

UÇAK GÖVDESİNDE MEYDANA GELEN HASARLAR
VE TAMİR EDİLEN BİR KOMPOZİT YAPININ
MEKANİK DENEYLERİ
YÜKSEK LİSANS TEZİ

Fırat DURMUŞ

Danışman

Yrd. Doç. Dr. Ömer SOYKASAP

MAKİNE EĞİTİMİ ANA BİLİM DALI

AĞUSTOS 2006

T.C
AFYON KOCATEPE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAK GÖVDESİNDE MEYDANA GELEN HASARLAR VE TAMİR EDİLEN
BİR KOMPOZİT YAPININ MEKANİK DENEYLERİ

FIRAT DURMUŞ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Makine Eğitimi Ana Bilim Dalı
Danışman
Yrd. Doç. Dr. Ömer SOYKASAP

AFYON
2006

Fırat DURMUŞ'un yüksek lisans tezi olarak hazırladığı "Uçak Gövdesinde Meydana Gelen Hasarlar ve Tamir Edilen Bir Kompozit Yapının Mekanik Deneyleri" başlıklı bu çalışma lisansüstü yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oy birliği ile kabul edilmiştir.

08/08/2006

İMZA

Jüri Üyesi: Prof.Dr.Süleyman TAŞGETİREN
(Başkan)

.....

Jüri Üyesi: Yrd.Doç.Dr.Ömer SOYKASAP
(Danışman)

.....

Jüri Üyesi: Yrd.Doç.Dr.Şükrü TAKTAK

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nunGün
ve.....sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

YÜKSEK LİSANS TEZ ÖZETİ

UÇAK GÖVDESİNDE MEYDANA GELEN HASARLAR VE TAMİR EDİLEN BİR KOMPOZİT YAPININ MEKANİK DENEYLERİ

FIRAT DURMUŞ

Makine Eğitimi Anabilim Dalı

Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Ağustos 2006

Danışman: Yrd.Doç.Dr. Ömer SOYKASAP

Bu çalışmada uçaklarda meydana gelen hasarlar ve tamir yöntemleri ele alınmaktadır. Giriş ve konu ile ilgili literatür araştırmasını takiben uçaklarda hasar kontrolü, sınıflandırılması ve genel tamir prensipleri incelenmiştir. Uçaklardaki yapılar periyodik olarak kontrol edilmekte; hasarlı parçalar sınıflandırılarak belirlenmekte ve hasarın durumuna göre tamir yada parça değişimine gidilmektedir. Hasarlı parçanın tamiri için yama, takviye, delme gibi farklı yöntemler vardır.

Son yıllarda kompozit malzemelerin uçaklarda kullanımı artmaktadır ve hasarlı kompozit parçalar yapıştırma teknikleri ile tamir edilmektedir. Amaca göre bu parçaların metal-kompozit yapıştırma, kompozit-kompozit yapıştırma ve birlikte kür tekniği kullanılarak tamiri yapılmaktadır. Yapıştırma ile tamir bağlantıyı sağlayacak elemanların sayıca azaltılmakta ve ağırlıkta da önemli ölçüde azalma sağlamaktadır. Ayrıca tamir süresi ve kolaylığı gibi avantajları da sağlamaktadır.

Yapılan bu çalışmada cam ve karbon elyafli kompozitlerin yapıştırma bağlantılarının mekanik performansı deneylerle incelenmiştir. Tek ve çift bağlantılı deney numunelerine çekme, yorulma testleri uygulanmış ve bulunan

sonuçlar karşılaştırılmıştır. Buna göre yapıştırma işlemi ile oldukça iyi statik dayanım sağlandığı fakat yorulma dayanımının çok daha dūřuk değerler olabileceği bulunmuştur.

2006, 132 sayfa

Anahtar Kelimeler: Hasar, tamir, kompozit malzeme, üretim yöntemleri, yorulma deneyi, çekme deneyi

ABSTRACT

MATERIAL FAILURES IN AIRCRAFT FUSELAGE AND MECHANICAL TESTS OF A REPAIRED COMPOSITE STRUCTURE

Fırat DURMUŞ

Afyon Kocatepe University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Mechanical Education

August 2006

Advisor: Asst.Prof.Dr. Ömer SOYKASAP

In this thesis, material failures in aircraft fuselage and repair techniques are studied. Following an introduction and literature review, failure controls and their classification in aircraft parts are investigated and general repair principles are explained. Aircraft parts are checked periodically; failed parts are determined and classified; and these parts are either repaired or replaced depending on type of the failure. There are different methods of repair such as patch, reinforcement and drilling for the repair of the failed part.

The use of composite materials has been increased for decades, and failed composite parts have been repaired by bonding techniques. These parts are repaired using different techniques such as metal-composite bonding, composite-composite bonding, co-curing bonding depending on their application. Repair with bonding reduces number of parts and hence reduces the weight significantly. Furthermore it provides reduced repair time and repair ease.

Mechanical performance of the bonded joints made from glass and carbon fiber composites is investigated experimentally. Samples of single and double lap joints have prepared, and were subject to tension and fatigue tests; the results of test are compared. According to the results, although bonding provides high static strength, fatigue performance was low.

2006, 132 pages

Key Words: Failure, repair, composite material, production techniques, fatigue tests, tension tests.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	v
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	x
TABLOLAR DİZİNİ.....	xvi
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvii
1. GİRİŞ.....	1
2. GENEL BİLGİLER.....	3
3. UÇAKLARDA HASAR KONTROLÜ, SINIFLANDIRILMASI ve TAMİR PRENSİPLERİ.....	7
3.1 Hasar Kontrolü Ve Sınıflandırılması.....	7
3.1.1 Hasar kontrolü.....	7
3.1.2 Hasarlı bölgelerin göz ile kontrolü.....	7
3.1.3 Hasarın sınıflandırılması.....	8
3.1.3.1 İhmal edilebilir hasar.....	9
3.1.3.2 Yama ile onarılabılır hasar.....	10
3.1.3.3 Ekleme ile onarılabılır hasar.....	11
3.1.3.4 Parça değiştirmeyi gerektiren hasar.....	12
3.2 Tamir tiplerinin sınıflandırılması.....	13
3.3 Tamir Prensipleri.....	14
3.3.1 Orijinal direncin sağlanması.....	14
3.3.1.1 Malzeme seçimi.....	15
3.3.1.2 Bağlayıcı seçimi.....	15
3.3.1.3 Aerodinamik yapının korunması.....	17
3.3.1.4 Orijinal ağırlığının korunması.....	18
3.4 Yapısal Tamirler.....	18
3.4.1 Dış yüzey gizli yama tamirleri.....	18
3.4.2 Dış yüzey üstten yama tamirleri.....	20

3.4.3	Birleşik yapı tamirleri.....	23
3.4.4	Hasarın çıkarılmasındaki temel kurallar.....	23
3.4.4.1	Açık alan.....	23
3.4.4.2	Birleşik yapısal bölgeler.....	24
3.4.5	Açık alandaki hasarın çıkarılması.....	25
3.4.5.1	Zincirleme delme tekniği.....	25
3.4.6	Alt yapı üzerindeki hasarın çıkarılması.....	27
3.4.6.1	Zincirleme delme metodu.....	27
3.4.6.2	Kaporta bıçağı ile kesme tekniği.....	28
3.4.6.3	Diğer kesici aletler.....	28
3.4.7	Alt yapıdaki hasarın çıkarılması.....	28
3.4.7.1	Kesilen kısmın boyutu.....	28
3.4.7.2	Hasarın ayrılması.....	29
3.4.8	Dış yüzey kaplamasında gizli yama şekilleri.....	29
3.4.8.1	Yuvarlak tamir şekli.....	29
3.4.8.2	Kare tamir şekli.....	30
3.5	Tamir Parçalarının İmali.....	31
3.5.1	Gizli yamada tamir parçalarının imali.....	31
3.5.1.1	Takviye parçası.....	32
3.5.1.2	Dolgu parçası.....	35
3.5.2	Alt yapıda tamir parçalarının imali.....	36
3.5.2.1	Kiriş dolgu	37
3.5.2.2	Kiriş takviye parçası	38
3.5.3	Birleşik yapı tamirinde parçaların imali	39
3.5.3.1	Dolgu parçası markalama teknikleri	42
3.5.4	Son delme işlemi.....	44
3.5.5	Korozyon önleyicilerin uygulanması.....	44
3.5.6	Perçinleme işlemleri.....	45
3.5.7	Aerodinamik düzeltme.....	46
3.6	Uçak Üzerinde Yapılan Özel Tamirler.....	47
3.6.1	Plastik yapıların kontrolü	47
3.6.1.1	Plastik yapılardaki hasarların nedenleri.....	48

3.6.1.2	Plastik yapıları kesme ve delme teknikleri	49
3.6.1.3	Şeffaf plastiklerde çiziklerin giderilmesi.....	50
4.	KOMPOZİT YAPILARIN TAMİRİ.....	51
4.1	Metal honeycomb sandviç yapı hasarlarının sınıflandırılması.....	53
4.1.1	Metal honeycomb sandviç yapı tamirleri	56
4.1.1.1	Hasarlı bölgenin temizlenmesi.....	57
4.1.1.2	Metal honeycomb sandviç yapılardaki çukurların dolgu tamiri.....	57
4.1.1.3	Metal honeycomb sandviç yapılardaki çukurları çekerek düzeltme tekniği.....	58
4.2	Fiberglas honeycomb hasarlarının değerlendirilmesi ve tamiri.....	59
4.2.1	Hasarlı bölgenin hazırlanması	59
4.2.2	1.Sınıf tamir teknikleri.....	60
4.2.3	2.Sınıf tamir teknikleri.....	60
4.2.4	3. Sınıf tamir teknikleri.....	62
4.3	Hasır şekilli fiberglas hasarlarının değerlendirilmesi ve tamiri.	63
4.3.1	Hasarlı bölgenin hazırlanması.....	64
4.3.1.1	Tamir işleminin uygulanması.....	64
4.3.1.2	Kurutma işlemleri.....	65
4.3.1.3	Kalite kontrol	66
4.4	Geliştirilmiş Kompozit Yapılar ve Tamirleri.....	66
4.4.1	Geliştirilmiş kompozitler.....	67
4.4.2	Grafit epoksi materyaller.....	69
4.4.2.1	Grafit epoksi yapılardaki hasarların değerlendirilmesi	71
4.4.2.2	Grafit epoksi kompozit yapı tamirleri.....	73
4.4.2.3	Hasarlı bölgenin değerlendirilmesi.....	73
4.4.2.4	Hasarlı bölgenin hazırlanması.....	74
4.4.2.5	Potting compound (dolgu yapıştırıcı) uygulanması.....	75
5.	MATERYAL ve METOT	77

5.1	Test Parçalarının Üretilmesi.....	77
5.1.1	Prepreg karbon kompozit test parçaların üretilmesi.....	77
5.1.1.1	Prepreg karbon malzemelerin vakum torbalarına alınması.....	80
5.1.1.2	Prepreg karbon malzemelerin kür edilmesi.....	87
5.1.2	Elle yayma metodu ile cam kompozit test parçalarının üretilmesi.....	89
5.1.2.1	Cam kompozit malzemelerin vakuma alınma işlemi.....	93
5.1.2.2	Cam kompozit malzemelerin kür edilmesi.....	95
5.2	Deney Parçalarının Yapıştırılması.....	96
5.2.1	Yapıştırma işlemi yapılacak yüzeyin hazırlanması.....	96
5.2.2	Film yapıştırıcının yüzeye yapıştırılması.....	98
5.2.3	Yapıştırılmış deney parçalarının vakuma alınması ve kür edilmesi.....	99
5.3	Deney parçalarının istenilen ölçülerde kesilmesi.....	101
5.4	Deneylerin Yapılması.....	103
5.4.1	Çekme deneyinin yapılması.....	104
5.4.1.1	Yapışmamış numunelerin çekme deneyleri.....	104
5.4.1.2	Tek bindirme ile yapışmış numunelerin çekme deneyleri.....	108
5.4.1.3	Çift bindirme ile yapışmış numunelerin çekme deneyleri.....	111
5.4.2	Yorulma deneyinin yapılması	115
5.4.2.1	Yapışmamış numunelerin yorulma deneyleri.....	115
5.4.2.2	Tek bindirme ile yapışmış numunelerin yorulma deneyleri.....	118
5.4.2.3	Çift bindirme ile yapışmış numunelerin yorulma deneyleri.....	121
6.	SONUÇ.....	124
	KAYNAKLAR.....	126

TEŞEKKÜR.....	131
ÖZGEÇMİŞ.....	132

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 3.1	İhmal Edilebilir Hasar.....	9
Şekil 3.2	İhmal Edilebilir Hasar.....	10
Şekil 3.3	Yama İle Onarılabılır Hasar.....	10
Şekil 3.4	Yama İle Onarılabılır Hasar.....	11
Şekil 3.5	Ekleme İle Onarılabılır Hasar.....	11
Şekil 3.6	Ekleme İle Onarılabılır Hasar.....	12
Şekil 3.7	Parça Değişirmeyi Gerektiren Hasar.....	13
Şekil 3.8	Parça Değişirmeyi Gerektiren Hasar.....	13
Şekil 3.9	Gizli Yama İle Onarım.....	19
Şekil 3.10	Üstten Yama Tamirleri.....	20
Şekil 3.11	Pah Kırılmış Üstten Yama.....	21
Şekil 3.12	Alt Yapı Kiriş Tamiri.....	21
Şekil 3.13	Alt Yapı Nevür Tamiri.....	22
Şekil 3.14	Birleşik Yapı Tamiri.....	22
Şekil 3.15	Kesilen Kısımın Perçin Aralığı.....	24
Şekil 3.16	Zincirleme Delme Tekniği.....	26
Şekil 3.17	Zincirleme Delme Tekniği.....	27
Şekil 3.18	Alt Yapıdaki Hasarın Çıkartılması.....	28
Şekil 3.19	Yuvarlak Tamir Şekli.....	30
Şekil 3.20	Kare Tamir Şekli.....	30
Şekil 3.21	Bağlayıcıların Düzenlenmesi.....	31
Şekil 3.22	Gizli Yamada Tek Parça Takviye.....	33

Şekil 3.23	Gizli Yamada İki Parça Takviye.....	34
Şekil 3.24	Gizli Yamada Yarıklı Takviye Parçası.....	35
Şekil 3.25	Lonjoron Tamiri.....	36
Şekil 3.26	Rip Tamiri.....	37
Şekil 3.27	Kiriş Tamiri.....	39
Şekil 3.28	Birleşik Tamirde Bağlayıcıların Düzenlenmesi.....	40
Şekil 3.29	Kirişteki Takviye Parçasının Düzenlenmesi.....	41
Şekil 3.30	Kiriş Tamirinde Takviye Parçasının Uzunluğunun Belirlenmesi.....	41
Şekil 3.31	Çizgi Masterının Kullanımı.....	42
Şekil 3.32	Bant İle Markalama Tekniği.....	43
Şekil 3.33	Perçinleme Sırası.....	45
Şekil 4.1	Honeycomb Fiberglas.....	52
Şekil 4.2	Bal Peteği Hücre Şekilleri.....	53
Şekil 4.3	Bal Petek Malzeme Yapı Özelliği.....	54
Şekil 4.4	Bal Peteği Göbek Malzemesinin Referans Yönü.....	59
Şekil 4.5	2.Sınıf Tamir Tekniği.....	61
Şekil 4.6	3. Sınıf Tamir Tekniği.....	63
Şekil 4.7	Isı Kontrol Lambası İle Yüzeyin Kurutulması , Isının Ve Zamanın Kontrol Edilmesi.....	66
Şekil 4.8	Boing firmasına ait uçaklarda kompozit malzemenin kullanılma Miktarı.....	67
Şekil 4.9	Kompozit Atelyesinde Uçak Parçalarına Çeşitli Tamir Metotları Uygulanması.....	69
Şekil 4.10	Grafit Epoksi Malzemenin Özellikleri.....	70
Şekil 4.11	Boing 777 Uçaklarındaki Grafit Epoksi Yapılar.....	71
Şekil 4.12	Grafit Tamiri Patch Aralıkları.....	72

Şekil 4.13	Hasarın Ölçülendirilmesi.....	73
Şekil 4.14	Tamir Bölgesinin Markalanması.....	74
Şekil 4.15	Hasarlı Bölgenin Çıkarılması.....	74
Şekil 4.16	Potting Compound'un Uygulaması.....	75
Şekil 5.1	Prepreg Malzemelerin Depolandığı Derin Dondurucu Dolabın Dıştan Görünüşü.....	78
Şekil 5.2	Prepreg Malzemelerin -18 °C'de Saklandığı Buzdolabın İç Görüntüsü.....	78
Şekil 5.3	Prepreg Malzeme Üzerine İstenilen Açık Ve Ölçülerde Çizim Yapılarak Kesilmesi.....	79
Şekil 5.4	Kompozit Malzemelere Uygulanan Çeşitli Dokuma Şekilleri.....	79
Şekil 5.5	Uygun Açılarda Kesilmiş Parçaların Açık Sırasına Uygun Olarak Üst Üste Yapıştırılması.....	80
Şekil 5.6	Malzemelerin Dış Ortam İle Sızdırmazlığının Sağlandığı Vakum Naylonunun Hazırlanması.....	81
Şekil 5.7	Teflon Tip Ayırıcının Malzeme Üzerine Yerleştirilmesi.....	82
Şekil 5.8	Fiberglass Bleeder'in Ayırıcı Film Üzerine Yerleştirilmesi.....	82
Şekil 5.9	Vakuma Alma İşleminde Yüzey Düzgünlüğü İçin Alt Ve Üst Kısmı Konulan Alüminyum Levha.....	83
Şekil 5.10	Air Weave Malzemenin Vakum İşlemi Sırasında Üretilecek Parçaların Etrafına Sarılması.....	83
Şekil 5.11	Parçaların Sıcaklığını Kür İşlemi Esnasında Sürekli Takip Etmek Amacıyla Konulan Termocoupler.....	84
Şekil 5.12	Sıcak Yapıştırıcı Cihazında Parça Üzerinde Bulunan Termocoupler İle Parçaların Sıcaklık Kontrollerinin Yapılması.....	84
Şekil 5.13	Vakum Torbası Etrafına Sızdırmazlık Bandı Yapıştırılarak Dış Ortam İle Olan Yalıtkanlığın Sağlanması.....	85
Şekil 5.14	Parçaların Vakum Portları Takılarak İstenilen Miktarda Basınca Alınması.....	85

Şekil 5.15	Balpeteği Bir Malzeme Üzerindeki Hasara Tamirin Uygulanışı.....	86
Şekil 5.16	250 °F Karbon Perebreg Malzemenin Sıcaklık, Zaman, Basınç Grafiği.....	87
Şekil 5.17	Parçaların İki Ayrı Fırında Kür Edilme İşlemi Ve Hot Bonder Cihazı İle Sıcaklığın Ayarlanması.....	88
Şekil 5.18	Kür Edilmiş Karbon Parçaların Vakumdan Çıkartılması.....	89
Şekil 5.19	Cam Kumaşının İstenilen Açılara Göre Kesilmesi.....	90
Şekil 5.20	Reçinelerin + 4 °C’de Saklandığı Dolabın İç Görüntüsü.....	90
Şekil 5.21	Reçine Ve Katalizörün Birbirine Karıştırılması.....	91
Şekil 5.22	Reçinenin En Alta Serili Naylonun Üzerine İlk Katman Olarak Düzgünce Yayılması.....	91
Şekil 5.23	Cam Kumaşın Üzerine Reçinenin Emdirilmesi.....	92
Şekil 5.24	Üsteki 8. Kat Cam Kumaşın Üzerine Alt Kısımda Olduğu Gibi Reçinenin Emdirilmesi.....	93
Şekil 5.25	Katların Hepsi Yerleştirildikten Sonra Üretilcek Parçaların Kenarlarının Düzeltilmesi.....	94
Şekil 5.26	15, 20, 25 İnHg Basıncında Cam Kumaşından Elle Yayma Tekniği İle Üretilen Parçaların Vakuma Alınmış Durum.....	94
Şekil 5.27	Elle Yayma Tekniği İle Parçaların Isı Veren Lamba Altında Kür Edilmesi.....	95
Şekil 5.28	Cam Kumaşından Elle Yayma Metodu İle Kür Edilen Parçalar.....	95
Şekil 5.29	Malzemelerin Metil Etil Keton İle Temizlendikten Sonra Lamba Altında Kurutulması.....	97
Şekil 5.30	Film Yapıştırıcının Kesilmesi.....	98
Şekil 5.31	Parçaların Üzerine Film Yapıştırıcının Yapışmış Hali.....	99
Şekil 5.32	Film Yapıştırıcılar Yapıştırıldıktan Sonra Vakum İşlemlerinin Yapılması.....	100
Şekil 5.33	Film Yapıştırıcıların Kür Edildiği Fırının Dış ve İç Görüntüsü.....	100

Şekil 5.34	Cam Ve Karbon Düz Parçaların Deney İçin Kesilmiş En Son Hali..	102
Şekil 5.35	Cam Ve Karbon Single Lap Parçaların Deney İçin Kesilmiş En Son Hali.....	102
Şekil 5.36	Cam Ve Karbon Double Lap Parçaların Deney İçin Kesilmiş En Son Hali.....	103
Şekil 5.37	Deneylerin Yapıldığı Cihaz.....	103
Şekil 5.38	Ekstantiyometrenin Deney Parçalarına Bağlanması.....	104
Şekil 5.39	Yapışmamış Deney Numunesi Boyutları.....	105
Şekil 5.40	Karbon Prepreg Ve Cam Kompozit Düz Parçaların Çekme Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	108
Şekil 5.41	Tek Bindirme İle Yapışmış Numune Boyutları.....	109
Şekil 5.42	Tek Bindirme (Single Lap) Karbon Prepreg Deney Parçalarının Çekme Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	110
Şekil 5.43	Tek Bindirme (Single Lap) Cam Kumaş Kompozit Deney Parçalarının Çekme Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	111
Şekil 5.44	Çift Bindirme İle Yapıştırılmış Deney Numunesi Boyutları.....	112
Şekil 5.45	Çift Bindirme (Double Lap) Olarak Yapışmış Karbon Prepreg Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	113
Şekil 5.46	Çift Bindirme (Double Lap) Olarak Yapışmış Cam Kumaş Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	114
Şekil 5.47	15 İnhg Cam Kompozit Yorulma Sonuçları.....	116
Şekil 5.48	20 İnhg Cam Kompozit Yorulma Sonuçları.....	116
Şekil 5.49	Düz Parça Olarak Yapışmış Cam Kompozit Parçaların Yorulma Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	117
Şekil 5.50	Tek Bindirme Cam Kompozit Yorulma Sonuçları.....	118
Şekil 5.51	Tek Bindirme Karbon Kompozit Yorulma Sonuçları.....	119
Şekil 5.52	Tek Bindirme (Single Lap) Olarak Yapışmış Cam Kompozit Parçaların Yorulma Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	119

Şekil 5.53 Tek Bindirme (Single Lap) Olarak Yapışmış Karbon Kompozit Parçaların Yorulma Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	120
Şekil 5.54 Çift Bindirme Cam Kompozit Yorulma Sonuçları.....	121
Şekil 5.55 Çift Bindirme Karbon Kompozit Yorulma Sonuçları.....	122
Şekil 5.56 Çift Bindirme (Double Lap) Olarak Yapışmış Cam Kompozit Parçaların Yorulma Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	122
Şekil 5.57 Çift Bindirme (Double Lap) Olarak Yapışmış Karbon Kompozit Parçaların Yorulma Deneyi Sonucu Kopmuş Halleri.....	123

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 1.1 Kesme Direnci Tablosu.....	16
Çizelge 1.2 Dayanma Direnci Tablosu.....	17
Çizelge 5.1 15 İnhg Cam Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları....	105
Çizelge 5.2 20 İnhg Cam Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları....	105
Çizelge 5.3 25 İnhg Cam Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları....	106
Çizelge 5.4 15 İnhg Karbon Prepreg Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları.....	103
Çizelge 5.5 20 İnhg Karbon Prepreg Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları.....	107
Çizelge 5.6 25 İnhg Karbon Prepreg Kompozit Malzemenin Çekme Deneyi Sonuçları.....	107
Çizelge 5.7 25 İnhg Tek Bindirme (Single Lap) Cam Kumaş Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonuçları.....	109
Çizelge 5.8 25 İnhg Tek Bindirme (Single Lap) Karbon Prepreg Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonuçları.....	110
Çizelge 5.9 25 İnhg Çift Bindirme (Double Lap) Cam Kumaş Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonuçları.....	112
Çizelge 5.10 25 İnhg Çift Bindirme (Double Lap) Karbon Prepreg Kompozit Parçaların Çekme Deneyi Sonuçları.....	112

SİMGELER VE KISALTMALAR

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
HİBM	Hava İkmal Bakım Merkezi
MEK	Metil Etil Keton
MM	Bakım El Kitabı
MSDS	Malzeme Güvenlik Verileri
NDI	Tahripsiz Çatlak Kontrol Metodu
PAS	Polivin Alkollü Tabaka
PVA	Polivin Alkol
RPM	Dakikadaki Devir Sayısı
SRM	Elle Yapı Tamiri
TO	Bakım El Kitabı
THY	Türk Hava Yolları

1.GİRİŞ

Günümüzde uçaklar, hafiflik, yüksek performans, yüksek güvenilirlik, ekonomiklik ve uzun süre dayanıklılık esaslarına göre üretilmektedir. Uçaklar havadan daha ağır araçlardır. Uçakların performansında aerodinamik yapının, özellikle kanat tasarımının etkisi büyüktür. Uçakların dış görünüşleri zarif, ince ve aerodinamik şekilli olmaları istenir. Aynı zamanda yapısal olarak çok dayanıklı olmaları ve en kritik olanı da olabildiğince hafif olmaları istenir. Bundan dolayı uçaklarda kullanılan malzemeler önemlidir.

Uçak yapımı seri bant üretim yöntemi ile üretilmemektedir. Seri bant üretim yönteminde seri olarak ve otomatik tezgâhlarda üretilen parçalar hareketli bir bant üzerinde robotlar veya insanlar tarafından birleştirilir, montajı yapılır. Uçak üretimi ise gemi yapımında olduğu gibi daha çok emek ister.

Uçağın iskelet yapısı ve kaplamalar bağlantı elemanlarıyla birbirine bağlanır. Uçağın hafif ve dayanıklı olması istendiğinden, uçağın dış yüzeyinin pürüzsüz ve hava akışına uygun olması gerektiğinden çok sayıda karmaşık şekilli parçaları, diğer parçalara göre pozisyonda tutan, birleşecek şekilde bir araya getiren, takım ve aparatlar kullanılır. Bu takım ve aparatlar çevredeki ısı değişikliklerinden çok az etkilenen, optik ölçümlerle ayarlanıp sabitlenmiş, esnemeyen sağlam, rijit bir yapı üzerinde parça ve parça gruplarının birbirine birleştirilebileceği, takılabileceği, bağlanabileceği elemanlar bulunan aparatlardır.

Uçak üretiminde robot kullanımı ancak kanat, kuyruk yüzeyleri gibi çok sayıda hassas toleranslı delik olan parçaların yapımında gerçekleştirilebilmiştir. Otomatik olarak delik açma ve perçin çakma gibi işlemler ise büyük yolcu uçaklarının gövde ana parçalarının birleştirilmesi sırasında birleşme yüzeylerinde kullanılmaya başlamıştır. Diğer birleşme ve takma işlemleri çok fazla emek ve yoğun işçilik gerektirir ve uçağın toplam işçilik zamanında önemli bir yer tutar.

Uçaklarda kullanılan malzemelerden genleşme katsayıları yüksek, yorulma dayanımı iyi, çekme ve eğme değerleri uygun, çatlamaya ve kırılmaya karşı dayanıklı olması gibi özellikler istenmektedir. Bütün bu istenen özellikleri tek bir malzeme bulmak son derece ender rastlanan bir durumdur. 1950'li yıllardan itibaren polimer kompozitler aranan bu boşluğu doldurmuştur. Bugün yaygın olarak uçak, roket, füze gövdeleri, yüksek kalitede spor malzemeleri gibi maliyetin yüksek olmasının pek önemli olmadığı alanlarda kullanıldığı gibi lastik, otomotiv sanayi, beyaz eşya, basınca dayanımlı boru gibi daha düşük maliyet gerektiren sektörlerde de yaygın olarak kullanılmaktadır. Önümüzdeki yıllarda uzay ve havacılık başta olmak üzere robotik ve gelişen diğer teknolojilerde kompozit malzemelere daha çok ağırlık verilecektir. Bu amaçla hem daha güçlü ve sağlam elyaflar, hem de daha yüksek ısı dayanımlı, çatlak oluşturmeyen, darbe dayanımı yüksek ve sert polimer matrisler üzerinde çalışmalar dünyada ve ülkemizde devam etmektedir (Huten 2003).

Uçaklarda yorulma ikinci dünya savaşında uçakların yoğun olarak kullanılmaya başlamasıyla fark edilmiş ve bu problemin önüne geçilebilmesi amacıyla bir takım tasarım yaklaşımları kabul edilmiştir. Farklı tipteki yapıların yorulmaya karşı tasarımında iki farklı yaklaşım mevcuttur. Birinci yaklaşımda, tasarımı yapılan parça için bir ömür tayin edilir ve tayin edilen bu ömrün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa dahi söz konusu parça değiştirilir. İkincisinde ise, parçada çatlak bulunsa bile parça serviste kalır, çatlak tehlikeli bir boyuta gelmeden parça tamir edilir. Birinci yaklaşıma emniyetli ömür tasarımı, ikincisine ise emniyetli hasar tasarımı adı verilir. Daha sonra, bu iki tasarım prensibi birleştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı şekline dönüştürülmüştür.

Hasar toleransı tasarımının kabulleri şunlardır;

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

Uçak yapısal onarım prensipleri farklı ve çeşitlidir. Hasarı onarırken en önemli aşama yapılacak olan işlemin boyutlarını çıkarıp ne yapılacağına karar vermektir. Onarım yaparken yapının orijinal kuvvetinin korunması gerektiğinden uçakların bakım el kitaplarındaki kurallar göz önünde bulundurulmalıdır.

Yapılan bütün değiştirme ve takviye işlemlerinde kullanılan malzemenin aslının aynısı veya benzeri olmasına dikkat edilmelidir. Uygulan tamir işlemlerinde malzeme ağırlığı en az seviyede tutulmalıdır. Bunun için tamir işlemi esnasında parçanın boyutlarını gerektiğinden fazla büyük yapılmamalı, perçin veya kullanılan diğer bağlayıcıların sayısı çok iyi hesaplanmalıdır.

Bu girişi takiben tezin ikinci bölümünde literatür araştırması yapılmış; üçüncü bölümünde uçaklarda uygulanan tamir yöntemlerinin tespiti, tamir prensipleri, uygulama teknikleri hakkında genel bir bilgi verilmiştir. Tezin dördüncü bölümünde günümüz modern uçaklarında en çok kullanılan ve her geçen gün kullanım oranı artan kompozit malzemelere uygulan tamir prensipleri incelenmiştir. Daha sonra beşinci bölümde deneylerde kullanılan kompozit malzemelerin hazırlanması ve üretimi anlatılmıştır. Son olarak da deneyin yapılışı ve deney sonuçları irdelenmiştir.

2. GENEL BİLGİLER

Bu tez çalışması esnasında, THY bakım el kitaplarından, 1.HİBMK'lığı kütüphanesindeki kaynaklardan, yurtiçi ve uluslararası olarak düzenlenen makalelerden, kompozit konusunda yayınlanmış çeşitli kaynaklardan ve Eskişehir Anadolu Teknik Lisesi kütüphanesinde bulunan ders notlarından faydalanılmıştır.

Yapılan literatür çalışması sonucunda; uçak tipine ve hasarın yerine göre çok çeşitli hasar giderme yöntemleri olduğundan genel bazı hasar giderme yöntemleri incelenmiştir. Çalışmada daha çok uçaklarda her geçen gün kullanımı artan kompozit malzemeler ön plana çıkartılarak 8 kat karbon kompozit ve 8 kat cam kompozit malzemelerin mekaniksel davranışları incelenerek bu malzemelerin mekanik karşılaştırılmaları yapılmıştır.

Uçak yapıları genel olarak değişik yorulma problemleri göstermeleri bakımından ikiye ayrılır. Monoblok adı verilen ilk grubu blok malzemeden işlenerek veya küçük parçacıkların kaynaklanması ile elde edilen yapılar oluşturur. İkinci grubu ise, kafes levha olarak adlandırılan perçin veya civatalarla birleştirilmiş yapılar oluşturur. İlk gruptaki yorulma çatlakları göreceli olarak daha hızlı ilerlerken, ikinci grup yapılarda daha yavaş olur (Payne 1976).

Emniyetli ömür ve emniyetli hasar tasarım prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı şekline dönüştürülmüştür. Hasar toleransı tasarımı malzemede olması mümkün bazı hatalara rağmen yapısal bütünlüğün sağlanmasının mümkün olduğunun bilinmesi ile geliştirilmiştir (Smith 1980).

Emniyetli hasar yapıları birden fazla yük yollarına sahiptir. Eğer, herhangi bir parça üzerine düşen görevi yapamaz ya da yükü karşılayamaz duruma gelirse, geri kalanlar çalışma yükünü taşımaya devam edeceklerdir. İzin verilen çatlakların kontrol ile bulunabilmesi amacıyla, kontrol edilebilir çatlak başlangıç değeri için gerekli ömür belirlenir ve ilk kontrol zamanının belirlenmesi için bulunan ömür bir güvenlik katsayısına bölünür (Showers 1985).

Servis ömrü boyunca etkiyen korozyon, servis ömrünün daha kısa olmasına neden olur. Aynı model uçakların karşılaştıkları değişik hava koşulları ve manevralar nedeniyle de servis ömürleri farklıdır (Schijve 1994)

Günümüz uçaklarında kesme, eğilme ve burulmanın sebep olduğu gerilmelerin hepsinin gövde kaplaması tarafından taşındığı monokok yapılara pek rastlanmamaktadır. Bunun sebebi gövde yapısının çeşitli kesitlerine gelen yüklerin farklı olması nedeniyle, buralarda sabit kaplama kalınlığı kullanmak yapısal ağırlığı artırır. Bunu gidermek için çeşitli kesip çıkarmaların bulunabileceği uygun bir yapı şekli yarı monokok yapılar kullanılmaktadır (THY 1987).

(Baker 1999) uçak yapısında yorulma sonucu ortaya çıkan çatlakların kompozit yapıştırma tekniği ile tamirini incelemiştir. Bu parçaların tamiri için iki yöntem tartışılmıştır. Birinci olarak yapıştırılan yamanın yorulma davranışının belirlenmesi; ikinci olarak yamanın kendi yorulmasının gözlemlendiği gelişmiş yama konseptidir.

Uçak parçaları imalat sırasında meydana gelen ya da servis sırasında maruz kaldıkları çevrimsel yükler nedeniyle çatlaklar içerirler. Bu çatlaklar etkiyen yüklerin büyüklüğüne, frekansına ve ortamın korozyif etkisine bağlı olarak zamanla büyür. Daha uzun çatlak daha fazla gerilme konsantrasyonuna neden olur. Dolayısıyla, çatlak ilerleme hızı zamanla artacaktır ve parçanın mukavemeti de çatlağın varlığına bağlı olarak düşecektir. Parçanın kalıntı mukavemeti çatlak boyunun büyümesiyle düşer. Belirli bir zamandan sonra kalıntı mukavemet o kadar düşer ki parça servis sırasında etkileyebilecek ani yük artışlarını taşıyamaz hale gelir. Böyle yük artışları servis sırasında meydana gelmese bile normal servis yükleri altında zamanla kırılma meydana getirir (Turan 2001).

(Kedward vd. 2005) uzay uygulamaları için yapıştırılmış kompozit parçaların tasarımlarını ele almıştır. Sonlu elemanlar tekniği kullanarak mekanik ve termal yükler altında kayma ve soyma gerilmelerini incelemiştir.

Yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozit yapılarıdaki zayıf bağlantıların tahribatsız yöntemlerle belirlenmesini çalışmıştır (Yang vd. 2001).

Kompozit yapılarıdaki yapıştırma kusurlarını ultrasonik tahribatsız yöntemle incelemiştir (Bastianini vd. 2001).

(Lee vd. 2004) köpük çekirdek yapısına sahip kompozit sandviç yapıların imalatı için aynı anda kür edilen yapıştırma metodunu çalışmıştır. Bu türlü sandviç yapıların imalatı için deneyler sonucu PVC köpüğünün ve poliüretan köpüğünün optimal ön basma birim uzamalarını bulmuştur.

(Zhang vd. 2005) yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozit parçaların 3 boyutlu gerilme analizini incelemiştir. Bu yapıların analizi için Mortensens'in yaklaşımını kullanarak, sıcaklık ve nem yükleri tabakalar arası sayma, kayma gerilmeleri göz önüne alınarak analitik bir metot geliştirilmiştir.

(Yarmington vd. 2005) yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozit parçaların hata analizini incelemişlerdir. Yapışmış parçaların hata tahmini için bir metot geliştirmişlerdir.

Yapıştırıcı ile birleştirilmiş kademeli bağlantıların yorulma karakteristiklerini incelemiştir. Yapılan testler sonucu çatlağın bindirme bağlantısının ucunda başladığını ve kompozit yapının tabaka ayrılmasıyla yayıldığını bulmuştur (Kim vd. 2005).

Çeşitli yapıştırma teknikleriyle birleştirilmiş sürekli fiberli kompozitlerin bindirme bağlantılarının dayanımını ve hata modlarını deneysel olarak ele almıştır. Kompozit malzemelerin tabaka ayrılmasına karşı hassasiyetinden dolayı yapıştırıcıyla birleştirilmiş kompozit yapıların hata dayanımının her zaman yapıştırıcı dayanımı ile orantılı olmadığını bulmuştur. Ayrıca yüzey pürüzlülüğü, yapıştırma kalınlığı ve köşe kavislerinin etkisi üzerinde çalışılmıştır (Yoo vd. 2005).

3. UÇAKLARDA HASAR KONTROLÜ, SINIFLANDIRILMASI ve TAMİR PRENSİPLERİ

Uçak üzerinde uygulanabilecek çeşitli tamir metotları ve farklı tiplerde uçak yapıları mevcuttur. Tamirin basit ve karmaşık olmasının farkı yoktur, uçak üzerindeki her hasar önemlidir, hasar tamirinde başarılı olunabilmesi için yapılacak işin ilk önce planı yapılmalıdır.

3.1 Hasar Kontrolü ve Sınıflandırılması

Yapı hasarlarının tamirinde en önemli adım yapılacak işi tasarlamak ve doğru seçim yapabilmektir.

Tasarlama; kullanılacak en iyi yama şeklinin, orijinali kadar dayanıklı, sert, kalın ve ağır olmayan malzemenin belirlenmesidir (Çalıklı 1983).

Doğru seçim; korozyona ve hasarın bulunduğu bölgedeki uçuş sırasındaki karşılaştığı streslere sebep olan bölgenin belirlenmesidir (Çalıklı 1983).

3.1.1 Hasar kontrolü

Hasarlı bölgenin kontrolü, işi tasarlamamanın başlama noktasıdır. Tamir işleminde, kontrol ve tasarlama yaparken şok direncinin yapı içinde sebep olduğu zararlar dikkate alınmalıdır. Bu nedenle hasara delil olması gerekçesiyle tüm bağlayıcıların, cıvataların ve perçinlerin yapıya bağlanmış kısımları kontrol edilmelidir.

3.1.2 Hasarlı bölgelerin göz ile kontrolü

Hasarlı bölgelerin göz ile kontrolünde kritik noktalar mevcuttur. Özellikle bu noktaların kontrolleri hasar konusunda önemli detaylar sağlayacaktır.

Bağlantılar; gevşeme, kopma ve eğilmeler için perçinleri, yüksek mukavemetli bağlayıcıları ve vida bağlantıları kontrol edilir. Vida başı eğilmiş veya gevşemişse, vida çıkarılır vidadaki deformasyonu ve delikteki uzama kontrol edilir. Boyanmış yüzeyler üzerinde, perçinlerin ve bağlayıcıların kenarındaki boya çatlakları araştırılarak perçin ve bağlayıcı hasarları meydana çıkarılır.

Çatlaklar, oyuk ve çukurlar; oyuklar kontrol edildiği zaman yüzey kaplaması üzerinde delikler ve ezilmeler görülebilir. Boyalı ve boyasız bölgelerdeki çukurlar malzeme söküldüğü zaman görülür. Döküm malzemeler üzerindeki çatlaklar gözle görülebilir, şüpheli kısımlar tahripsiz kontrol NDI metotları ile kontrol edilmelidir.

Boşluk ve liflenmeler; kompozit, fiberglas ve alüminyum kaplı bal peteği ayrıca grafit yapılarıdaki boşluk ve liflenmeler göz ile kontrol edilebilir. Boşluk ve liflenmeler şüpheli bölgenin üzerine hafifçe vurularak meydana çıkarılır (tap hammer metodu). Sağlam bölgeler tok ses verirken hasarlı bölgeler farklı bir kof ses çıkarırlar. Liflenmiş bölgeler genellikle uç kısımlarda yapraklaşmış bir görüntü verirler.

Korozyon; destekleme yapısında ve yüzey saçlarının iç kısımlarında nemin toplanabileceği köşeler kontrol edilir. Korozyon kısaca mat bir yüzey ve beyaz noktacıklar olarak tanımlanabilir

3.1.3 Hasarın sınıflandırılması

Hasarlar genellikle dört temel gruba ayrılırlar. Hasarların boyutları belirlendikten sonra, etkilenen yapının her parçasına göre;

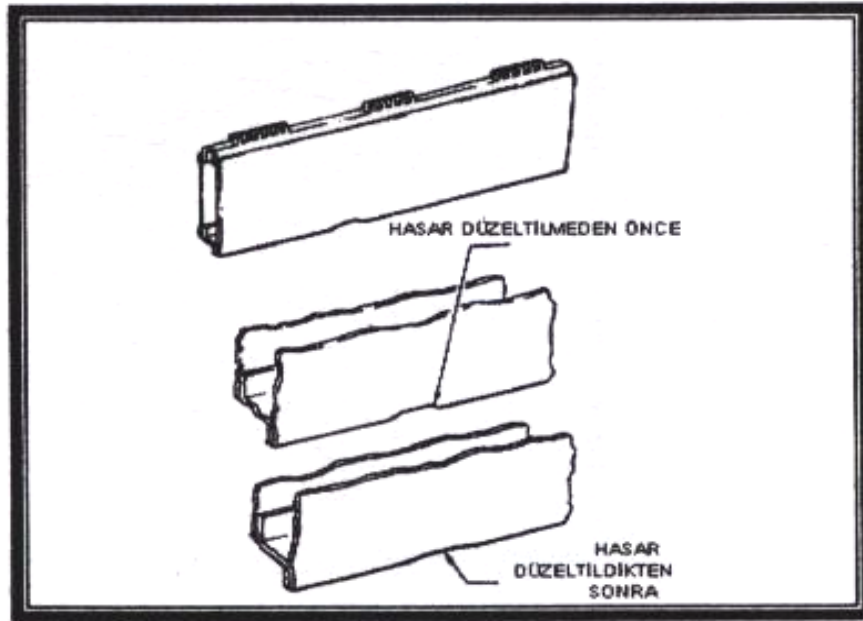
- İhmal edilebilir hasar
- Yama ile onarılabilir hasar
- Ekleme ile onarılabilir hasar
- Parça değiştirmeyi gerektiren hasar

Tamir sırasında kullanılacak malzemenin bulunabilmesi ve zaman faktörü parçanın değiştirilmesine veya onarılmasıyla ilgili verilecek kararı etkiler. Ancak her uçak için ana elemanlarda meydana gelebilecek hasarın tamir edilebilmesi için müsaade edilen limitler bakım el kitaplarında verilmektedir.

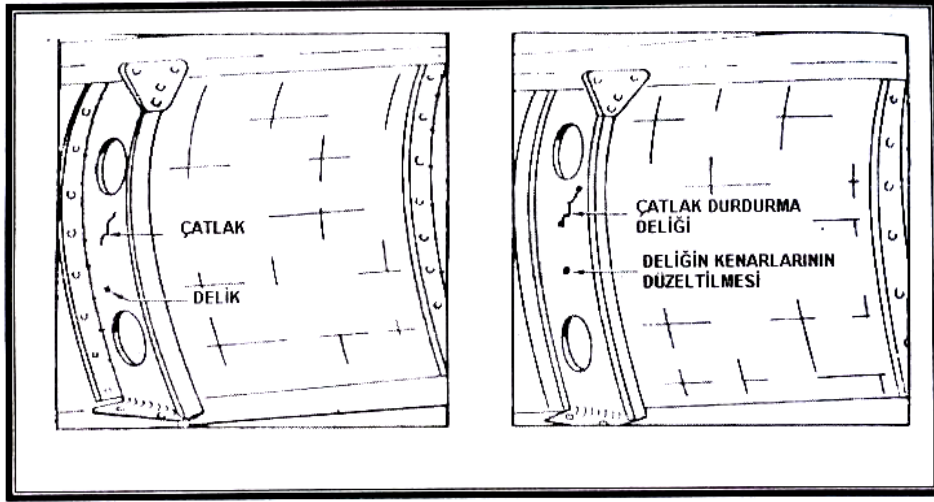
3.1.3.1 İhmal edilebilir hasar

Yapısal bütünlüğe etkisi olmayan veya uçuşu engellemeyecek, basit yöntemlerle tamir edilebilecek hasarlar ihmal edilebilir veya önemsiz hasar olarak sınıflandırılır

Hasarın büyümesini önlemek için düzeltici işlemin yapılması gerekir. Küçük çaptaki göçük, çizik, çatlak ve delikler; macunlama, zımparalama, delme ve çekiçle düzeltilerek veya tamiri malzeme eklemeyen yapılan onarımlar bu sınıflandırmaya girer (HSOKTEM V5 2002). Şekil 3.1 ve 3.2’de ihmal edilebilir hasar resimleri görülmektedir.



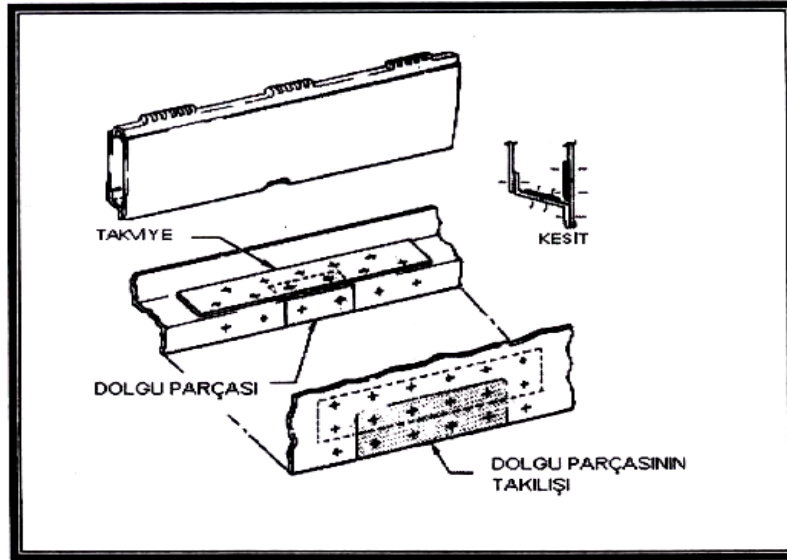
Şekil 3.1 İhmal edilebilir hasar (HSOKTEM V2 2002).



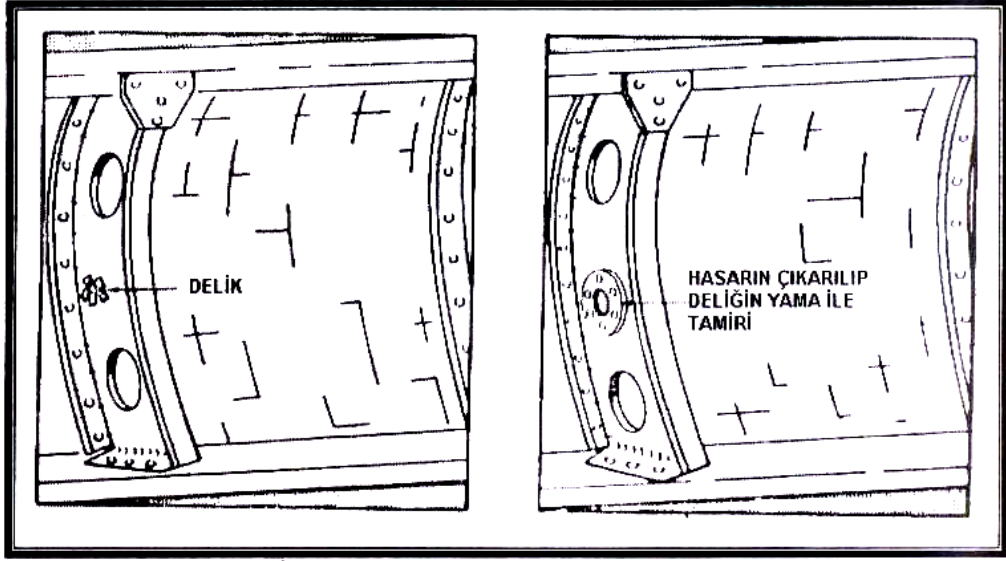
Şekil 3.2 İhmal edilebilir hasar (HSOKTEM V5 2002).

3.1.3.2 Yama ile onarılabilir hasar

Yama ile onarılan hasar ihmal edilebilir hasar sınırını aşmıştır bu nedenle hasarlı kısımlar ek malzeme ile desteklenerek onarılır. Bu hasar giderme yönteminde dikkat edilmesi gereken en önemli nokta; dolgu parçası aynı kalınlıkta malzemedir, takviye parçasının ise bir ölçü kalın malzemedir yapılmasıdır. Şekil 3.3 ve 3.4'te yama ile onarılabilir hasar örnekleri görülmektedir.



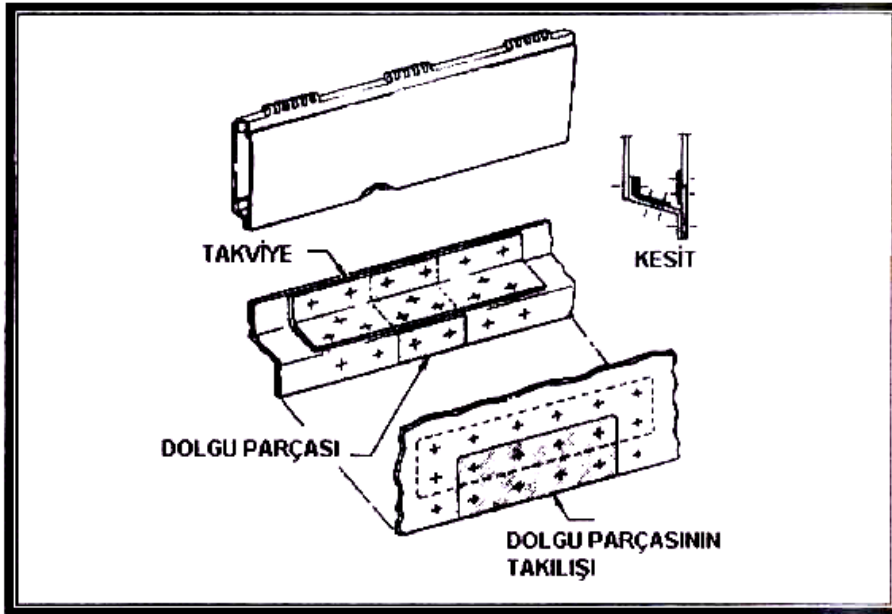
Şekil 3.3 Yama ile onarılabilir hasar (HSOKTEM V2 2002).



Şekil 3.4 Yama ile onarılabilir hasar (HSOKTEMN V5 2002).

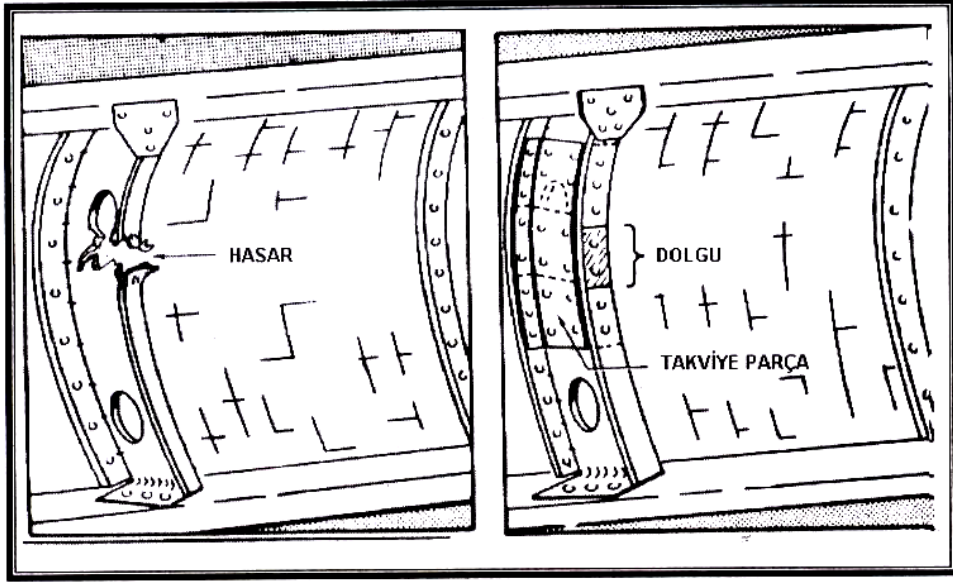
3.1.3.3 Ekleme ile onarılabilir hasar

Herhangi bir tamirde, hasarlı kısmın kesilip çıkarılmasından sonra çıkarılan parçanın benzerinin yerleştirilmesi ve sağlamlığı için uçlarına ek malzeme konularak tamir edilmesidir (HSOKTEM V2 2002).



Şekil 3.5 Ekleme ile onarılabilir hasar (HSOKTEM V2 2002).

Ek parçalar gövde ile hasarlı kısmın yerine konan dolgu malzemesinin birbirine bağlanmasını sağlar. Şekil 3.5 ve 3.6’da ekleme ile onarılabılır hasar örnekleri görülmektedir.

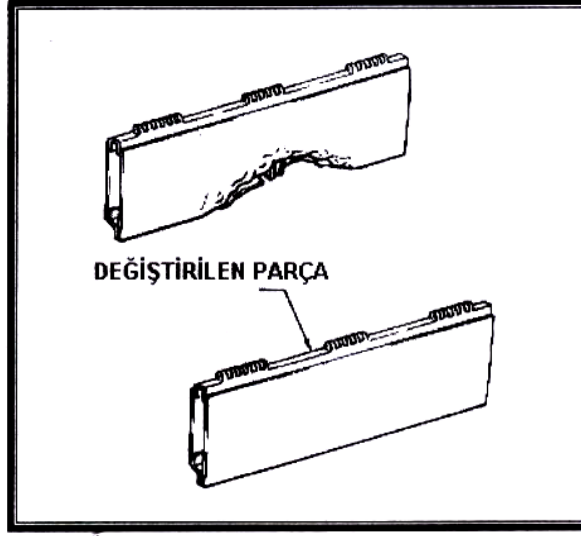


Şekil 3.6 Ekleme ile onarılabılır hasar (HSOKTEM V5 2002).

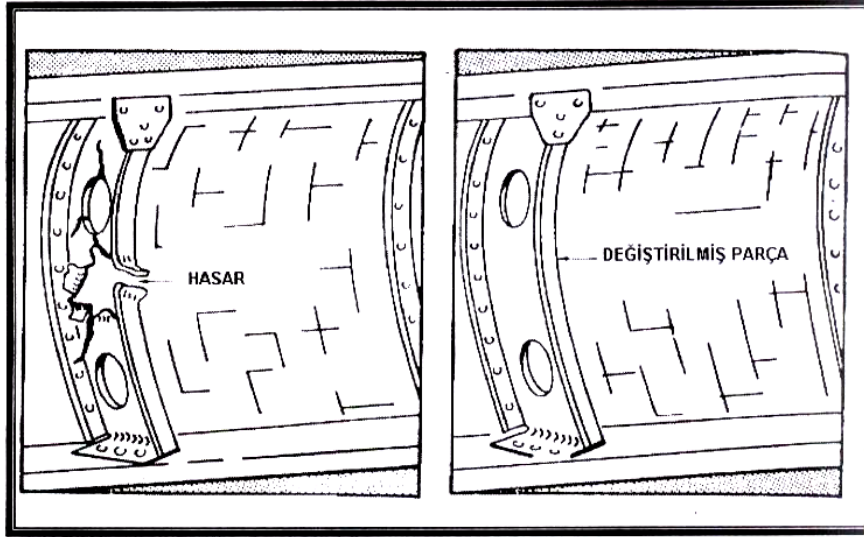
3.1.3.4 Parça değiştirmeyi gerektiren hasar

Uçak üzerinde parçalar aşağıdaki durumlarda değiştirilir;

- Hasarlı parça tamir edilmeyecek şekilde çok büyük veya karışıktır.
- Yeniden eski haline getirilemeyecek kadar detaylıdır.
- Hasarlı bölgeye ulaşılmaması onarımı zorlaştırmaktadır.
- Hasarlı parçanın değiştirilmesi, tamirine nazaran daha kolay, ekonomik ve zaman tasarrufu sağlamaktadır.
- Özel işlem görmüş malzemeler ve döküm bağlantılar ihmal edilebilir hasar sınırları dışında kaldığından böyle bir durumda Şekil 3.7 ve 3.8’de olduğu gibi hasarlı parça değiştirilir.



Şekil 3.7 Parça değiştirmeyi gerektiren hasar (HSOKTEM V2 2002).



Şekil 3.8 Parça değiştirmeyi gerektiren hasar (HSOKTEM V5 2002).

3.2 Tamir tiplerinin sınıflandırılması

Tamir tipleri; malzeme, takım teçhizat, zaman ve bakım seviyesine bağlı olarak dört şekilde sınıflandırılabilir.

Kalıcı tamir; tamir edilen bölgenin direnci orijinaline eşit veya daha fazladır. Ayrıca aerodinamik yapı özelliğini korur (THY 1987).

Geçici tamir; uçağı, orijinal yapısının şekline getirmek için yapılan onarımdır. Fakat aerodinamik tam olarak sağlanamaz, üstten yamalar; yüzeyde çıkıntı yapmış bağlayıcılar, perçinler geçici tamir şeklidir. Geçici tamirlerin istenmeyen etkileri yanında, uçakları kısa süreli uçuşlar için hazırlar. Aerodinamik bozuklukları düzeltmek için, en kısa zamanda kalıcı tamir ile değiştirilmelidir (THY 1987).

Bir uçuşluk tamir; uçağın arızalı kısmına bir uçuşluk izin verecek ve sınırlı yük taşıyabilecek şekilde arızanın giderilmesidir. Tamirine uçak mühendisi tarafından karar verilmesi gerekir (THY 1987).

Harp hasar tamiri; savaş uçakları için sınıflandırılan bir tamir şeklidir, en fazla 24 saat içinde hasarlı uçağın bir uçuşluk görevini tamamlayabilmesi için yapılan özel bir tamir yöntemidir (THY 1987).

3.3 Tamir Prensipleri

Uçak yapısal tamir prensipleri farklı ve çeşitlidir. Hasarı onarıırken en önemli aşama yapılacak olan işlemin boyutlarını çıkarıp ne yapılacağına karar vermektir. Ölçüm sonucunda uygulanacak yama şeklinin en iyi tür ve biçimde olması, perçinlerin çeşidi, çapı, sayısı çok önemlidir.

Onarılan bölgede orijinaline nazaran ek ağırlık yaratmadan eski sağlamlığını verebilecek benzer özellikleri taşıyan malzemenin seçimi gibi koşullar yerine getirilmelidir. Onarıma başlamadan önce hasar boyutunun tahmininde, hasarlı bölgenin civarında inceleme yapılmalıdır (Çalıklı 1983).

3.3.1. Orijinal direncin sağlanması

Onarım yaparken, yapının orijinal kuvvetinin korunması gerektiğinden bazı temel kurallar göz önünde bulundurulur. Tüm değiştirme ve takviye işlemlerinde kullanılan malzemenin aslının aynısı veya benzeri olmasına dikkat edilmelidir.

3.3.1.1 Malzeme seçimi

Kullanılan metallerde şekillendirme gerekiyorsa özel bir dikkat sarf edilmelidir. Isıl işlem görmüş ve soğuk işlenmiş alüminyum alaşımlarının çok az kıvrılma payları vardır. Diğer taraftan yumuşak alaşımlar kolayca şekillendirilebilirler, ancak yapılar için yeterince kuvvetli değildirler. Bazı durumlarda tavlanmış metal şekillendirmeye elverişli değilse metal ısıtılıp su ile soğutulur ve iyice sertleşmeden yarım saat içinde şekillendirme işlemi tamamlanır. Kısmi şekillendirme için bükme makinesinden faydalanılacağı zaman metal yüzeyinde oluşacak çizik ve sıyrıkları önlemek için bükme çenelerinin üzerine ince yumuşak bir metal yerleştirilmelidir (Çalıklı 1983).

3.3.1.2 Bağlayıcı seçimi

Tamir için gerekli olan bağlayıcıları seçerken aşağıdaki faktörleri göz önünde bulundurmalıdır.

- Uçağın üzerinde yapılacak onarımın yeri ile kullanılması gereken bağlayıcının özelliği direk olarak bağlantılıdır. Örneğin hasarlı kısmın yerine göre standart dövme perçin veya çekirme tip perçin kullanıldığı gibi her ikisi de gerektiğinde kullanılabilir.
- Yapılacak onarım basınç, kabin tazyik gerektiren veya yakıt tankları alanında yapılacaksa, bağlayıcı kullanırken mutlaka sızdırmazlık sağlayan conta (sealant) ile beraber kullanılmalı ve özel bir dikkat harcanmalıdır.
- Perçin çapını belirlemede iki metot geçerlidir. Basit olanı imalatçı tarafından kullanılan, hasarlı kısmın etrafındaki gövdeye paralel olan perçin sırasındaki perçinlerin çapı referans olarak alınabilir. Diğer metot ise hasarlı kaplamanın kalınlığını 3 ile çarpmaktır (Çalıklı 1983). Örnek olarak kalınlığı 0,04 inç olan bir saçta kullanılacak perçinin çapı aşağıda hesaplanmıştır;

$$D = t \times 3 \quad (1)$$

Formüldeki D perçin çapı, t saç kalınlığıdır.

$$0,040'' \times 3 = 0,120''$$

$0,120'' = 1/8'' (0,125'')$ en yakın perçin çapı $1/8''$ dir.

Orijinal direnci sağlayabilmek için uçak yapısını tamir ederken, belirli sayıda perçin kullanılmalıdır. Fazla kullanılan her bir perçin uçak ağırlığını arttıracaktır. Uçak ağırlığının artması da yakıt sarfiyatını arttıracaktır. İki perçin arasındaki mesafe, perçinin çapının 6–8 katı arasında olmalıdır.

Perçin, cıvata ve özel bağlayıcı sayıları imalatçı tarafından yapılmış hasara yakın olan bölgedeki benzerleri göz önüne alınarak aşağıdaki formülle tespit edilmelidir. Kesme ve dayanma direnci Çizelge 1.1 ve Çizelge 1.2’de verilmiştir. 75000 sabit bir değerdir.

Çizelge1.1 Kesme direnci tablosu (Çalımlı 1983).

ALÜMİNYUM ALAŞIMLI PERÇİNLERİN KESME DİRENCİ									
PERÇİN ALAŞIMI	PERÇİNLERİN METALDEKİ KESME DİRENCİ (POUNS)	PERÇİNLERİN ÇAPI							
		1/16"	3/32"	1/8"	5/32"	3/16"	¼"	5/16"	3/8"
2117 T	27000	83	186	331	518	745	1325	2071	2981
2017 T	30000	92	206	368	573	828	1472	2300	3313
2024 T	35000	107	241	429	670	966	1718	2684	3865

$$Perçin \quad adedi = \frac{75000LT}{S \quad veya \quad B} \quad (2)$$

Burada L: hasar uzunluğu, T: malzeme kalınlığı, S: Kesme direnci, B: dayanma direncidir. Yukarıdaki formülü kullanarak 0,040 inç kalınlığındaki, 2,25 inç uzunluğundaki hasarın tamirinde gerekli olan perçin sayısı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$L = 2,25''$$

$$T = 0,040''$$

0,040'' malzeme kalınlığı için perçin çapı 1/8'' dir.

S=331 (kesme direnci tablosundan)

B=410 (dayanma direnci tablosundan)

(Kesme ve dayanma direncinden en küçük değer alınır)

$$\frac{2,25 \times 0,040 \times 75000}{331} = \frac{6750}{331}$$

Sonuçta her iki uzun kenarda 21'er adet perçin kullanılmalıdır (Çalımlı 1983).

Çizelge 1.2 Dayanma direnci tablosu (Çalıklı 1983).

METAL KALINLIĞI	PERÇİN ÇAPLARI							
	1/16	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	5/16	3/8
0.014	71	107	143	179	215	287	358	430
.016	82	123	164	204	246	328	410	492
.018	92	138	184	230	276	369	461	553
.020	102	153	205	256	307	410	412	615
.025	128	192	256	320	284	512	640	768
.032	164	245	328	409	492	656	820	984
.036	184	176	369	461	553	738	922	1,107
.040	205	307	410	512	615	820	1,025	1,230
.045	230	345	461	576	691	922	1,153	1,383
.051	261	391	522	653	784	1,045	1,306	1,568
.064		492	656	820	984	1,312	1,640	1,968
.072		553	738	922	1,107	1,476	1,845	2,214
.081		622	830	1,037	1,245	1,660	2,075	2,490
.091		699	932	1,167	1,396	1,864	2,330	2,796
.102		784	1,046	1,307	1,569	2,092	2,615	3,138
.125		961	1,281	1,602	1,922	2,563	3,203	3,844
.156		1,198	1,598	1,997	2,397	3,196	3,995	4,794
.188		1,445	1,927	2,409	2,891	3,854	4,818	5,781
.250		1,921	2,562	3,202	3,843	5,125	6,405	7,686
.313		2,405	3,208	4,009	4,811	6,417	7,568	9,623
.375		2,882	3,843	4,803	5,765	7,688	9,068	11,529
.500		3,842	5,124	6,404	7,686	10,250	12,090	15,372

3.3.1.3 Aerodinamik yapının korunması

Tüm yapılan onarımlarda, aerodinamik gereksinimleri karşılamak için orijinal eğim korunmalıdır. Hasarlar veya tamirler, kaportanın düzgünlüğünü değiştirdiği ve kabalaştırdığı için uçaklarda performansın düşmesine sebep olur. Aerodinamiklik ve yüzey düzgünlüğü sağlanmazsa, kritik bölgelerde performans değişiklikleri çok tehlikeli olur.

Kanatların kritik bölgelerindeki tamirler hava akışını bozarsa kalkış hızını azaltır. Bu değişiklikler iniş ve kalkış hızlarını etkileyen, kanat ağırlığının artmasına, uçak hızının azalmasına ve kontrol yüzeyinin çevresindeki hava akışının değişmesine sebep olur (Kutluca 1982).

3.3.1.4 Orijinal ağırlığının korunması

Yapılan tamirlerde malzeme ve hırdavat ağırlığı en az seviyede tutulmalıdır. Bunun için tamirde kullanılacak parçaların boyutlarını gerektiğinden fazla büyük yapılmamalı, perçin veya kullanılan diğer bağlayıcıların sayısı çok iyi hesaplanmalıdır. Genelde tamirler yapının orijinal dengesini bozarlar. Fazla ağırlık uçağın dengesini bozduğu için balans ayarı yapılmasına sebep olur.

3.4 Yapısal Tamirler

Uçak yapısı tamirleri sayısız ve değişkendir. Her durumda uygulanacak belirli bir onarım kalıbı bulunmamaktadır. Uçuş sırasında, uçuş kısımlarının karşılaştığı farklı yük ve kuvvetler, hangar içinde yapılan tamirlerde tam olarak bilinmediğinden, hasarlı kısmın onarılmasında, orijinal parça kuvveti, malzeme türü ve ölçümlendirme ayrı ayrı yapılarak çözüme gidilmelidir. Hasarlı yapıda, uygulanması gereken tamir şeklini belirleyen faktörlerin başında hasarın genişliği, hasarlı bölgenin yeri ve bakım teşkilatının imkânları gelmektedir (Kutluca 1982).

3.4.1 Dış yüzey gizli yama tamirleri

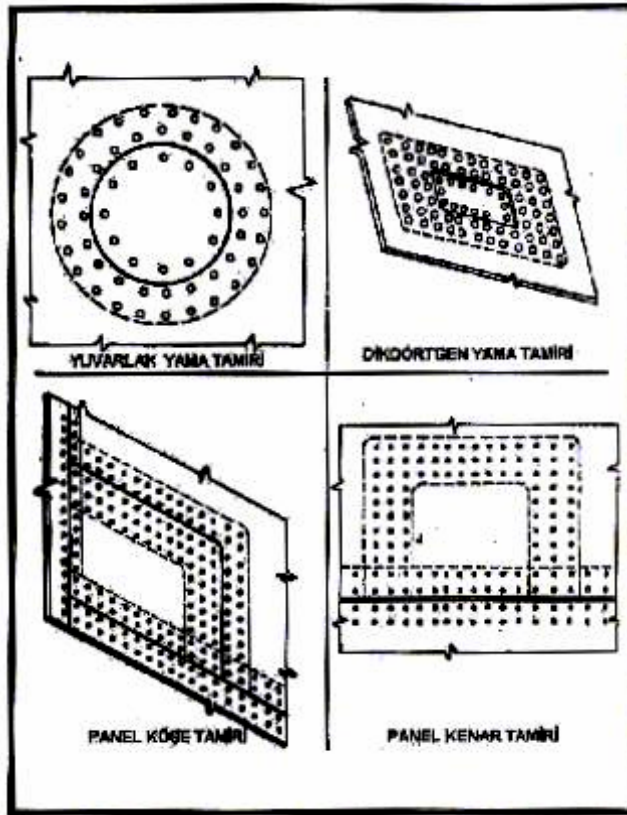
Dış yüzey kaplamalarındaki hasarlı bölgeyi çıkarıp, iç kısmından takviye yaparak, hasarlı bölgenin ayrılmasından sonraki boşluğa da dolgu malzemesi yerleştirerek, günümüz modern uçaklarının aerodinamik düzgünlüğünü sağlayacak şekilde, gerekli olan parlak bir yüzey meydana getirebilmek için uygulanan tamir şekli gizli yamadır (Önden 1992). Şekil 3.9’da tipik gizli yama tamirleri gösterilmiştir.

Dış yüzey yama tamirleri iki kısımdan meydana gelir.

Dolgu malzemesi: Restorasyon ve kaporta yüzeyinin aerodinamik şeklini koruması için kullanılır. Orijinal kaporta ile aynı tip ve kalınlıkta imal edilmelidir.

Takviye malzemesi: Tamir bölgesini destekleyici ve dolgu malzemesini tutucu olarak görev yapar. Takviye malzemesi orijinal yapı ile aynı malzemeden ve bir ölçü kalın olarak imal edilmelidir.

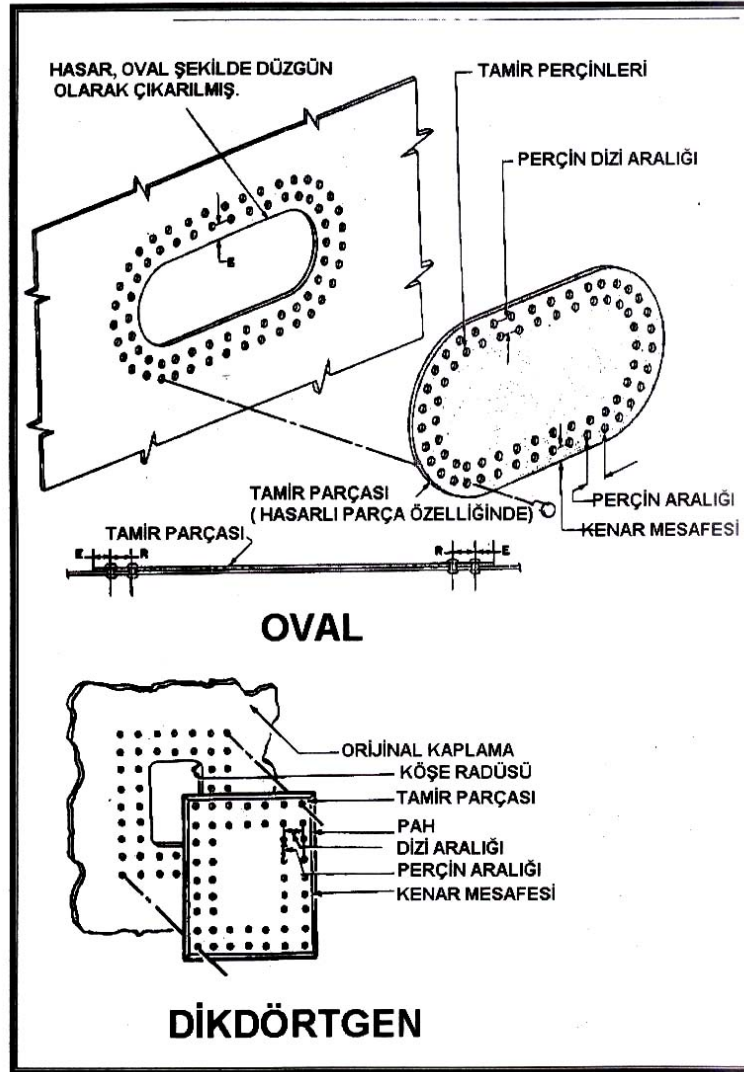
Dolgu ve takviye malzemeleri birleştirilmeden önce, her ikisi de tamir edilen bölgenin orijinal dış hatları verilerek şekillendirilmelidir. Dolgu parçası ve ana parça arasındaki açıklık en fazla 1/32" olmalıdır. Aerodinamik düzgünlük, bu açıklığı doldurmak ve yüzey bütünlüğünü korumak için kullanılır. Örnek olarak, eğer gerilim yönleri bilinmiyorsa veya değişken ise yuvarlak yama kullanılması en idealidir. Sonuç olarak tamir şekli, tamirin bulunduğu konuma göre değişiklik gösterir (Önden 1992).



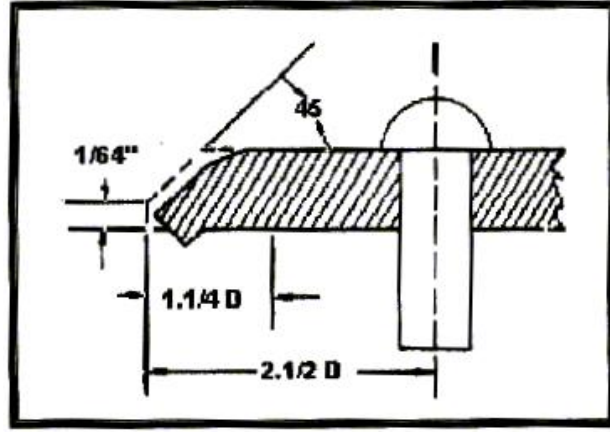
Şekil 3.9 Gizli yama ile onarım (Önden 1992).

3.4.2 Dış yüzey üstten yama tamirleri

Üstten yama tamirleri Şekil 3.10’da gösterildiği gibi aerodinamik düzgünlüğün şart olmadığı yerlerde kullanılır. Üstten yama tamiri, aerodinamik önemi olan yerlerde kullanıldığı zaman, geçici tamir olarak kabul edilir. Genellikle yama malzemesi orijinal kaplama ile aynı özellikte metalden, yama kalınlığı ise teknik bilgilerde belirtilen ölçüde veya orijinalinden bir kalın ölçüde yapılmalıdır. Yamanın kenarlarına 45^0 pah kırılmalı ve içeri doğru Şekil 3.11’de gösterildiği gibi kıvrılmalıdır. Genellikle baş şekli çıkıntılı veya bakım el kitaplarında belirtilen perçin ve bağlayıcıların tamir parçasını bağlamak için kullanılır (TO TKIF-24 1996).

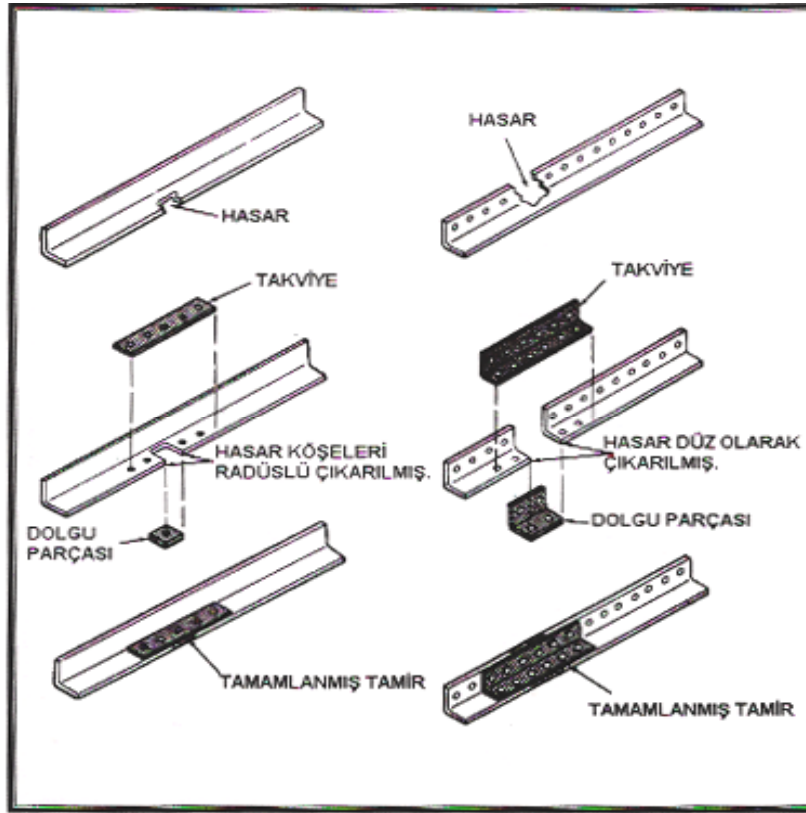


Şekil 3.10 Üstten yama tamirleri (TO TKIF-24 1996).

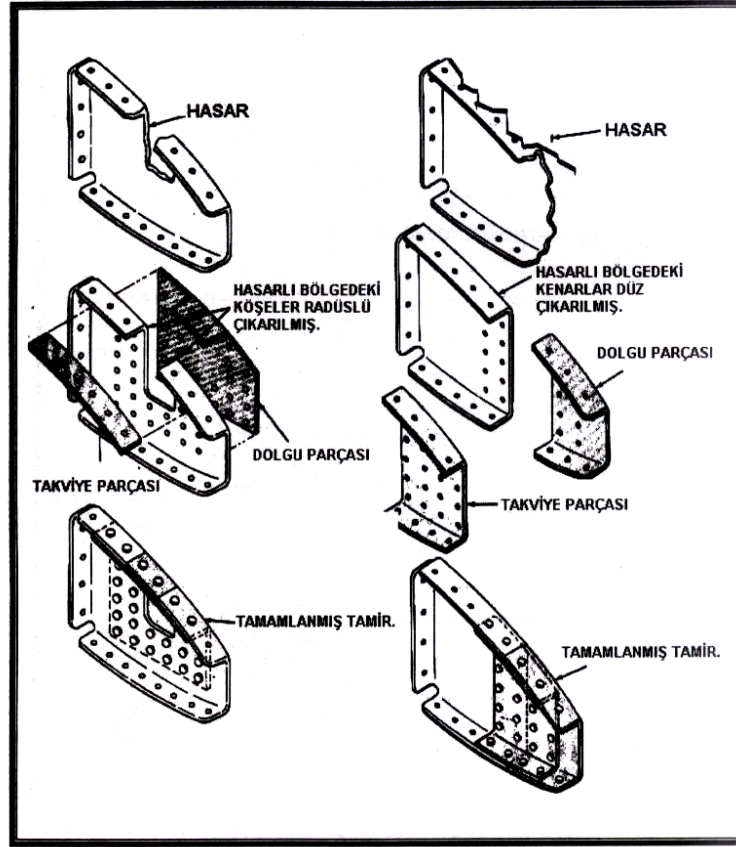


Şekil 3.11 Pah kırılmış üstten yama (TO TKIF-24 1996).

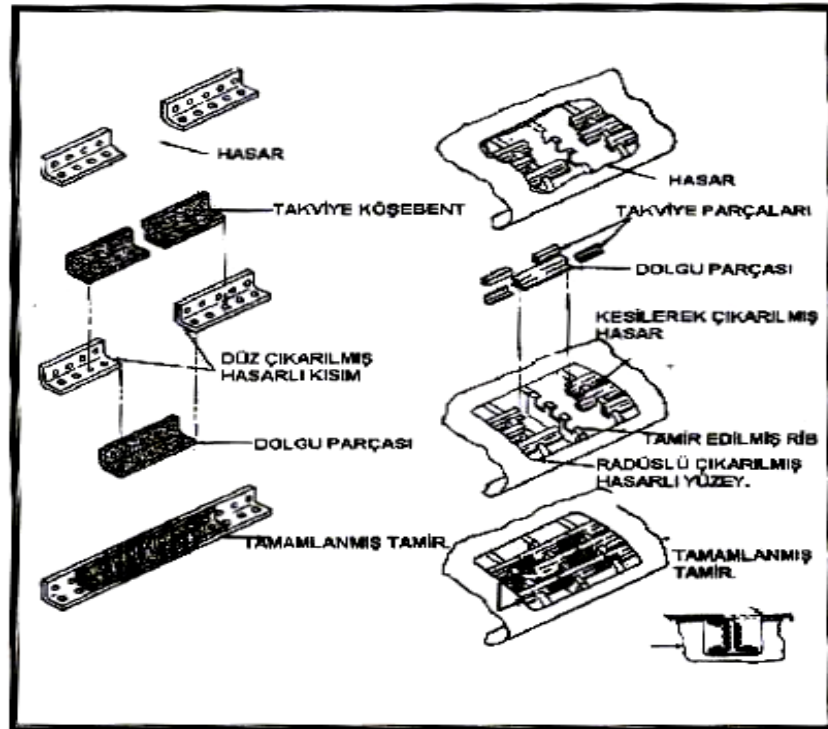
Dış yüzeyde uygulanan gizli ve üstten yamaların her ikisi de alt yapı tamirlerinde kullanılabilir. Üstten yamalar; hasarlı bölgede takviye plakası olarak kullanılır. Genellikle uçak içyapılarında uygulanan onarımlar dolgu metoduyla yapılır. Hasarlı bölüm içine farklı şekillerde dolgu malzemesi yerleştirilir. Şekil 3.12 ve Şekil 3.13’de farklı tip alt yapı tamir şekilleri görülmektedir.



Şekil 3.12 Alt yapı kiriş tamiri (TO TKIF-24 1996).



Şekil 3.13 Alt yapı nevrü tamiri (TO TKIF-24 1996).



Şekil 3.14 Birleşik yapı tamiri (TO TKIF-24 1996).

3.4.3 Birleşik yapı tamirleri

Uçağın dış yüzeyi ve iç kısmı, kaporta ile kiriş gibi her ikisi de aynı alanda hasar görmüş olabilir. Bu gibi durumlarda hasar birkaç tip tamir metodu ile farklı şekillerde yama kullanılarak tamir edilebilir. Bu tip tamirler birleşik yapı tamirleri olup Şekil 3.14'te görülmektedir.

3.4.4 Hasarın çıkarılmasındaki temel kurallar

Hasarlı bölgeleri çıkarırken temel kural, daha fazla hasara sebep olmamaktır. Hasarın bulunduğu yere göre doğru tamir tekniği, uygun takım ve teçhizatı seçmek gerekir. Hasarlı bölgeyi çıkarırken, öncelikle dikkat etmemiz gereken hasarsız bölgeden ne kadar kısım attığımız olmalıdır. Bu hesaplamayı yaptıktan sonra hasarlı bölge üzerinde kesme düzeni belirlenir. Bu düzenleme hasarın çıkarılması süresince referans olacaktır.

3.4.4.1 Açık alan

Dış kaplamanın alt kısmında, uçağın iskeletini oluşturan alt yapının bulunmadığı hasarlı bölgeye, açık alan hasarı denir. Bu durumda düşüneceğimiz tek kural hasarın çıkarılmasıdır. Kesme düzenini tespit ettikten sonra, doğru boyut ve gerilim yoğunluğunun boşaltılması çok önemlidir (THY 1987).

Kesilen kısmın boyutu, alanın yapısal dizilişine göre belirlenir. Kesilen kısmın boyutu tamir parçalarını yetiştirmede zorluk çıkarmayacak şekilde büyük, diğer yandan hasarsız bölgeden fazla kesmemeyi gerektirir.

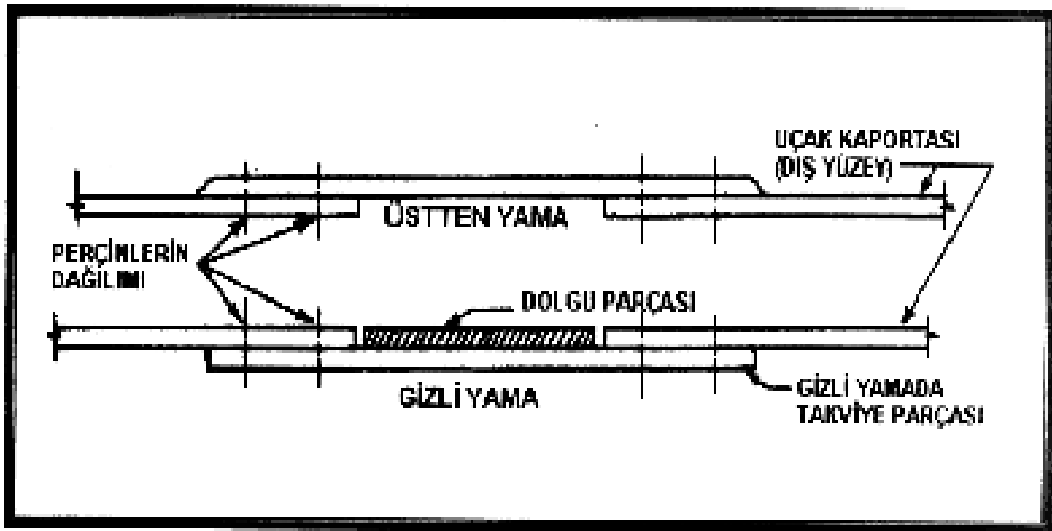
Hasarlı kısmın çıkarılmasında kullanılan şekil yuvarlak değil ise, yüksek gerilimli bölgeler yaratılmaması için köşeler yuvarlaklaştırılmalıdır. MM (maintaince manuel) bakım el kitabında belirli bir ölçü verilmemişse, köşelere uygulanması gereken radius ölçüsü yarıçapı, kenar mesafesi kadar olmalıdır (THY 1987).

3.4.4.2 Birleşik yapısal bölgeler

Birleşik yapının yakınında veya üzerinde kesim yapılacağı zaman, hasarın temizlenmesiyle ilgili temel kuralları uygulamakla beraber, kenar mesafesinin, kesilen kısımdan en yakın bağlayıcıya kadar olması, yama ve takviye parçaları içinde gereken açıklık payının düşünülmesi gereken önemli faktörlerdir (THY 1987).

Kesilen kısmın dış kenarları, üzerinde bulunan bağlayıcılardan, kenar mesafesi kadar olmalıdır. Uygun kenar mesafesi, kesim yapılırken mevcut bağlayıcılardan kesilen kısmın belirlenmesinde referans oluşturur. Aynı zamanda takviye parçası için gerekli olan bağlayıcıların ilk sıra yerleştirilmesi de yapılmış olur.

Kesilecek bölgenin yakınında alt yapı elemanları mevcut ise perçin aralık mesafesi çok iyi düşünülmelidir. Şekil 3.15'te görülen bağlayıcı düzeni için, kesilen alanın her iki tarafında bırakılması gereken boşluk miktarı görülmektedir. Farklı tip hasarlarda bazen yama parçasındaki ve takviye parçasındaki bağlayıcıların düzenlenmesinde yeterli boşluk bırakmak için, kesilecek kısım, altındaki parçaların karşı tarafına doğru uzatılarak, kesilecek bölgeyi genişletmeye yardımcı olabilir.



Şekil 3.15 Kesilen kısmın perçin aralığı (THY 1987).

3.4.5 Açık alandaki hasarın çıkarılması

Hasarlı kısmın çıkarılmasında farklı teknikler uygulanabilir. Uygulanacak tekniği belirlemede;

- Hasarlı malzemenin kalınlığı
- Hasarın yeri
- Hasarlı kısmın arkasındaki teçhizatlar (borular, kablolar vb.) göz önünde bulundurulmalıdır.

3.4.5.1 Zincirleme delme tekniği

Hasarlı bölgenin kesme çizgisi içine, birçok deliğin yan yana delinmesi işlemi sonucunda, bitirildiği zaman çıkan görüntünün zinciri anımsattığı için bu işleme zincirleme delme tekniği delinmiştir. (TO TKIF-16 1988). Zincirleme delme tekniğinin uygulanmasında aşağıdaki işlem sırası uygulanmalıdır.

1. işlem; Şekil 3.16 A' da görüldüğü gibi kesilecek kısmın hatları belirlendikten sonra kullanılacak matkap ucu seçilir. Kullanılacak matkap ucu seçimi malzeme kalınlığı ve alaşımla ilgilidir. Genellikle 40 numara matkap ucu, 0.050" kalınlıktaki alüminyum alaşımlarda kullanılır.

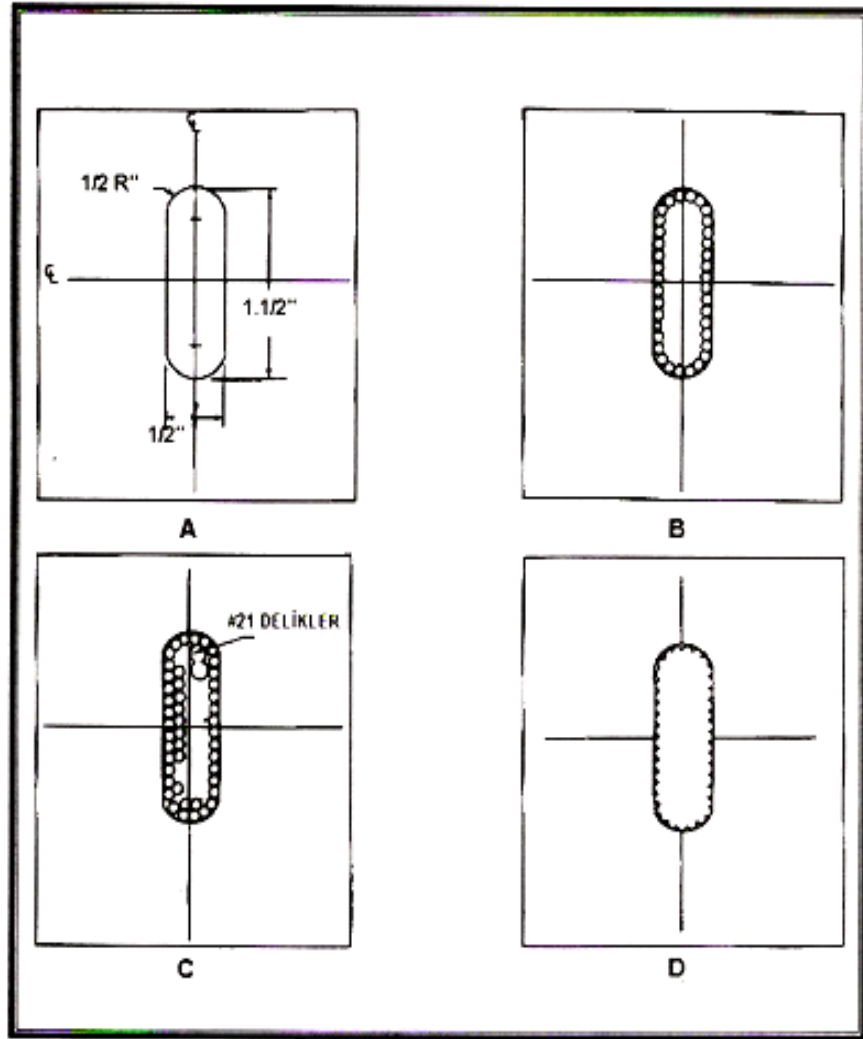
Malzeme kalınlığı arttıkça matkap çapı da orantılı olarak büyümelidir. Paslanmaz çelik ve titanyum gibi yüksek derecede delme basıncı isteyen malzemelerde kullanacağımız en küçük matkap ucu 30 numara olmalıdır.

2. işlem; uygun matkap ucu seçildikten sonra kesilecek kısmın hatları içine sıralı delikler açılır. Şekil 3.16 B'deki gibi delikler birbirine mümkün olduğunca yakın delinmelidir. Bu işlem hasarlı alanın ayrılmasını kolaylaştırmakla beraber kesilen kısmın kenarlarının eğeleme miktarını da azaltır.

3. işlem; kargaburnunun uçlarının geçebileceği kadar genişlikte, kesilen kısmın kenarına birbirine yakın iki veya üç delik açılır. Şekil 3.16 C'de gösterildiği gibi

kargaburnun uçları bu delikten sokulur. Hasarlı kısım ayrılıncaya kadar ileri geri hareket ettirilip çıkarılır. Kesilen kısım Şekil 3.16 D'deki gibi kalır.

4. işlem; son olarak kesilen kısım, belirlenen boyutlardaki ölçüye gelinceye kadar eğelenir. Bu işlem freze ucu kullanarak çapakları temizlemede, kenarları yuvarlaklaştırmada kullanılabilir. En son işlem ince eğe ve zımpara kağıdı kullanarak yapılmalıdır (TO TKIF-16 1988).



Şekil 3.16 Zincirleme delme tekniği (TO TKIF-16 1988).

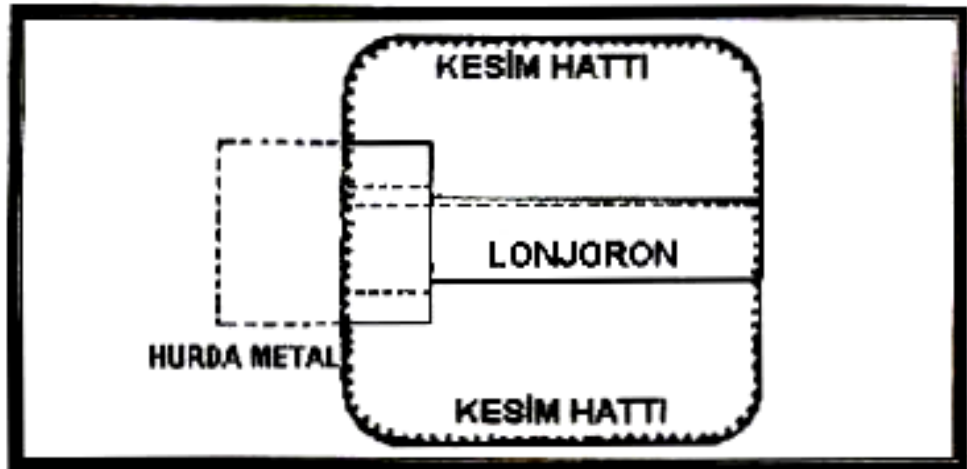
Zincirleme delme işleminde döner freze çok dikkatli kullanılmalıdır. Yüksek devirde (RPM) hızla dönen freze ucu kişiye ve kaportaya zarar verebilir. Mutlaka gözlük ve eldiven kullanılmalıdır.

3.4.6 Alt yapı üzerindeki hasarın çıkarılması

Alt yapı üzerindeki hasarın çıkarılması gerektiğinde, alt yapı kısımlarını hasardan uzak tutmak veya hasar boyutunun büyümesini önlemek için belirli yöntemler uygulanmalıdır. Yapılacak en küçük bir hata telafisi zor olan hasarlara sebep olabilir.

3.4.6.1 Zincirleme delme metodu

Alt yapı kısımlarının üzerinde, zincirleme delme yaparken içyapıya matkap ucunun zarar vermemesi gerekir. Bu problemi çözmeye en etkin yol yüzey kaplamasıyla içyapı arasına ince bir metal parçası yerleştirmektir. Hasarlı bölgenin etrafındaki, birkaç bağlayıcının sökülüp, üst yüzey kaportası yeterince gevşetilip arasına hurda metal parça yerleştirilir. Alt yapı üzerinde delme işlemi yapılacağı zaman yerleştirilen metal parça engelleyici olarak görev yapar. Delme işlemi, matkap ucu hurda metal malzemeye ulaşıncaya kadar devam ettirilmelidir. Kesilen kısmı ayırdıktan sonra, döner frezeleme işlemi yapılırken hurda malzeme çıkarılır. Hurda metal malzemenin yerleştirilmesinin imkânsız olduğu yerlerde, çok dikkatli olunmalıdır. Dış yüzeyde herhangi bir yolla delinmeyen kısımlar döner freze ile kesilerek ayrılmalıdır (TO TKIF-16 1988). Şekil 3.17’de alt yapı üzerinde zincirleme delme tekniğine örnek görülmektedir.



Şekil 3.17 Zincirleme delme tekniği (TO TKIF-16 1988).

3.4.6.2 Kaporta bıçağı ile kesme tekniğı

Alt yapı kısımlarının üzerindeki hasarlı yüzeyi çıkarılacağı zaman kaporta bıçağı kullanılması daha uygun olmaktadır. Bu teknik zincirleme delme yöntemini kullanırken alt yapının delinmesi problemini ortadan kaldırır. Kesme işlemi yaparken, 0,025" ve daha aşağı kalınlıktaki malzemelerde kesme basıncını çok iyi ayarlanıp kesilen kısım ayrıldıktan sonra döner freze ile çalışırken yapıların arasına mutlaka hurda malzeme yerleştirilmelidir (Kutluca 1982).

3.4.6.3 Diğer kesici aletler

Alt yapı kısımlarının bulunmasından dolayı el veya harici bir takatle çalışan kesme aletlerinin kullanımı sınırlıdır. Bu tip aletlerin kullanılması gerekiyorsa, alt yapının korunması ilk düşünce olmalıdır.

3.4.7. Alt Yapıdaki Hasarın Çıkarılması

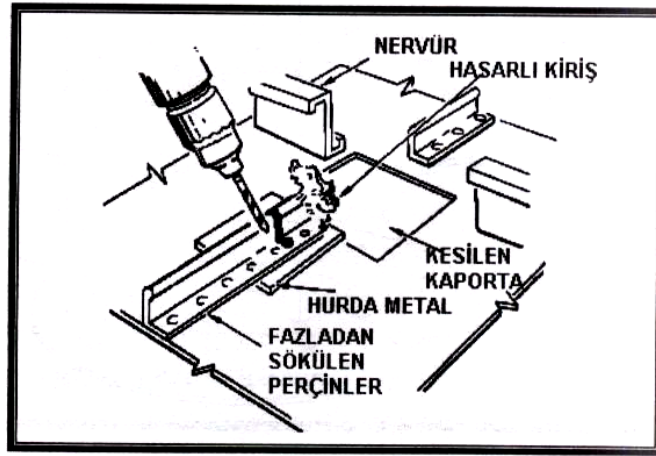
Alt yapılarda meydana gelen hasarları çıkarırken, öncelikle hasarlı kısmın çevresindeki yapısal diğer elemanlara ve sistemlere zarar verilmemesi gerekir. Hasarlı bölgenin etrafı koruyucu olarak maskelenmeli, işlem sonunda tüm atıklar ve metal talaşları temizlenmelidir.

3.4.7.1 Kesilen kısmın boyutu

Hasarlı kısmı ayırırken, kesme kısmının boyutunu belirlemek için alt yapıdaki bağlayıcıların yerleri tespit edilir, kesilen kısmın kenarlarından ilk bağlayıcıya kadar olan uygun kenar mesafesi hesaplanır. Üst yüzey kaplaması ve alt yapı hasarının birlikte olduğu yerlerde her ikisinin de kesilen kısım boyutları aynı olmalıdır. Aksi halde farklı boyutlarda kesilen kısımlar gerekir, bunun sonucunda da kenar mesafeleri ayrı düzenlenmelidir (Kutluca 1982).

3.4.7.2 Hasarın ayrılması

Alt yapıdaki kesilen kısmın kenarları, yüzey kaplamasındaki kesilen kısma 90° dik olmalıdır. Tamir parçalarını takarken içyapıdaki dolgu malzemelerinin uygun bir biçimde yerleştirilmesi bu şekilde sağlanır. Alt yapıdaki kesilecek kısım, dış yüzey kaplamasındaki kesilecek kısımdan büyük ise kaportaya hasar vermemek için kaporta ile alt yapıdaki hasarlı bölge arasında hurda metal parça yerleştirilir (Kutluca 1982). Şekil 3.18’de bu teknik görülmektedir.



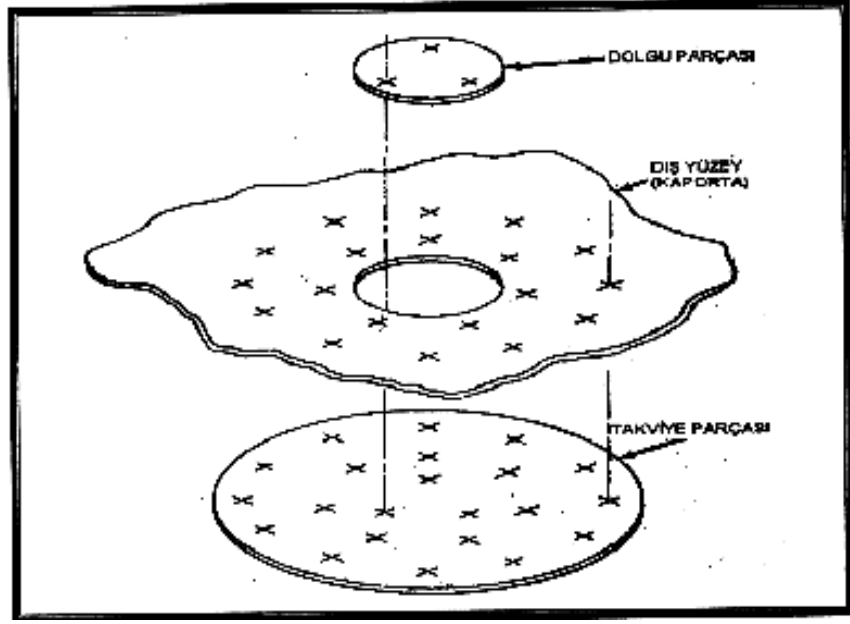
Şekil 3.18 Alt yapıdaki hasarın çıkartılması (Kutluca 1982).

3.4.8 Dış yüzey kaplamasında gizli yama şekilleri

Kesilerek çıkarılan kısmın şekli ve yeri kullanılarak bağlayıcıların düzeni belirlenmektedir. Her durumda uygulanabilen standart bağlayıcı düzeni şablonu yoktur.

3.4.8.1 Yuvarlak tamir şekli

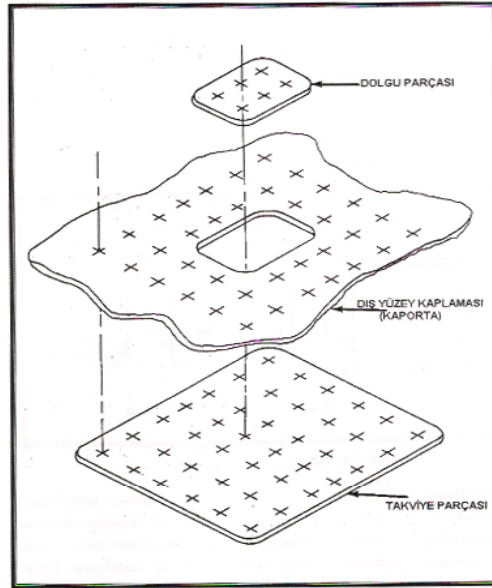
Şekil 3.19’da görüldüğü gibi yuvarlak tamir şeklinin bağlayıcı düzenlenmesinde, kesilen kısmın etrafına iki sıra, dolgu parçasına tek perçin sırası yerleştirilir. Düzenleme yapılırken önce kesilen kısmın etrafına bağlayıcılar yerleştirilmeli daha sonra tamir parçaları yerleştirilip devam edilmelidir (Çalıklı 1982).



Şekil 3.19 Yuvarlak tamir şekli (Çalımlı 1982).

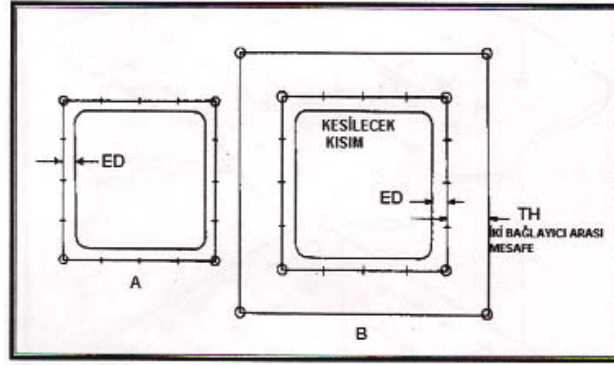
3.4.8.2 Kare tamir şekli

Kesilen kısmın şeklinden dolayı, yuvarlak düzenlemede kullanılan yöntemden farklıdır. Şekil 3.20’de kare şeklindeki tamirde bağlayıcıların düzenlenmesi görülmektedir.



Şekil 3.20 Kare tamir şekli (Çalımlı 1982).

Şekil 3.21’de görüldüğü gibi, ilk sıra bağlayıcılar, kesilen kısımdan kenar mesafesi kadar ara bırakılıp yerleştirilmektedir. Tüm kenarları köşeler birleşecek şekilde çizilir. Çizim sonucunda ilk dört bağlayıcının yeri belirlenmiş olup diğerleri de tavsiye edilen bağlayıcı aralığı kadar mesafe bırakıp yerleştirilir. İkinci sıra bağlayıcıları yerleştirirken, ilk sıra bağlayıcılarla dizi aralığı (transfer hatve) arasındaki mesafe, kullanılan bağlayıcıların arasındaki mesafe kadar olmalıdır. Yani transfer hatve iki bağlayıcının arasının %100’üdür. Bunun sonucunda birinci ve ikinci sıradaki bağlayıcıların aynı hizada ve doğrultuda olması gerekir (Çalıklı 1982).



Şekil 3.21 Bağlayıcıların düzenlenmesi (Çalıklı 1982).

3.5 Tamir Parçalarının İmali

Tamir parçalarını imal ederken genel bir kural olmadığı için tamirden tamire farklı teknikler gerekir. Uygulanan teknikler tamir parçalarını imal ederken zaman kazandırması ve emniyet için ideal olmalıdır.

3.5.1 Gizli yamada tamir parçalarının imali

Gizli yama için gerekli olan ana parçalar takviye ve dolgu parçasıdır. Her biri belirli bir amaca hizmet eder. Dolgu parçası dış yüzey kaplamasını orijinal yapısına döndürürken, takviye parçası yük taşıma emniyetini temin eder. Takviye ve dolgu parçalarının imali açık ve kapalı alanlarda uygulanan teknikler olarak iki bölümde incelenmektedir (Boeing 737-800 2005).

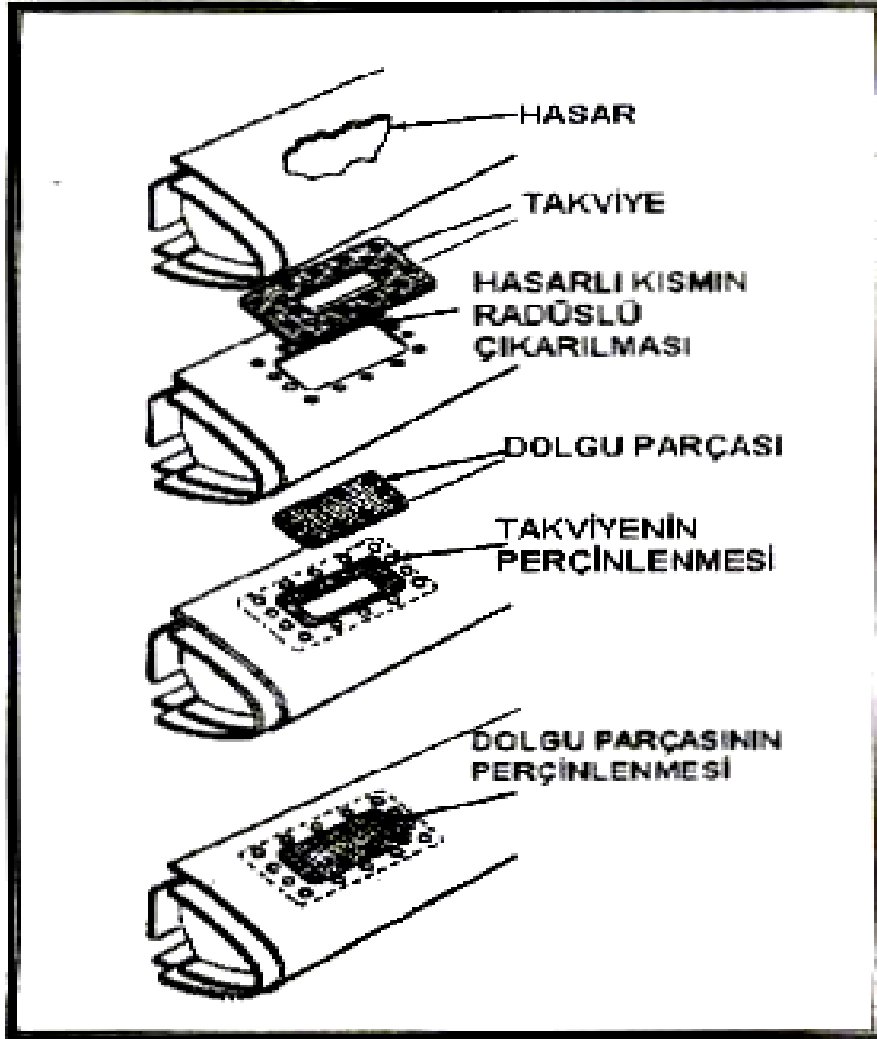
3.5.1.1 Takviye parçası imal edilmesi

Dış yüzey kaplamasındaki gizli yama tamirlerinde takviye parçasının öncelikli olarak imal edilmesi gerekmektedir. Takviye parçası hazırlanıp klikolarla bağlandıktan sonra dolgu parçasını hazırlayıp yerine alıştırmak daha kolaydır.

Kesilen kısmın arka bölgesi açık olan yerlere açık alan denir. Böyle durumlarda, takviye parçasının imali oldukça kolaydır. Bu teknikte sırasıyla şu işlemler yapılmaktadır.

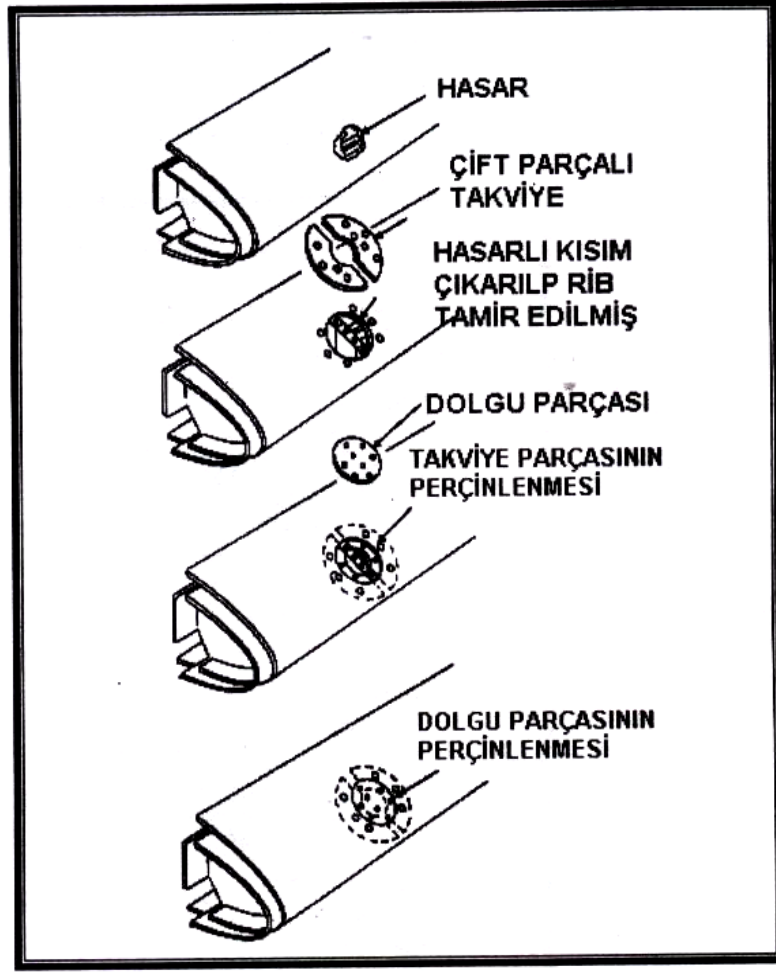
- Kaportanın üzerine, kesilen kısmın ortasını belirten eksen çizgileri çizilir.
- Takviye parçası için uygun malzeme seçilir. Seçilen malzeme, kaportadan bir ölçü kalın ve bağlayıcıların uygun düzenlenmesi için, kesilen hasarlı kısmın boyutlarından gerektiği kadar büyük olmalıdır.
- Takviye parçasının üzerine merkezini belirleyen eksen çizgileri çizilir.
- Kaporta ve takviye parçası üzerindeki eksen çizgileri aynı hizada olacak şekilde takviye parçası, kesilen kısmın arkasına yerleştirilir. Bu teknik kesilen kısmın tüm kenarları için gerekli olan malzemeyi belirlemeyi sağlar.
- Takviye parçası kesilen kısmın arkasına yerleştirildikten sonra, kaporta üzerinde bağlayıcı düzenine uygun kılavuz delikleri delinir. Delme işlemi sırasında takviye parçasının kaymaması için yeterli sayıda kliko bağlayıcısı kullanılmalıdır.
- Tüm bağlayıcıların kılavuz delikleri delindikten sonra, kaporta ve takviyenin belirli yerlerine işaret koyup takviye parçası ayrılır. Tamirin ilerleyen aşamalarında bu işaretler hazırlanan malzemelerin yerleştirilmesinde kolaylık sağlayacaktır.
- Takviye parçasını ayırdıktan sonra, uygun kenar mesafesini, sondaki bağlayıcı sırasına ilave edip, takviye parçasının son kesme işlemi yapılır (Boeing 737-800 2005).

Dış yüzey kaplamasında kesilen hasarlı kısmın arkasına ulaşabilmenin zor veya imkânsız olduğu durumlarda kapalı alan imal teknikleri uygulanmaktadır. Kesilen kısmın boyut ve şekli, nasıl bir takviye parçası imal edeceğimize yardımcı olur (Boeing 737-800 2005). Kaportada kesilen kısım yeterince büyük olduğu zaman Şekil 3.22’de görüldüğü gibi tek parça takviye kullanılmaktadır.



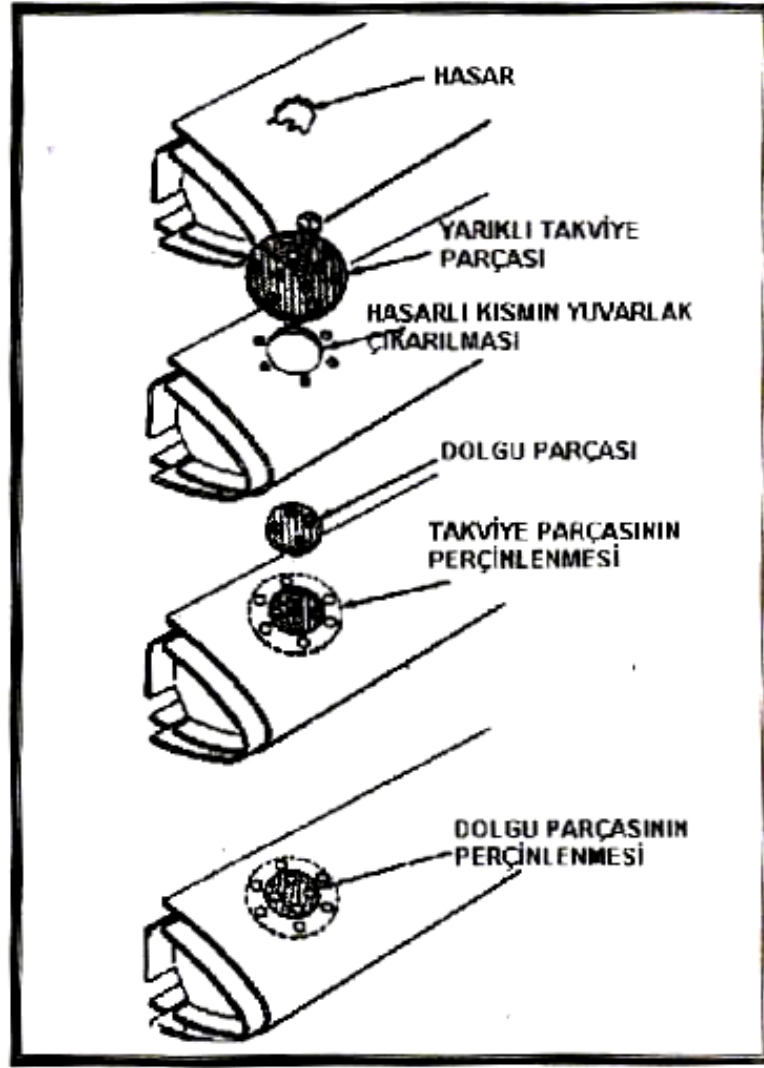
Şekil 3.22 Gizli yamada tek parça takviye (Boeing 737-800 2005).

Kesilen kısım tek parça takviye kullanılmayacak kadar küçük ise Şekil 3.23’de görüldüğü gibi takviyenin iki parça imal edilmesi gerekir.



Şekil 3.23 Gizli yamada iki parça takviye (Boeing 737-800 2005).

Yuvarlak kesilmiş gizli yamalarda, kesim yeri uygun ve alt yapı müsaade ettiği müddetçe, tek parça takviye uç noktasından merkeze kadar keserek kullanılabilir. Şekil 3.24'te görüldüğü gibi takviye parçasını keserek bir yarı oluşturulmuştur. Takviye parçasının kesmesi gerektiğinde, kesme işlemi bağlayıcılar arasında uygun kenar mesafesini sağlayacak biçimde yapılmalıdır. Bu teknik, yuvarlak olarak kesilen kısmın arkasına takviye parçasını tek parça yerleştirmek için uygulanır (Boeing 737-800 2005). Hangi tekniğin uygulandığı önemli değildir. Önemli olan takviye parçasının doğru bir bağlayıcı düzeni ile doğru olarak arka tarafa yerleştirilmesidir.



Şekil 3.24 Gizli yamada yarıklı takviye parçası (Boeing 737-800 2005).

3.5.1.2 Dolgu parçasının imal edilmesi

Aşağıdaki işlem sırası takip edilerek dolgu parçası oluşturulur;

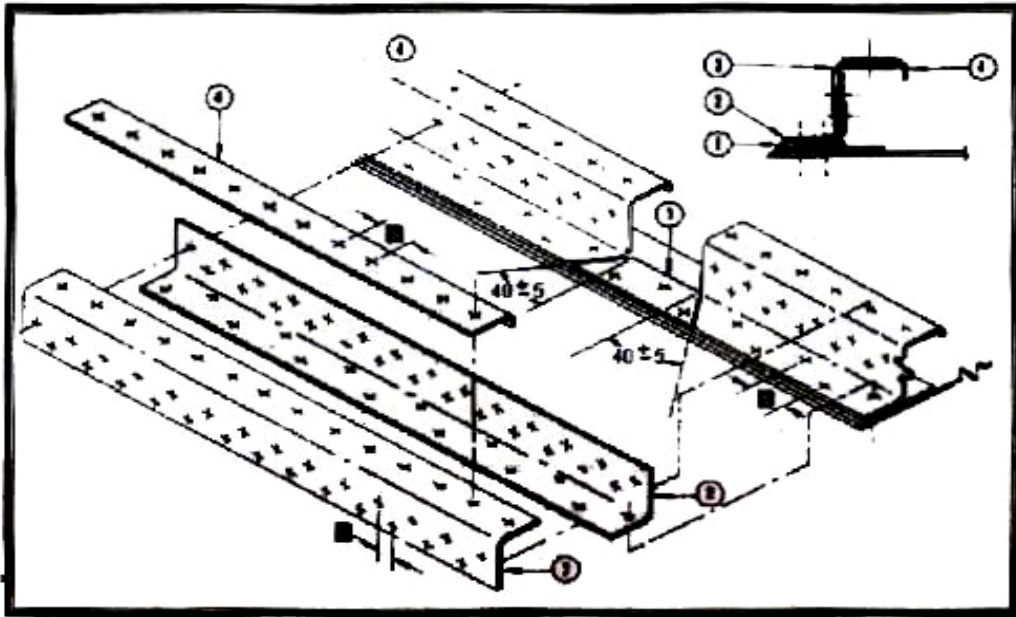
- Dış yüzey kaplamasıyla (kaporta), aynı kalınlıkta ve aynı özellikleri taşıyan dolgu malzemesi seçilir.
- İhtiyaç duyulandan biraz daha büyük malzeme kesilen kısmın arkasına yerleştirip, üzerine dışarıdan kesilen kısım çizilir. Dolgu parçası ayrılmadan önce hizalama çizgileri yerleştirilir.
- Malzeme ayrılır ve çizilen çerçeve kesilir.

- Takviye parçası hizalama çizgileri ile aynı doğrultuda olacak şekilde yerine takılır.
- Dolgu parçası, kesilen kısmın içine hizalama çizgileri doğrultusunda yerleştirilir. Kaporta ile dolgu parçası arasındaki boşluk kontrol edilir. Boşluk 1/32" ten daha fazla olmamalıdır (TO TKIF-16 1988).

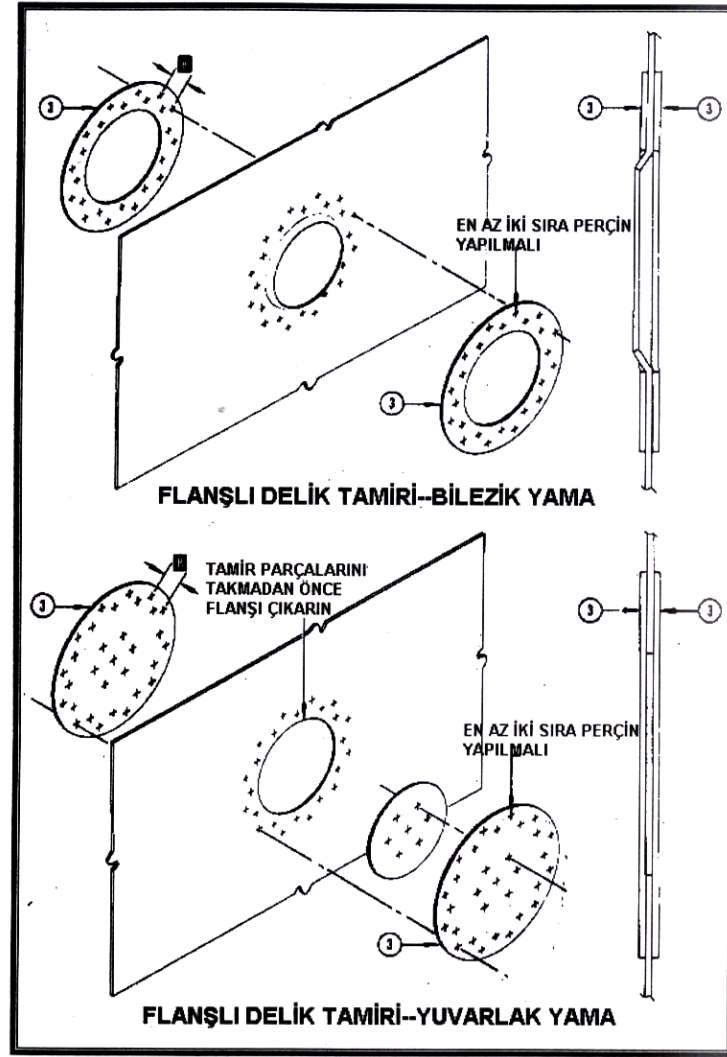
Kapalı alanlarda, dolgu parçası önceden imal edilirse kolaylık sağlanmış olur. Bu gibi durumlarda hasarlı kısmın tamamının dolgu parçasının içinde kaldığından emin olunması gerekir. Dolgu parçası kesilecek hasarlı kısmın üzerine konularak şablon olarak kullanılabilir.

3.5.2 Alt yapıda tamir parçalarının imali

Alt yapı elemanlarının tamir işlemlerinde, imal edilecek tamirlik parçaların şekli, sayısı, hasarlı bölgeye ve orijinal kısmın şekline bağlıdır. Şekil 3.25’de hasarlı lonjoronun, destekleyici açısalları kullanılarak uygulanan tamir şekli görülmektedir. Şekil 3.26’te ise rib üzerinde uygulanan iki farklı alt yapı tamiri görülmektedir.



Şekil 3.25 Lonjoron tamiri (A 320 SRM 2005)



Şekil 3.26 Rip tamiri (A 320 SRM 2005)

3.5.2.1 Kiriş dolgu

Kiriş dolgusu ile orijinal kirişin malzeme alaşımı, kalınlık ve boyutları aynı olmalıdır. Tüm boyutlar, kesilen kısımdan çıkarılan, hasarlı bölümden faydalanılarak alınmalıdır. Flanşların genişliği ve bükme radüs payları gerekli olan anahtar ölçülerdir. Şayet girişte iki flanş var ise set back ve bükme toleransını hesaplamaya gerek yoktur.

Küçük ilave flanşlı üçlü kirişlerde hesaplama yapmak gereklidir. Şekil 3.27'de iki flanştan oluşan kiriş tamir parçaları görülmektedir.

Kiriş dolgu parçasının imali aşağıdaki şekilde oluşturulabilir;

- Hurda malzeme kullanarak, kirişin orijinal bükme radüsü ile eşleşecek şekilde tezgâh ayarlanır. Büyük çaplı radüsler, flanşların üzerine bağlayıcıların takılmasında probleme sebep olurlar.
- Uygun bükme radüsü elde edildikten sonra, dolgu parçası kesilen kısmın boyundan ve flanşın genişliğinden 1/32" daha küçük olmalıdır.
- Dolgu parçası kesilen kısmın içerisine yerleştirilir. Kesilen kısmın her iki ucu ile dolgu parçasının uçları arasında 1/64" boşluk olması gereklidir. Bu işlem kısımların birbirine değmesinden oluşacak gerilimleri ortadan kaldırır.
- Dolgu parçası, verilen değerlerde uygun olarak kesilip bükülmüş ise işlem tamamlanmıştır (A 320 SRM 2005)

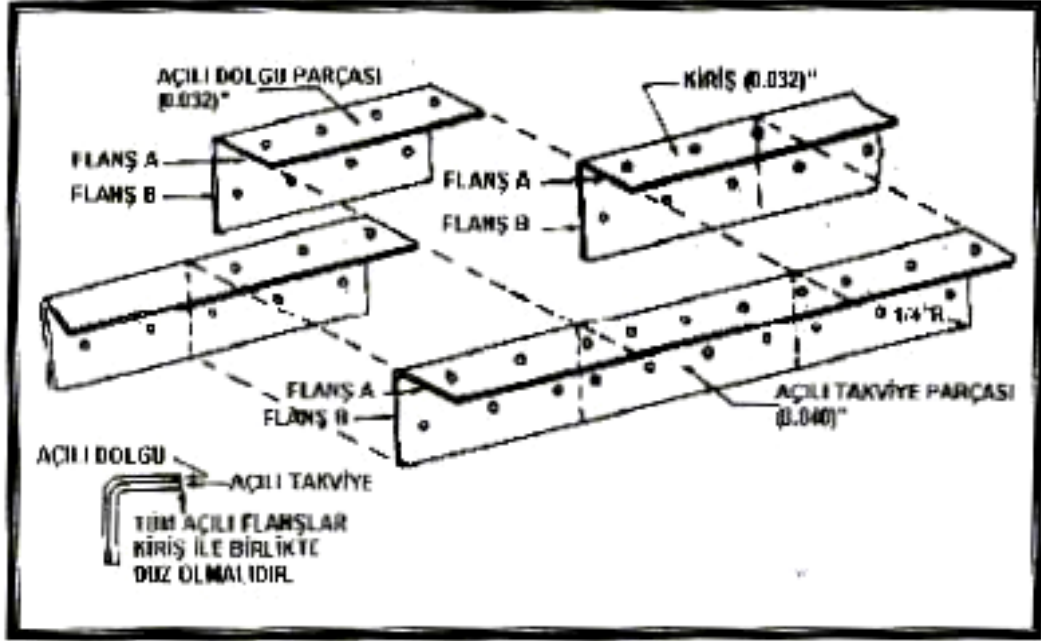
3.5.2.2 Kiriş takviye parçası

Köşebent açılım takviye parçası Şekil 3.27'de sol alt köşede görüldüğü gibi orijinal köşebendin içine yerleştirilir. Köşebent açılı takviye parçasının bükme radüsü, dolgu parçasının radüsünden daha küçüktür. Takviye parçasının uzunluğu, genellikle hasarlı kirişin çıkarılan kısmının boyuna, her iki uçtan orijinal bağlayıcı artı kenar mesafesi ilave ederek belirlenmelidir. Takviye parçasının kalınlığı ise orijinal kirişten bir ölçü daha kalın olmalıdır (A 320 SRM 2005)

Kiriş takviye parçasının imali aşağıdaki şekilde oluşturulabilir;

- Bükme radüsü tespit edildikten sonra takviye parçası istenen flanş genişliğinden daha büyük olarak bükülür.
- Takviye parçası kesilen kısmın üzerine yerleştirdikten sonra yeterli uzunlukta olduğundan emin olunduktan sonra gerekli olan yerlere bağlayıcı delikleri delip klikolar yerleştirilir.
- Klikolanmış takviye parçasının her iki tarafının üzerine uygun genişlik belirlenip, kesme çizgileri çizilir.
- Takviye parçası orijinal kirişten ayrılır, belirlenen genişlikte flanşlar kesilir.

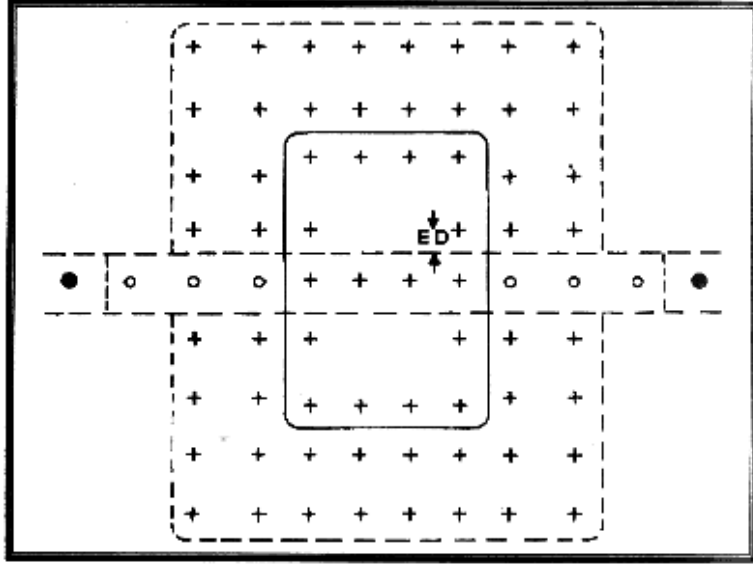
- Takviye parçası istenen boyutta ve uç kısımları gerekli radüs ölçülerinde kesilir. Radüslerin yarıçapları kullanılan bağlayıcıların kenar mesafesine eşittir. Bazı durumlarda daha küçük alınabilir(A 320 SRM 2005).



Şekil 3.27 Kiriş tamiri (A 320 SRM 2005)

3.5.3 Birleşik yapı tamirinde parçaların imali

Birleşik tamirler dış yüzey kaplamasının ve alt yapıdaki hasarın aynı zamanda onarılmasını içerir. Dış yüzey kaplaması ve alt yapıdaki hasarların kesim boyutları aynı veya farklı olabilir. Hasarların boyutu, mevcut bağlayıcıların yerleri, kesilecek kısmı belirlemede kullanılacak başlıca etkenlerdir (Çalıklı 1982). Şekil 3.28'de birleşik tamirde kiriş ve kaporta da yapılan bağlayıcı düzeni görülmektedir.



Şekil 3.28 Birleşik tamirde bağlayıcıların düzenlenmesi (Çalıklı 1982).

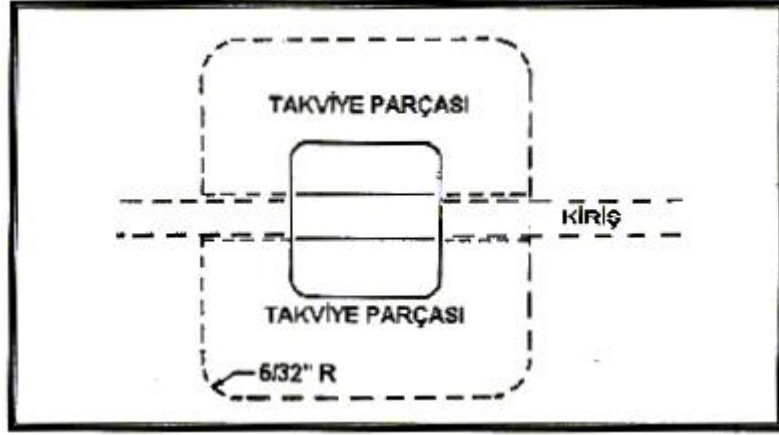
Bağlayıcıların düzenlenmesi yapılırken önemsenmesi gereken ana noktalar şu şekilde sıralanabilir;

- İmal edilen tamir parçasındaki ilk bağlayıcı, alt yapı kısmının hizasından kenar mesafesi kadar bir uzaklığa yerleştirilmelidir
- Takviye parçasının, bağlayıcı düzenlenmesinde kullanılan dizi aralığını elde etmek için, alt yapıda bulunan orijinal bağlayıcıların arasındaki mesafe kullanılır.
- Tüm bağlayıcılar için kılavuz delik açılır. Uygunluğunun kontrolünden sonra, bağlayıcıları yerleştirmeden önce gereken çap ölçüsünde delinir.
- Kliko bağlayıcıları ile tamir parçalarını tam olarak yerleştirip yapılan işlemin uygunluğu tekrar kontrol edilir.
- Kirişteki tamir parçalarının dikey ve yatay flanşlarındaki bağlayıcı düzenlerinin de aynı olmasına dikkat edilmelidir (Çalıklı 1982).

Tamir parçalarını imal ederken izlenmesi gereken önemli detaylar şu şekilde sıralanabilir;

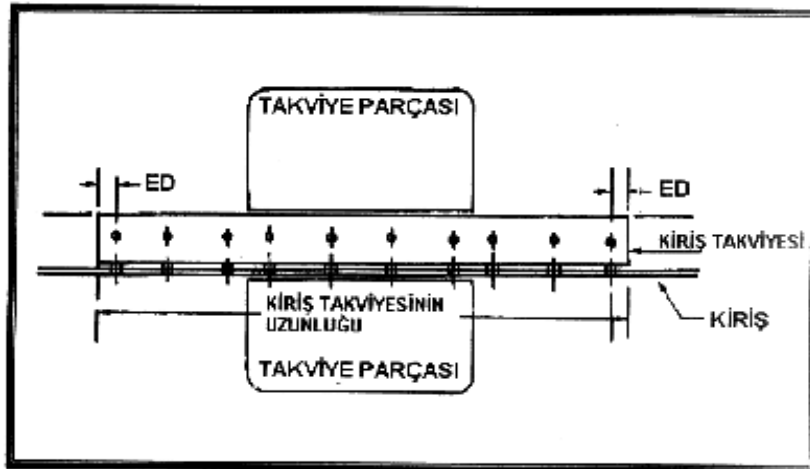
- Dolgu parçası, dış yüzey kaplaması ile aynı kalınlıkta aynı malzeme özelliğine sahip olmalıdır.

- Takviye paçası yüzey kaplamasında bir ölçü kalın ve aynı malzeme özeliğine sahip olmalıdır. Kiriş takviye parçasının Şekil 3.29’da görüldüğü gibi düzenlenmesi yapılmalıdır.



Şekil 3.29 Kirişteki takviye parçasının düzenlenmesi (Çalıklı 1982).

- Kiriş için dolgu parçası imal edilmişse, orijinal kiriş ile aynı kalınlıkta ve aynı malzeme özeliğine sahip olmalıdır.
- Kiriş takviyesinin uzunluğu, Şekil 3.30’da görüldüğü gibi orijinal kirişte bulunan bağlayıcıların yerleri, kesilen kısmın her iki tarafına yerleştirdikten sonra belirlenmelidir.
- Kiriş takviyesi flanşlarının genişliği ile orijinal kiriş flanşlarının genişliği aynı olmalıdır (Çalıklı 1982).

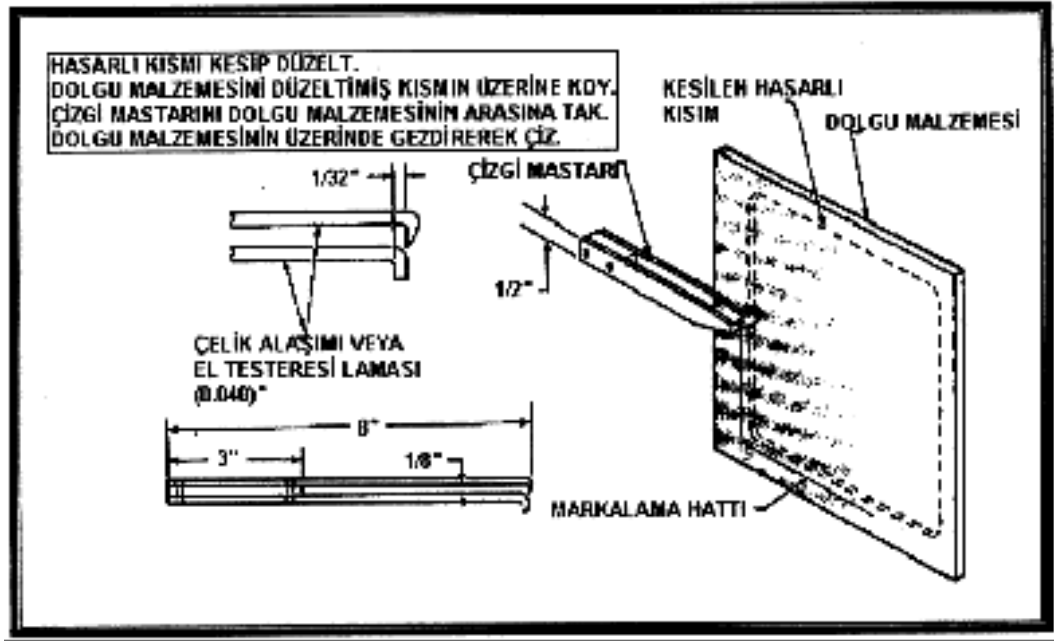


Şekil 3.30 Kiriş tamirinde takviye parçasının uzunluğunun belirlenmesi (Çalıklı 1982).

3.5.3.1 Dolgu parçası markalama teknikleri

Bazen dolgu, paçasının markalamak için kesilen hasarlı bölgenin arkasından tutmak imkânsızdır. Böyle durumlarda kullanabilecek iki farklı teknik vardır;

Çizgi mastarı tekniği: Şekil 3.31’de çizgi mastarı görülmektedir. Çizgi mastarı çelikten yapılmış olup el ile kullanılır. Dolgu parçasına, çizgi mastarı ile çizilen düzen çizgileri iyi sonuç verir. Çizgi mastarı, düz çizgi çizilen farklı şekillerdeki parçalar üzerinde kullanılabildiği gibi düz olmayan her türlü şekil üzerinde de kullanılabilir. Alt kolu sıkıştırarak, üzerindeki uç ile köşelere ¼" radüs çizilebilir (HSOTEMK V5 2002).

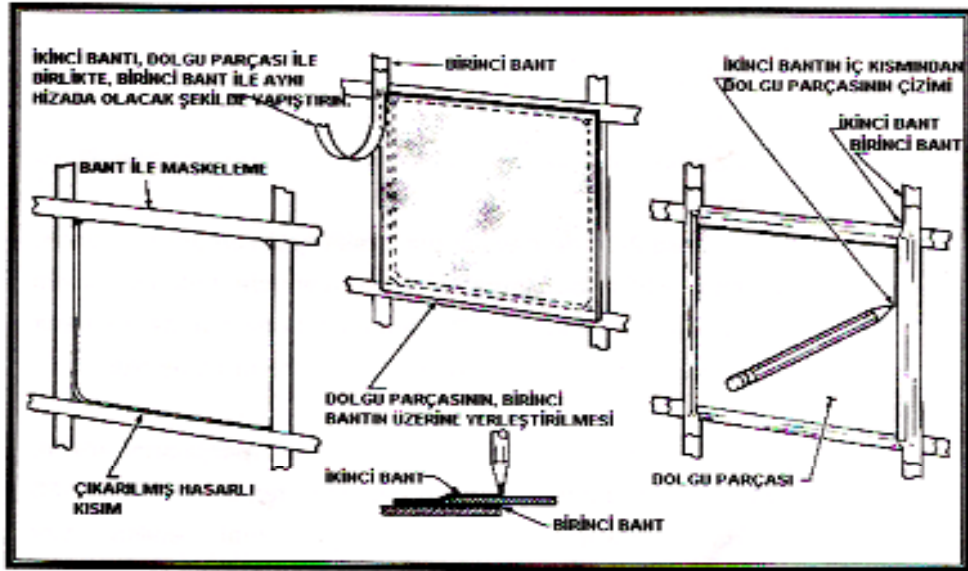


Şekil 3.31 Çizgi mastarının kullanımı (HSOTEMK V5 2002).

Bant ile markalama tekniği: Şekil 3.32’de görüldüğü gibi, bant ile markalama tekniği dolgu parçalarının üzerine, giriş kapakları gibi arka kısmına işaretlemek için girilemeyen yerlerde düzen çizgilerini yerleştirmede kullanılır. Bu yöntem, dik açılara sahip kare ve dikdörtgen şeklindeki dolgu parçalarında en iyi sonucu verir (HSOTEMK V4 2002).

Bant ile markalama tekniği aşağıdaki işlem sırasına g6re ger6ekleŐmektedir.

- Dolgu par6ası hasarlı b6lgeden daha b6y6k kesilip tam uyum sağlaması i6in Őekillendirilir.
- Hasarlı b6lgenin kesilen kısmı, kenarları boyunca kafes gibi bant ile maskelenir.
- Dolgu par6ası a6ıklığın ortasına yerleştirilir. Kullanılan bant ile aynı hizada olacak Şekilde dolgu par6ası 6epe6evre bantlanır.
- Dolgu par6asının 6zerindeki bandın, i6 kısmından kalem ile 6izilir.
- Bantlar s6k6lerek, dolgu par6ası 6zerindeki 6izgiden kesilir (HSOTEMK V4 2002).



Şekil 3.32 Bant ile markalama tekniği (HSOTEMK V4 2002).

Tamir işlemlerinde son adım tamir par6alarının yerleştirilmesidir. Tamir par6alarının planlanması ve imalatı esnasında ince ayrıntılara harcanılan emek ve zamanın ne kadar gerekli olduğu tamir par6alarını yerleştirirken 6ok iyi anlaşılır.

3.5.4 Son delme işlemi

Son delme işlemini yapmadan önce tüm bağlayıcılar için kılavuz delikleri açılır. Hazırlanılan tamir parçaları yerlerine kliko ile yerleştirilip, uygunluğu kontrol edildikten sonra bağlayıcı çaplarına uygun olarak son delme işlemi yapılır. İmal edilen parçalara havşa açılacak ise, gizli yamaya ait dolgu parçasının üzerindeki deliklere havşa açıldığı gibi, takviye parçaları havşa matkabının ucuna kılavuzluk yapacağından mutlaka dolgu parçasının altında olmalıdır (HSOTEMK V2 2002).

Hazırlanmış olan tamir parçaları, hasarlı bölge üzerindeki havşalanmış veya gamzelenmiş delikler üzerine takılacak ise, bu delik havşalarının doldurulması gerekir. Havşaların doldurulması havşalı pul imalatı ile gerçekleştirilir. İmal edilen parçalar tamir alanında bulunan havşa yuvalarına yerleştirilir. Bu durumda tamir parçası ile tamir edilen alan arasındaki kalan boşluk doldurulmuş olur (HSOTEMK V2 2002). Tüm delikler delindikten sonra tamir parçaları sökülür, oluşan metal talaşları ve çapaklar temizlenmelidir.

3.5.5 Korozyon önleyicilerin uygulanması

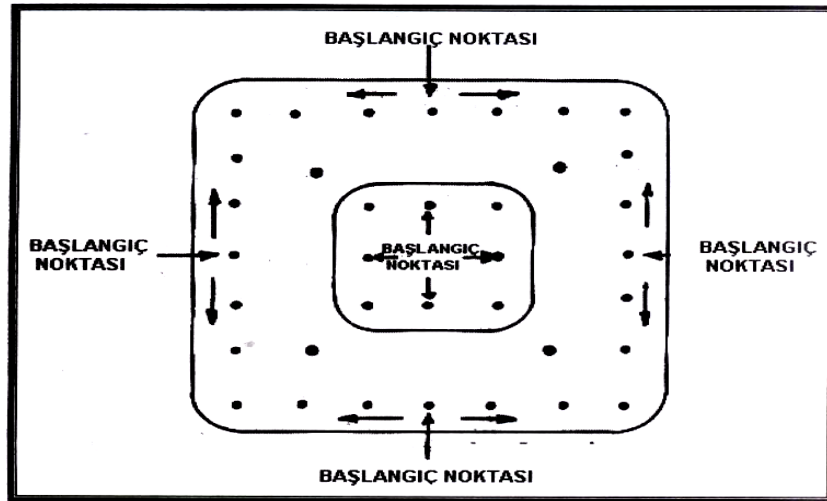
İmal edilen tamir parçaları yerleştirmeye başlamadan önce tüm yüzeylerin ve tamir bölgelerinin korozyon önleyici ile kaplanması gereklidir. Yaygın olarak kullanılan, farklı renklerde bulunabilen korozyon önleyici, astar boya çinko kromat (zincchromate) primerdir. Primeri uygulamadan önce, yüzeyler üzerindeki gres yağı, pislik ve yakıtı yumuşak bir bez parçası (cheese cloth) ile, kimyasal temizleme maddesi olan Metil Etil Keton (MEK) kullanarak temizlenmelidir. MEK kullanıldıktan sonra yüzeyde oluşan beyaz toz tabakasında kuru bir bez ile temizlenmelidir. Temizlenen kısımlara kesinlikle el sürülmemelidir. Elimizin gözeneklerindeki mevcut yağ birikintileri primerin yapışmasını engelleyecektir (Önden 1992). Sprey aerosol tip çinko kromatları kullanılmadan önce yaklaşık bir dakika çalkalanıp karıştırılmalıdır. Püskürtme işlemi, uygulanacak yüzeyden yaklaşık 10"-14" mesafeden, sağdan sola doğru yavaşça hareket ettirilerek, ince bir tabaka oluşması sağlanmalıdır.

3.5.6 Perçinleme işlemleri

İmal edilen tamir parçalarının perçinleme sırası tamirden tamire farklılık gösterir. Gizli yama tamirinde takviye parçaları dolgu parçasından önce perçinlenmelidir. Perçinleme işlemi yapılmadan önce imal edilen parçaların sırası çok iyi belirlenmelidir. Uygulanacak her tamirde farklı bir sıralama gerekebilir. Alt yapı tamiri öncelikle bitirilip kontrol edilmeli, daha sonra dış yüzey tamirine geçilmelidir (Çalıklı 1983).

İmal edilen parçaların perçinlenme sırası belirlendikten sonra, perçinlerin boylarının doğru olarak hesaplanması çok önemlidir. Perçinlenme işleminde imal edilen malzemelerin kalınlığı da göz önüne alınmalıdır. İnce malzemeler için gereğinden fazla perçin basıncı tamir bölgelerinde çökmelere sebep olur. Bu nedenle perçin tabancasını, kullanılacak dayanma demirini, perçinin çapını çok iyi seçmek gerekir (Çalıklı 1983).

Perçinlenme işlemine köşelerden başlanılmalıdır. Her zaman perçin sıralarının ortasından kenara doğru, bazı perçinleri atlayarak yayarak yapılmalıdır (Çalıklı 1983). Örnek perçinlenme sırası Şekil 3.33'te görülmektedir. Bu yöntemle malzemenin bir tarafa doğru kaymasını ve perçin deliklerinin hizasının kaçmasını önleyerek, diğer perçinlerin yapımı kolaylaştırmış olmaktadır.



Şekil 3.33 Perçinleme sırası (Çalıklı 1983).

3.5.7 Aerodinamik düzeltme

Hasarlı bölgenin tamiri bittikten sonra bileşim yerine, boşluklara, kullanılan bağlayıcıların başlarına, aerodinamik düzgünlük sağlayıcı uygulama yapılması gerekir. Ayrıca kirin, pisliğin, yağın ve atıkların bu bölgelerde toplanıp, korozyonun oluşumuna ortam hazırlanması önlenmiş olur.

Uçaklarda aerodinamik düzgünlüğü sağlamak için doldurma, yapıştırma, yalıtım ve sızdırmazlık özelliğine sahip, adhesive ve sealant olarak isimlendirilen kimyasal bileşikler kullanılmaktadır. Bakım el kitaplarında belirtilen tipteki kimyasal bileşik seçilmeli rasgele kullanılmamalıdır (Sever 1982).

Hazırlık işleminin başlangıcında, aerodinamik düzeltme yapılacak kısımlardaki boya veya kimyasallar sökölüp MEK ile temizlenmelidir. Bu işleme uygulama alanındaki tüm yabancı maddeler temizleninceye kadar devam edilmelidir.

Kimyasal bileşikler imalatçı tarafından tavsiye edilen ağırlık veya hacim olarak belirtilen miktarlarda ölçölüp karıştırılmalıdır. Karıştırma işlemi oda sıcaklığında yapılmalı ve kullanım süresi içinde uygulanmalıdır. Yapıştırma ve yalıtım özelliğine sahip kimyasal bileşikler üretici firmanın belirttiği uygun sıcaklıkta depolanmalı ve raf ömürlerine (shelf life) mutlaka uyulmalıdır (Sever 1982).

Yapıştırma ve yalıtım özelliğine sahip kimyasal bileşiklerin uygulanacağı yüzey tamamen temizlenip kurutulduktan sonra macun bıçağı veya spatula ile yüzeye sürölür. Kuruma sırasında çökmeleri önlemek için uygulama alanının üzerine bir miktar fazla bırakılmalıdır.

Kimyasal bileşikler yüzeye uygulandıktan sonra belirli bir süre kurumaya bırakılmalıdır. İyi bir netice almak için imalatçı firma tarafından veya bakım el kitapların da belirtilen ısı ve kuruma sürelerine mutlaka uyulmalıdır. Kuruma tamamlandıktan sonra, fazlalıklar kesilerek, zımparalanarak veya frezelenerek düzeltme işlemi yapılmalı, sonra uygun bir astar boya ile boyanmalıdır.

3.6 Uçak Üzerinde Yapılan Özel Tamirler

Uçakların kanopilerinde, pencerelerinde, radomlarında ve bazı aksesuarlarında plastik malzemeler kullanılmaktadır. Bu gibi uçakta kullanılan şeffaf malzemenin optik nitelikleri, en kaliteli cam kadar iyi olmalıdır. Uçakların pilot köşkü malzemeleri pilotun uçuş esnasında başka uçakları görüp tanımlayabileceği, kol uçuşunda pozisyonunu koruyabileceği, askeri uçaklarda doğru olarak ateş edebileceği, yüksek hızda uçağın emniyetli bir şekilde iniş yapabilmesi için gerekli olan derinlik algılanmasını sağlayabileceği ve bu özelliklere ilaveten gerektiğinde tamir edilecek nitelikte olmalıdır.

3.6.1 Plastik yapıların kontrolü

Şeffaf plastiklerin ve laminat plastiklerin kontrollerinde dikkat edilmesi gereken kriterler; çizikler, çentikler, çatlaklar, hava kabarcıkları, yaprak yaprak ayrılmalar, kırılmalar ve optik bozulmalardır. Bakım el kitaplarında belirtildiği gibi yüzey hasarları göz ile kontrol edebilir. Bakım el kitap limitleri dahilindeki hasarların giderilmesinin ardından optik bozulma ve kalınlık kontrolü yapılmalıdır.

Çizikler, plastiklerde en çok görülen hasarlardır. Buldukları bölgedeki uzunlukları, derinlikleri ve sayıları nasıl bir işlem uygulanması konusunda belirleyici rol oynar. Zımparalama veya perdahlama işlemiyle tamir edilebilirler. Çentiklerde çizikler gibi aynı şekilde tamir edilirler. Ancak, tamir uygulanan alanın kalınlığı bakım el kitapların da belirtilen limitlerin altına düşerse kesinlikle plastik yapı kullanılmaz, değiştirilmesi gerekir. Yapraklanma genellikle laminat plastiklerde meydana gelir. Tabakalar ve katlar arasındaki ayrılmalar plastiğin kenarında başlar içeriye doğru kenar boyunca yayılır. Görüşü bozduğu sürece değiştirilmelidir. Tabakalar veya katlar arasında oluşan hava kabarcıkları laminat plastiklerde görülür. Laminat plastiklerin herhangi bir yerinde süt beyazı bulutumsu bir görüntü, nemin yerleşmesi sonucu meydana gelmiş veya gelmesi muhtemel yaprak ayrılmaların bir belirtisidir (HSOTEMK V3 2002).

3.6.1.1 Plastik yapılarıdaki hasarların nedenleri

Plastiklerde hava şartlarından ve kullanıldığı ortamdan dolayı küçük çatlak ve çizikler farklı şekilde ve boyutlarda olabilirler. Çatlakların kenarları, gece uçuşu veya gündüz güneşe doğru uçuş esnasında istenmeyen ilgi çekmeler ve yanılmalara yol açarlar. Küçük çatlak ve yarıkların tespit edilmesi zordur. Genellikle yüzeye dik, çok dar ve derinliği 0.01" den fazla değildir (HSOTEMK V3 2002). Plastikler kontrol edileceği zaman altına bir parça koyu renkli karton koyup üzerinden bir ışıkla bakılmalıdır.

Yarıklarda, malzemenin ayrılması söz konusu olduğunda optik ve mekanik bir aksaklık olarak kabul edilirler. Plastiklerde yüzeye paralel olan çatlaklar genellikle yeterli derece yüksek ısı verilmeden şekillendirilen, aşırı yüklenmeden ve uçak üzerine uygunsuz takılmadan meydana gelirler.

Şeffaf plastiklerdeki diğer bir hasar şekil bozukluğudur. Bunun nedeni zararlı temizlik maddeleri ve yüzeydeki çizikleri temizlemede parlatmada kullanılan uygun olmayan kimyasal maddelerdir. Plastiklerdeki çizik, çentik veya oyuk uygun bir teknikle tamamen giderilmezse birçok ince çizgi şeklini alarak, ciddi şekil bozukluğuna sebep olacaktır. Yüzey şekil bozuklukları ve çizikler, yanlış kullanma, imalat hataları ve uygun olmayan temizleme teknikleri sonucu meydana gelirler. Plastiklerdeki çatlak ve yarıklar ne optik ne de mekanik olarak giderilememektedir (HSOTEMK V3 2002).

Günümüzün uçakları için gerekli olan optik ihtiyaçlar çok önemli olduğundan şeffaf plastiklerin tamiri oldukça kısıtlıdır. Genellikle kanopiler, siperlikler ve yan pencereler vb. yapılar yenisi ile değiştirilirler. Bakım el kitaplarındaki, değerlere ve prensiplere uymak kaydı ile küçük yüzey düzeltmelerine müsaade edilir. Plastiklerde yama ile tamir tekniği sadece uçak harp hasar onarımında uygulanır.

3.6.1.2 Plastik yapıları kesme ve delme teknikleri

Şeffaf plastiklerin işlenme özellikleri genel olarak yumuşak metallere benzemektedir. Hassasiyet gerekmedikçe işin planlanması kaplama kâğıdının üzerine kalem ile çizilip kesmek suretiyle yapılabilir. Ancak çok az toleranslı plan için direkt olarak plastiğin üzerine çizim yapılması tavsiye edilir. Bunun için de kaplama kâğıdının tamamen çıkarılması yerine çizim yapılacak kısımların çıkarılması yeterlidir (Boeing 1990).

Plastiklerin kesilmesinde yaygın olarak kullanılan teçhizatlar şerit testereler, dekupaj ve el testereleridir. Şerit testereler, dekupaj testerelere nazaran kesme anında oluşan ısıyı daha çabuk dağıtırlar. İnce diş testere lamaları yavaş ilerleme yapıldığında düzgün bir kesme yüzeyi sağlar. Ensiz dar testere lamaları genellikle ince malzemeler ve radüslü kesimlerde kullanılır.

Kesme işleminin sonunda testere boşa çıkmadan önce çatlama önlemek için beslemenin iyice azaltılması gerekir. Plastiklerin kesme ve delme işlemlerinde ısınması ve sıkışmasını önlemek için bor yağı veya su ile yumuşak sabun eriyiği en iyi soğutucu sıvıdır. Delme işlemini yüksek olmayan bir devirde, hafif bir baskı ve özellikle matkap ucunun plastik parçanın diğer tarafından çıkacağı zaman, yüzeydeki kırılmayı önlemek için baskıyı azaltarak devam edilmelidir (Boeing 1990).

Delme işleminde uygun bir baskı, kesintisiz spiral talaş veya şeritler çıkarır. Kesme derinliği arttıkça, baskıyı azaltmak ısınmanın bir ölçüde önlenmesini sağlar (Boeing 1990). Matkap ucunun sık sık delik içinden çıkarılarak hava ile soğumasına imkân vermekte kullanılan bir yöntemdir.

3.6.1.3 Şeffaf plastiklerde çiziklerin giderilmesi

Şeffaf plastiklerde çiziklerin giderilmesi işlemine polish denir. Bu işlemi uygulamaya başlamadan önce, şeffaf plastik yapının hasarlı bölgesindeki müsaade edilen çizik ve çentiklerin sayısı, uzunluğu, derinliği ve yapılan arıza giderme işleminden sonra plastik asambenin kabul edilebilir asgari kalınlığı, ilgili uçağın bakım el kitabı değerleri incelenerek yapılacak işleme önceden karar verilmelidir.

Şeffaf plastiklerdeki çiziklerin, çentiklerin polish işlemi önce mikrometre ile yapılacak derinlik ölçme işleminden sonra, TO'da verilen değerler karşılaştırılarak, polish uygulamasından sonraki kalınlık, limitlerin altında kalacak ise plastik yapı herhangi bir işlem yapılmaksızın değiştirilmelidir.

Polish uygulaması iki farklı şekilde yapılır. Derin olmayan küçük çizikler zımparalama (perdahlama) işlemi yapılmaksızın, şeffaf plastik asamble yıkanıp, ilgili uçağın bakım el kitaplarında belirtilen malzeme kullanılarak giderilebilir. Polish malzemesi, atık bırakmayan pamuklu yumuşak temiz bez kullanılarak üretici firmanın belirttiği gibi veya bakım el kitaplarında belirtilen sıklıkta ve şekilde uygulanmalıdır. Derin çentik ve çizikler polysand abrasive küt veya bakım el kitaplarında belirtilen ölçülerdeki zımparalar kullanılarak perdahlama işlemi yapılır. Perdahlama işlemine, 400A dan 8000A grite kadar olan zımparaları, sırası ile kauçuk veya keçe bir bloğa sararak, yumuşak sabunlu su eriyiği ile ıslak olarak zımparalanır (HSOTEMK V6 2002).

Zımparalama işlemi dairevi hareket yaptırarak çizik boyunun yaklaşık üç katı bir alanda uygulanmalıdır. Perdahlama işleminde aşırı bir basınç uygulanmamalı, farklı ölçüdeki zımpara değiştirilirken, plastik yüzey temizlenmeli, böylelikle bir önceki kullanılan kalın zımpara tozlarının yüzeydeki artılması sağlanmış olacaktır. Şeffaf plastiklerin temizlenmesi ve polish işlemi 38 °C (100 °F) üstündeki ısıda yapılmamalıdır (HSOTEMK V6 2002).

4. KOMPOZİT YAPILARIN TAMİRİ

Kompozit malzemenin tanımı; temel olarak iki veya daha fazla malzemenin bir arada kullanılmasıyla oluşturulan ve meydana geldiği malzemelerden farklı özelliklere sahip yeni tür malzemeyi ifade etmektedir.

Kompozit malzemeler yapılarından dolayı çelik ve diğer malzemelerden farklıdır, diğer malzemelerin avantajlı özellikleri ön plana çıkartılarak her geçen gün kullanım alanları artmaktadır. Kompozit malzemelerden istenen başlıca özellikler en az çelik kadar sağlam olmaları, mümkün olduğu kadar hafif olmaları, yüksek sıcaklıklara karşı dayanıklı olmaları, esnek olmaları, çevre şartlarına dayanıklı olmaları, darbe dayanımı iyi olmaları, ısıl genleşme katsayıları, yorulma, çatlama, kırılma, çekme, eğme dayanımları gibi değerlerinin uygun olması istenir (Foreman 1990).

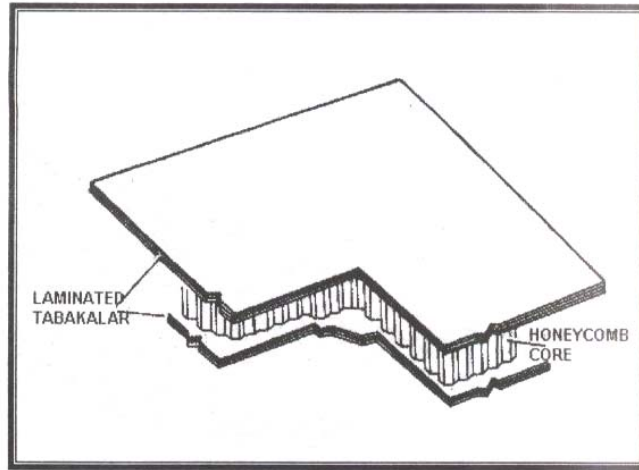
Kompozit malzemeler artık gittikçe artan oranlarda uçaklarda kullanıldığı gibi ulaşım, deniz, elektrik, inşaat, ticaret gereçleri yeni sektörlerde de kullanılmaya başlamıştır.

Kompozit malzemeler havacılık sanayinde çok geniş kullanım alanı bulmaktadır. Kompozit malzemelerin hafifliklerine oranla üstün mekanik özellikleri uçaklarda ve helikopterlerde sadece iç mekânlarda değil yapısal parçalarda da kullanımı artmaktadır.

Fiberglas; kum, kireçtaşı ve silisyumun 1300 derecenin üzerinde ısıtılarak cam bilyeler üretilmesi, ikinci aşamada tekrar ısıtılıp, iplik şekline getirilip, ipliğin kumaş gibi dokunması veya bükülmüş iplik parçacıkları haline getirilmesidir. Fiberglas dayanıklı, esnek, yanmaz, iklim şartlarından etkilenmeyen, genişleme ve büzülme olmayan, korozyon oluşturmayan, neme karşı dayanıklı, çoğu asitlerden, yağ kimyasallardan etkilenmeyen hafif bir maddedir (HSOTEMK V6 2002).

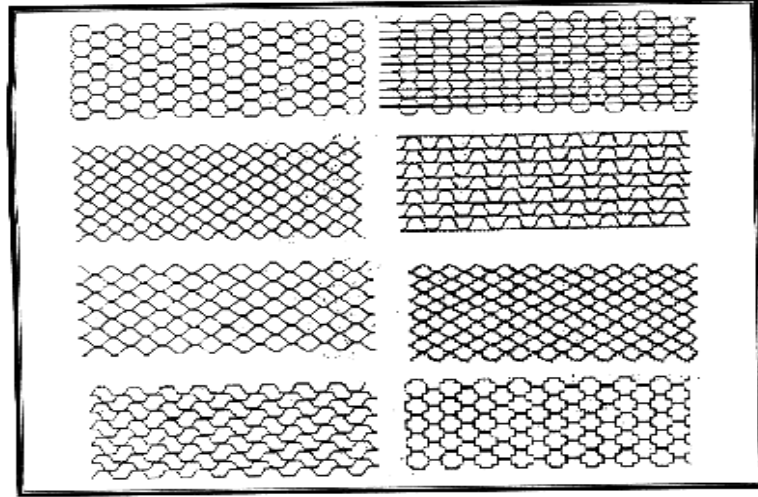
Genellikle uçaklarda radom, anten kaplamaları, elektrik bağlantı kutuları, kanat uçları, tanklar ve ısıtıcı borular gibi benzeri yapılar fiberden imal edilmiştir. Fiberglasın şekillendirilmesi kolay, güç ve dayanıklılık oranı, ağırlığı ile karşılaştırıldığında eşit olmayıp, radyo ve radar dalgalarının geçmesine imkân verme kabiliyetindedir.

Bal peteği (Honeycomb) fiberglas: Laminant fiberglas yapıların arasına, yine fiberglastan yapılmış petek yapının bir araya getirilip yapıştırılması ile oluşturulan farklı tipteki fiberglas çeşididir (Şekil 4.1). Bu tip yapıların yalıtkanlığı, hava şartlarına karşı dayanıklılığı, mükemmel sağlamlığı ve direnci sayesinde havacılıkta oldukça fazla kullanım alanı bulmuştur.



Şekil 4.1 Bal peteği (Honeycomb) fiberglas (HSOTEMK V6 2002).

Alt ve üst laminant fiberglas yapıların arasında kalan bal peteği (honeycomb) göbek parçası (core) yüksek derecede eğilmeye, katlanmaya, baskıya karşı dayanıklı olup alt ve üst yüzeylerin desteklenmesinde kullanılır. Yüksek basınç altında yüzeyde oluşan gerilimlere karşı, bal peteği'ni oluşturan hücreler elastikiyet sağlarlar. Bu tipteki yapılar hafif olup ağırlık oranına göre çok güçlü ve sağlamdırlar (HSOTEMK V6 2002). Fiberglas bal peteği göbek hücreleri, farklı şekil, kalınlık ve ölçülerde fiberglasın dışında metallerden imal edilebilirler. Şekil 4.2'de hücre şekilleri farklı bal petekleri görülmektedir.



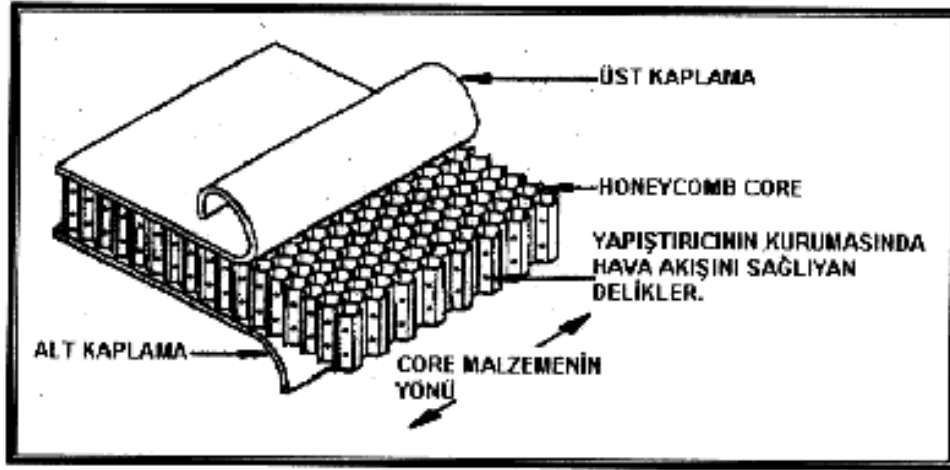
Şekil 4.2 Bal peteği hücre şekilleri (Boing 1996).

Genellikle kullanılan fiberglas bal peteği, phenolic reçine ve naylon karışımı veya polyester ve cam bezinin reçine ile birleştirilmesinden imal edilirler. Bal peteği hücre ölçüleri bir hücrenin içine çizilen dairenin çapı ile belirlenir ve 3/16"den 3/8"e kadar değişmektedir. Metal olmayan malzemelerden imal edilen bal petekleri çok iyi ısı izolasyonu sağlarlar (Boing 1996).

. 4.1 Metal bal peteği sandviç yapı hasarlarının sınıflandırılması

Yapıştırılmış metal bal peteği sandviç yapılar, yapıştırıcı veya reçine kullanılarak, iki metal yüzey kaplaması arasına yapıştırılmış göbek malzemesinden (core) meydana gelirler. Şekil 4.3'de metal bal peteği yapılar görülmektedir. Bükülmeye karşı yeterince mukavemet sağladığı gibi yüksek basınçta da elastikidir. Modern uçaklarda kullanılan jet motorlarının neden olduğu titreşimlere (vibrasyonlara) dayanabilmektedirler.

Yapıştırılmış metal bal peteği yapılar aerodinamik olarak pürüzsüz, çok çeşitli şekil ve boyutta imal edilebilir. Uçuş kontrol satırlarında, uçak gövdesi panellerinde, kanat panellerinde, uçakların kuyruk kısmı kaplamalarında kullanılır (Boing 1996).



Şekil 4.3 Bal petek malzeme yapı özelliği (Foreman 1990).

Bal peteği yapılarıdaki hasarlar genellikle; uçuş yükleri, titreşimler, uçaklara verilen yer hizmetleri ve bakımlar sırasındaki dikkatsiz davranışlar sonucu meydana gelir. Bu çeşit yapı hasarlarının sınıflandırılmasında, tüm imalatçıların kullandığı standart onarım teknikleri yoktur.

Aşağıda yapılan sınıflandırmada metal bal peteklerindeki farklı hasar tipleri görülmektedir;

1. *Sınıf hasar*; yüzey kaplamalarını delmeyen ya da kaplamadaki katların ayrılmasına neden olmayan, kaplamaların yüzeyindeki küçük çukurlar, çentikler ve çiziklerdir.
2. *Sınıf hasar*; bal peteği göbek malzemesinin hasar görmemesi kaydı ile, yüzey kaplamalarının katlarındaki ayrılmalar, çatlaklar, yırtıklar delik ve oyuklardır.
3. *Sınıf hasar*; yüzey kaplamalarında birinin ve bal peteği göbeğinin bir kısmının veya tamamının hasarlaşması, ayrıca, panelde su bulunması 3. sınıf hasar kabul edilir.

Su bulunan bölgelerde yapraklanma hasarı varmış gibi kabul edilir. Su, sandviç yapının oluşumunda kullanılan yapıştırıcıların özelliklerini kaybetmesine yapraklanma meydana gelmesine sebep olacaktır. 3. Sınıf hasar her iki yüzey kaplamasının ve bal peteği göbek malzemesinin hasar görmesidir.

Metal bal peteği sandviç yapılarıdaki hasarların kontrolü diğer yapı hasarlarının kontrolünden daha zor ve kritiktir. Bal peteği yapının günlük kontrollerde kolayca görülemeyen fazlası ile gizlenmiş bir hasarı olabilir. Yüzey kaplamaları ile göbekteki bal peteği göbek malzemesi dikkatlice incelenmelidir.

Kullanılan hasar kontrol metotlarını aşağıdaki şekilde sıralanabilir;

Vurma metodu; sandviç yapının yüzey kaplamaları ile bal peteği göbek malzemesinin arasında meydana gelen boşlukları ve yüzey kaplamalarındaki yapraklanmayı tespit etmek için en etkili ve kolay metot vurmadır. Bu metoda metal testi de denir. Bu test için gereken teçhizat madeni para veya imal edilecek 1 ons'luk alüminyum çekiçtir (HTOTEMK V6 2002).

İyi yapışmış saha tok ve net bir ses verir. Kontrol yüzeylerine hafifçe vurma genellikle iyi sonuç verir. Farklı yapılarıdaki parçalar, farklı tonlarda ses vereceklerinden hasarlı bölgenin belirlenmesi iyi bir tecrübe gerektirir. Kontrol etme durumunuza bağlı olarak aynı parça üzerindeki ses tonları da değişecektir. Kontrol edilen parçanın kenarına doğru yaklaşıldığında bu durum özellikle fark edilir. Kontrol sırasında panelin tamamen kontrol edildiğinden emin olmak için kontrol edilecek yüzeyler 1 feet'lik kareler halinde işaretlenir. Daha küçük yüzeyler için kare boyutları küçültülebilir. Çizgiler silinebilir, yumuşak bir kalem kullanarak hasar vermeden yapılmalıdır.

Düz dişli çark metodu; vurma çekici yerine kullanılan aletin adı düz dişli çarktır. Düz dişli çark ile test yaparken kontrol edilen yapının üzerinde, çark bir uçtan diğer uca sabit bir hızla yürütülür. Çıkan ses farklılığı hasarlı bölgeyi belirleyecektir (HTOTEMK V6 2002).

Gözle kontrol metodu; yapraklanma meydana gelen yüzeyler bazen başparmak ile bastırarak kontrol edilebilir. Delikler, çukurlar, çizikler, çatlaklar dikkatlice bakıldığında çıplak göz ile belirlenebilir. Çiziklere çok dikkat edilmelidir. Sandviç yapıdaki yüzey kaplamaları ince olduğunda, çizikler çatlak haline gelebilir (HTOTEMK V6 2002).

Kimyasal metot; kostik soda solüsyonu, alüminyum yüzeyler üzerindeki derin çiziklerin yerlerinin belirlenmesinde kullanılır. Kostik uygulanan saha siyahlaşır solüsyon kaplama yüzeylerindeki çatlaktan sızmış demektir (HTOTEMK V6 2002).

4.1.1 Metal bal peteği sandviç yapı tamirleri

Metal bal peteği sandviç yapılara uygulanacak tamir teknikleri uçak imalatçlarına göre değişir. Bir uçak için kabul edilen kalıcı tamir şekli, diğer bir uçak için geçici tamir olarak kabul edilebilir. Bu nedenle kesinlikle ilgili uçağın bakım el kitabında belirtilen tamir şeklini ve limitlerini kullanmak gereklidir.

Bal peteği yapılarda kullanılan en etkin tamir yapıştırma tamirleridir. Her yapıştırma tamir tipi farklı bir yapıştırıcı gerektirir. Mümkün olduğunca yapılan tamirler kalıcı olmalıdır.

Genellikle sıcak yapıştırma tamirlerinde 350 F sıcaklıkta kuruyan bant yapıştırıcı kullanılır. Film yapıştırıcı, diğer yapıştırıcıların karıştırılıp kullanıldığı tamirlerden daha üstündür (Boeing 1996).

Başarılı bir yapıştırma tamiri, tamir sahasının ve tamir parçalarının dikkatlice temizlenmesine, uygun tamir tekniğinin ve hasar ölçüsünün belirlenmesine, tamir parçalarının başarı bir şekilde hazırlanmasına, uygun yapıştırıcıların seçilip doğru oranda karıştırılıp gerekli olan ısıda kurutulması ile sağlanır.

Temizlenip tamir edilmesi gereken bal peteği yapıların ısısı +4 °C (40 °F) altında olduğunda herhangi bir tamir işlemi yapılmamalıdır. Tamir edilmesi gereken hasarlı yapı, kapalı bir alanda ısıtılmalı yada hasar gören parça uçaktan sökülüp tamir sıcak bir yerde yapılmalıdır (Boeing 1996).

4.1.1.1 Hasarlı bölgenin temizlenmesi

Tüm yapıştırma tamirlerinde kimyasal temizlik son derece önemlidir. Kullanılmakta olan yapıştırıcılar kimyasal olarak temiz olan yüzeylerde etkili bir tamir sağlarlar. Gres, yağ, oksit vb. maddelerle kirlenmiş sahada iyi bir yapışma meydana gelmeyecektir. Tamirin kalitesi önceden yapılan temizliğin kalitesi ile belirlenir.

Metal bal peteği sandviç yapıları aşağıda olduğu gibi temizlenmelidir; Trichlorethylene ile nemlendirilmiş temiz beyaz tüy bırakmayan bir bez ile, tamir sahasını ovarak dış yüzeylerden yağlar, gresler ve diğer yabancı maddeler çıkarılır. Sık sık bez değiştirilir yüzey temizlendiğinde yüzey yağ bırakılmamalı, kurutulmalıdır. Trichlorethylene buharlaşarak kurummasına izin verilmemelidir (Boeing 1996).

Parlak bir yüzey elde edilinceye kadar tamir edilecek saha alüminyum yün tel ile ovulur. MEK ile nemlendirilmiş temiz bir bez ile yüzey üzerindeki atıklar temizlenir. MEK'in yüzey üzerinde buharlaşarak kurummasına izin verilmemelidir. Kullanılan yapıştırıcının iyi yapışması için tüm alüminyum yüzeylere alodine uygulanmalıdır (Boeing 1996).

4.1.1.2 Metal bal peteği sandviç yapılardaki çukurların dolgu tamiri

İlgili uçağın bakım el kitabı incelenip hasar limitleri dâhilinde bulunan küçük göçükler, çukurlar ve sınırlı aerodinamik düzeltme, dolgu macunu kullanılarak giderilebilir. Bu tipteki dolgu macunları iki elemanlıdır. Katalizör ve alüminyum tozu katkılı epoksi içerirler.

İşlem sırası aşağıdaki şekilde olmalıdır;

- Hasarlı bölge dikkatlice 320 numara zımpara kullanarak, yüzey mat bir görüntü alıncaya kadar zımparalanmalıdır.
- MEK ile nemlendirilmiş temiz bir bez ile atıklar iyice temizlenmelidir.

- Çukur bölgenin içine hazırlanan yapıştırıcı karışımı sürülür. Çekme payı %2'den az olduğu için fazla doldurma gerekmez.
- MEK ıslatılmış ıspatula ile, sürülmüş olan yapıştırıcı karışımı düzeltilmelidir.
- Yapıştırıcı kuruduktan sonra 280-320 numaralı zımpara ile tamir bölgesi parlak bir yüzey durumuna getirilmelidir.

Son olarak MEK ile nemlendirilmiş bir bez kullanarak yüzey temizlenmelidir (Boeing 1990).

4.1.1.3 Metal bal peteği sandviç yapılarıdaki çukurları çekerek düzeltme tekniği

Limit dahili küçük çukurlukları, göçükleri ve bal peteği göbek'teki küçük hasarları, orijinal yüzey seviyesine getirmek için çekme asamblesi kullanılarak düzeltilmektedir.

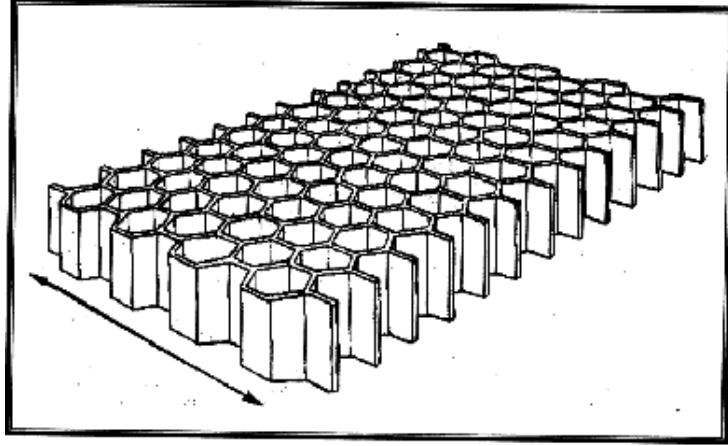
Çekme tekniğinin uygulanması; bu tekniği kullanmadan önce ilgili bakım el kitabındaki hasar limitleri kontrol edilmelidir. Bir inç ya da daha küçük çaptaki çukurların merkezinden, kaplama üzerine bir delik delinir. Matkap ucunun bal peteği göbek'i delmesine müsaade edilmemelidir. Mandrenin üzerindeki somun çıkarılıp, kancalı ucu deliğe takılır. Mandrenin üzerine şeffaf plastik tabla geçirilip tespit somunu elle sıkılır. Kaplamadaki göçük kısmı yukarı çekmek için, açığazlı anahtar ile tespit somununu tutarken, dişli mandrenini saat istikametinin tersi yönünde bir tur, tespit somunu ise saat yönünde yarım tur çevrilmelidir. Çukurlaşan yüzeyi düzeltmek için dişli mandreni saatin aksi yönünde çevirmeye devam edilmelidir. Çukurlaşan yüzey dış yüzeye aynı hizaya gelinceye kadar üsteki işlem tekrar edilir (HTOTEMK V6 2002).

Kaplama üzerine birden fazla delik açılmışsa aynı işlem basamakları tekrar edilir. Çekme tertibatı ve bandı çıkarıldıktan sonra temizlenip açılan deliklere ve hasar gören göbeğe (core) dolgu tamiri uygulanmalıdır.

4.2 Fiberglas bal peteği hasarlarının değerlendirilmesi ve tamiri

Fiberglas bal peteği tamirlerinde delinmiş yzeyler, yapraklanmalar, yağla kirlenmeler, kırılmış ve ezilmiş göbekler gibi hasar grmuş materyalin tamamı çıkarılmalıdır. Orijinalinde olduğu gibi aynı kalınlıkta ve boşluksuz bir yzeye kaplaması sağlayarak, bakım el kitabında belirtilen onaylı tip malzemelerle değiştirilmesi gerekir.

Sandviç yapının alt ve uşt kaplamasının katlarını tamir ederken, her katta kullanılan malzemenin dokuma yönü bir birine uydurulmalıdır. Tamirde kullanılan glass cloth kalınlığı orijinal kat ile aynı olmalıdır. Göbek malzemesi olarak kullanılan bal peteği göbek orijinal yapıdaki malzeme ile aynı hücre yapısına sahip ve aynı yönde olmalıdır (Foreman 1990). Şekil 4.4 bal peteği göbek malzemesinin referans yönü görülmektedir.



Şekil 4.4 Bal peteği göbek malzemesinin referans yönü (Foreman 1990).

4.2.1 Hasarlı bölgenin hazırlanması

Fiberglas yzeylere uçak boya skcleri, benzeri bileşimleri, parlaticıları temas ettirilmemelidir. Bu ve benzeri kimyasallar yzeyde hasarlara, yapının zayıflamasına etki edecek kimyasal reaksiyona sebep olabilirler. Bu tip yapıların genel temizliğinde su ve yumuşak bir deterjan, yzeydeki yağı ve gresi temizlemede ise MEK ile nemlendirilmiş temiz bir bez kullanılmalıdır.

Tamir edilecek yapının üzeri boya kaplı ise ince bir zımpara ile hafif bir baskı uygulayarak veya havalı zımparalama aleti ile çok dikkatli bir şekilde çıkarılmalıdır. Zımparalama işlemi sonunda hasarlı saha, MEK ile nemlendirilmiş bir bez kullanarak yaklaşık 4 inç'lik bir mesafe kadar tekrar temizlenmelidir.

4.2.2 1. Sınıf tamir teknikleri

Derin olmayan izler, çizikler, yüzey aşınması, yüzey kaplamasında içeri sızıntı yapmayan yağmur erozyonu şu şekilde tamir edilmektedir;

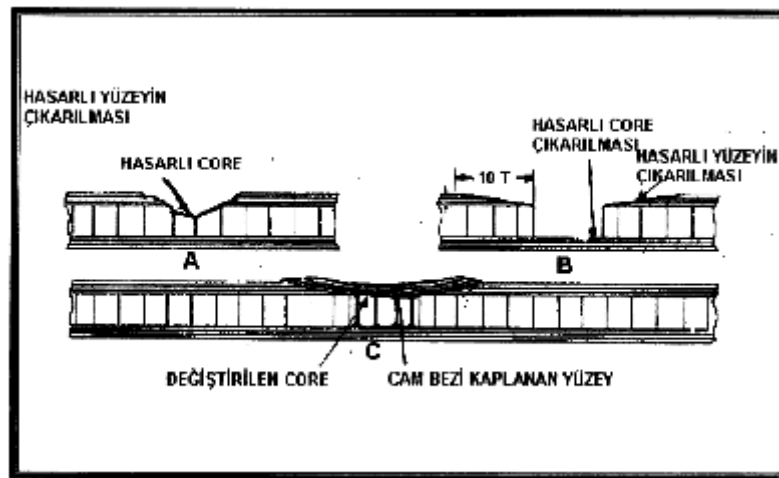
Hasarlı saha MEK ile nemlendirilmiş bez ile temizlenir. Hasarlı sahayı 280 numara zımpara kullanarak hafifçe zımparalanır, tekrar MEK ile temizlenir. Reçinenin kurummasına mani olacak nem ve yüzeyde kalan MEK düşük basınçlı hava ile kurutulur. Aşınmanın derecesine bağlı olarak hasarlı sahaya bir ya da iki kat katalize edilmiş reçine tatbik edilir. Reçine uygulanmış yüzey üzerine hasarlı sahadan 3" daha büyük PVA tabakası ile kaplanır. PVA tabakasının üzerinde elle veya plastik bir malzeme kullanarak hava kabarcıklarını ve yüzeydeki fazlalık reçineyi çıkarıp düz bir zemin oluşturulur. Bakım el kitabında belirtilen kurutma ısısı uygulanır (Boeing 1996). Reçine kuruduktan sonra PVA tabakası çıkarılıp yüzeydeki fazlalık reçine zımparalanmalıdır.

4.2.3 2.Sınıf tamir teknikleri

2.sınıf tamir tekniği; fiberglas kaplamanın iki katını aşan veya kaplama yüzeylerinden bir tarafının tamamen hasarlaşması ve aradaki bal peteği'nin zarar görmesi sonucu hasarlı kaplamanın ve bal peteği'nin çıkarılıp orijinal malzemeye eş değerdeki tamir malzemeleriyle değiştirilmesini gerektiren durumları içermektedir. 2.sınıf tamirlerde, hasarlı katların çıkarılmasında kademeli birleştirme metodu tercih edilir. Küçük çaplı hasarlarda oyma metodunu kullanabilir.

Fiberglas kaplı bal peteği sandviç yapının, bir kaplama yüzeyi ve hasarlı göbek kademeli birleştirme metoduyla çıkarılmasından sonraki işlemleri sırasıyla şu şekilde olmalıdır. Şekil 4.5 2.sınıf fiberglas tamir tekniği görülmektedir.

- Tamir sahasını MEK ile temizledikten sonra hasar görmüş core ölçüsünde göbek materyali kesilmelidir.
- Göbek malzemesi olarak kullanılacak bal peteği göbek kalınlık ve hücre boyutu bakım el kitabında belirtilen şartlara uymak zorundadır. Bal peteği kesilmesinde kullanılacak en uygun teçhizat şerit testeredir. Genellikle testere ağzındaki diş sayısı inç başını 32 diş ve dakikadaki kesme hızı 5000 RPM olmalıdır (Boeing 1990).
- Tamir bölgesi tamamen temizlenip kurutulur. Yapı içindeki kesilen bal peteği'nin tüm yüzeyine ve göbek malzemesi olarak kesilen bal peteği'nin çevresine katalizörlü reçine sürüp göbek hücreleri aynı yönde olacak şekilde açılan yuvaya sıkıca yerleştirilmelidir.
- Göbek malzemesi üzerine ilk tamir katı yerleştirilip PVA tabakasıyla üzeri kaplanmalıdır.
- El ile veya vakum uygulayarak hava kabarcıkları alınıp yüzey düzeltildikten sonra gerekli kurutma işlemi uygulanır. Diğer tamir katlarına da aynı işlemi uygulanır (TO TKIF-16 1988).
- En üst katta kuruduktan sonra fazlalık reçineler temizlenip kalite kontrolü yapılır.



Şekil 4.5 2.sınıf tamir tekniği (TO TKIF-16 1988).

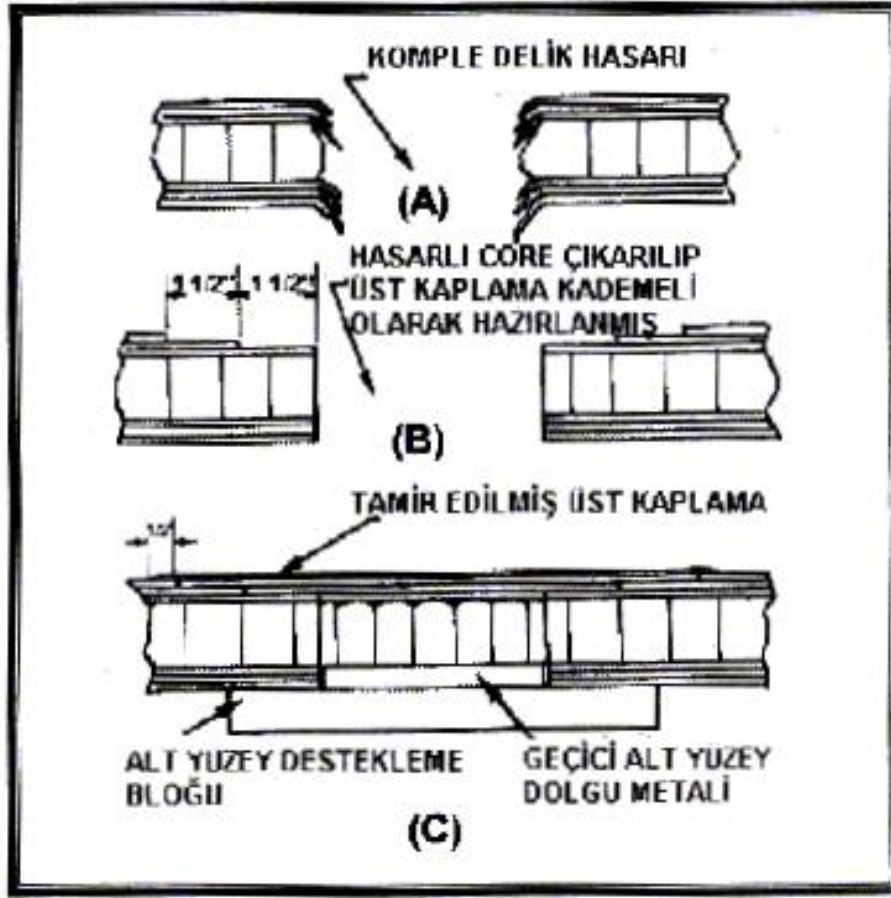
4.2.4 3.Sınıf tamir teknikleri

Fiberglas kaplı bal peteği sandviç yapılarda her iki yüzey kaplaması ve göbek materyali hasar gördüğünde 3. sınıf tamir teknikleri uygulanır. Hasarlı alt ve üst yüzey kaplamaları ve göbek materyali çıkarılıp yerine yenisinin koyulmasını içerir. Alt ve üst yüzey kaplamalarını, aynı anda kademeli birleştirme metoduna göre çıkarılmamalıdır. Bir yüzeyin tamiri tamamlandıktan sonra diğer yüzeyi hazırlanmalıdır. Şekil 4.6'da 3. sınıf tamir tekniği görölmektedir.

3.sınıf tamir uygulamalarında, bir yüzey kaplamasının tamiri süresince yeni yerleştirilen göbek malzemesini yerinde tutmak için sandviç yapının diğer yüzeyine geçici olarak, yüzey kaplamasının kalınlığına eşit bir metal malzeme kullanılmalıdır. Ayrıca metal malzeme bir blok ile desteklenmelidir (Boeing 1996).

3.sınıf tamir işlemlerinde, göbek malzemesinin yerleştirilmesi ve yüzey kaplamasının tamirinde de, 2.sınıf tamiri tekniği kullanılır. Farklı olan tarafı, geçici olarak yüzey kaplaması yerine yerleştirilen metal ve destekleme bloğunun çıkarılıp, yüzeyin kademeli birleştirme metodu ile açılıp tamire devam edilmesidir.

Alt ve üst yüzey kaplamalarını kademeli birleştirme metodu ile açarken dikkat edilmesi gereken önemli bir husus yüzey kaplamalarında kullanılan dolgu katlarının bitiş noktalarının aynı paralellikte olmamasıdır. Son olarak kademeli açılan yüzey kaplaması, ilk açılan kaplamadan yaklaşık 2" daha büyük olmalıdır. Böyle bir uygulama ile katların aynı paralellikte olması engellenmiş olur (TO TKIF-16 1988).



Şekil 4.6 3. Sınıf tamir tekniği (TO TKIF-16 1988).

4.3 Hasır şekilli fiberglas hasarlarının değerlendirilmesi ve tamiri

Hasarın derecesini belirleyebilmek için ilgili saha temiz bir bez kullanarak MEK ile temizlenmelidir. Yüzeyde boya mevcut ise 280 grit zımpara ile hafifçe çıkarılmalı, ardından MEK ile tekrar temizlenmelidir. Dikkatsiz kullanma ve titreşim hasara sebep olan etkenlerdir. Hasır şekilli fiberglaslarda hasar genellikle delik veya çatlaktan ibarettir.

Tamir işleminde başlıca amaç; parçanın direnci, ağırlığı, dış yüzeylerin düzgünlüğü, kalınlığı ve orijinal yapı ile eş değerde olmasının sağlanmasıdır. Aksi bir durum radar ve radyo dalgalarını alma ve gönderme görevini engelleyebilir (Foreman 1990).

4.3.1 Hasarlı bölgenin hazırlanması

Hasar öncelikle küçük veya büyük hasar olarak sınıflandırılıp, hasara uğramış sahanın etrafındaki boya ve koruyucu kaplama tamiri başlamadan önce çıkartılmalıdır.

Hasarlı sahadaki çatlağın tamiri için aşağıdaki işlem sırasını takip edilir; Çatlağın uçları 3/16" matkap ucu ile delinip durdurulur (stop diril işlemi). Yüzeydeki çatlağın ön veya arka yüzeyinin 1/13'ü çıkarılır. Köşe radüsleri 3/4" olmalıdır. Bu işlem 15-45 arasında bir eğimde yapılmalıdır. Kanal gibi açılan bu saha 1/2" kadar zımparalanmalıdır (HSOTEMK V6 2002).

4.3.1.1 Tamir işleminin uygulanması

Tamir işlemine reçine ve katalizörün hazırlanması ile başlanmalıdır. Reçine ve katalizör karıştırmadan önce homojenliğin sağlanması için oda sıcaklığında olmalıdır. Üretici firma tarafından belirtilen karıştırma oranlarına iyi bir sonuç almak için titizlikle uyulmalıdır. Soğutucularda depolanan reçine ve katalizörler kullanımdan önce oda sıcaklığına getirilirken havadaki nemi emmemesi için kapalı kutularda muhafaza edilmelidir. Reçine ve katalizörler 75°F altında depolanmalıdır. Oda sıcaklığında pelte halini alan veya viskozitesi değişen reçine kullanılmamalıdır.

Hasarlı bölgenin ve reçinenin hazırlanmasının ardından tamir malzemesinin hasarlı kısma uygulanması aşağıdaki gibi olabilir;

- Hasarlı bölgeyi örtecek şekilde iki parça PVA film tabakası kesilir.
- Hasarlı bölgenin üzerine kaplayacak şekilde iki parça alüminyum metal kesilir. Bu parçalar kuruma süresi boyunca tamir bölgesini desteklemek amacıyla kullanılır.
- Hasarlı kısmı dolduracak orijinal şekilde ve sayıda fiberglas plaka (fiberglas mat) veya cam bezi (glass fabric cloth) kesilir.

- Reçine katalizör karışımı fırça ile kesilen fiberglas plakalara veya cam bezlerinin her noktasına emdirilerek sürülür.
- Reçinelenmiş fiberglas veya cam bezleri hasarlı kısma aşağıdaki sıraya göre yerleştirilir.
 - Öncelikle hasarlı kısmın bir yüzeyine yerleştirip üzeri PVA ile kaplanır.
 - Diğer yüzeyine de aynı işlem yapılır.
 - Kesilen metal plakalar her iki yüzeye yerleştirilir.
 - C İşkence kullanarak metal plakaları hasarlı kısmın yüzeylerine hasar vermeyecek şekilde sıkılır (Boeing 1996).

4.3.1.2 Kurutma işlemleri

Hasarlı kısma yerleştirilen reçineli tamir malzemelerinin kuruma işlemi oda sıcaklığında yapılabilir. Ayrıca kurumayı hızlandırmak için 250 -350 vatlık ısı lambaları kullanılır. Havadaki nem oranının fazla olması kuruma süresini uzatır. Tamir sahası üzerine uygulanan sıcaklığı kontrol altında tutabilmek için ısı kontrol cihazı (pirometre) ve ısı çift (termokupil) kabloya ihtiyaç vardır. Tek bir lamba yaklaşık 6" lik bir alanı kurutmak için yeterlidir. Isı lambaları yaklaşık tamir sahasına 30" lik mesafeden merkezlenmelidir.

Hava şartlarındaki sıcak ve soğukluk farkından dolayı ısı lambasının mesafesini ayarlayarak, istenilen oranda ısı elde edilebilir. Belirlenen ısı derecesi kuruma süresi boyunca sabit olarak kalmalıdır. En az iki adet ısı çift (termokupil) kablo ucunu tamir bölgesinin üzerine karşılıklı bantlayıp diğer uçlar ise ısı kontrol cihazına bağlanmalıdır. Bu teknik, Şekil 4.7'de olduğu gibi kuruma süresince ısının kontrollü bir şekilde uygulanmasını sağlar.



Şekil 4.7 Isı kontrol lambası ile yüzeyin kurutulması, ısının ve zamanın kontrol edilmesi.

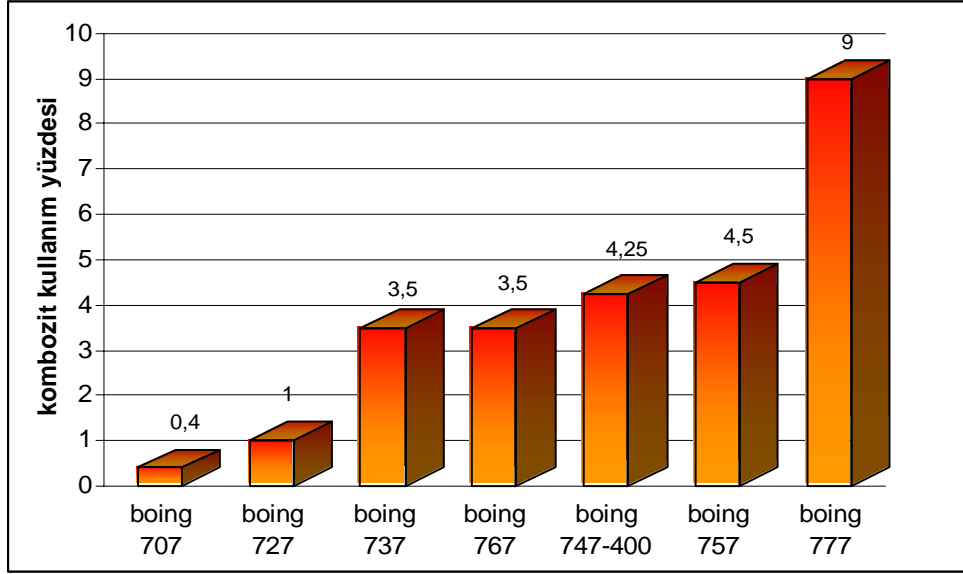
Uygulanan ısı miktarı ve zaman, kullandığınız reçine ve katalizöre bağlı olarak değişebilir. Doğru ısı ve zamanı belirlemek için üretici firmanın tavsiyeleri ile birlikte bakım el kitabındaki değerler uygulanmalıdır.

4.3.1.3 Kalite kontrol

Hasarlı kısım kuruma işlemi sonucunda oda sıcaklığında soğutulup sonrasında kontrol edilmelidir. Tamir edilen yüzey sert olup demir para veya hafif alüminyum çekiç ile vurulduğunda metal sesi vermelidir. Kurutmanın yetersiz olduğuna dair bir belirti mevcut olduğu takdirde ek kurutma süresine gerek vardır. Büyük kabarcıklar ve boşlukların çapları ¼" ten büyük olmamalıdır

4.4 Geliştirilmiş Kompozit Yapılar ve Tamirleri

Havacılıkta gelişmiş kompozit materyallerin kullanımı, uçaklarda bazı kapak ve panellerin üretimi ile başlamıştır. Geliştirilmiş kompozit materyallere en iyi örnek grafit epoksi ve bordur. Mükemmel sertlik ve dayanıklılık özelliğine sahip bu tip malzemelerden pek çok uçak elemanları görülmektedir (Hoskin 1996). Şekil 4.8'de Boeing firmasına ait uçaklarda uçak tipine göre kompozit malzemelerin kullanılma oranları görülmektedir.



Şekil 4.8 Boing firmasına ait uçaklarda kompozit malzemenin kullanılma miktarı.

Bu tip kompozit materyal kullanarak üretilen malzemeler % 20 daha hafif olmakla beraber, dizaynedilmesi, şekillendirilmesi ve işçiliğin kolay olması gibi faktörlerden dolayı yaklaşık % 40 tasarruf sağlanmıştır (HSOTEMK V6 2002). Kompozit yapıların havacılıkta kullanılması ile birlikte farklı tamir tekniklerine ihtiyaç duyulmuştur.

4.4.1 Geliştirilmiş kompozitler

Günümüzde hızla azalmakta olan enerji kaynakları, insanları ekonomik kullanıma ve yeni kaynaklar bulma yönünde araştırmalara yönlendirmiştir. Yapılan son araştırmalara göre metallerin yerine geliştirilmiş kompozit materyallerin kullanılması % 33 enerji tasarrufu sağladığını ortaya çıkarmıştır. Bununla beraber kompozit materyallerin kullanım süresi ve korozyona karşı direnci metallere göre fazladır. Hava şartlarından, yağdan, yakıttan ve 350 °F – 400 °F ısıdan etkilenmezler. Bugüne kadar kaydedilmiş kompozit malzeme hasarları incelendiğinde uygun olmayan taşıma ve yer hizmetlerinin sonucunda meydana geldiği tespit edilmiştir (Boeing 1996).

Kompozit: iki veya ikiden fazla görülebilir farklı materyalin belirli oranlarda birleştirilmesinden oluşan yapılardır. Yaygın olarak kullanılan kompozitlere beton, sunta, kontrplak örnek olarak verilebilir. Geliştirilmiş kompozit yapılar fiber olarak isimlendirilmiş farklı niteliklere sahip iplik ve lif şeklindeki materyallerin, birleştirici özelliği olan matris materyallerle bir araya getirilmesi sonucu oluşmuştur. Fiber, kompozit yapının ana yük taşıyıcı elemanıdır. Yükün % 60'ını taşır. Maddenin mukavemeti ve sertliği fiberden kaynaklı bir özelliktir. Geliştirilmiş kompozit yapılarda yaygın olarak kullanılan fiberler, bor ve grafit'dir. Matris, yaptığı görevden dolayı çok önemlidir. Öncelikle matris fiberleri bir araya getirir ve yükü fiberlere transfer ederek yükün dağılımını yapar. Aynı zamanda çatlağın yayılmasına karşı koruyarak fiberleri bir arada tutar. Matris, kompozit malzemenin kullanılabilmesi için ısı aralığını belirler (Boeing 1996).

Fibere uygulanan yükler matris tarafından komşu fiberlere de transfer edilir. Fiberler, yük uygulandığında, matris tarafından üç boyutlu olarak desteklenir ve dengelenir. Yük altında iken matris, fiberleri yerinde tutarak yerlerinden çıkmalarını önler. Genellikle kullanılan matris epoksi yapıştırıcılardır. Yüksek mekanik ve yorulma dayanımı, mükemmel boyutsal denge, korozyona karşı direnç, katlar arası bağ ve iyi elektriksel özellikler sağlar. Kullanılan metal matrisler genellikle alüminyum ya da titanyum alaşımlarıdır. Bu karışımlar diğer matrislerden daha fazla dayanıma ve sertliğe sahip olmalarına karşı daha pahalı, bakım ve kontrolleri zordur. Günümüzde kompozit yapılarda, düşük hızlı çarpmalara karşı dayanım tam olarak sağlanamamıştır. Yapılan incelemeler, düşük hızlı çarpma hızlarının % 90'ının kullanımda değil bakım esnasında meydana geldiğini göstermektedir (Boeing 1996).

Kompozit yapıları oluşturulurken fiber ve matris karışımı ham malzeme, her katın dokuma yönü farklı açılarda 0°, 45°, 90°, 135° gibi birbirlerine çapraz olarak kumaş gibi dokunur. Böylece her kat birbirini destekleyip sertlik ve dayanıklılık oranını en üst seviyeye çeker. Fiber ve matris malzemelerin kullanımdaki amaç her bir katın üzerine gelen yükleri dağıtmak, kuvvetlerin tek bir noktaya yüklenip

deforme olmasını engellemektir. Matris kullanımı, kesme kuvvetleri, maksimum çalışma ısıları ve çevre koşullarına göre olan direnci belirler. Şekil 4.9'da kompozit atölyesinde uçak parçalarına çeşitli tamir metotlarının uygulanması görülmektedir.

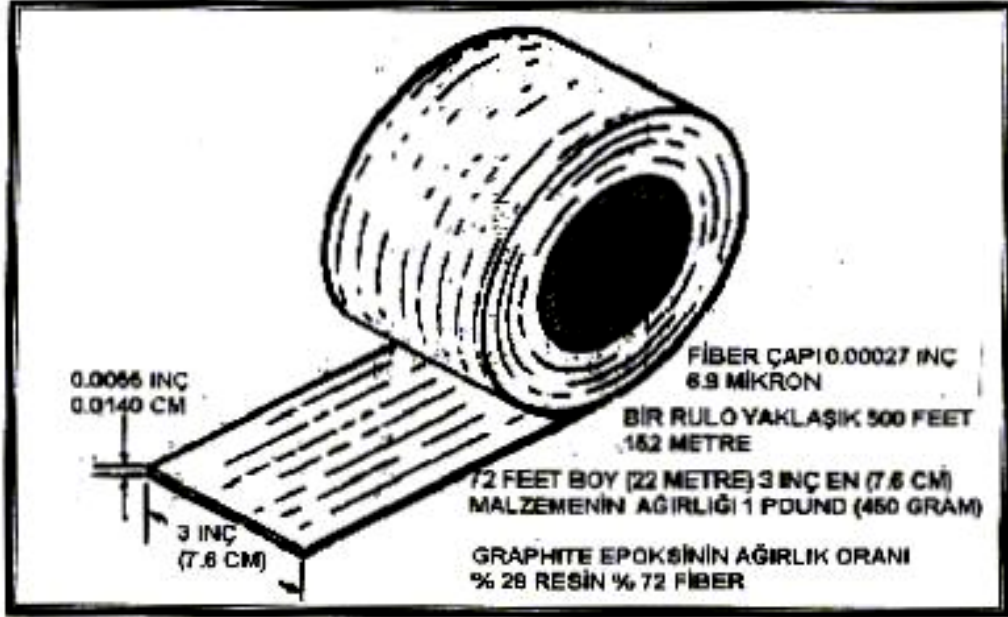


Şekil 4.9 Kompozit atölyesinde uçak parçalarına çeşitli tamir metotları uygulanması.

4.4.2 Grafit epoksi materyaller

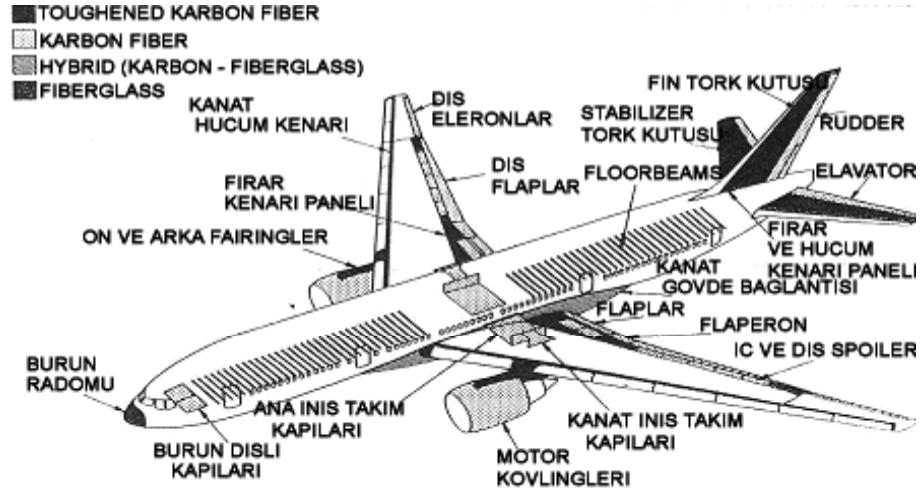
Geliştirilmiş kompozit materyallerden, grafit epoksi uçaklarında dikey stabilize, yatay stabilize ve rudder'da kullanılmaktadır. Grafit epoksi, diğer gelişmiş kompozit materyallere ve metal yapılara oranla daha düşük maliyete sahiptir. Yüksek mukavemete sahip olmaları, bükülmezlikleri ve metal yapılara oranla ağırlık probleminde karşı %20 daha hafif olması havacılıkta büyük fayda sağlar.

Geliştirilmiş kompozit yapılarda en çok kullanılan fiber grafit'tir. Grafit bir karbon çeşididir. Karbon fiberler, günümüzde yüksek performanslı yapılar için uygun malzeme olarak kullanılmaktadır. Karbon fiberler ticari piyasada grafit fiber olarak isimlendirilirler. Şekil 4.10'da grafit epoksi malzemenin tipik özellikleri görülmektedir (TO TKIF-16 1988).



Şekil 4.10 Grafit epoksi malzemenin özellikleri (TO TKIF-16 1988).

Değişken olarak şekillendirilebilen grafit epoksi materyallerin en büyük kullanım avantajlarından biride yapı ile bütünleşip, özel olarak şekillendirilip büyük bir dayanıklılık sağlamasıdır. Örneğin Boing 777 grafit epoksi sandviç yapılarda 5052 alüminyum honeycomb core kullanılarak bükülmezlik sağlanıp ağırlığı en aza indirilmiştir (Boeing 1994). Şekil 4.11'de Boing 777 uçağında grafit epoksi kullanılan yapılar görülmektedir.

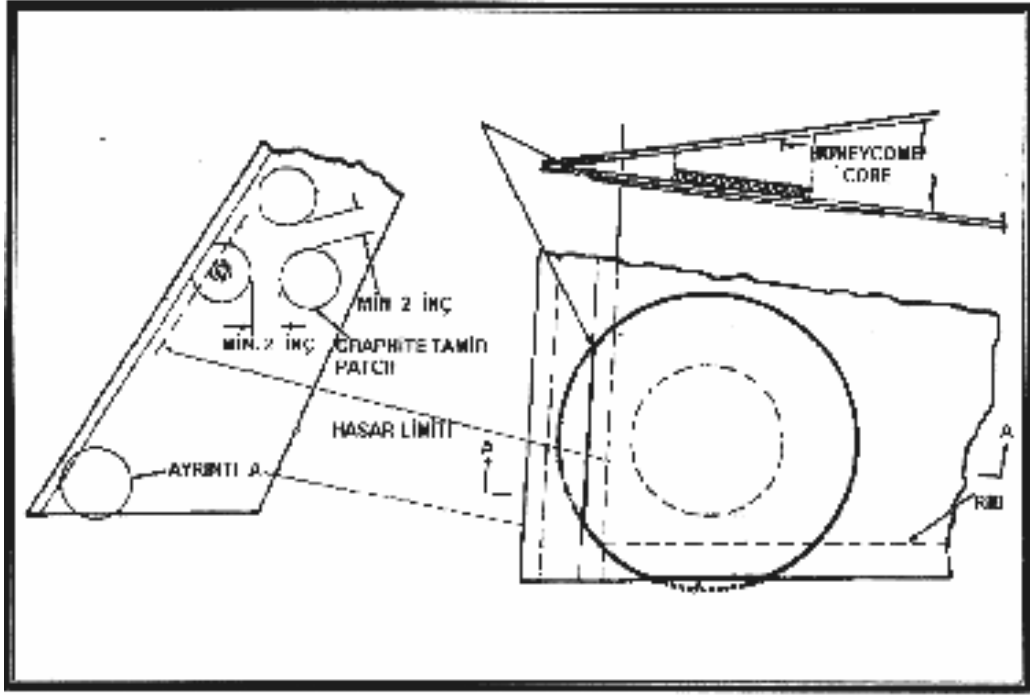


Şekil 4.11 Boeing 777 Uçaklarındaki grafit epoksi yapılar (Boeing 1994).

4.4.2.1 Grafit epoksi yapılarıdaki hasarların değerlendirilmesi

Bu tipteki yapıları uygulanan tamir tekniklerinde, yapılan eksik veya hatalı uygulamalar hasarlı bölgenin dışında tüm yapıyı kısa zamanda kullanılamaz duruma getirmektedir. Grafit epoksi yapılarıdaki hasarların tamiri ilk olarak hasarın belirlenmesi, değerlendirilmesi ve sınıflandırılması ile başlanmalıdır.

Bu tip yapılarıdaki hasarların, göz ile kontrolünde belirlenen ölçünün, NDI kontrollerinden sonra daha büyük bir alana yayıldığı görülmektedir. Grafit epoksi yapıların yüzey kaplamalarındaki katların sayısı ve kalınlıkların farklı oluşu, içyapıdaki elemanların veya bal peteği malzemenin oluşu, hasarın belirlenmesinde elle vurma (tap hammer) ve metal para testinin uygulanmasında net bir sonuç vermez. Hasarın başlangıç değerlendirilmesinde, var ise önceden yapılmış tamirlerin sayısı, yerleri ve şu andaki hasara olan uzaklığı net olarak belirlenmelidir (A 340-200/300 SRM 2005). Şekil 4.12’de benzer bir uygulama görülmektedir.



Şekil 4.12 Grafit tamiri patch aralıkları (A 340-200/300 SRM 2005).

Grafit epoksi yapılarda meydana gelen hasarlar, ihmal edilebilir ve tamir edilebilir hasar olarak iki şekilde sınıflandırılabilir. Her iki kategoride de grafit yapıların özelliklerine göre ihmal edilebilir ve tamir edilmesi zorunlu hasarlar olarak tamir limitleri verilmiştir. Bu tip yapılarda hasar limitleri çok iyi belirlenmelidir. SRM’de belirlenen limitlere kesinlikle uyulmalıdır. Grafit yapılardaki hasarları sınıflandırırken aynı bölgeye uygulanacak farklı tamir seçenekleri mevcuttur. Uygun tamir seçeneğini bulmak için hasarın yeri ve limitleri ayrıntılı olarak belirlenmelidir.

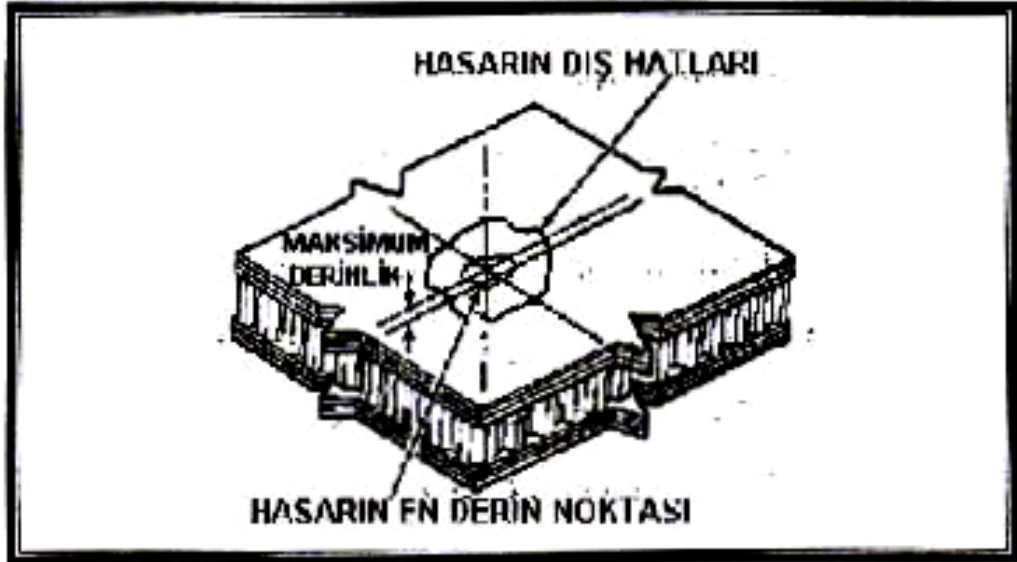
Hasarın değerlendirilip sınıflandırılması için işe öncelikle hasarlı bölgenin çıkarılması ile başlanır. Grafit epoksi yapılarda hasarlı bölgenin çıkarılması diğer tamir uygulamalarından farklıdır. Öncelikle hasarlı bölgenin üst tabakasından başlayarak kullanılacak yama parçasının şekil ve ölçüsüne uygun grafit patch ve titanyum malzemenin şekline göre hasarlı bölgenin çıkarma işlemi tamamlanmalıdır.

4.4.2.2 Grafit epoksi kompozit yapı tamirleri

Bu tip yapılarda meydana gelen hasarların değerlendirilmesinde, hasarın boyutlarını belirlerken öncelikle hasarlı bölgedeki katlar çıkarılıp, hasarlı bölge tamamen temizlenmelidir. Daha sonra temizlenen hasarlı bölge boyutlarına göre değerlendirilip, uygun tamir seçeneği ile hasarlı bölge tamir edilmelidir.

4.4.2.3 Hasarlı bölgenin değerlendirilmesi

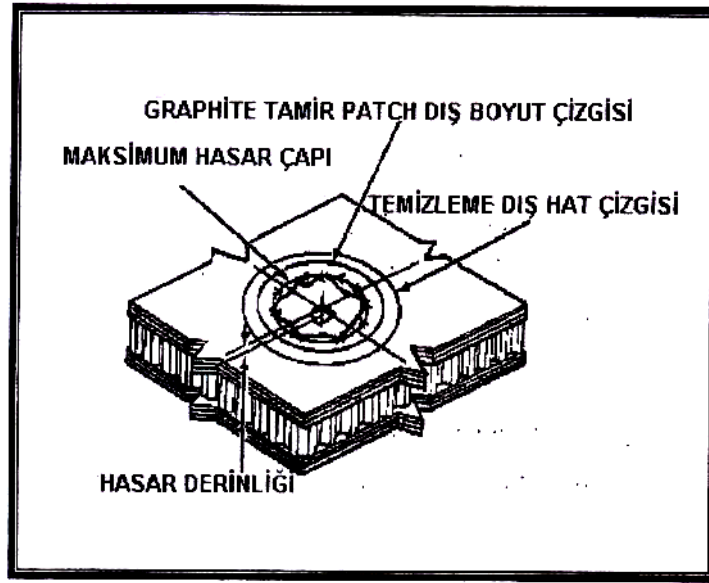
- Hasarlı bölge ve etrafındaki grafit parçacıkları elektrik süpürgesi veya kompresör havası ile vakumlanır.
- Hasarlı bölgenin çevresi temiz bir bez ile solvent (MIL-C-38736) kullanarak yağ gres ve yabancı atıklardan temizlenir.
- Hasarın derinliği, uzunluğu veya çapı belirlenir. Şekil 4.13'te hasarın ölçülendirilmesi görülmektedir.
- Hasarın boyutlarına göre uygulanacak tamir tekniği ve kullanılacak grafitte göre tamir patch'i belirlenmelidir (A 340-200/300 SRM 2005).



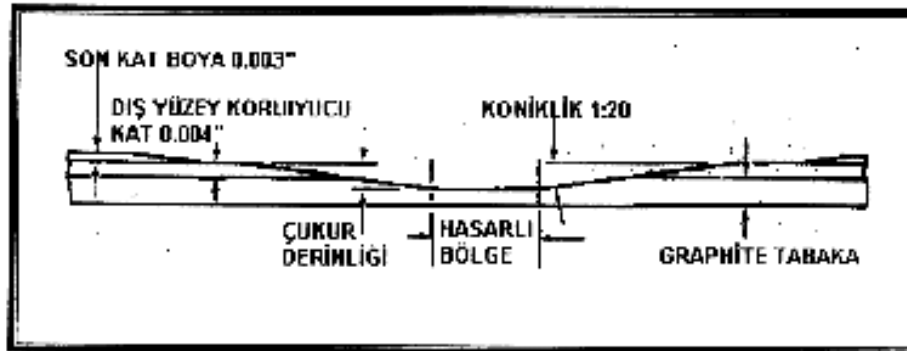
Şekil 4.13 Hasarın ölçülendirilmesi (A 340-200/300 SRM 2005).

4.4.2.4 Hasarlı bölgenin hazırlanması

- Grafit tamir patch'inin doğru şekilde yerleştirilmesini sağlayacak olan koordinat eksen çizgileri markalama kalemii ile çizilir.
- Grafit tamir patch'in çevresinde Şekil 4.14'te görüldüğü gibi 1 inç'ten daha büyük bir hat çizilir
- 180-240 numara alüminyum oksit zımpara kullanarak hasarlı bölge 1:20 koniklikte düzeltilir. Şekil 4.15'de hasarlı bölgede oluşturulan koniklik görülmektedir.



Şekil 4.14 Tamir bölgesinin markalanması (A 340-200/300 SRM 2005).



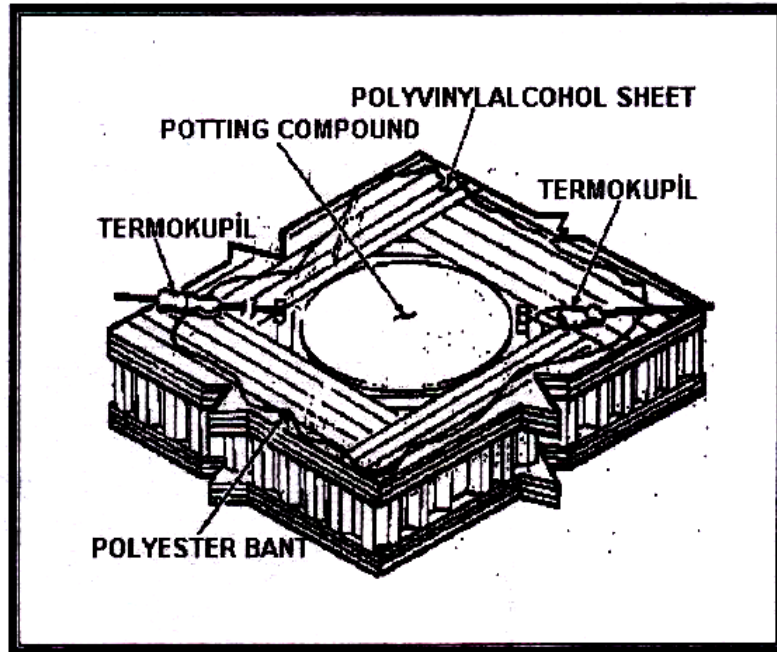
Şekil 4.15 Hasarlı bölgenin çıkarılması (A 340-200/300 SRM 2005).

- Elektrik süpürgesi veya hava tabancasıyla tamir sahasındaki tozlar temizlenir.
- Zımparalanmış bölge en az beş kez solvent (DS108F veya Desoclean110) ile nemlendirilmiş cheesecloth ile temizlenmelidir.
- Temizlenen bölgeyi oda sıcaklığında (70°F) sıcaklıkta 30 dakika kurumaya bırakılıp yüzeydeki tüm solvent' in kaybolduğundan emin olunmalıdır.
- Önceden markalamış olan dış hat çizgisinin 1/4" uzağından başlayarak yaklaşık 3" polyester bant ile maskeleme yapılır.
- Tamir bölgesinin çevresini yaklaşık 3" örtecek şekilde PVA (polyvinly alcohol sheet) kesilir (A 340-200/300 SRM 2005).

4.4.2.5 Dolgu yapıştırıcı (potting compound) uygulanması

- FMS 1048 modified epoksi üreticisi tarafından belirtilen oranda karıştırılır. Sonra karışımın % 10 ağırlığında ½" chopped fiber ilave ederek tüm fiber parçacıklar ıslatılincaya kadar karıştırmaya devam edilir.
- Hazırlanan karışımı, (potting compound) zımparalanmış bölgenin üzerine yaklaşık 0.060" yükseklik yapacak şekilde doldurulur.
- Step 2h kesilen PVA tabakası ile doldurulan bölge kapatılır.
- Polyester bant kullanarak 180 derece karşılıklı 2 adet ısıl çift (termokupil) tamir bölgesine yerleştirilir. Şekil 4.16'da böyle bir uygulama görülmektedir.
- PVA tabakası ile kapatılan bölgenin merkezini, yeterli büyüklükte 0.050"-0.100" kalınlıktaki alüminyum plaka ile kapatıp, dolgu yapıştırıcı uygulanan bölgenin üzerine el ile hafif bir baskı yapıp düzeltilir.
- Alüminyum plakanın üst merkezine bir adet ısıl çift bantlanır.
- Alüminyum plakanın üzerine ısı battaniyesi yerleştirilir polyester bant ile bantlanır.
- Tamir bölgesinin üzerine vakum örtüsü oluşturup 24 ±4 inçhg vakum uygulanır.

- Tamir bölgesinin kurutulmasına oda sıcaklığında (minimum 65 °F) 1 saat bırakıp daha sonra ısı battanisi kullanarak 1 saat 260 °F ısı uygulanır.
- Tamir bölgesinin üzerindeki vakum torbası, ısı battanisi, alüminyum plaka, PVA örtü ve ısı çiftler çıkartılır.
- Hava ile çalışan freze ile disk zımpara kullanarak, hasarlı bölgeye doldurulan dolgu yapıştırıcısını yaklaşık 0.020" orijinal yüzeyin üzerinde kalacak şekilde frezelenir. Daha sonra 180–240 numara grit alüminyum oksit zımparayı düz bir blok kullanarak doldurulan yüzeyi (+0.005", - 0.000") ölçüsüne kadar getirilir.
- Step 2g'de maskelemede kullanılan polyester bantları sökülür. 320 numara grit alüminyum oksit zımpara kullanarak dolgu yapıştırıcısının kıyılarına ve üst yüzeyine çok hafif baskı uygulayarak flash bir yüzey meydana getirilir (A 320 SRM 2005).



Şekil 4.16 Dolgu yapıştırıcı (potting compound) uygulanması (A 340-200/300 SRM 2005).

5. MATERYAL ve METOT

Bu çalışmadaki malzemeler THY kompozit atölyesinde üretilmiştir. Çalışmada iki tür kompozit malzeme üretilmiştir. Bu malzemeler Airbus firmasının orijinal BMS 8-168 3K-70-PW seri numaralı karbon prepreg kompozit ve Boing firmasının BMS 8-301 CLASS 1 EA 9390 seri numaralı katalizörü ile el ile yayma metodu ile üretilen cam kumaş kompozit malzemelerdir.

5.1 Test Parçalarının Üretilmesi

Karbon prepreg malzemeler ve cam kumaş malzemelerin her ikisi de 8 kat olarak kür edilmek suretiyle imal edilmiştir. Karbon prepreg malzemeler kür fırınlarında üretilmiştir. Cam kumaş kompozitler ise elle yayma tekniği ile ısı lambaları altında kür edilerek üretilmiştir.

5.1.1 Prepreg karbon kompozit test parçaların üretilmesi

Önceden reçine emdirilmiş elyaflara prepreg denir. Reçinenin elyaflara emdirilme işlemleri başka imalatçılar tarafından gerçekleştirilir. Bu imalatçılar fiberlere emdirilmiş bu reçineleri kısmen sertleştirirler ve rulolara sararak kompozit malzeme imalatçılarına sevk ederler. Bu şekilde hazırlanan kompozit parça hammaddeleri prepreg olarak adlandırılırlar (Boeing 1996). Deney numunesi olarak üretilen BMS 8-168 3K-70-PW karbon prepreg malzemenin ağırlığı 195 gr/m² ve kür edilme tabaka kalınlığı 0,22 mm'dir. Prepreg kompozit malzeme üretme metodu ıslak kompozit elde etme metoduna göre çok hassas bir metottur. Prepreg kompozit metodu ıslak metot yöntemi ile imal edilen kompozit parçalara nazaran çok daha üstün özelliklere sahiptir. Prepreg malzemeler belirli bir raf ömrüne sahip olduğundan kullanım öncesinde her zaman dondurularak depolanmak zorundadır. Aksi halde reçinenin sertleşmesi oda sıcaklığında devam eder ve malzemenin özelliği bozulur. Bu projede üretilen malzemeler THY kompozit atölyesinde bulunan buzdolaplarında -18 °C sıcaklıklarda

depolanmaktadır. Şekil 5.1’de THY’de kullanılan dolabın dış görüntüsü, Şekil 5.2’de ise dolabın iç görüntüsü görülmektedir.



Şekil 5.1 Prepreg malzemelerin depolandığı derin dondurucu dolabın dıştan görünüşü.

Prepreg malzeme ve bu malzemeleri uçak parçalarına yapıştırmak için kullanılan yapıştırıcılar bir yerden başka bir yere sevk edilmesi esnasında da buzdolabında bulunduğu ortamda muhafaza edilmelidir. Buzdolaplarından çıkarılan malzemeler mümkün olduğu kadar kısa bir süre oda sıcaklığında bulundurulmalıdır. Malzeme tekrar yerine konduğu zaman buzdolabı üzerinde asılı olan mekanik ömür sürelerini gösteren tablodan dışarıda kalma süresi ve dışarı çıkartma sayısı düşülmelidir.



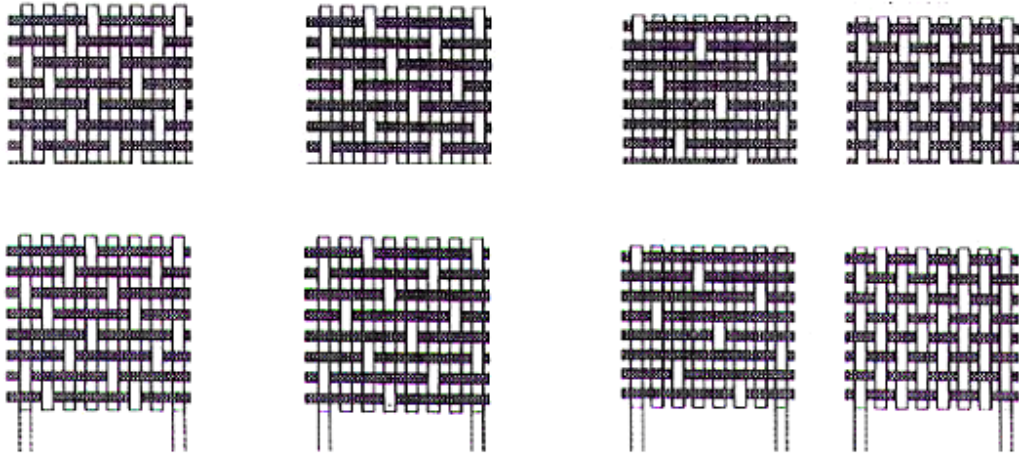
Şekil 5.2 Prepreg malzemelerin -18 °C’de saklandığı buzdolabın iç görüntüsü.

Rulo halinde bulunan prepreg malzemeden önceden belirlenen açı ve istenilen kat kadar kesilir. Bu çalışmada 8 kat cam ve 8 kat karbon prepreg malzemeler Şekil 5.3'de görüldüğü gibi malzeme üzerine çizilerek 0° , $+45^\circ$, $+90^\circ$, -45° , 0° , $+45^\circ$, $+90^\circ$, -45° açılarda kesme işlemi yapılmıştır.



Şekil 5.3 Prepreg malzeme üzerine istenilen açı ve ölçülerde çizim yapılarak kesilmesi.

Üretici firmalar prepreg malzemeleri üretirlerken, çeşitli dokuma şekilleri kullanarak kullanım yerlerine göre malzeme yapılarını değiştirmişlerdir. Şekil 5.4'de çeşitli dokuma şekilleri görülmektedir.



Şekil 5.4 Kompozit malzemelere uygulanan çeşitli dokuma şekilleri (Boeing 1996).

Gerekli açılarda kesilen prepreg malzemeler üzerinde bulunan koruyucu tabakalar çıkarıldıktan sonra kaç kat malzeme üretilecek ise üst üste gelecek şekilde düzgün

olarak yerleştirilir. Burada dikkat edilmesi gereken önemli noktalardan biri de gerek malzemelerin kesilip üst üste konması gerekse vakuma alınma işlemlerinin yapılması sırasında kullanılan ortamın belirli özelliklere sahip olması gerektiğidir, temiz odalar diye adlandırılan bu alanlarda yapışmayı engelleyici herhangi bir maddenin bulundurulmaması gerekir. Bu yabancı maddelere her türlü yiyecek, içecek dahil olduğu gibi, çözücüler, egzoz gazı çıkaran herhangi bir araçta dahildir. Oda sıcaklığı 21 ± 3 °C, odanın nemi $\%45 \pm 10$, odada bulunan toz büyüklüğü de maksimum 10 mikron olmalıdır.

Parçalar gerekli açılarda kesildikten sonra açılardan sırasına dikkat ederek, üst üste gelecek şekilde, malzemelerin orijinal yapısında bulunan aralarındaki ayırıcı tabakalar alınarak Şekil 5.5’de görüldüğü gibi düzgün bir şekilde yerleştirilir.



Şekil 5.5 Uygun açılarda kesilmiş parçaların açılardan sırasına uygun olarak üst üste yapıştırılması.

5.1.1.1 Prepreg karbon malzemelerin vakum torbalarına alınması

Parçalar hazırlandıktan sonra kür işlemine geçilmeden önce vakuma alınmalıdır. Vakum torbasının alınmasının iki büyük amacı vardır. Birinci amaç uygulanan vakum sayesinde malzeme katlarının birbirine yapışmasını hızlandırmak, ikinci amaç ise katlar arasındaki uçucu gazları ve hava kabarcıklarının giderilmesini sağlamaktır. Vakuma almak için en alta kestiğimiz bütün parçaları kavrayacak şekilde ısı ve basınçtan etkilenmeyen vakum naylonu konur. Şekil 5.6’da vakum naylonu görülmektedir.



Şekil 5.6 Malzemelerin dış ortam ile sızdırmazlığının sağlandığı vakum naylonunun hazırlanması.

Vakum naylonunun üzerine mesnet olması için kesilen prepreg malzemelerin boyutlarından büyük olacak şekilde düzgün bir yüzeye sahip iç kısmı bal peteği malzemedan yapılmış yüzeyleri alüminyum, kalınlığı 3-4 cm olan bir plaka konulmalıdır. Eğer yüzey düzgün değil ise bu plaka üzerine en az parça kalınlığı kadar olacak şekilde alüminyum levha konmalıdır. Bu plaka ve levhanın amacı; vakum esnasında meydana gelen basıncı prepreg malzemelerin her tarafına düzgün ve eşit bir oranda dağıtarak kalınlığı her tarafta aynı olan pürüzsüz bir yüzey elde etmektir.

Kesilen ve belirli açılarda üst üste 8 kat konulan parçaların altına ayırıcı film (release film) olarak tabir edilen, genelde florokarbon polimerleri içeren naylonumsu bir malzeme yerleştirilir. Konulan ayırıcı film çoğu zaman gözenekli bir yapıya sahiptir. Bu gözeneklerin amacı fazla reçinelerin prepreg'in yüzeyinden alınmasını sağlamaktır. Kür esnasında çok az miktarda reçinenin emilmesi isteniyorsa ayırıcı filmdeki gözenekler küçük ve geniş aralıklı olması gerekmektedir. Eğer reçinenin hepsinin emilmesi isteniyorsa gözeneksiz ayırıcı filmler kullanılmalıdır. Şekil 5.7'de teflon tip ayırıcının üretilecek malzeme üzerine yerleştirilmesi görülmektedir.



Şekil 5.7 Teflon tip ayırıcının malzeme üzerine yerleştirilmesi.

Ayırıcı filmin üzerine, fazla reçineyi emmek üzere fiberglastan veya daha başka emici özelliklere sahip başka bir kumaştan yapılmış ‘bleeder’ diye adlandırılan bir malzeme konulur. Kullanılacak bleederin miktarı prepregteki reçine içeriğine ve elde edilecek kompozit parçadan istenilen fiber/resin oranına bağlıdır. Bu çalışmada Şekil 5.8’de görüldüğü gibi sık dokulu fiberglass tip ayırıcı kullanılmıştır.



Şekil 5.8 Fiberglas bleeder’in ayırıcı film üzerine yerleştirilmesi.

Bleeder malzemenin üzerine emilen reçinenin daha yukarıya kaçmasını ve reçinenin daha sonra konulacak ‘air weav’i ve vakum hattını tıkamaması için bir engelleyici (barrier) konulur. Bu malzeme ayırıcı film’e benzeyen ve genellikle gözeneksiz veya çok az gözenekli bir malzemedir.

Alt tarafa konulan bu malzemelerin üzerine kesilen prepreg malzemeler yerleştirildikten sonra aynı işlemler üst tarafa da uygulanır. Ayırıcı film, bleeder ve engelleyicinin üzerine Şekil 5.9’da görüldüğü gibi en az parça kalınlığında olacak şekilde alüminyum levha konularak üst yüzeyinde düzgün ve pürüzsüz olması sağlanır.



Şekil 5.9 Vakuma alma işleminde yüzey düzgünlüğü için alt ve üst kısma konulan levha.

Daha sonraki işlem; fiberglas, poliester veya pamuktan elde edilmiş olan ve oldukça gözenekli bir yapıya sahip olan battaniye (air weave) diye adlandırılan şeklindeki malzemenin konulan parçaların etrafını kapsayacak şekilde yerleştirilmesidir. Şekil 5.10’da görülen bu parçanın konulmasındaki amaçlardan birisi daha sonra yerleştirilecek vakum torbasında oluşabilecek bir karışıklığın parçanın yüzeyine taşınmasını engellemektir. Diğer bir amaç ise uygulanan vakumun tüm parça yüzeyi boyunca eşit bir şekilde dağılmasını sağlamaktır.



Şekil 5.10 Battaniyenin (air weave) vakum işlemi için üretilecek parçaların etrafına sarılması.

Parçanın sıcaklığını kür işlemi esnasında izleyebilmek amacı ile Şekil 5.11’de olduğu gibi parçanın büyüklüğü ile orantılı olacak şekilde ısı çift (thermocouple) yerleştirilir.



Şekil 5.11 Kür işlemi esnasında ısıyı sürekli takip etmek amacıyla konulan ısı çift (termocoupler).

Parça üzerine takılan thermocoupler ile uygulanan ısının takibi, sıcak yapıştırıcı (hot bonder) adlı cihazdan yapılarak istenilmeyen bir durum meydana geldiğinde müdahale edilebilir. Bu işlem büyük kür fırınlarında, daha önceden yüklenmiş olan programlar sayesinde gerçekleştirilmektedir. Kür işlemine başlamadan önce malzemeye uygun değerler bilgisayara girilerek otomatik olarak ısı kontrol altına alınmaktadır.

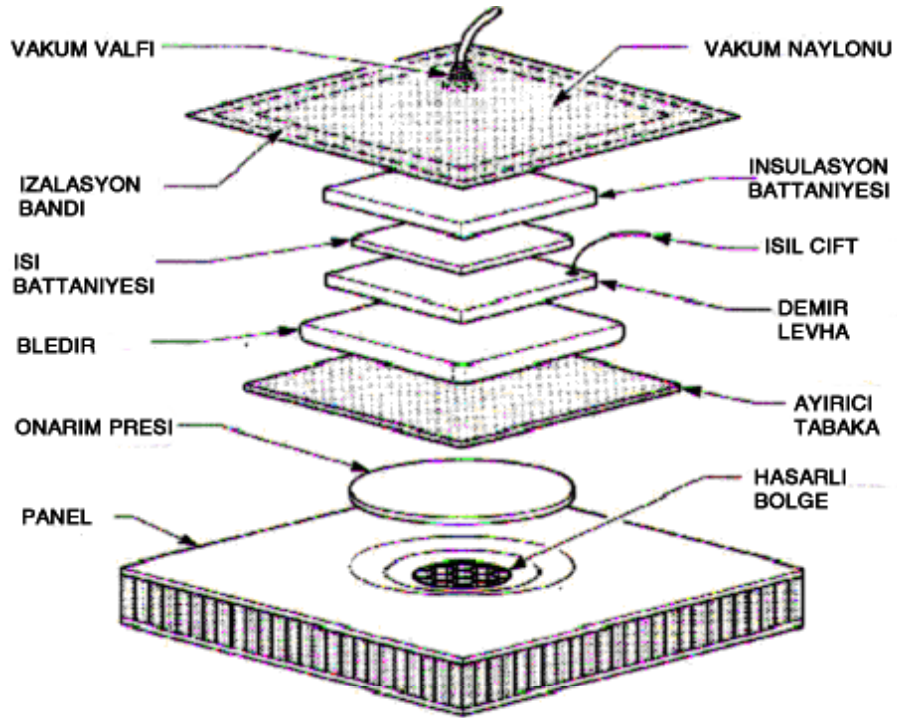


Şekil 5.12 Hot bonder cihazında ısı çiftler ile parçaya uygulanan ısının kontrollerinin yapılması.

Son işlem Şekil 5.13'te görüldüğü gibi naylondan yapılmış vakum torbasının sızdırmazlık bandı (sealant tape) ile yapıştırılması ve vakum portlarının takılarak parçaya vakum uygulanmasıdır. Kalıbın etrafı sızdırmazlık bandı ile sarılarak vakum torbasına yapıştırılır ve dış ortam ile olan yalıtıklılık sağlanır. Vakum torbası kür sıcaklığına ve basıncına dayanıklı olmak zorundadır.



Şekil 5.13 Vakum torbası etrafına yalıtıklılık için sızdırmazlık bandının yapıştırılması.



Şekil 5.14 Bal peteği bir malzeme üzerindeki hasara tamirin uygulaması (Foreman 1990).

Şekil 5.14’te görülen vakum torbası hazırlama işlemi, kompozit parça imalatının en kritik işlemlerinden birisidir. Torbadaki herhangi bir kaçak, parçanın istenilen kalitede olmamasına yol açar. Eğer kalıbın yüzeyinde üretilen parçanın şeklinden dolayı çok keskin köşeler varsa ve bu kısımlara vakum torbası hazırlanırken özel tekniklerle vakum torbasının baskı yapması sağlanmazsa, parçada o kısımlara otoklav basıncın yeterince ulaşmamasından dolayı reçine fazlası oluşur. Parçanın her tarafında eşit reçine dağılımının olmaması ise üretilen parçanın kaliteli olmaması anlamına gelmektedir.

Vakum torbası hazırlandıktan sonra torbanın içinde bulunan vakum portlarının üzerinden basınç hattının hortumunun geçeceği kadar ince bir delik delinerek basınç hattı takılır. Parçalar kür işlemine geçmeden parçanın büyüklüğüne bağlı olarak 1 saat kadar istenilen basınç miktarı kadar vakumlu bir şekilde bekletilmelidir. Şekil 5.15’te vakum verilmiş bir parça üzerinde vakum portları görülmektedir.

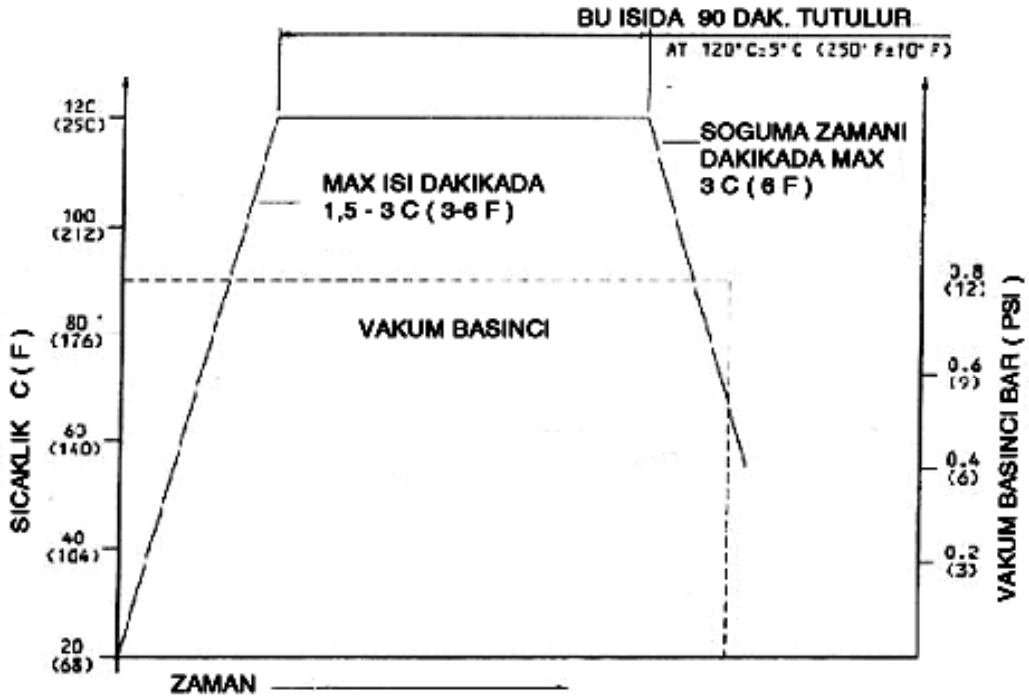


Şekil 5.15 Parçaların vakum portları takılarak istenilen miktarda basınca alınması.

5.1.1.2 Prepreg karbon malzemelerin kür edilmesi

Kompozit malzemeler vakuma alma işleminden sonra belirli sıcaklık ve basınç etkisi altında kür edilir. Kür işleminde matris malzemesi kimyasal bağ oluşturarak sertleşip katı hale gelir.

Kür işleminin parametreleri üretilecek parçada istenilen optimum özelliklere göre belirlenir. Kompozit parça imalatında en önemli parametreler zaman, sıcaklık, ısıtma hızı, basınç, vakum ve soğutma hızıdır. Şekil 5.16'da 121 °C (250 °F) karbon prepreg malzemeye ait vakum basıncı- ısı-zaman grafiği görülmektedir.



Şekil 5.16 121 °C Karbon prepreg malzemenin sıcaklık, zaman, basınç grafiği (Airbus 340 2005).

Prepreg kumaşların kür edilmesi esnasında ise sıcak yapıştırma (heat blanket, hot bonder), fırınlama (oven), otoklav (autoclave) gibi kür etme yöntemleri kullanılmaktadır. Bu çalışmada prepreg malzemelerin kür edilmesi için sıcak yapıştırma ve fırınlama yöntemleri kullanılmıştır.

Hangi yöntem kullanılırsa kullanılsın parçaları kür edilmesi için prepreg malzemeyi üreten firmanın verdiği parametreleri uygulamak üretilen kompozit

malzemenin kalitesi için çok önemlidir. Bu çalışmada Boing firmasının kullandığı BMS 8-301 CLASS1 EA9390 seri numaralı reçine ile cam kumaşı 200 °F sıcaklıkta ve Airbusun kullandığı BMS 8-168 3K-70-PW karbon prepreg malzeme de 250 °F sıcaklıkta kür edilmiştir. Örneğin 250 °F karbon malzeme fırına konulmadan önce fırın 54°C sıcaklığa kadar ısıtılır. Fırının programına bilgiler malzemenin özelliğine göre 121°C (250 °F)' dereceye kadar dakikada 3 °C artarak şekilde giriş yapılmalıdır. 121 °C (250 °F) sıcaklıkta 90 dakika bekletilerek kür edilir. Gerekli zaman tamamlandıktan sonra dakikada 3 °C azalacak şekilde 52 °C'ye kadar soğuma işlemi gerçekleştirilir ve kür işlemi tamamlanmış olur. Şekil 5.17'de iki ayrı fırında prepreg malzemelerin kür edilmesi görülmektedir.



Şekil 5.17 Parçaların iki ayrı fırında kür işlemi ve hot bonder cihazı ile sıcaklığın ayarlanması.

Belirtilen süre dolduktan sonra malzemenin özelliğine göre uygun şekilde sıcaklık düşürülerek oda sıcaklığına gelinceye kadar bekletilmelidir. Sıcaklık oda sıcaklığına düşmeden malzeme üzerindeki vakum alınmamalıdır. Thermocouplerden okunan değer oda sıcaklığını gösterdiğinde havanın kaynağı kesilerek malzeme üzerindeki basınç bitirilir. Vakum torbası üretilen parçalara zarar vermeyecek şekilde kesilerek Şekil 5.18'de görüldüğü gibi kompozit parçalar çıkartılır.



Şekil 5.18 Kür edilmiş karbon parçaların vakumdan çıkartıldıktan sonra son hali.

5.1.2 Elle yayma (wed layup) metodu ile cam kompozit test parçalarının üretilmesi

Bu imalat yöntemi modern kompozit malzemelerin imalatında kullanılan tekniktir. Bu metot da fiberler önceden hazırlanmış bir kalıba serilip, üzerine reçine emdirilir. Böylece hazırlanan ilk katın üzerine parçada istenen kalınlığı sağlayacak şekilde diğer katlar serilip, reçineleri emdirildikten sonra sertleştirilmeye bırakılır. Kür işlemi diye adlandırılan bu işlem oda sıcaklığında da gerçekleştirilebilmektedir. Bu metot daha çok cam elyafı ve poliesterden üretilen kompozit parçalar için kullanılır.

Bu çalışmada Airbus'ın kendi uçaklarında kullandığı BMS 8-301 CLASS1 9390 seri numaralı orijinal reçine kullanılarak yine Airbus'ın kullandığı ince dokulu cam kumaş malzemelerin kür işlemi gerçekleştirilmiştir. BMS 8-301 CLASS1 9390 reçine 150 dakikada 121 °C'de kür olabilmektedir. Reçinenin çekme mukavemeti 56,5 MPa, çekme modülü 2,880 MPa, maksimum birim uzaması % 2,5, kayma modülü 1,157 MPa'dır. Bu malzemelerin üretimine geçilmeden önce hangi açılarda üretim yapılacaksa ona göre önceden top halindeki kumaştan kesilerek hazır hale getirilmelidir. Çünkü üretim işlemlerine başlandığı andan yarım saat içersinde reçinelerin emdirilip vakuma alınması gerekmektedir. Yarım saatten sonra malzeme kendiliğinden oda sıcaklığında kür olmaya başlar. Zaten oda sıcaklığında malzeme reçine emdirildikten sonra ortalama 1 hafta içinde kendi kendine kür olabilmektedir. Bu çalışmadaki cam kumaşından ıslak metot (wed

layup) ile üretilen parçalar 0° , $+45^\circ$, $+90^\circ$, -45° , 0° , $+45^\circ$, $+90^\circ$, -45° açılarda kesilerek üretilmiştir. Şekil 5.19'da top halindeki kumaşlardan cam kumaşının kesilmesi görülmektedir.



Şekil 5.19 Cam kumaşının istenilen açılara göre kesilmesi.

Reçineler Şekil 5.20'de görüldüğü gibi $+4^\circ\text{C}$ sıcaklıkta buzdolaplarında saklanmalıdır. Dolaptan çıkarıldıktan sonra katalizörü ile birlikte üreticinin önerdiği oranlarda Şekil 5.21'de olduğu gibi karıştırılarak reaksiyon gerçekleştirilir. Malzemenin ağırlığına göre karışım ayarlanır. Üretilen malzeme cam kumaşı ise 1 kg malzemeye yaklaşık 1 kg reçine emdirilir. Üretilen malzeme karbon kumaşı ise 1 kg malzemeye 1,3 kg reçine emdirilir.



Şekil 5.20 Reçinelerin $+4^\circ\text{C}$ 'de saklandığı dolabın iç görüntüsü.



Şekil 5.21 Reçine ve katalizörün birbirine karıştırılması.

İstenilen reaksiyon gerçekleştirildikten sonra imal edilecek parçanın boyutlarına göre alt kısma düzgün olacak şekilde naylon serilmelidir. Naylon uç noktalarından gerginliğini sağlamak için yapıştırılmalıdır.

Serilen naylonun üzerine, reaksiyona sokularak elde edilen karışım eşit dağılım olacak şekilde tüm yüzeye düzgün olarak yayılmalıdır (Şekil 5.22).



Şekil 5.22 Reçinenin en alta serili naylonun üzerine ilk katman olarak düzgünce yayılması.

Alt yüzeye serilen karışımın üzerine 0 derece açıyla kesilen cam kumaşı düzgün olarak kırışıklık kalmayacak şekilde yerleştirilir. 0 derece cam kumaşın üzerine tekrar reçine tüm yüzeye eşit dağılacak şekilde plastik ıspatula yardımıyla emdirilir (Şekil 5.23).



Şekil 5.23 Cam kumaşın üzerine reçinenin emdirilmesi.

Reçineli yüzeyin üzerine +45 derecelik cam kumaşı yerleştirilir. Burada karşılaşılan sıkıntılardan biri 45 derecelik kumaşların alt taraftaki yüzeye yerleştirilmesidir. Çünkü 45 derecelik kumaşlar 0 derecelik kumaşla ters bir açı oluşturduğundan bir birinin üzerine zor yerleşirler fakat elimizi kullanarak alttaki reçine ile temas tam sağlandığında bir süre sonra kumaş yerleşmektedir. +45 derecelik kumaşında üzerine aynı şekilde reçine tüm yüzeye eşit dağılım olacak şekilde emdirilir. +45 derecelik reçine emdirilmiş kumaşın üzerine + 90, bunun üzerine reçine emdirildikten sonra -45 derecelik kumaş düzgün bir şekilde yerleştirilir. Bu şekilde sırasıyla diğer kumaşlar aralarına reçine emdirilerek yerleştirildikten sonra en son kesilen -45 derecelik kumaşın üzerine de en alt kısımda olduğu gibi reçine emdirilmelidir. Şekil 5.24'te en üst parçaya reçinenin emdirilmesi görülmektedir.



Şekil 5.24 Üsteki 8. kat cam kumaşın üzerine alt kısımda olduğu gibi reçinenin emdirilmesi.

Reçine emdirilme işlemi tamamlandıktan sonra en alt kısımda olduğu gibi en üst kısımda naylon konulur ve 8 kat olarak elde edilen parçaların kenarlarında oluşan fazlalıklar düzgün bir şekilde falçata ile kesilir (Şekil 5.25).



Şekil 5.25 Katların hepsi yerleştirildikten sonra üretilecek parçaların kenarlarının düzeltilmesi.

5.1.2.1 Cam kompozit malzemelerin vakuma alınma işlemi

Kumaşlar reçine emdirip düzgün bir kenar yüzeyi sağlandıktan sonra vakit kaybedilmeden vakuma alınma işlemine geçilmelidir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta parçaların biran önce vakuma alınıp kür işlemine geçilmesidir, çünkü reçine emdirildikten sonra parçalar oda sıcaklığında bile kendi kendine kür

olabileceğinden, parçaların kür edilme süresi uzamış olur, buda parçanın mukavemetini olumsuz olarak etkilemektedir. Vakuma alma işleminin prepreg malzemelerin vakuma alınma işleminden çok fazla bir farkı yoktur, sadece kür edilme ısılarında ve zamanlarında bir farklılık olabilir. Bu çalışmadaki cam kompozit malzemeler 250 °F sıcaklıkta kür edilmiştir.

Prepreg malzemelere uygulanan vakuma alma işleminin aynısı elle yayma tekniğinde de uygulandıktan sonra parçaların kür edilme işlemine geçilmelidir. Vakuma alma işleminde dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta reçine emdirirken en alta ve en üste yerleştirdiğimiz naylonların alınmasıdır. Bu naylonlar alınmazsa katların arasındaki fazla reçine dışarı çıkamaz ve istenilenden kalın, ağır ve yüzeyi düzgün olmayan bir malzeme elde edilir.

Reçineli yüzeyler direk ayırıcı ile temas ederek vakuma alınmalı ve prepreg malzemelerin vakuma alınmasında kullanılan yöntemlerin aynısı kullanılmalıdır. Şekil 5.26'da 15, 20, 25 inhg basınçlarda vakuma alınmış cam kumaş kompozit malzemeler görülmektedir.



Şekil 5.26 15, 20, 25 İnhg basınçında cam kumaşından elle yayma tekniği ile üretilen parçaların vakuma alınmış durumları.

5.1.2.2 Cam kompozit malzemelerin kür edilmesi

Bu çalışmada parçalar kür edilirken THY’ında bu tür malzemelerde uyguladığı yöntem olan lamba ile kür etme yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntemin kullanılmasındaki amaç düşük bir sıcaklığa ihtiyaç olmasından dolayı büyük fırınları çalıştırıp maliyeti arttırmaktansa daha az bir masraf ile kompozit malzeme imalatını gerçekleştirmektir.



Şekil 5.27 Elle yayma tekniği ile parçaların ısıveren lamba altında kür edilmesi.

Kür işlemi tamamlandıktan sonra parçalar oda sıcaklığına kadar bekletilir ve üretilen parçalara zarar vermeden vakum naylonu kesilerek parçalar çıkartılır (Şekil 5.28).



Şekil 5.28 Cam kumaşından elle yayma metodu ile kür edilen parçalar.

5.2 Deneş parçalarının yapıştırılması

Yapıştırma işlemi havacılıkta çok verimli ve etkili metottur. Özellikle kompozit yapılar son derece iyi mukavemet ağırlık oranlarına sahip olmalarından dolayı yük belli bir bağlantı elemanının etrafında konsantre olamayıp, tüm yapıya eşit bir Şekilde dağılmasından dolayı yapıştırma daha fazla önem kazanmaktadır.

Bu çalışmada şu anda THY'nında da en çok kullanılan BMS 5-101 tipi film yapıştırıcı kullanılmaktadır. Yapıştırıcı epoksi reçinedir. Kullanılan bu yapıştırıcı malzemelere yapıştırıldıktan sonra 121  C sıcaklıkta k r edilmektedir. Film yapıştırıcının ortalama film ağırlığı 0,062 lbs/ft², kayma mukavemeti 5023 psi, yoğunluğu 95,51 lb/ft³, özgül ağırlığı 1,53'tür.

Yapıştırarak yapılan birleştirmeler perçin, cıvata vs. gibi bağlantı elemanları ile yapılan birleştirmelere göre hasar görme riskleri daha azdır. Ayrıca bir uçaktaki toplam bağlantı elemanının çokluğu ve dolayısı ile bunların neden olduğu ağırlık göz önüne alınırsa, bu bağlantı elemanlarının yerine yapıştırıcıların kullanılması ile çok önemli ağırlık tasarrufunun gerekleēeēi görülmektedir. Yapıştırma işleminin en büyük dezavantajı ise tasarımcının kullanılacak malzemelerin her biri hakkında çok geniş bilgilere sahip olması gerekmektedir. İmalat sonrası kalite kontrol tekniklerinin çok karmaşık ve pahalı olması da diğer dezavantajlardandır (Boeing 1996).

5.2.1 Yapıştırma işlemi yapılacak yüzeyin hazırlanması

Yapıştırma işleminin gerekleēeēi yüzey son derece temiz olmak zorundadır. Yapıştırma işlemi öncesinde yüzey temizliğinin yapılması birleştirmenin en can alıcı noktalarından birisidir. Yüzeyin düzgün bir Şekilde temizliği yapıştırma işleminin kalitesini etkileyen en önemli faktördür. Bunun için yüzeyleri temizliğinde kimyasal temizleme yöntemi geliştirilmiştir. Bu çalışmada yapıştırma öncesi temizlik için MEK (Metil Etil Keton) kullanılmıştır.

Metil etil keton ile temizliğe geçilmeden önce yapıştırılacak yüzeyin ince bir şekilde zımparalanması birleştirmenin kalitesini etkilemektedir. Zımparalanan yüzeyde oluşan küçük gözeneklere film yapıştırıcı sızarak iki parça arasında daha kuvvetli bir tutunma sağlamaktadır. Zımparalanan yüzey dâhil olmak üzere kompozit malzemenin her tarafı metil etil keton ile iki defa temizlenerek Şekil 5.29’da olduğu gibi ısıveren lamba altında kurutulmalıdır.



Şekil 5.29 Malzemelerin metil etil keton ile temizlendikten sonra lamba altında kurutulması.

Malzemeler metil etil keton ile temizlendikten sonra kesinlikle çıplak el sürülmemelidir. Aksi takdirde elde edilen temiz yüzeye eldeki yağ, kir, asit vb. maddeler yapışarak yapıştırma işleminin etkililiğini azaltır. Yüzeyler bu şekilde temizlendikten sonra temiz odalara getirilir. Deney parçalarına bu noktadan sonra herhangi bir şekilde temas edilecek ise eldiven kullanılmalıdır.

5.2.2 Film yapıştırıcının yüzeye yapıştırılması

Temiz odalarda $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$ ' de buzdolaplarında saklanan film yapıştırıcı çıkarılarak istenilen ölçülerde kesilir. Film yapıştırıcının kesilmesi esnasında da Şekil 5.30'da görüldüğü gibi el ile temas edilmemeli, kesme işlemi sırasında eldiven kullanılmalıdır.

Bu çalışmada film yapıştırıcı olarak THY'ninde en çok kullandığı BMS 5-101 numaralı yapıştırıcı kullanılmıştır. Yapıştırıcılara üretilmeleri esnasında mekanik özelliklerini arttırmak amacıyla birtakım fiberler emdirilir. Bu yapıştırıcılar epoksi, nitrel fenolik, epoksi poliamid vb. polimerlerden üretilmektedirler.

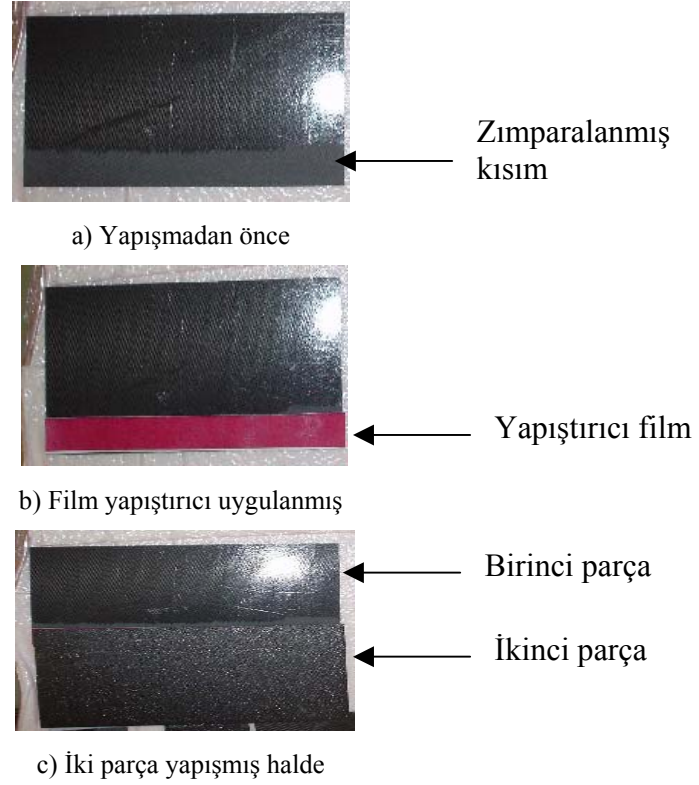


Şekil 5.30 Film yapıştırıcının kesilmesi.

Yapıştırma işleminde tek taraftan (single lap) yapıştırılan parçaların 1 inç'lik bir yüzeyi, çift taraftan yapıştırılan (double lap) parçaların alt yüzeyden 2 inç ve üst yüzeyden 2 inç olmak üzere toplam 4 inç' lik yüzeyi film yapıştırıcı ile yapıştırılmıştır.

BMS 5-101 film yapıştırıcı kısa bir süre lambanın altında tutulduktan sonra üzerindeki koruyucu tabaka kaldırılarak tek taraftan ve çift taraftan yapıştırılacak deney parçalarının yüzeyine yapıştırılır.

Şekil 5.31’de film yapıştırıcının tek taraftan birleştirilecek parça üzerine yapıştırılma aşamaları görülmektedir.



Şekil 5.31 Parçaların üzerine film yapıştırıcının yapışmış hali.

5.2.3 Yapıştırılmış deney parçalarının vakuma alınması ve kür edilmesi

Bu şekilde deney parçalarının hepsi yapıştırıldıktan sonra vakum torbası hazırlanır ve parçalar film yapıştırıcının kür işlemi için fırına konulur. Deney parçaları prebreg ve ıslak metot ile kompozit malzemelerin üretilme işleminde olduğu gibi aynı şekilde vakuma alınır.

Vakuma alma işleminde tek taraflı ve çift taraflı parçaların film yapıştırıcı yapıştırıldıktan sonra alt tarafından ve üst tarafından parça kalınlığı kadar desteklenmesine dikkat edilmelidir. Böyle yapılmadığı zaman yapıştırıcı düzgün yapışmaz ve basıncın az olduğu kenardan sızar.

Ayrıca film yapıştırıcıların bittiği noktalardan Şekil 5.32’de olduğu gibi yanmayan bir bant çekilerek vakum sonucu sızan fazla yapıştırıcının parça yüzeyine yapışması engellenmiş olur. Yapıştırıcıların kür edilmesinden sonra bu bantlar parça yüzeyinden kolaylıkla kaldırılabilir.



Şekil 5.32 Film yapıştırıcılar yapıştırıldıktan sonra vakum işleminin yapılması.

Vakuma alma işlemi tamamlandıktan sonra deney parçaları 1 saat kadar vakumlu bir şekilde bekletilerek yapıştırıcıların kür edilmesi için fırına verilir. Fırında parçalar BMS 5-101 film yapıştırıcının MSDS (Material Safety Data Sheet) bilgisine göre kür edilmelidir. Şekil 5.33’te film yapıştırıcının kür edildiği fırının iç ve dış görüntüsü görülmektedir.



Şekil 5.33 Film yapıştırıcıların kür edildiği fırının dış ve iç görüntüsü.

Kür işleminin ardından deney parçaları oda sıcaklığına kadar soğumaya bırakılır. Oda sıcaklığına gelen parçalar vakum bag naylonundan zarar vermeden dikkatlice çıkarılır.

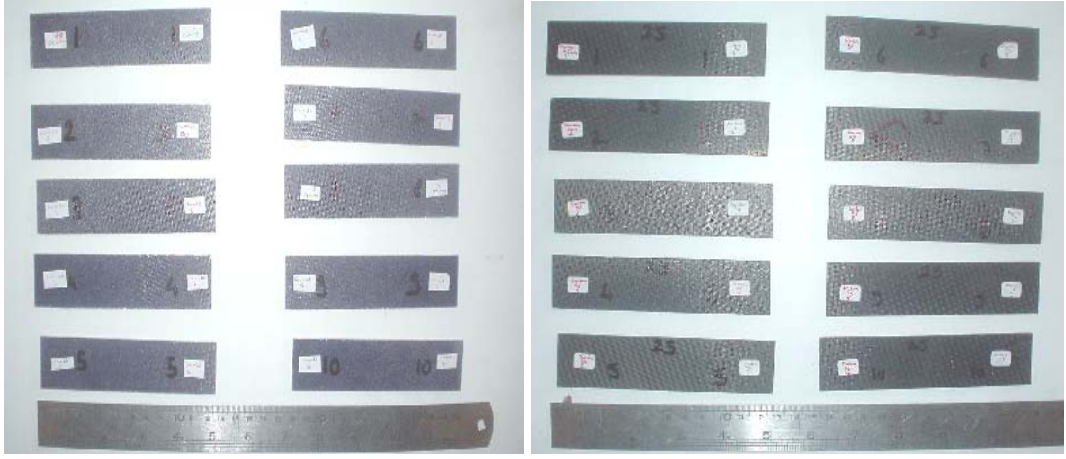
5.3 Deney parçalarının istenilen ölçülerde kesilmesi

Kompozit parçaların kesiminde kullanılan kesici takım ve aparatların hızları diğer malzemelere kullanılan kesici takımların hızlarına göre farklılık göstermektedir. Ayrıca kompozit'i oluşturan matrisin özellikleri de kesme işlemini etkilemektedir. Kompozit'in içerisinde bulunan güçlendiricilere (karbon, cam, kevlar) göre farklılık göstermektedir.

Kompozit'in delme işlemleri mekanik metotlarla gerçekleştirilebileceği gibi su jeti ve lazer ile yapılabilmektedir. Mekanik metot da metal kesme metotlarına oranla kesme hızı artırılırken parçanın kesme kafasına doğru besleme hızı düşürülmelidir. Optimum hızlar kompozit parçayı oluşturan reçine ve güçlendiriciye göre ayarlanmaktadır. Parçanın kalınlığı da burada önemli bir faktördür. Termoset kompozitler için tipik kesme hızı değerleri 180-300 m/dak. arasında olmaktadır (Boeing 1996).

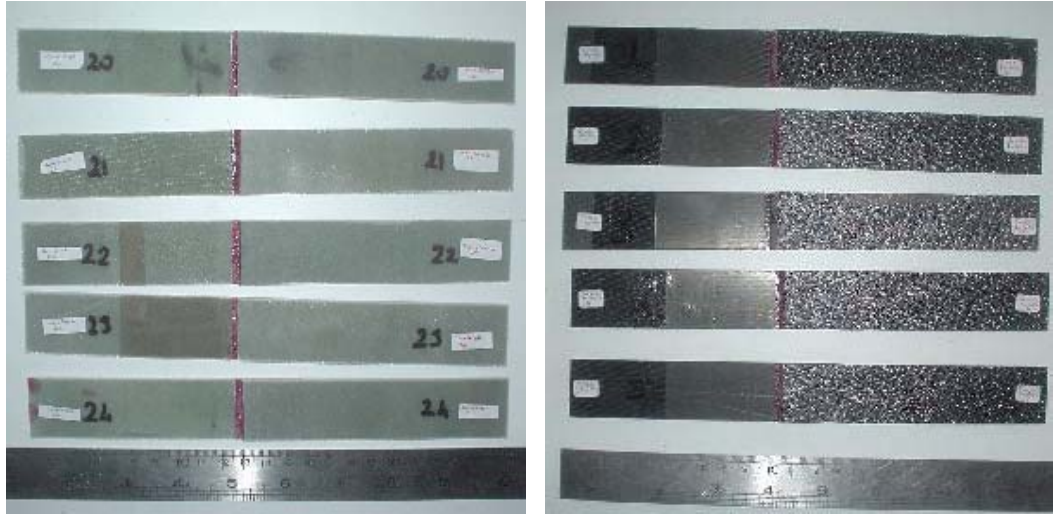
Kompozit malzemelerin işlenmesi ve kesilmesinde elmas ve karbide kesici takımlar kullanılır. Kesici takımların keskin durumda olmasına dikkat edilmelidir. İşleme esnasında kompozit malzemelerin kırılma yapısı her zaman göz önünde bulundurulmalıdır. Kesme işlemi sırasında dönen elmas uçlu çarkın kompozit parçaya mümkün olan en düşük kuvvet uygulayarak girmesi çok önemlidir. Çünkü sürtünmeden ve kayma kuvvetinden dolayı oluşacak ısının minimum olması kesilen yüzeyin kalitesini arttırmaktadır. Bu çalışmadaki deney parçaları elmas uçlu çark kullanarak kesilmiş ve Şekil 5.34, Şekil 5.35, Şekil 5.36'da görülen parçalar elde edilmiştir.

Kesme işlemi sonucunda 27 mm genişliğine ve 127 mm boyunda düz parça elde edilmeye çalışılmıştır.



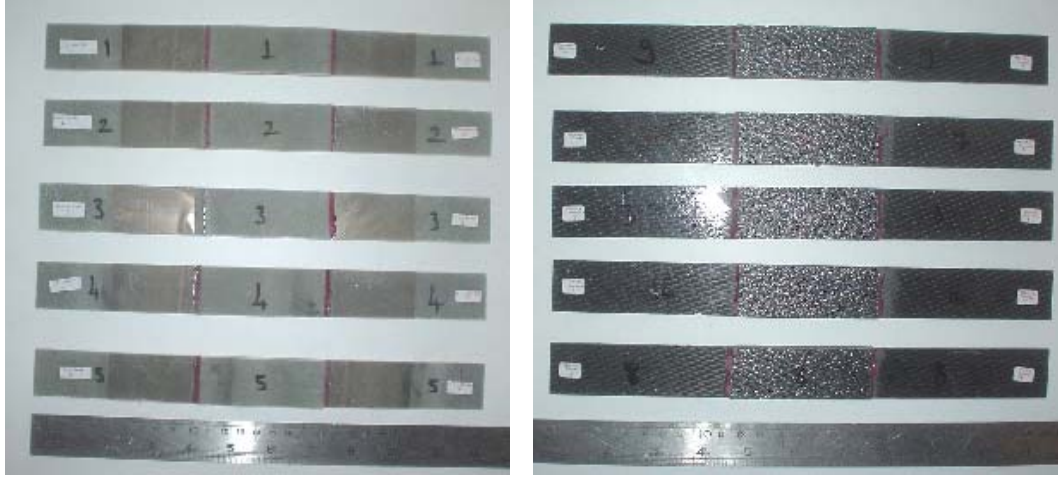
Şekil 5.34 Cam ve karbon düz parçaların deney için kesilmiş en son hali.

Tek taraflı yapışan (single lap) parçalarda iki tane düz parça 25 mm olacak şekilde uç kısımlarından yapıştırılarak 25 mm genişliğinde ve 225 mm boyunda parça elde edilmeye çalışılmıştır.



Şekil 5.35 Cam ve karbon tek bindirme (single lap) parçaların deney için kesilmiş en son hali.

Çift taraflı yapışan parçalarda (double lap) ise yine iki tane düz parça aralarında 25 mm boşluk olacak şekilde, alt ve üst taraftan 75 mm boyunda bir parça ile her iki düz parçanın uç kısımlarından 25'er mm olacak şekilde yapıştırılarak 278 mm boyunda deney parçaları elde edilmeye çalışılmıştır.



Şekil 5.36 Cam ve karbon çift bindirme (double lap) parçaların deney için kesilmiş en son hali.

5.4 Deneylerin Yapılışı

Bu çalışmadaki çekme ve yorulma deneyleri İNSTRON 8801 cihazında gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.37’de deneylerin yapıldığı cihaz görülmektedir. Test cihazında uzama miktarını ölçmek için Şekil 5.38’de görüldüğü gibi ekstantiyometre kullanılmıştır.



Şekil 5.37 Deneylerin yapıldığı cihaz.



Şekil 5.38 Ekstantiyometrenin deney parçalarına bağlanması.

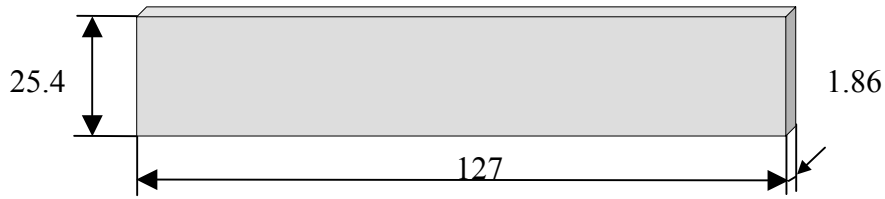
5.4.1 Çekme deneyinin yapılması

Çekme deneyi için 15, 20, 25 inhg basınçlarında 5'er adet deney numunesi hazırlanmıştır. Deney parçaları düz parça, tek bindirme (single lap), çift bindirme (double lap) olmak üzere cam kompozit ve karbon kompozit olarak çekme işlemine tabi tutulmuştur. Çekme işlemi sırasında cihazın çenelerinin hızı dakikada 2 mm olarak ayarlanmıştır. Deney sonuçları deney numunelerinin elde edilme basınçlarına ve malzemelerin cinsine göre karşılaştırılmıştır.

5.4.1.1 Yapışmamış numunelerin çekme deneyleri

İlk önce 15, 20, 25 inhg basıncında elle yayma tekniği (ıslak metot) ile elde edilen 8 kat cam kompozit düz deney parçalarının çekme deneyi yapılmıştır. Çekme deneyi için elde edilen deney numunelerinin boyutları Şekil 5.39'da verilmiştir. Elde edilen deney sonuçları Çizelge 5.1, 5.2 ve 5.3'te görülmektedir. Deney sırasında çenelere oldukça yakın yerlerden kopan numunelerde çekme dayanımı oldukça düşük olduğu için bu deneyler başarılı olarak kabul edilmemekte ve

tabloda verilmemektedir. Deney sonuçlarına göre farklı basınçta kür edilen cam kompozitlerde çekme dayanımlarında %2, maksimum birim uzamalarda %5 ve elastik modülde %6 farklılık gözlenmektedir. Maksimum dayanım 15 inhg'da maksimum birim uzama 20 inhg'da, en yüksek elastik modül ise 25 inhg da elde edilmektedir. Bu sonuçlar cam kompozitin kullanım yerine göre farklı basınçlarda üretilmesinin avantajları olduğunu göstermektedir.



Şekil 5.39 Yapışmamış deney numunesi.

Çizelge 5.1 15 inhg cam kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (kN)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modül (GPa)
1	127	27,27	1,86	354,41	17,98	1,7	208,48
2	127	27,17	1,84	305,62	15,28	1,7	179,78
3	127	27,21	1,93	306,09	16,07	1,75	174,91
4	127	27,11	1,82	335,23	16,64	1,75	191,56
Ortalama	127		1,86	325,34	16,49	1.73	188,68

Çizelge 5.2 20 inhg cam kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (kN)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modül (GPa)
1	127	27,23	1,79	339,74	16,56	1,75	194,14
2	127	27,30	1,80	318,91	15,67	1,71	186,50
3	127	27,35	1,84	298,46	15,02	1,68	177,65
4	127	27,17	1,83	315,79	15,70	1,93	163,62
Ortalama	127		1,82	318,23	15,74	1,77	180,48

Çizelge 5.3 25 inhg cam kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (kN)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modüle (GPa)
1	127	26,70	1,85	315,82	15,6	1,8	175,456
2	127	27,28	1,83	300,85	15,02	1,68	179,08
3	127	26,86	1,77	372,82	17,06	1,75	213,04
4	127	26,66	1,81	312,3	15,07	1,62	192,78
5	127	26,53	1,82	313,94	15,16	1,60	196,21
Ortalama			1,82	323,15	15,58	1,69	191,31

İkinci olarak 15, 20, 25 inhg basıncında fırında kür edilerek elde edilen 8 kat karbon prepreg kompozit düz deney parçalarının çekme deneyi yapılmıştır. Elde edilen deney sonuçları Çizelge 5.4, 5.5 ve 5.6'da görülmektedir.

Deney sırasında çenelere oldukça yakın yerlerden kopan numunelerde çekme dayanımı oldukça düşük olduğu için bu deneyler başarılı olarak kabul edilmemekte ve tabloda verilmemektedir.

Deney sonuçlarına göre farklı basınçta kür edilen karbon kompozitlerde çekme dayanımlarında %15, maksimum birim uzamalarda %41 ve elastik modülde %8 farklılık gözlenmektedir. Maksimum dayanım 15 inhg'da, maksimum birim uzama 20 inhg'da, en yüksek elastik modül ise 20 inhg'da elde edilmektedir.

Şekil 5.40'da karbon ve cam kompozit düz parçaların çekme deneyi sonucu kopmuş halleri görülmektedir. Bu sonuçlar karbon kompozitin kullanım yerine göre farklı basınçlarda üretilmesinin avantajları olduğunu göstermektedir. 25 inhg da elde edilen kompozitin mekanik performansı diğerlerine göre düşüktür.

Çizelge 5.4 15 inhg karbon prepreg kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

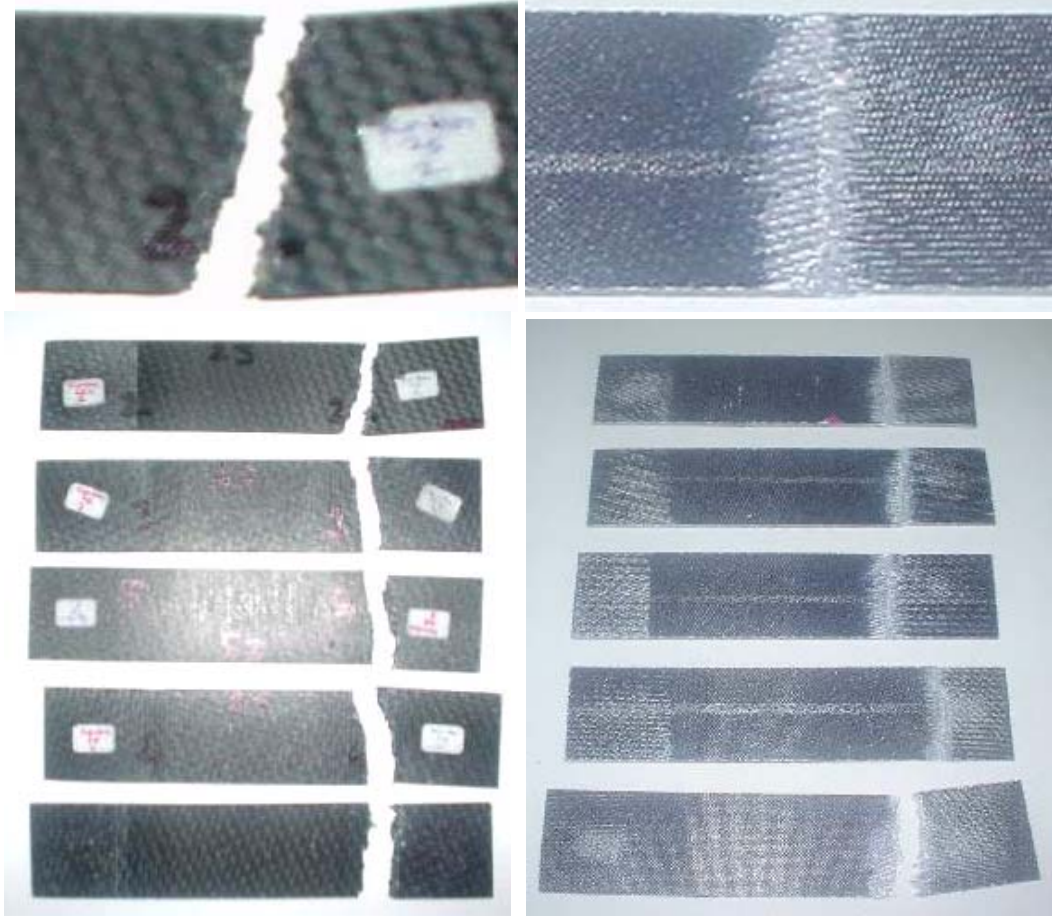
Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (Kn)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modüle (GPa)
1	127	27,35	2,76	390,64	19,9	-	-
2	127	27,40	2,84	351,63	27,36	0,93	378,10
3	127	27,41	2,55	264,79	18,51	-	-
4	127	27,24	2,78	368,41	27,9	0,97	379,80
5	127	27,43	2,84	406,38	25,04	1,20	338,65
6	127	27,32	2,78	344,15	26,14	0,80	430,19
Ortalama	127	27,36	2,76	354,33	24,14	0,98	381,68

Çizelge 5.5 20 inhg karbon prepreg kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (kN)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modüle (GPa)
1	127	27,23	2,75	322,26	24,13	0,79	407,92
2	127	27,33	2,72	362,26	27,84	0,93	389,53
3	127	27,37	2,52	294,1	20,28	0,68	432,50
4	127	27,35	2,73	332,64	24,97	-	-
5	127	27,30	2,75	381,56	28,65	0,90	423,96
Ortalama	127	27,32	2,69	338,56	25,17	0,99	413,48

Çizelge 5.6 25 inhg karbon prepreg kompozit malzemenin çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Boy (mm)	En (mm)	Kalınlık (mm)	Çekme dayanım (MPa)	Maximum load (kN)	Maximum birim uzama (%)	Elastik modüle (GPa)
1	127	27,16	2,83	375,25	28,84	-	-
2	127	27,23	2,79	302,3	22,97	0,65	465,08
3	127	27,24	2,80	310,88	23,71	-	-
4	127	27,30	2,88	272,88	21,45	0,8	341,10
5	127	27,25	2,80	274,02	20,91	0,67	408,99
Ortalama	127	27,24	2,82	307,07	23,58	0,71	405,05



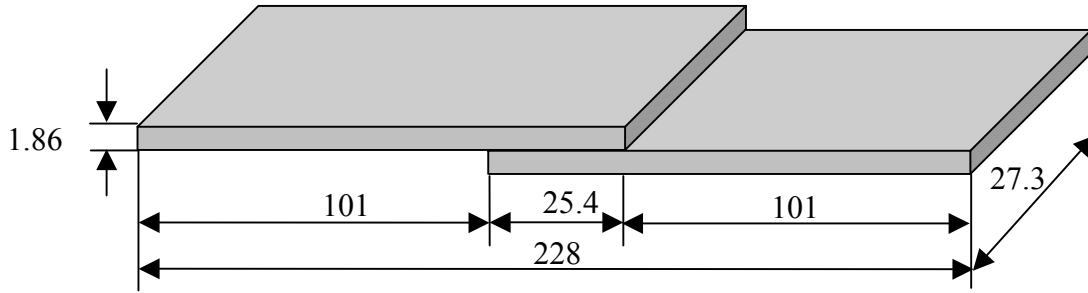
Şekil 5.40 Karbon prepreg ve cam kompozit düz parçaların çekme deneyi sonucu kopmuş halleri.

Cam ve karbon kompozitler karşılaştırıldığında; karbon kompozitin çekme dayanımı cama göre daha yüksek, maksimum birim uzaması camdan düşük, elastik modülü ise cama göre iki katından daha fazladır.

5.4.1.2 Tek bindirme ile yapışmış numunelerin çekme deneyleri

25 inhg karbon prepreg ve cam kumaşından elde edilen 8 kat deney parçalarının tek bindirme (single lap) olarak yapıştırılarak çekme deneyleri yapılmıştır. Ele alınan boyutlar Şekil 5.41’de, deney sonucu elde edilen değerler ise Çizelge 5.7 ve 5.8’de verilmektedir.

Ortalama değerler karşılaştırıldığında karbon-karbon bindirme bağlantısının cam-cam bindirme bağlantısına göre maksimum kopma yükü ve maksimum kayma gerilmelerinde %80 daha yüksek olduğu bulunmuştur. Karbon-karbon bindirme bağlantılarında her iki yüzeyde de kopma tabaka sıyrılması gerçekleşmiştir (şekil 5.42). Cam-cam bindirme bağlantılarında ise tabaka sıyrılması tek yüzeyde gerçekleşmiştir. Diğer yüzeyde sıyrılmasının olmadığı şekil 5.43'te olduğu gibi yapıştırıcının yüzeyde kaldığı grlmştir.



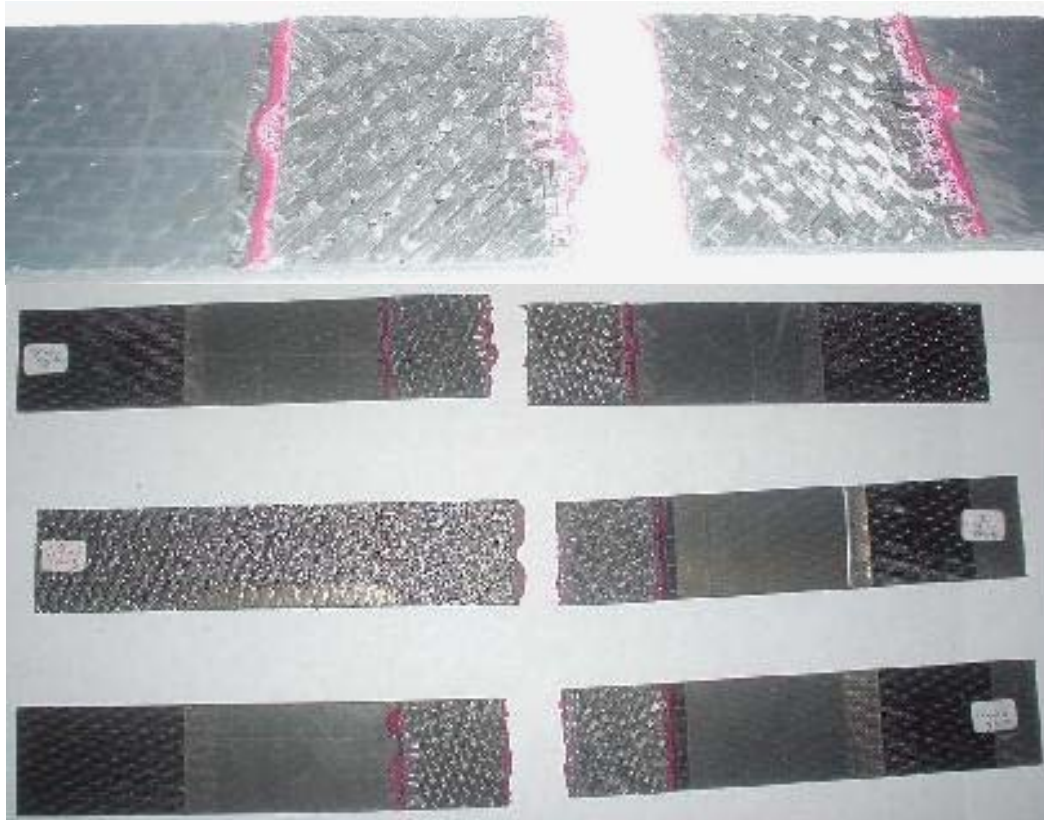
şekil 5.41 Tek bindirme ile yapışmış numune boyutları.

Çizelge 5.7 25 inhg tek bindirme (single lap) cam kumaş kompozit parçaların çekme deneyi sonuçları.

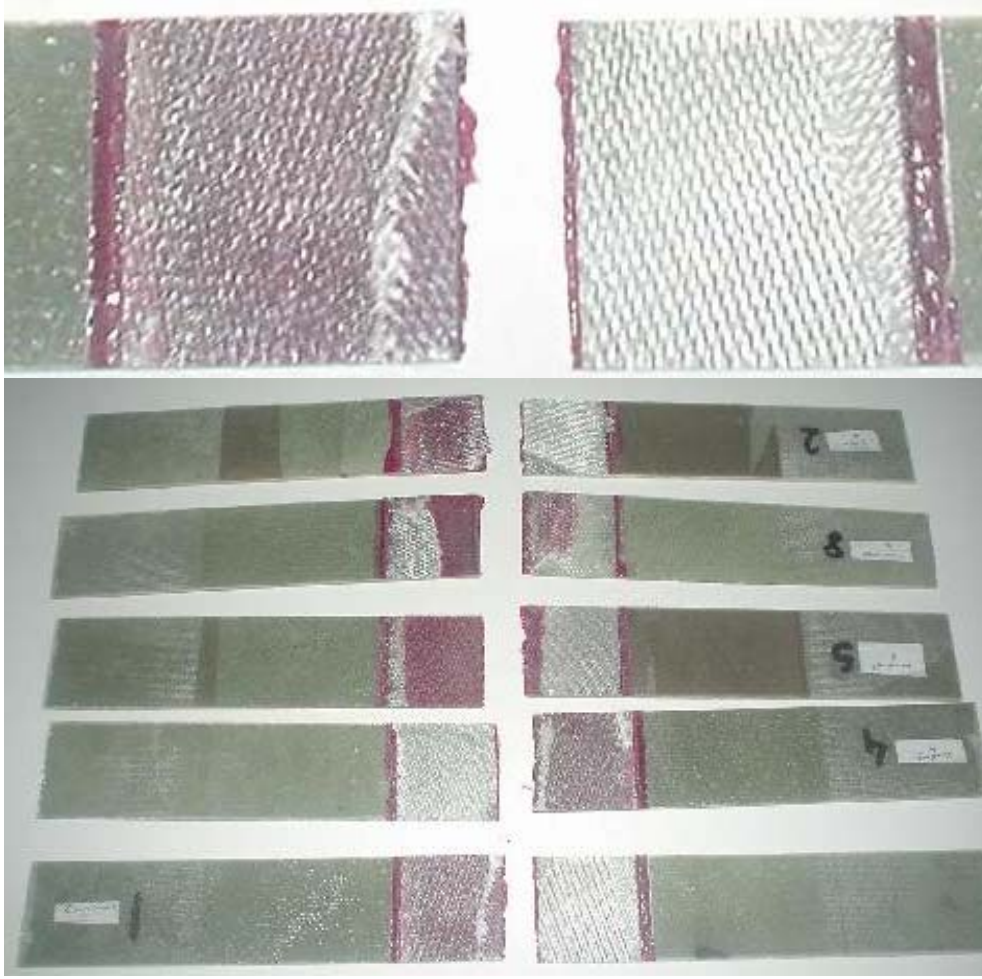
Parça no	Yapışma Boyu (mm)	Yapışma Eni (mm)	Toplam* Kalınlık (mm)	Maximum yük (kN)	Kayma Gerilmesi MPa
1	25,4	27,33	4,11	7,2	10,37
2	25,4	27,11	3,93	5,39	7,83
3	25,4	27,34	4,21	7,63	10,99
4	25,4	27,34	4,13	7,00	10,08
5	25,4	27,26	4,14	8,07	11,66
6	25,4	27,30	3,75	7,67	11,06
7	25,4	27,38	4,14	6,81	9,79
Ortalama				7,11	10,25
*: Parçalar+yapıştırıcı kalınlığı					

Çizelge 5.8 25 inhg tek bindirme (single lap) karbon prepreg kompozit parçaların çekme deneyi sonuçları.

Parça no	Yapışma Boyu (mm)	Yapışma Eni (mm)	Toplam* Kalınlık (mm)	Maximum yük (kN)	Kayma Gerilmesi MPa
1	25,4	27,39	5,65	15,01	21,58
2	25,4	26,98	5,75	10,54	15,38
3	25,4	27,39	5,67	14,16	20,35
4	25,4	27,40	5,66	13,5	19,40
5	25,4	27,52	5,74	11,04	15,79
Ortalama				12,85	18,50
*: Parçalar+yapıştırıcı kalınlığı					



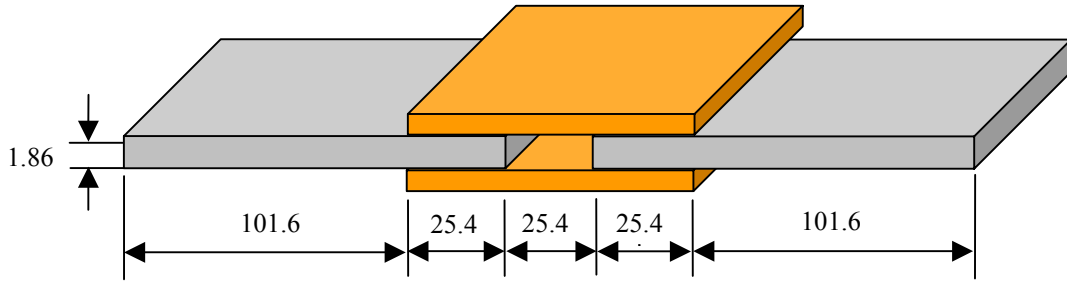
Şekil 5.42 Tek bindirme (single lap) karbon prepreg deney parçalarının çekme deneyi sonucu kopmuş halleri.



Şekil 5.43 Tek bindirme (single lap) cam kumaş kompozit deney parçalarının çekme deneyi sonucu kopmuş halleri.

5.4.1.3 Çift bindirme ile yapışmış numunelerin çekme deneyleri

25 inhg karbon prepreg ve cam kumaşından elde edilen 8 kat deney parçalarının çift bindirme (double lap) ile yapıştırılmış ve çekme deneyine tabi tutulmuştur. Ele alınan boyutlar Şekil 5.44'de verilmektedir. Deney sonucu elde edilen değerler Çizelge 5.9 ve 5.10'da verilmektedir. Ortalama değerler karşılaştırıldığında karbon-karbon çift bindirme bağlantısının cam-cam çift bindirme bağlantısına göre maksimum kopma yükü ve maksimum kayma gerilmelerinde %126 daha yüksek olduğu bulunmuştur. Hem cam-cam hem de karbon-karbon bindirme bağlantılarında kopma yapışma bölgesinden uzakta çenelere yakın yerlerden kopmuştur (Şekil 5.45 ve Şekil 5.46).



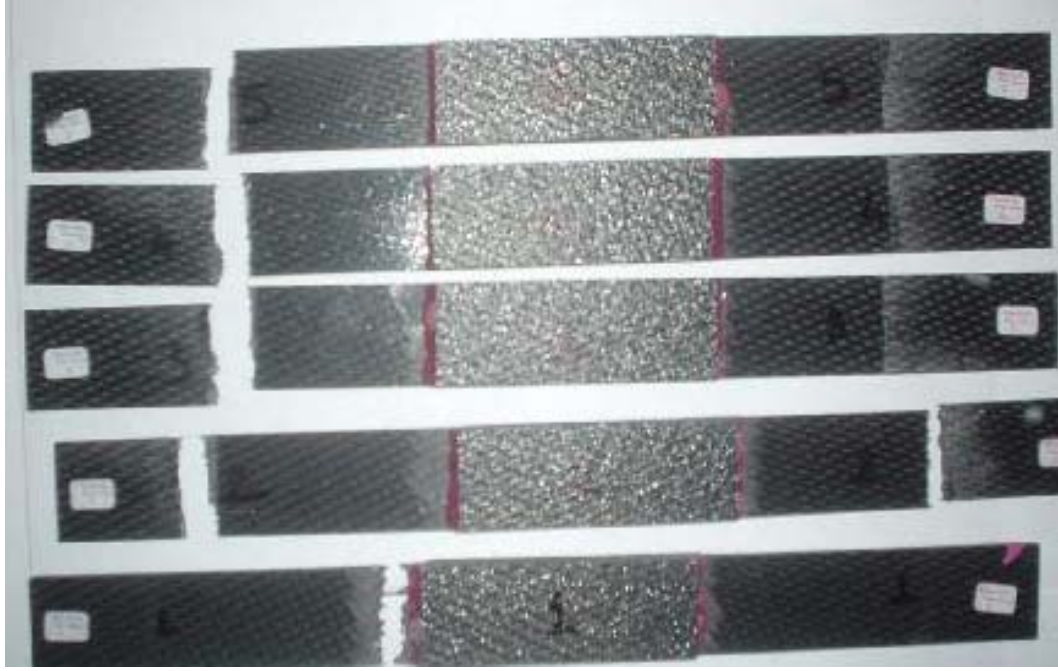
Şekil 5.44 Çift bindirme ile yapıştırılmış deney numunesi boyutları.

Çizelge 5.9 25 inhg çift bindirme (double lap) cam kumaş kompozit parçaların çekme deneyi sonuçları.

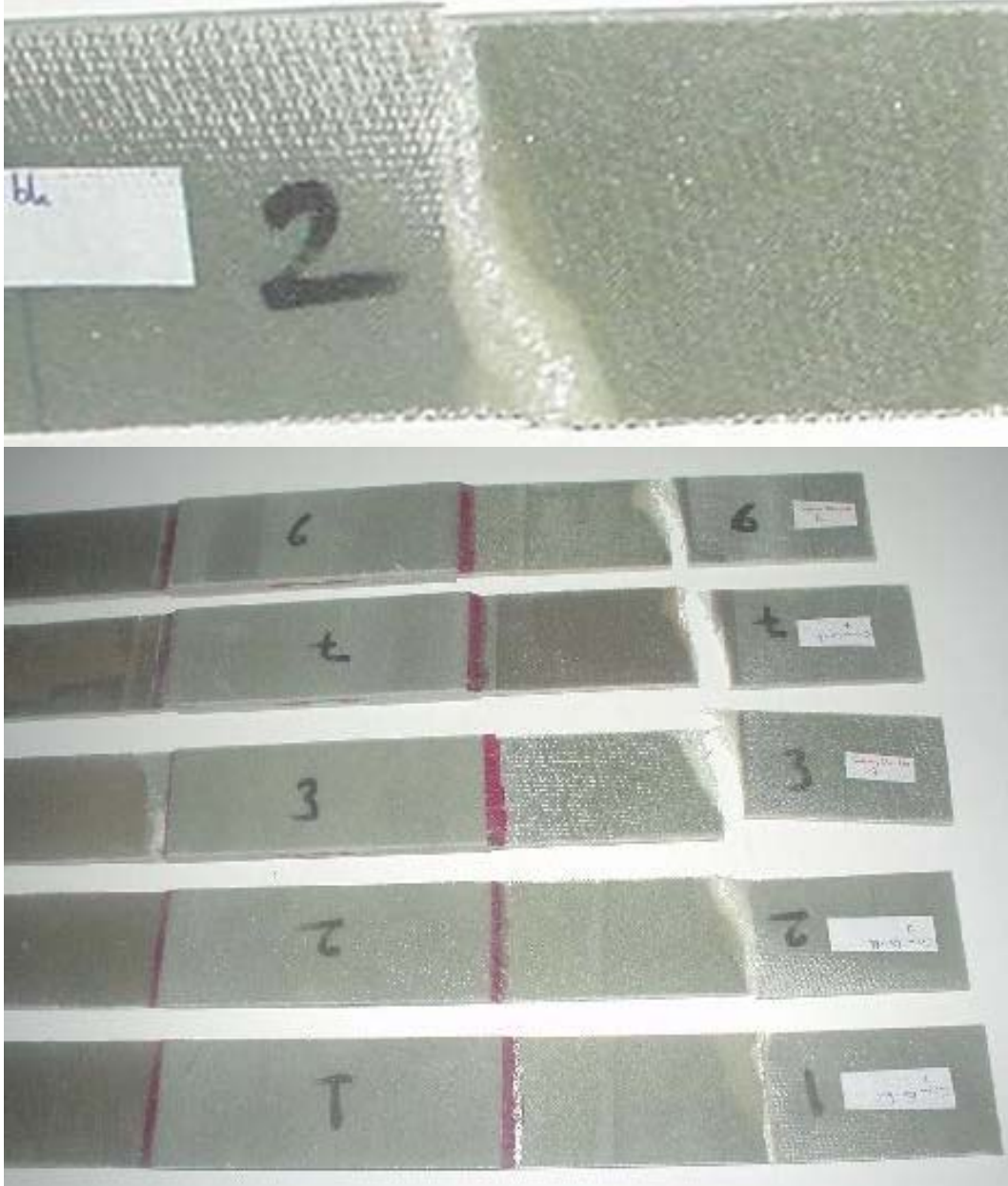
Parça no	ToplamYapışma Boyu (mm)	Yapışma Eni (mm)	Toplam* Kalınlık (mm)	Maximum yük (kN)	Kayma Gerilmesi MPa
1	101,6	27,35	6,25	9,72	3,50
2	101,6	27,11	5,78	8,90	3,23
3	101,6	27,35	6,05	9,20	3,31
4	101,6	27,40	6,08	7,87	2,83
5	101,6	27,40	6,10	9,43	3,39
6	101,6	27,40	6,05	10,50	3,77
7	101,6	27,40	6,02	8,79	3,16
Ortalama				9,20	3,31
*: Parçalar+yapıştırıcı kalınlığı					

Çizelge 5.10 25 inhg çift bindirme (double lap) karbon prepeg kompozit parçaların çekme deneyi sonuçları.

Parça no	ToplamYapışma Boyu (mm)	Yapışma Eni (mm)	Toplam* Kalınlık (mm)	Maximum yük (kN)	Kayma Gerilmesi MPa
1	101,6	27,4	8,63	21,55	7,74
2	101,6	27,41	8,74	18,42	6,61
3	101,6	27,43	8,72	18,53	6,65
4	101,6	27,40	8,63	20,63	7,41
5	101,6	27,29	8,70	23,07	8,32
6	101,6	27,43	8,72	20,73	7,44
7	101,6	27,41	8,74	23,05	8,28
Ortalama				20,85	7,49



Şekil 5.45 Çift bindirme (double lap) olarak yapışmış karbon prepreg kompozit parçaların çekme deneyi sonucu kopmuş halleri.



Şekil 5.46 Çift bindirme (double lap) olarak yapışmış cam kumaş kompozit parçaların çekme deneyi sonucu kopmuş halleri.

5.4.2 Yorulma deneyinin yapılması

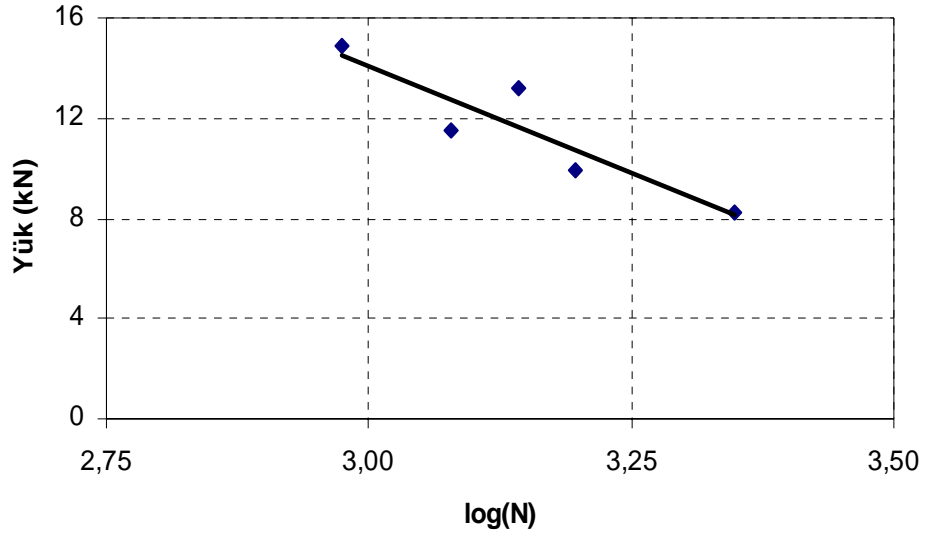
İnstron 8801 cihazında yorulma testleri yapılmıştır. Makinenin sistemi tamamen bilgisayar kontrollüdür. Deneyler yük kontrolü ile gerçekleşmiş olup, yükler frekansı 5 Hz olan sinüzoidal dalga formunda uygulanmıştır. Sırayla yapışmasız, tek bağlantılı ve çift bağlantılı parçalara çekme-çekme yorulması uygulanmıştır.

Bunun için gerilme oranı $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0.1$ olarak alınmıştır. Sırayla çekme

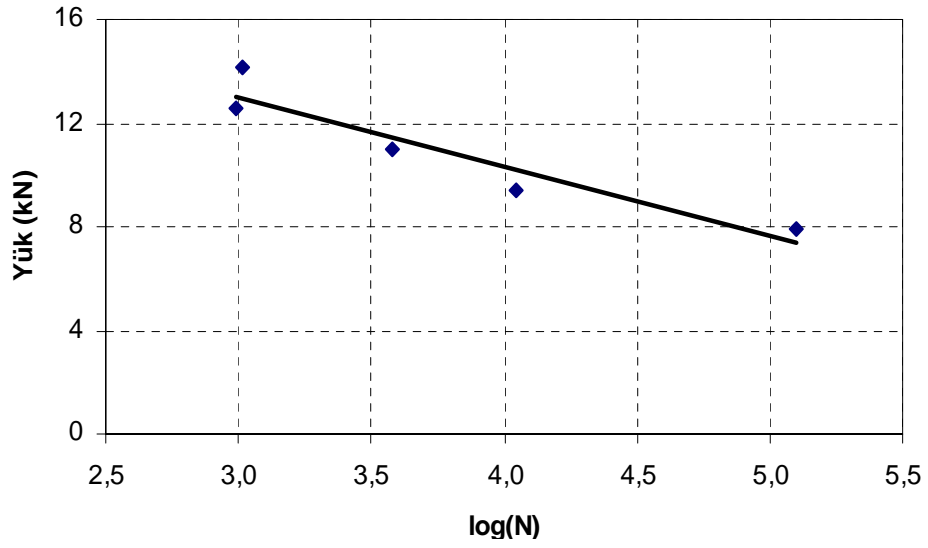
testinden bulunan dayanım değerlerinin %90, %80, %70, %60, %50'si kadar maximum yükler uygulanmış ve yorulma sonucunda çevrim sayıları bulunmuştur. Sonuçlar grafik halinde verilerek yorum yapılmıştır.

5.4.2.1 Yapışmamış numunelerin yorulma deneyleri

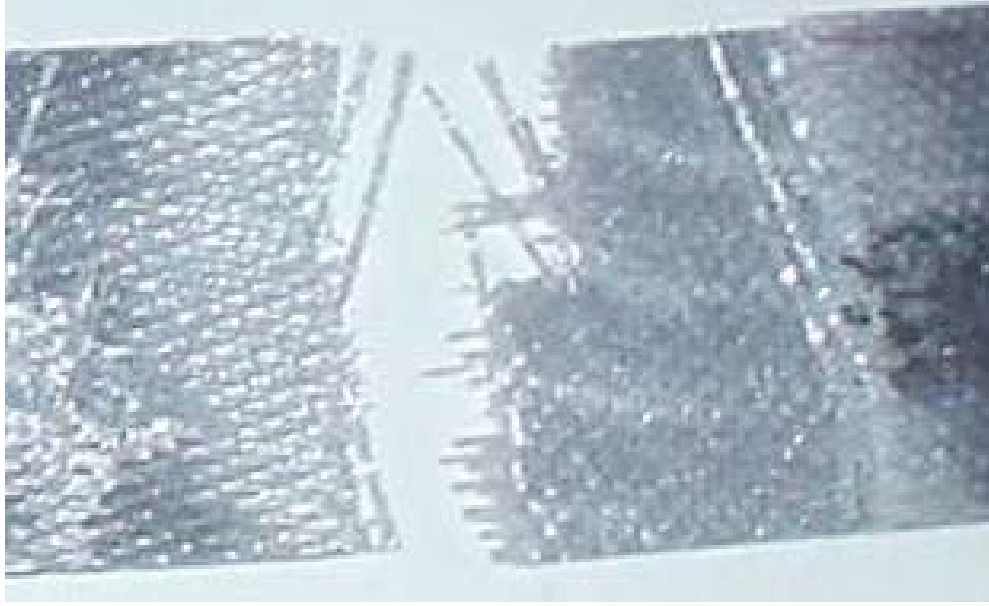
İlk önce 15 ve 20 inhg basıncında elle yayma tekniği (ıslak metot) ile elde edilen 8 kat cam kompozit düz deney parçalarının yorulma deneyi yapılmıştır. Elde edilen deney sonuçları Şekil 5.47 ve Şekil 5.48'de görülmektedir. Şekillerde uygulanan maksimum yükler ve bunlara karşılık gelen çevrim sayıları verilmektedir. Ayrıca deney noktalarından geçirilen en iyi ikinci derece polinom yaklaşımları da verilmektedir. Buna göre 15 inhg'da kür edilen kompozitin yorulma davranışı 20 inhg da kür edilen kompozite göre oldukça düşüktür. Bu da kür basıncının yorulmaya etkisi olduğunu göstermektedir. Cam kompozit numuneler yorulma etkisi altında yorulma cihazına bağlandığı çenelere yakın yerlerden kopmuştur (Şekil 5.49).



Şekil 5.47 15 inhg cam kompozit yorulma sonuçları.



Şekil 5.48 20 inhg cam kompozit yorulma sonuçları.

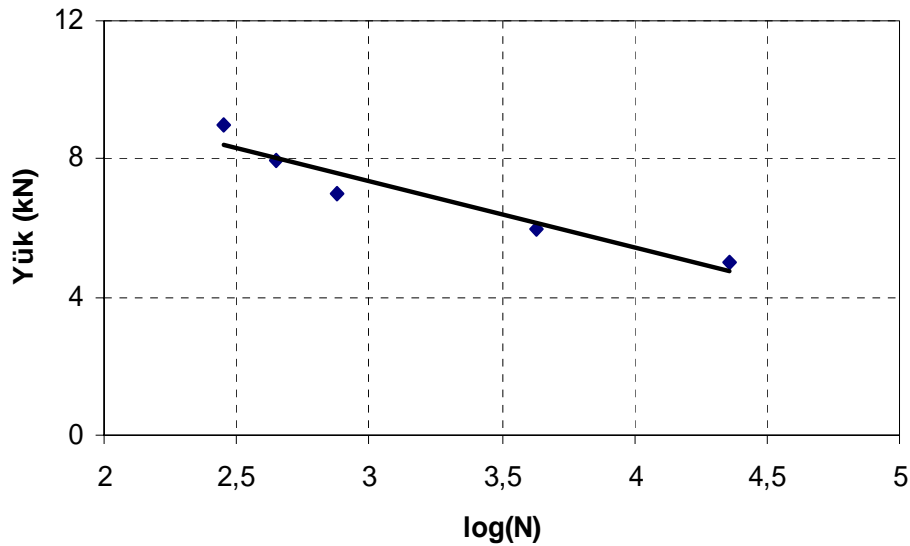


Şekil 5.49 Düz parça olarak yapışmış cam kompozit parçaların yorulma deneyi sonucu kopmuş halleri.

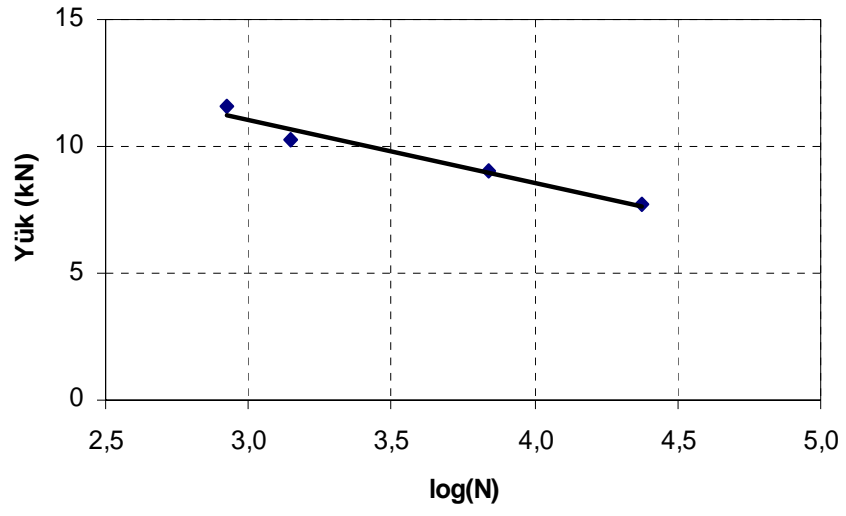
5.4.2.2 Tek bindirme ile yapılmış numunelerin yorulma deneyleri

Tek bindirme ile birleştirilmiş cam-cam ve karbon-karbon kompozitlerin yorulma deneyleri yapılmış olup sonuçlar Şekil 5.50 ve 5.51’de verilmektedir. Her iki kompozit malzeme 25 inhg’da kür edilmiştir ve daha sonra film yapıştırıcı uygulanmıştır. Yapıştırma işlemi ise 25 inhg basınçta, 121 C sıcaklıkta, 90 dakika süre bekletilerek gerçekleştirilmiştir. Yapışmamış cam kompozit ile cam-cam tek bindirme bağlantısını yorulma deneyleri karşılaştırıldığında yapılmamış kompozitin yorulma dayanımı daha yüksektir. Cam-cam tek bindirme bağlantısının yorulma dayanımı karbon-karbon tek bindirme bağlantısına göre daha düşüktür.

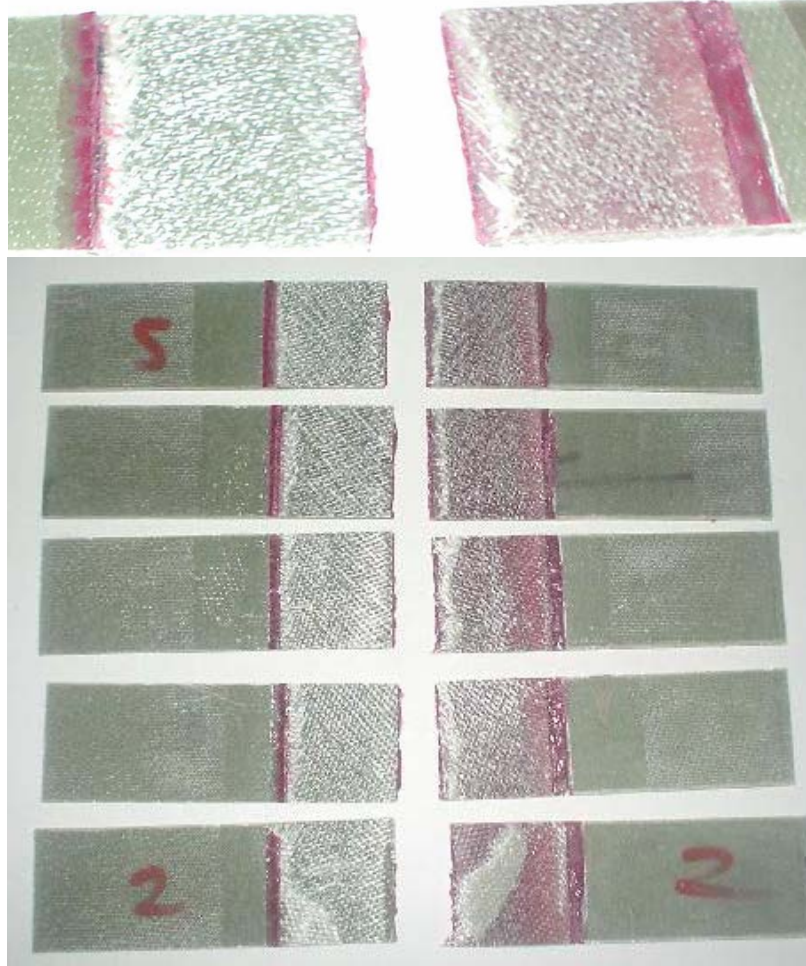
Yorulma deneyi sonucunda cam-cam ve karbon-karbon tek bindirme yapıştırmanın her ikisinde de kopma yapışma yerlerinden gerçekleşmiştir. Fakat cam-cam tek bindirme bağlantıda yüzeyin birinde tabaka sıyrılması gerçekleşirken, karbon-karbon bağlantıda her iki yüzeyde de tabaka sıyrılması gerçekleşmiştir. Yorulma deneyi sonucu parçaların son durumları Şekil 5.52 ve Şekil 5.53’te görülmektedir.



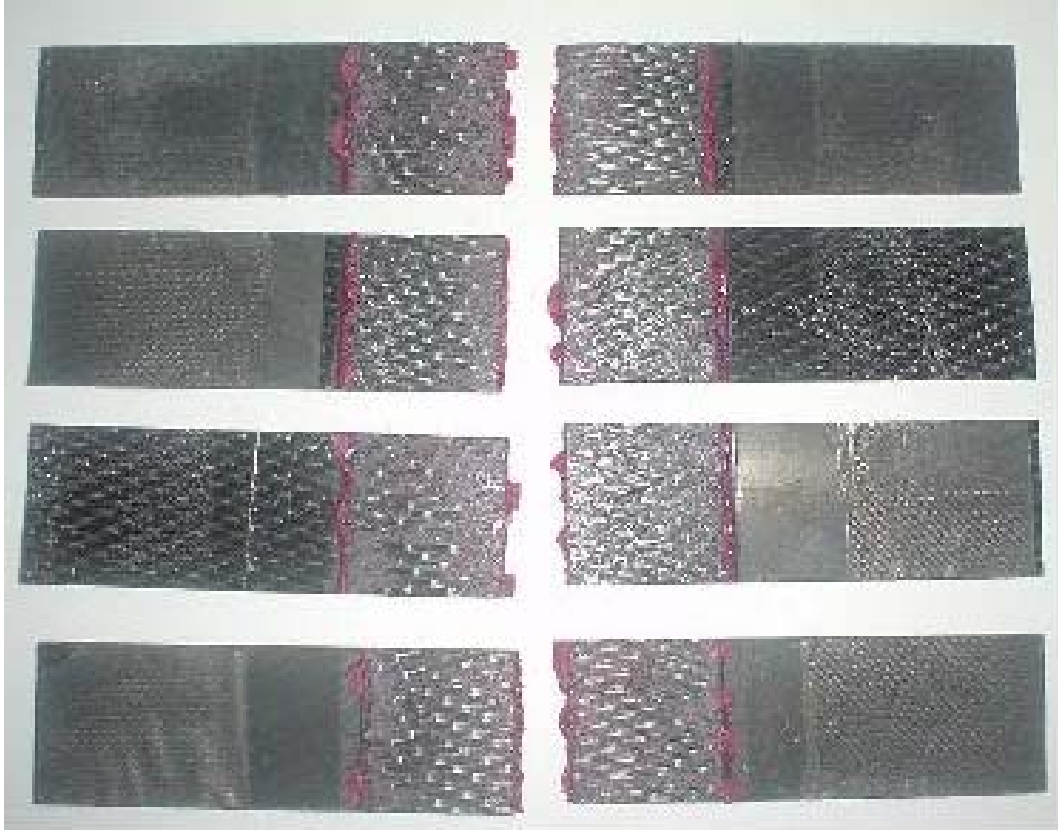
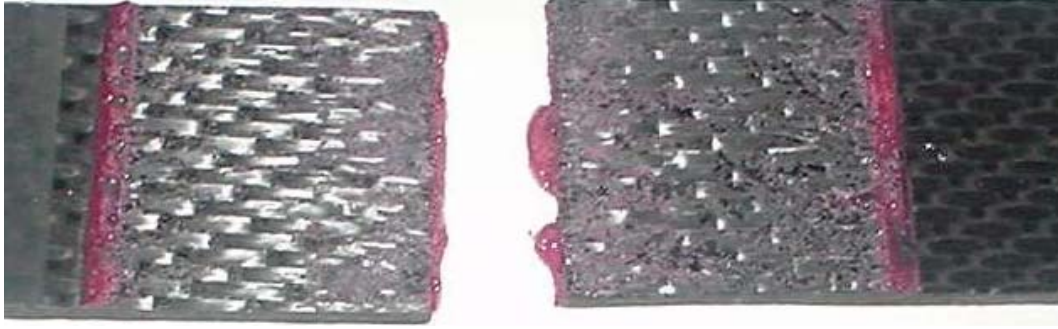
Şekil 5.50 Tek bindirme cam kompozit yorulma sonuçları.



Şekil 5.51 Tek bindirme karbon kompozit yorulma sonuçları.



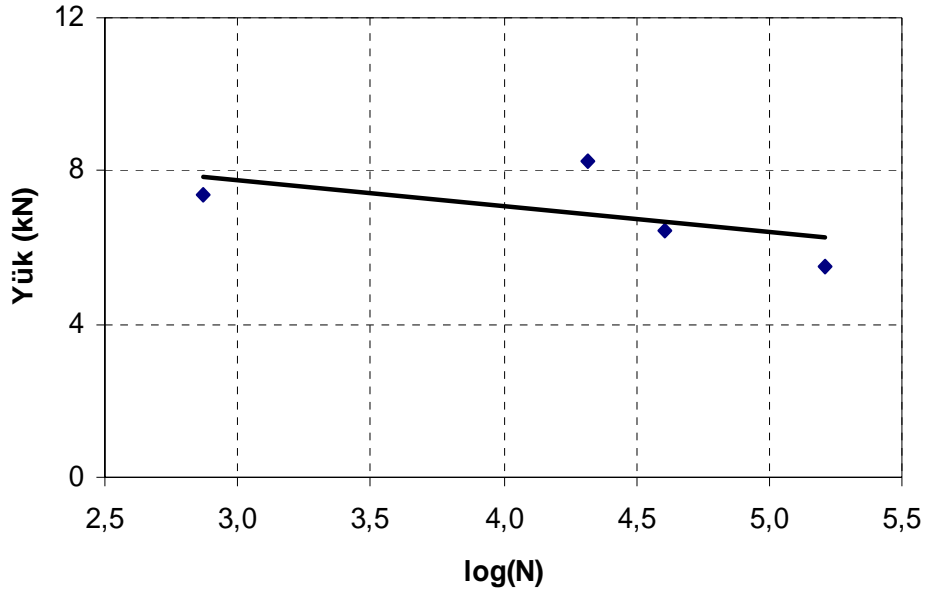
Şekil 5.52 Tek bindirme (single lap) olarak yapışmış cam kompozit parçaların yorulma deneyi sonucu kopmuş halleri.



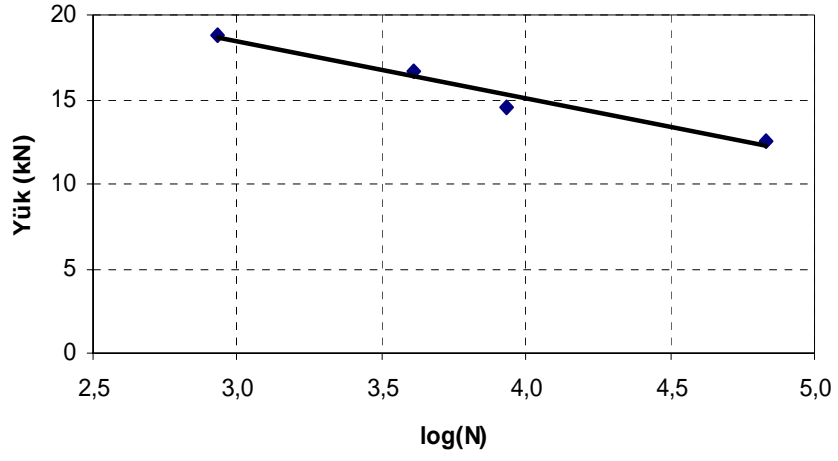
Şekil 5.53 Tek bindirme (single lap) olarak yapışmış karbon kompozit parçaların yorulma deneyi sonucu kopmuş halleri.

5.4.2.3 Çift bindirme ile yapışmış numunelerin çekme deneyleri

Çift bindirme ile birleştirilmiş cam-cam ve karbon-karbon kompozitlerin yorulma deneyleri yapılmış olup sonuçlar Şekil 5.54 ve Şekil 5.55’de verilmektedir. Her iki kompozit malzeme 25 inhg’da kür edilmiştir ve daha sonra film yapıştırıcı uygulanmıştır. Yapıştırma işlemi ise 25 inhg basınçta, 121 °C sıcaklıkta, 90 dakika süre bekletilerek gerçekleştirilmiştir. Çift bindirme bağlantılarının hem cam-cam hem de karbon-karbon için tek bindirmeye göre daha iyi yorulma davranışı gösterdiği görülmektedir. Cam-cam çift bindirme bağlantısında yorulma sonucu yapışma bölgesinde değil, ancak yapışma bölgesine yakın noktalardan kopma meydana gelmiştir (Şekil 5.56). Karbon-karbon çift bindirme bağlantıları yorulma sonucu tabaka ayrılması oluşarak kopma meydana gelmiştir (Şekil 5.57).



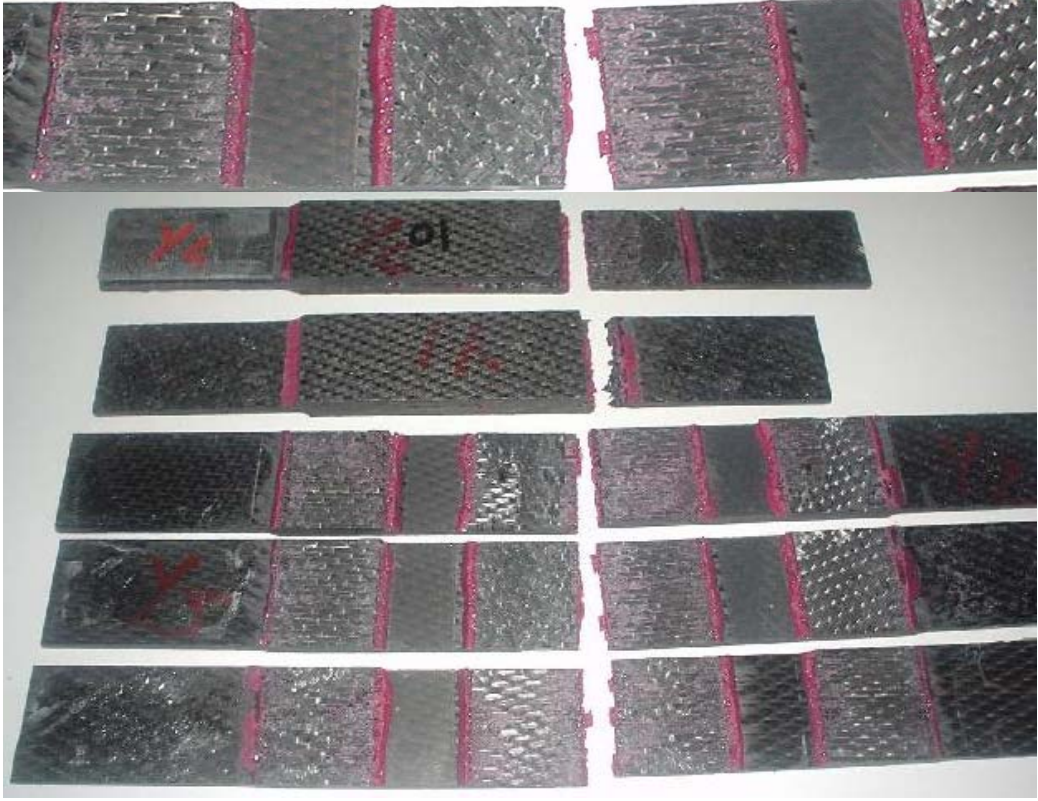
Şekil 5.54 Çift bindirme cam kompozit yorulma sonuçları.



Şekil 5.55 Çift bindirme karbon kompozit yorulma sonuçları.



Şekil 5.56 Çift bindirme (double lap) olarak yapışmış cam kompozit parçaların yorulma deneyi sonucu kopmuş halleri.



Şekil 5.57 Çift bindirme (double lap) olarak yapışmış karbon kompozit parçaların yorulma deneyi sonucu kopmuş halleri.

SONUÇ

Uçaklarda meydana gelen kırılmaları engellemek amacıyla yapılan periyodik kontroller ve hasarlanmış parçaların değiştirilmesi oldukça yüksek maliyete ve zaman kaybına neden olmaktadır. Uçakların güvenliğini arttırmak ve bakım maliyetlerini azaltmak amacıyla yeni tamir yöntemleri, yorulma ömrü yüksek malzeme geliştirme ve yeni dizayn çalışmaları yapılmaktadır. Uçak yapısal gövde tamiri ilk önce hasarın belirlenmesi, değerlendirilmesi, sınıflandırılması ile başlar. Uçak yapılarında her malzemeye uygulanacak farklı tamir yöntemleri vardır. İdeal tamir seçenekleri bulmak için hasarın yerini ve limitlerini ayrıntılı olarak belirledikten sonra uygun tamir şeklini uygulamak gerekir.

Bu çalışmada kompozit yapıların tamiri için gerekli yöntemler açıklanmıştır. Parçaların özellikle yapıştırıcı ile birleştirilmesi ele alınmıştır. Cam elyafli ve karbon elyafli kompozitlerin üretimi, bunların yapıştırıcılarla birleştirilmesi ve gerekli işlem adımları detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Yapıştırıcı ile birleşmiş kompozitlerin mekanik performansını belirlemek için çekme ve yorulma testleri uygulanmıştır. Farklı kür basıncının çekme dayanımına etkisi ele alınmıştır. Çekme dayanımında, maksimum birim uzama ve elastik modülde kür basıncına bağlı olarak farklılıklar gözlenmiştir. Bindirme bağlantılarında kullanılan yapıştırıcı ve yapışma yüzeyi bağlantıların dayanımını etkilemektedir. Bağlantının dayanımı yapıştırıcının maksimum kayma gerilmesine bağlı olmakla birlikte yapışma yüzeyi artırılarak bu dayanım istenen değere getirilebilir.

Tek bindirme ve çift bindirme yapıştırılarda yapılan bütün deney sonuçlarında karbon-karbon yapıştırmada her iki yüzeyde de tabaka ayrılması meydana gelmiştir, cam-cam yapıştırmada sadece bir yüzeyde tabaka ayrılması meydana gelmiş, diğer yüzeyde yapıştırıcının kaldığı görülmüştür.

Yorulmada, gerek tek gerekse de çift bindirme bağlantılarının dayanımları yapışmamış malzemeye göre daha düşük çıkmaktadır. Bu da bu tür bağlantılarda yapıştırıcının rolünün oldukça büyük olduğunu göstermektedir. Yorulmaya maruz parçaların tamirinde bu hususa dikkat edilmesi gerekmektedir. Bu konuda yorulma dayanımı yüksek olan yapıştırıcılar kullanılabilir. İleride bu konuda çalışacak araştırmacılara farklı yapıştırıcı türlerinin yorulmaya etkilerinin incelenmesi tavsiye edilir.

KAYNAKLAR

- A 340-200/300, 2005, "Structural Repair Manuel" USA, July, pp. 97-98
- A 320, 2005, "SRM (Structer Repair Manuel)", Technical Data Support and Services, Ağustos 2005, İngilizce, digital temporary revision, Germany
- Baker, A., 1999, "Bonded Composite Repair Of Fatigue-Cracked Primary Aircraft Structure", Airframes Division, Defence And Technology Organization, Belbourne, Australia, pp. 431-443
- Bastianini, F., Tommaso, D. A., Pascale, G., 2001, "Ultrasound Non-Destructive Assesment Of Bonding Defects In Composite Structural Strengthenings", Bologna, Italy, pp. 463-467
- Boeing, 1990, "Machining Plastics and Advanced Composites", Boeing Commercial Airplane Group, USA, May, 6M,62-65
- Boeing 777, 1994, "Advanced Composite Applications", Commercial Airplane Group, USA, May, C51.00.042.001, pp. 111
- Boeing, 1996, "Advanced Composite Repair For Engineers", Commercial Airplane Group, USA, Jun, pp. 34-47
- Boeing 737-800, 2005, "SRM (Structer Repair Manuel)", Technical Documents, November 2005, İngilizce, Boeing Proprietary, USA
- Boeing 737-800, 2005, "Structural Repair Manuel", Commercial Airplane Group, USA, Jun, pp. 268.
- Çalimli, D.M., 1983, "Gövde-Kanat Tamir Atelyesi S.R.M. Notları, THY yayımları, İstanbul, , S. 19-22.

- Dinç, S., 1990, "Teknik Temel Eğitim", THY Eğitim Başkanlığı, İstanbul, S. 4.
- Foreman, C., 1990, "Advanced Composites", United States Copyright Act, USA, pp.1-23.
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 1.
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 2.
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 3
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 4
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 5
- Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, 2002, "Uçak Yapısal Tamir Teknikleri", İzmir, Volume 6
- Hoskin, B.C., Baker, A.A., 1996, "Composites Materials For Aircraft Structures", Victoria, Australia, pp. 86-124
- Jang, S., Gu, L., Gipson, F. R., 2001, "Nondestructive Detection Of Weak Joints In Adhesively Bonded Composite Structures", Advanced Composites Research Laboratory, Mechanical Engineering Department Wayne State University, Detroit, USA, pp. 63-71
- Kedward, T.K., Zhu, Y., Kiefer, H.S., 2005, "Evaluation Of Composite Bonded

Joint Designs For Space Applications”, Structural Dynamics&Materials Conference, Austin, Texas, 18-21 April, pp. 2005-2098

Kim, J.H., Park, B.J., Han, Y. W., 2004, “Evaluation Of Fatigue Characteristics For Adhesively-Bonded Composite Stepped Lap Joint”, Department Of Mechanical Design Engineering, Chungnan National Universty, Korea, 15 June, pp. 69-75

Kutluca, A.K., 1982, "T-37 B/C Arıza Arama ve Giderme İşlemleri Rehberi", Hava Sınıf Okulları ve Teknik Eğitim Merkez Komutanlığı, İzmir, S.8-9

Lee, S.C., Lee, G.D., Oh, H. J., 2004, “Co-Cure Bonding Method For Foam Core Composite Sandwich Manufacturing”, Department Of Mechanical Engineering, Korea Advanced Institute Of Science and Technology, Korea, June, pp. 231-238

Önden, C., 1992, "Gövde, Kanat, Malzeme, Isıl İşlem, Korozyon Yapısal Tamir Notları", THY Eğitim Başkanlığı, İstanbul, S. 20-22.

Payne, A.O., 1976, "The Fatigue of Aircraft Structures", Eng.Fracture Mech., 8, 256, Melbourne, Australia

Schijve, J., 1994, “Fatigue of Aircraft Materials and Structures Fatigue”, Volume 16, Number 1

Sever, S., 1999, "Uçak Kumandaları", THY Eğitim Müdürlüğü Yayını, İstanbul, S. 17-18

Smith, H.W., 1980, “Spectrum Loading in Relation to Aircraft Design, 8th ICAF Symposium”, ASTM STP, 761, Lausanne,

Showers, D.R., 1985, "Applications of Damage Tolerance Analysis to InService Aircraft Structures", Proceedings of the Failure Analysis Program, pp.159-166,

THY Eğitim Başkanlığı, 1987, "DC-9-Gövde -Motor Tip Kursu, Uçuş Kumandaları", İstanbul, S. 28-32

TO TKIF-16, 1988, " CF104 Description and Maintenance Instructions", C-12-104-DAO/MF, Canada, pp.1-30

TO TKIF-24, 1996, "F-4 Structurel Repair Manual", Canada, pp. 27-123

Turan, D., 2001, "Uçaklarda Yorulma", Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu, <http://www.mmo.org.tr/muhendismakina/arsiv/2001.html>

Yarrington, P., Zhang, J., Colier, C., Bednarczyk, A.B., 2005, "Failure Analysis Of Adhesives Bonded Composite Joints", Structural Dynamics&Materials Conference, Austin, Texas, 18-21 April, pp. 2005-2376

Yoo, S. J., Kim, S., Yi, M. Y., Kim, G. C., 2005, "Failure Mode And Strength Of Uni-Directional Composite Single Lap Bonded Joints With Different Bonding Methods", Department Of Structures And Material, Korea Aerospace, Korea, pp. 305-333

Zhang, J., Bednarczyk, A.B., Collier, C., Yarrington, P., Bansal, Y., Pindera, J.M., 2005, "3D Stress Analysis Of Adhesively Bonded Composite Joints", Structural Dynamics&Materials Conference, Austin, Texas, 18-21 April, pp. 2005-2021

<http://www.sciencedirect.com/elsevier.html>, 07.05.2006

<http://www.mmo.org.tr/muhendismakina/arsiv/2001.html> 20.08.2005

http://www.mmo.org.tr/muhendismakina/arsiv/2003/ocak/makale_kompozit.html

24.07.2006

http://www.hho.edu.tr/huten/2003-2004/havacılık_sanayinde_kullanilan_plastik_matrisli_kompozit_malzemeler.html ,24.07.2006

<http://havatrafik.com/ucakyapı/kuyruk.html> 20.08.2005

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez konumu öneren ve tezimin hazırlanmasında, tüm aşamalarında destek ve yardımlarını esirgemeyen değerli hocam Sayın Yrd.Doç.Dr. Ömer SOYKASAP'a, deneylerin yapılmasında yardımcı olan Metal işleri bölümüne teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca deney malzemelerinin temin edilmesinde ve malzemelerin üretilmesinde yardımlarını esirgemeyen, THY kompozit atölyesi personeline ve özellikle de kompozit atölyesi müdürü Uçak Mühendisi Sayın Münir YAFAY Bey'e teşekkürlerimi bir borç bilirim.

ÖZGEÇMİŞ

1976 yılında Eskişehir’de doğdu. İlk, orta ve lise eğitimini Eskişehir’de tamamladı. 1998 yılında Gazi Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Makine Eğitimi Otomotiv Anabilim dalından mezun oldu. 1998 yılında Eskişehir Anadolu Teknik Lisesinde Uçak Gövde-Motor öğretmeni olarak öğretmenliğe başladı. 2000-2001 yılları arasında askerliğini yaptı. 2004 yılında Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Eğitimi Anabilim dalında yüksek lisans eğitimine başlayan Fırat DURMUŞ evli ve bir çocuk sahibidir.