenesi

Çelik bağlantı elemanlarının kontrolünde cıvatada oluşabilecek muhtemel çatlakların bulunduğu konum düşünülerek boyuna manyetik alan tekniği kullanılmaktadır. Cıvatada çatlaklar ekseriyetle fiziksel yapısı ve yük dağılımı nedeniyle kök bölgesinde veya dış diplerinde oluşmaktadır.

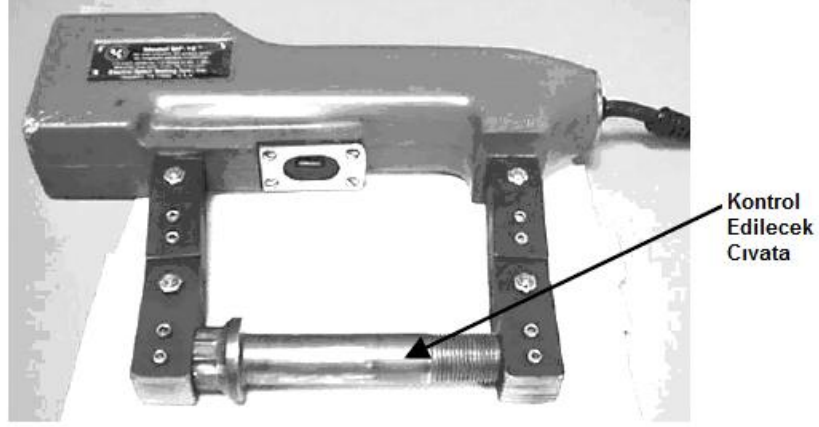
Sürekli metot uygulaması üretici firmanın yayınlamış olduğu prosedürlerde zorunlu hale getirilmiştir. Manyetik parçacıklar ve manyetik alan parçaya aynı anda uygulanmaktadır. Boyunduruk boyuna manyetik alan kaynağı olup parça eksenine paralel bir manyetik alan yaratacağından bu eksene dik veya uygun açıyla konumlanmış çatlaklar saptanabilecektir.



Şekil 6.34 Elektromanyetik boyunduruğun yapısı ve oluşturduğu boyuna manyetik alan

Bu bilgiler ışığında manyetik parçacık muayenesi ile kontrol edilecek cıvata ön temizliğin ardından aşağıdaki şekilde boyunduruğa yerleştirildi.

Boyuna manyetik alan boyunduruk (yoke) kullanılarak parçaya uygulandı. AC kullanılarak gerçekleştirilen kontrol sürekli metot ile uygulandığından aerosol tüplerde bulunan floresan manyetik toz, manyetik alan ile aynı anda parçaya uygulandı. Sürekli metot parçanın kontrolü için en güvenilir yöntemdir.



Şekil 6.35 Elektromanyetik boyunduruğa cıvatanın yerleştirilmesi



Şekil 6.36 Uygulama sırasında kullanılan manyetik aerosol sprey

Floresan manyetik toz kullanıldığından karanlık odada parça yüzeyindeki siyah ışık şiddeti $1000 \mu\text{W}/\text{cm}^2$ olacak şekilde kontrol gerçekleştirildi. Çatlak oluşum bölgeleri ekseriyetle cıvata kök kısmı ve diş dipleri olduğundan bu bölgelerin kontrolüne büyük hassasiyet gösterildi. Bunun dışındaki bölgelerde de üretim hatalarından kaynaklanan çeşitli hasarlar bulunabilmektedir. Kontrolün ardından çatlığa rastlanmadığından yoke ve bobin yardımıyla parça demanyetize edildi ve servise sunulmak üzere ilgili bölüme teslim edildi.

7. SONUÇ

Mühendislik çalışmalarının en önemli ürünlerinden olan uçaklar insan ve yük taşımacılığında vazgeçilmez konumdadır. Bu araçların emniyetli bir şekilde hizmet sunabilmeleri için bakım çalışmaları büyük önem arz etmektedir. Uçuş emniyeti günümüz havacılığındaki en önemli kavramlardan biri olup ancak bakımların eksiksiz yapılması ile sağlanabilmektedir. Tahribatsız muayene ise uçak bakım çalışmalarında çok önemli bir yere sahiptir.

Tahribatsız muayene birçok sektörde uygulama sahası bulmaktadır. Bu sektörler arasında havacılığın özel bir yeri vardır. Uçak üzerinde oluşabilecek hasarların daha ilk safhalarında tespit edilmesi can ve mal kayıplarının önüne geçilmesi açısından büyük önem arz eder. Başlangıç aşamasında tespit edilen hasarların telafi edilmesi çok daha kolay olduğundan ekonomik çözümler bulunabilir. Bunun yanında tespit edilemediği takdirde büyük felaketlere yol açabilecek hasarların da önüne geçilmiş olur.

Ticari uçakların kontrolünde kullanılan 5 ana tahribatsız muayene metodu bulunmaktadır. Bunlar girdap akımları metodu, ultrasonik kontrol, X-Işınları ile kontrol, manyetik parçacık kontrolü ve sıvı penetrant testidir. Bu temel kontrol yöntemlerinin dışında termografi metodu da yavaş yavaş uygulamalarda yer almaktadır.

Günümüzde kullanılan uçaklar büyük oranda alüminyum alaşımlarından oluşmaktadır. Bunun sebebi öncelikli olarak alüminyum alaşımlarının düşük yoğunluklu malzemeler olması, dolayısıyla hafif olmaları nedeniyle tercih edilmeleridir. Bu özelliklerinin dışında doğaları gereği yüzeylerinde bulundurdıkları alüminyum oksit tabakası ve buna ilave olarak farklı yüzey işlemleri ile kazandıkları yüksek korozyon dayanımı da tercih nedenleri arasında yer almaktadır. Ayrıca alüminyum alaşımları manyetik özellikleri ve yüksek elektriksel iletkenlik özellikleri ile girdap akımları metodu için çok uygundur. Bu nedenle havacılıkta yer bulan tahribatsız muayene metotlarından en çok kullanılanı girdap akımları kontrolüdür. Ayrıca tahribatsız muayeneler ile aranan süreksizliklerin büyük oranda yüzeyde oluşan yorulma süreksizlikleri olması da bir yüzey kontrol metodu olan girdap akımları yönteminin diğer kullanım nedenidir. Girdap akımları kontrolü ile çok geniş olmayan yüzeyler büyük bir hassasiyet ile kontrol edilebilir. Ayrıca yüzeye yakın olan süreksizliklerin tespiti de rahatlıkla yapılabilmektedir. Bu metot demir dışı metallerde büyük başarı ile uygulanabilir olup ferromanyetik malzemelerde aynı başarı yakalanamamaktadır.

Bir diğerk önemli kontrol olan ultrasonik metoda ise şayet parça içerisinde veya görülemeyen yüzeyinde bir süreksizlik aranıyorsa başvurulur. Bu metotta malzeme içerisine ses dalgaları gönderilerek kontrol gerçekleştirilir. Özellikle bağlantı elemanları ile birleştirilmiş yapıların kontrolünde delik çevresinde bir süreksizlik olup olmadığı rahatlıkla tespit edilebilir. Ayrıca bilhassa malzeme kalınlığının tespitinde de ultrasonik metot kullanılır.

Sıvı penetrant kontrolü de bir yüzey kontrol metodu olup özellikle motor bağlantı elemanlarının kontrolünde veya girdap akımları ile kontrolün güç olduğu yüzeylerde kullanılır. Ayrıca bu yöntemler bulunan bir çatlağın doğrulanmasında da birbirlerini takiben uygulanabilirler. Yöntemin avantajı ekipmanların temininin kolay olması ve rahatlıkla taşınabilmesi olup başlıca dezavantajı işlem için gereken bekleme süreleridir. Girdap akımları ile çok kısa sürede kontrol edilebilecek bir yüzeyin sıvı penetrant metodu ile kontrolü yarım saat sürebilmektedir. Ne var ki bazı durumlarda sıvı penetrant kontrolünün uygulanması tek seçenek olup en sağlıklı sonuçlar bu şekilde tespit edilebilmektedir.

Manyetik parçacık kontrolü de ferromanyetik malzemelerin testinde kullanılan bir yüzey kontrol metodudur. Özellikle bağlantı elemanları ve iniş takımlarında kesit değişimi bulunan bölgelerin kontrolünde başvurulur. Yöntemin avantajı çok kısa sürede netice verebilmesi olup başlıca kısıtlaması ise sadece ferromanyetik malzemeler uygulanabilir olmasıdır.

X-Işınları ile kontrol ise ultrasonik metot gibi malzemenin iç veya görülemeyen kısmındaki hasarların tespitinde kullanılmaktadır. Özellikle balpeteği yapılarıdaki hasarların tespit edilebilmesinde son derece başarılı sonuçlar vermektedir. X-Işını sisteminin son derece yüksek maliyetli olması ve sistemin kurulabilmesinin zor ve zahmetli oluşu bu yöntemin dezavantajlarındandır. Ancak yöntemin şüphesiz başlıca dezavantajı insan sağlığına olan olumsuz etkisidir. X- Işını çalışmalarında son derece dikkatli olunması ve gerekli tedbirlerin alınması gerekmektedir. Tüm bu dezavantajları ile x-ışını kontrolü havacılıktaki uygulama sıklığını kaybetmekte olup yerini diğer test metotlarına bırakmaktadır.

Deneyisel çalışmalar kısmı bu çalışmanın şüphesiz en önemli bölümüdür. Bu konuda yapılan daha önceki çalışmalardan farklı olarak deneyisel çalışmalar çok kapsamlı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Farklı tahribatsız muayene metotlarının uygulandığı bu kontrollerde gerçek uçak yapısı üzerinde hasarlar tespit edilmiştir. Bu çalışmalarda uçak yapılarında meydana gelen korozyon girdap akımları metodu ile tespit edilmiş ve korozyona uğrayan kısmın yüzeyden giderilmesinin ardından ultrasonik yöntemlerde kalınlık ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Bir diğer çalışma ise uçakların özellikle iniş ve kalkışlarında büyük önem

arz eden flapları kontrol eden elemanların ultrasonik muayenesidir. Girdap akımları ve ultrasonik metodun birlikte kullanıldığı “frame 47” kontrolü çok büyük öneme sahiptir. Zira 47 numaralı yapı A300 uçaklarında kanat hizasında olup gövde ve kanadın birleştiği bölümdedir. Bu konumuyla uçağın emniyetli bir şekilde hizmetine devam etmesi bakımından kontrolleri büyük özenle gerçekleştirilir. Deneysel çalışmada girdap akımları yöntemi ile bu bölgede çatlak saptanmıştır. Çatlak bulunmasının ardından ultrasonik kontrol adımına geçilmiş ve kapsamlı bir çalışma neticesinde çatlak boyutu bulunmuş, bulunan çatlak boyutundan yola çıkarak üretici firmanın yayımladığı bültenlere göre yorumlar yapılmıştır. Bir diğer kontrol ise çatlak bulunan bir panelin arka kısmındaki yapının sıvı penetrant muayenesi ile kontrol edilmesidir. Kontrol neticesinde bu yapıda da çatlak saptanmıştır. Ayrıca manyetik parçacık kontrolü ile çelik bağlantı elemanlarının kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Çalışma amacına ulaşmış olup havacılıktaki tahribatsız muayeneler konusunda kapsamlı bir içeriğe sahiptir. Deneysel çalışmalar bölümünde tahribatsız muayene çalışmalarının kapsamlı bir şekilde yer alması ve kontrollerin hizmet sürecindeki uçaklar üzerinde gerçekleştirilmesi ayrıca önem arz etmektedir.

“Havacılıkta kurallar kan ile yazılmıştır” deyişi havacılıktaki her bir düzenlemenin aslında ne kadar önemli olduğunu ve arkasında neleri barındırdığını vurgulamaktadır. Uçak üreticileri veya sivil havacılık kuruluşları da uçuş emniyetinin yükseltilmesi amacıyla her gün yeni kurallar ve kriterler yayımlamaktadır. Bu kurallar mükemmele ulaşmak için hazırlanmakta olup, amaç can ve mal kayıplarının önüne geçmektir. Tahribatsız muayene metotları bu noktada büyük önem arz etmektedir ve teknolojinin de gelişmesi ile bakım çalışmalarında daha büyük yer kaplamaktadır.

KAYNAKLAR

Airbus, (2010), A300 Non-Destructive Testing Manuals & Service Bulletins.

Aircraft Design: Synthesis and Analysis, Stanford University, (2006).

Akgün, Mehmet A., (Ağustos 1994), Uçak Yapım Malzemeleri, Bilim ve Teknik Dergisi.

ASM Handbook Volume 1, (1993), Properties and Selection: Irons, Steels, and High Performance Alloys.

ASM Handbook Volume 2, (1992), Properties and Selection: Nonferrous alloys and special purpose materials.

ASM Handbook Volume 17, (1992), Nondestructive Evaluation and Quality Control

ASNT, (2004), Nondestructive Testing Handbook, Third Edition: Volume 5, Electromagnetic Testing.

Bakkaloğlu, A., (1995), “Havacılık ve Roket Tasarımlarında Aranan Malzeme:Maraging Çelikleri”, Metal-Makine Dergisi, Sayı 67 S.24-28.

Boeing, (2010), Boeing 737 Non Destructive Testing Manuals & Service Bulletins.

Boeing, (2010), McDonnell Douglas MD-80 Standart Practice Manuals

Boeing, (2010), Boeing 737 Standart Overhaul Practice Manual.

Cartz, L., (1995), Nondestructive testing, ASM International.

Department of Defense, (2003), Handbook Metallic materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures

Durmaz, Ö., (1987), Uçak Bakım ve Onarımında Tahribatsız Muayeneler, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak Mühendisliği Bölümü.

Halmshaw, R., (1993), Non-destructive testing, St Edmundsbury Press Ltd.

Hellier, C.J., (2003), Handbook of Nondestructive Evaluation, McGraw-Hill.

Kayrak Armatlı, M., (2001), Uçak Bakımında Tahribatsız Kontrol Yöntemleri, Eskişehir.

Kissell, J.R., (1995), Aluminum and Its Alloys, TGB Partnership Hillsborough, North Carolina.

Korkmaz, E., (2007), “Ticari Uçaklarda Kullanılan Metal Malzemeler”, YTÜ Yayınları.

Kroes, Watkins, Delp, (1993), Aircraft Maintenance and Repair, Glencoe Aviation Technology Series.

Lopes, J.C.O., (2008), “Material Selection for Aeronautical Structural Application” , Ciência & Tecnologia dos Materiais Vol. 20, São Paulo.

Mix, P.E., (2005), Introduction to Nondestructive Testing: A Training Guide Second Edition.

Megep, (2006), Uçaklarda Tahribatsız Muayene, Uçak Bakım, Ankara.

Megep, (2006), Uçak Gövde Yapısı, Uçak Bakım, Ankara.

Megep, (2006), Uçak Malzemeleri, Uçak Bakım, Ankara.

Nondestructive Inspection Methods, 33b-1-1 Basic Theory Technical Manual, (2005).

Onaran, K., (2000), Malzeme Bilimi, Bilim Teknik Yayınevi, İstanbul.

Onursal, M., (2007), “Uçak Parçalarına Uygulanan Tahribatsız Muayeneler”, YTÜ Yayınları, İstanbul.

Robinson J.S., (1994), Limerick Üniversitesi yayınları, sayı 2, s:19-20, Ekim. Elements dergisi.

Schmerr, L.W., (1998), Fundamentals of Ultrasonic Nondestructive Evaluation, Plenum Press.

Shull, P.J., (2001), Nondestructive Evaluation Theory, Techniques and Applications, The Pennsylvania State University, Pennsylvania.

Smith W., Çeviren: Erdoğan, M., (2000), Mühendislik Alaşımlarının Yapı ve Özellikleri Cilt no:2 Demir Dışı Metaller, Nobel Yayın Dağıtım.

Special Metals Corporation Inconel 718 Technical Manual.

Vargel, C., (2004), Corrosion Of Aluminum.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyadı Melih ONURSAL

Doğum Tarihi 26.02.1985

Doğum Yeri İstanbul

Lise 1999-2003 Adnan Menderes Anadolu Lisesi

Lisans 2003-2007 Yıldız Teknik Üniversitesi Kimya-Metalurji Fak.
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü

Yüksek Lisans 2007-2010 Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Metalürji ve Malz. Müh. Anabilim Dalı, Malz. Programı

Çalıştığı Kurumlar

2008-Devam Ediyor MRO Teknik Servis San. & Tic. A.Ş.