

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERDE HASAR TESPİTİ
VE ONARIM YÖNTEMLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet Fatih KARAER

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Haziran 2014

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERDE HASAR TESPİTİ
VE ONARIM YÖNTEMLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Mehmet Fatih KARAER
(511121172)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Doç.Dr.Vedat Ziya DOĞAN

Haziran 2014

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121172 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Mehmet Fatih KARAER, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **“Havacılıkta Kullanılan Kompozit Malzemelerde Hasar Tespiti ve Onarım Yöntemleri”** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Vedat Ziya DOĞAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Turgut GÜLMEZ
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **05 Mayıs 2014**
Savunma Tarihi : **04 Haziran 2014**

Havacılığa,

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın hazırlanması sırasında desteğini, engin tecrübesini ve değerli vaktini benimle paylaşan danışman hocam Doç. Dr. Vedat Ziya DOĞAN'a, teşekkürlerimi sunarım. Kompozit plakaların hazırlanmasında ve tamirlerin gerçekleştirilmesi aşamasında yardımlarını hiçbir zaman benden esirgemeyen THY TEKNİK A.Ş ve THY HABOM A.Ş Kompozit Atölyesi ekibine teşekkür ederim. Ayrıca deneylerin gerçekleştirilmesinde yardımcı olan ROTAM teknisyenlerinden Müslüm ÇAKIR'a teşekkür ederim. Son olarak, maddi ve manevi her türlü desteklerini hiçbir zaman benden esirgemeyen, bana güvenen aileme tüm kalbimle teşekkür ederim.

Haziran 2014

Mehmet Fatih KARAER
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
2. MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİ.....	5
2.1 Makro Mekanik	6
2.1.1 Katman özellikleri.....	6
2.1.2 Makro mekanik semboller	7
2.2 Dönüşen-İndirgenmiş Katılık Denklemleri.....	8
2.3 ABD Matrisi.....	9
2.3.1 A matrisi.....	10
2.3.2 B matrisi.....	10
2.3.3 D matrisi.....	10
2.4 Ortalama Katılık Değeri (Average Stiffness).....	11
3. GENEL KOMPOZİT TAMİR PROSEDÜRÜ	13
3.1 Malzemeyi Tanımlamak.....	14
3.2 Hasarın Belirlenmesi	14
3.2.1 Hasar tespit yöntemleri	14
3.2.1.1 Gözle muayene.....	14
3.2.1.2 Tab testi.....	15
3.2.1.3 Ultrasonik muayene	15
3.2.1.4 X Işınları ile muayene	16
3.2.1.5 Eddy akımları ile muayene	16
3.2.1.6 Termografik muayene	16
3.3 Hasarlı Katmanın Kaldırılması	17
3.4 Hasarlı Çekirdek Yapının Kaldırılması.....	18
3.5 Yüzey Katmanlarının Zımpara ile İnceltilmesi (Taper Sand).....	19
3.6 Koruyucu Kaplamanın Kaldırılması	21
3.7 Parçanın Kurutulması.....	21
3.7.1 Suyun etkisi.....	22
3.8 Parçanın Kurutulması.....	23
3.9 Çekirdeğin Hazırlanması.....	23
3.10 Çekirdeğin Yerleştirilmesi	24
3.10.1 Tüm çekirdek değişimi	24
3.10.2 Kısmi çekirdek değişimi	24
3.11 Vakum Torbasına Alma İşlemi	26
3.11.1 Çekirdek değişiminde uygulanan vakumlama işlem adımları [5]	28

3.11.2 Vakum torbası kaçak testi	29
3.12 Tamirin Pişirilmesi	31
3.12.1 Pişirme zaman dilimleri.....	31
4. GENEL PREPREG TAMİR PROSEDÜRÜ	33
4.1 Tamir Katmanlarının Hazırlanması	33
4.2 Tamir Katmanlarının Serilmesi	35
4.3 Tamir Katmanlarının Sıkıştırılması	36
4.4 Tamir Katmanlarının Vakuma Alınması	37
4.5 Tamir Katmanlarının Pişirilmesi	39
4.6 Test Aşaması.....	39
5. GENEL ISLAK ELLE YATIRMA (WET LAYUP).....	41
5.1 Kumaşın Reçine ile Emdirilmesi.....	41
5.2 Vakum Metodu ile Kumaşa Reçine Emdirilmesi	42
6. TAMİRLERİN KARŞILAŞTIRILMASI	45
7. KOMPOZİT PLAKANIN ÇEKME DENEYİ.....	47
7.1 Test Parçalarının Hazırlanması.....	47
7.2 Deney Düzenegi	47
7.3 Deney Sonuçları	49
8. DEĞERLENDİRME.....	51
KAYNAKLAR.....	53
ÖZGEÇMİŞ	55

KISALTMALAR

ASTM	: American Society for Testing and Materials
AE	: Aramid/epoksi
CF	: Cam/Fiber
KF	: Karbon/Fiber
E	: Epoksi
THY	: Türk Hava Yolları
HABOM	: Havacılık Ağır Bakım ve Onarım Merkezi
M.Ö.	: Milattan Önce
CTP	: Cam Elyaf Takviyeli Polyester
IATS	: International Advanced Technologies Symposium
NG	: New Generation
SRM	: Structural Repair Manuel
NDT	: Non Destructive Testing
yy.	: Yüz yıl

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 3.1 : Bazı kompozit malzemelerin incelme oranları.....	19
Çizelge 6.1 : Tamir yöntemlerinin karşılaştırılması	45

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Kompozit malzemelere uygulanan testler	1
Şekil 1.2 : NGP-SG102 Grafit ile güçlendirilmiş ince plaka [2]	2
Şekil 2.1 : Kompozit malzemeler ile bazı metallerin gerilme- gerinim eğrisi	5
Şekil 2.2 : Kompozit malzemelerde koordinat sistemi	7
Şekil 2.3 : Kompozit malzemelerde katman dizilim örnekleri	9
Şekil 2.4 : (+45/90/+45/0)s katman dizilimi için ABD matrisi	11
Şekil 2.5 : (+45/+45/0/0/90/90/-45/-45) katman dizilimi için ABD matrisi	11
Şekil 3.1 : Tab test ile hasar sınırlarının belirlenmesi	15
Şekil 3.2 : Hasarlı üst katmanın kaldırılması	17
Şekil 3.3 : Hasarlı üst katmanın kaldırılmış görüntüsü	17
Şekil 3.4 : Çekirdeğin tamamen kaldırılması	18
Şekil 3.5 : Çekirdeğin kısmen kaldırılması	18
Şekil 3.6 : İncelme oranı	19
Şekil 3.7 : Zımpara sınırının belirlenmesi	20
Şekil 3.8 : Yüzeyin belirli incelme oranları ile inceltilmesi	20
Şekil 3.9 : Yüzeydeki koruyucu katmanın kaldırılması	21
Şekil 3.10 : Vakumlama yöntemi ile suyun kurutulması	22
Şekil 3.11 : Çekirdeğin hazırlanması	24
Şekil 3.12 : Tam ve kısmi çekirdek yerleşimi	25
Şekil 3.13 : Çekirdeğin etrafına sarılan film ve köpük yapıştırıcı	25
Şekil 3.14 : Çekirdeğin yerleştirilmesi	26
Şekil 3.15 : Arası boş olan parçalara iki taraflı vakumlama yapılmaz	27
Şekil 3.16 : Arası boş olan parçalara uygulanan vakumlama işlemi	27
Şekil 3.17 : Kabul edilebilir vakumlama	28
Şekil 3.18 : Isıl çiftlerin yerleşimi	30
Şekil 3.19 : İki taraflı vakuma alma işlemi	30
Şekil 3.20 : Vakum mili ve tabanının yerleşimi	30
Şekil 3.21 : Tel taraflı vakuma alma işlemi	31
Şekil 3.22 : 250F sıcaklıkta ısı battaniyesi kullanılarak yapılan tamirin pişirme zaman dilimleri	32
Şekil 4.1 : Çekirdek yüksekliğinin hazırlanması	33
Şekil 4.2 : Kumaş sınırlarının ve fiber yönlerinin belirlenmesi	34
Şekil 4.3 : Kumaş boyutlarının model üzerine aktarılması	34
Şekil 4.4 : Örnek model kullanılarak kumaş kesimi	35
Şekil 4.5 : Tamir katmanlarının serilmesi	36
Şekil 4.6 : Tamir katmanlarının sıkıştırılması	36
Şekil 4.7 : Tamir katmanlarının vakuma alınma işlemi	38
Şekil 4.8 : Isıl çiftlerin yerleşiminin üstten görünümü	38
Şekil 4.9 : 250F - emdirilmiş kumaş kullanılarak yapılan tamirin pişirme zaman dilimleri	39
Şekil 4.10 : Test aşaması	40

Şekil 5.1 : Islak- elle yatırma tamiri için kumaş boyutlarının örnek modele aktarılması	41
Şekil 5.2 : Kumaşın reçine ile emdirilmesi	42
Şekil 5.3 : Islak- elle yatırma tamirinde kullanılacak kumaşın tek taraflı vakuma alınması	43
Şekil 5.4 : Islak- elle yatırma tamirinde kullanılacak kumaşın tek taraflı vakum işleminde yerleşim planı.....	44
Şekil 7.1 : Test parçaları	47
Şekil 7.2 : Hidrolik kuvvet uygulayıcısı, yük hücresi ve bağlantı kısıkaçları	48
Şekil 7.3 : Deney düzeneği	48
Şekil 7.4 : Sağlam parça için gerilme-gerinim eğrisi.....	49
Şekil 7.5 : Hasarlı parça için gerilme-gerinim eğrisi	49
Şekil 7.6 : Onarılmış parça için gerilme-gerinim eğrisi.....	50
Şekil 7.7 : Test parçalarının maksimum gerilme değerlerinin karşılaştırılması	50

HAVACILIKTA KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERDE HASAR TESPİTİ VE ONARIM YÖNTEMLERİ

ÖZET

Bu çalışmada havacılıkta sık kullanılan kompozit malzemelerde meydana gelen hasarların tespiti ve bu hasarların onarım yöntemleri ile ilgili araştırma yapılmış ve örnek kompozit plaka üzerinde hasar oluşturularak bu hasarın tespiti ve onarım basamakları ayrıntılı bir şekilde aktarılmıştır. Öncelikle kompozit plaka üzerinde çekiç ile hasar oluşturulmuştur. Oluşan bu hasarın tespiti için kompozit malzemelerde hasar tespit yöntemlerinden olan tab testi uygulanarak hasarın sınırları belirlenmiştir. Belirlenen bu sınırlar dikkate alınıp, hasarlı üst yüzey, uygun kesici aletler kullanılarak kaldırılmıştır.

Sonraki aşamada çekirdekte hasarın olup olmadığı kontrol edilmiştir. Bu çalışmada çekirdek hasarlı olduğu için çekirdek de kaldırılmıştır. Hasarlı bölge uygun kimyasallar kullanılarak temizlenmiştir. Çıkarılan çekirdeğin boyutlarına uygun olacak şekilde yeni çekirdek gerekli kimyasal yapıştırıcılar kullanılarak yerleştirilmiştir. Yerleştirilen çekirdeğin tam yapışması için sıcak yapıştırma makineleri kullanılmıştır.

Üst yüzeyin kumaşlarla kaplanması aşamasında kullanılacak kumaş türüne göre iki ayrı onarım yöntemi mevcuttur : Önceden rezin emdirilmiş kumaşlar (Prepreg) ve sonradan rezin emdirilen kuru kumaşlar (Wet-layup). Bu çalışmada her iki yöntem de ayrı ayrı uygulanmıştır. Her iki çalışma için de uygun kumaş türleri belirlenip gerekli boyutlarda kesilmiştir. Kesilen kumaşlar, yüzeyden kaldırılan katman sayısı kadar, çekirdek üzerine serilmiştir.

Son olarak serilen kumaşların yapışmasının sağlanması için kür işlemine geçilmiştir. Kür işlemi için öncelikle kompozit plaka vakuma alınmış ve daha sonra sıcak yapıştırma işlemine geçilmiştir. Sıcak yapıştırma makinelerine uygun sıcaklık artışları ve işlem süresi tanımlanarak onarım sürecinin son basamağı da tamamlanmıştır. Sıcak yapıştırma süresi sona erdikten sonra kompozit plaka vakumdan çıkarılarak yapılan tamir tab testi ile test edilmiştir.

Tamirin kalitesi, düzenli çalışma ile doğru orantılıdır. Seçilen kumaş türleri, kuru kumaşlar kullanılarak sonradan rezin eklenecekse eklenen rezinin miktarı, vakuma alınma sırasında hava kaçağının olmaması için tamirin yapıldığı ortamın tozdan arındırılmış olmasına dikkat edilmesi tamirin kalitesini etkileyen sebepler arasında sayılabilir. Bu çalışmada yukarıda bahsedilen işlem adımları ayrıntılı olarak aktarılmıştır. Daha açıklayıcı olması bakımından da fotoğraflar kullanılmıştır. Sonuç olarak, uygulanan her iki tamir yöntemi karşılaştırılmıştır.

INSPECTION OF DAMAGE AND REPAIR METHODS OF COMPOSITE MATERIALS USED IN AVIATION

SUMMARY

Composites are used in a wide range of applications in aerospace, marine, automotive, surface transport and sports equipment markets. In this study, inspection of damages in composite materials used in aviation and repair methods of damages have been searched, and a sample composite plate has been damaged then repair steps of this damage have been identified in detail.

First of all, composite plate was damaged with a hammer. Then, outline of this impact damage has been identified using the tap test method which is one of the inspection method in composite plates. Damage to composite components is not always visible to the naked eye and the extent of damage is best determined for structural components by suitable Non Destructive Test (NDT) methods.

Alternatively the damaged areas can be located by simply tapping the composite surface and listening to the sound. The damaged areas give a dull response to the tapping, and the boundary between the good and damaged composite can easily be mapped to identify the area for repair.

While drawing the outline of damage, markers which cause corrosion must not be used. There is special markers for drawing on composite materials due to prevent corrosion damages. Sharpie is a suitable marker as an example. After mapping out the damage, we need to remove the damaged material. We will normally use an air powered router, grinder or saw to remove the damage. It is important to remove only the damaged material. We should make the cut-out have a smooth shape. Corners are to have a 1.0 inch or larger radius.

It is easy to find how many plies used in facesheet. The thickness of face sheet can be measured then divided by thickness of one composite ply. This is a practical way. In addition number of plies can be identified by using engineering drawings or related structural repair manuals.

In the next step, core has been inspected whether it is damaged or not. There are two ways to remove the core regarding the damage. If the core has not been damaged completely, then there is no need to remove full depth core. In this case, partial core should be removed. In this study, due to full depth damage, core was removed completely. Damaged area has been cleaned with suitable chemicals.

Most repairs require that you taper sand the repair area. Taper sanding is required to provide an area for the repair plies to bond to the original plies. There are three

important items to taper sanding: proper taper ratio, ply boundary identification, complete removal of damage.

The area that you taper is a function of the number of plies or the skin thickness. The repairs require a 50:1 ratio for skins with less than six plies, and a 30:1 taper ratio for skins with six or more plies.

To identify the number of plies in the area of damage after we taper sand, we must be able to see the ply boundaries. That is why a good even taper sanding is necessary. If the taper does not follow the contour, or is not straight for flat panels, we will not be able to identify the ply boundaries. After you taper sand the repair area, use close visual inspection to make sure that all the damage was removed.

There are several detrimental effects from water on composite parts. Resins naturally absorb some water during service. This absorbed water lowers the glass transition temperature of the resin. This makes the part weaker and less stiff at high temperatures. Absorbed water can also boil during the cure process. This can disbond repair patches and facesheets or simply degrade the repair bond. When water enters the honeycomb core of sandwich structures, this water freezes and expands at high altitude temperatures, damaging the core. The freeze-thaw cycles can cause significant damage over long periods. Water in honeycomb also increases part weight. In addition to performance reduction, the weight can affect the balance of flight control surfaces, and retraction of flaps and landing gear doors.

There are several methods to dry the repair area. One method is to dry the part in an oven. We can also use a vacuum bag and heat blanket or heat lamp. The oven method is preferred, but requires that the part be removed from the aircraft and small enough to fit into an oven. The other methods can be used regardless of location or size of the part.

There are two basic methods to restore the core. We can fill the core with potting compound or bond in a new piece of core. The replacement core should be the same material as the core it replaces or an approved substitute. For general substitutions use the same core material with a greater density and/or smaller cell size. In the light of these informations core has been replaced with a new one, in the same size of removed core, using suitable chemical adhesives. Hot bonder has been used to get a quality bonding.

There are two kind of repair methods related with using which kind of fabric for the upper facesheet. In prepreg repair method, fabrics preimpregnated with resin are used, but in wet-layup repair, fabrics are impregnated with resin by hand in the repair time. Both of these repair methods have been performed independently. For both repair types, suitable fabrics have been determined and have been cut with required dimensions. After that, same number of plies with the removed upper facesheet have been laid on the core.

In the last step, all plies have been cured with a suitable cure process to have a quality bonding. Before the curing, vacuum bag procedure has been applied to composite plate, and then hot bonder has been applied.

The vacuum bag provides the seal between the repair and the pressure source. For most of our repairs the pressure source is atmospheric air pressure. That is the pressure caused by the weight of the air around us. With this system, the pressure is applied by removing air from inside the vacuum bag. This is different from an autoclave which uses pressurized gas to provide the pressure. The vacuum bag provides the barrier between the repair and the pressure source. There are two types of vacuum bags : surface bag and envelope bag.

A surface bag is normally easier to make for most repairs. However, it requires the part have a clean solid surface in order to maintain vacuum integrity. If the part has a hole in it, then you may be able to make two surface bags, one on each side of the part.

An envelope bag can be used on parts where a surface bag would be difficult to install. If the part is small, then it can be easier to put the part into an envelope bag. An envelope bag can also be used where some part surfaces are not smooth and can be very difficult to surface bag.

The most common method to heat your repair is to use a heat blanket with a computer controlled hot bonder. The thermocouples provide temperature inputs to the controller. For this study, suitable heat up rates and cure times have been identified to hot bonder. After curing process, composite plate has been transferred to out of vacuum bag and the repair has been tested with tab test method.

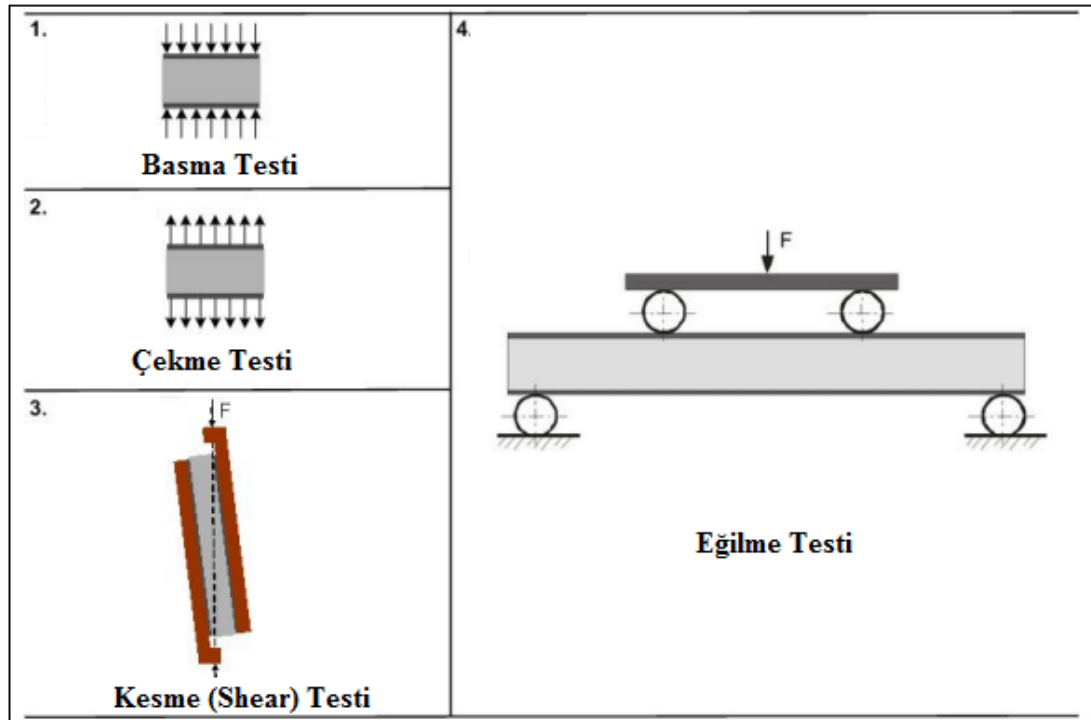
There are some mechanic tests to perform composite materials to get material characteristics. For example, tension test, compression test, shear test, bending test, etc. In this study tension test has been applied to three sandwich composite plates. One of the parts is damaged, the other one is repaired, and the last one is original part without any damage. Tension loads have been applied all these three parts individually. The tension rate was 2 mm per minute. As it is expected, the repaired part has been cracked from repaired area. The damaged parts has been failed from damaged area, and the original undamaged part has been failed from the middle of part.

The quality of repair is proportional with right working. Types of fabrics, the quantity of resin if fabric will be impregnated by hand in the repair time, working in a clean room to not have a vacuum bag leak, all this reasons affect the quality of repair. In this study, all steps of repair process have been identified in detail. Moreover, digital photographs have been used to make it more understandable. In conclusion, performed two type of repairs have been compared.

1. GİRİŞ

Bu çalışmada havacılıkta sık kullanılan kompozit malzemelerde meydana gelen hasarların tespiti ve bu hasarların onarım yöntemleri ile ilgili araştırma yapılmış ve örnek kompozit plaka üzerinde hasar oluşturularak bu hasarın tespiti ve onarım basamakları ayrıntılı bir şekilde aktarılmıştır.

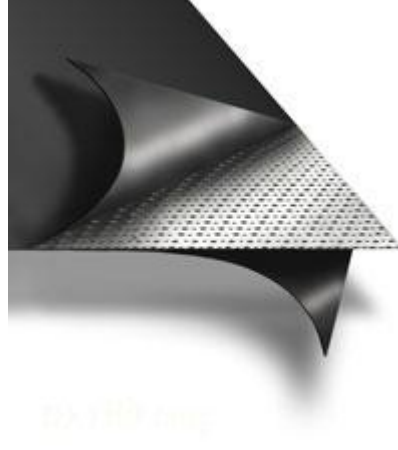
Şekil 1.1 de gösterildiği gibi sandviç yapılı kompozit malzemelere çekme (tension), basma (compression), kesme (shear) ve eğilme (bending) gibi mekanik testler uygulanarak mukavemetleri hakkında bilgi edinilebilir [20]. Bu çalışmada sadece çekme testi uygulanmıştır.



Şekil 1.1 : Kompozit Malzemelere uygulanan Testler.

İnsanoğlu, ilk çağlardan beri kırılğan malzemelerin içine bitkisel veya hayvansal lifler koyarak kırılğanlık özelliğini gidermeye çalışmıştır. Bu konuda en iyi örnek kerpiçtir. Kerpiç üretiminde, killi çamur içine katılan saman, sarmaşık dalları gibi sap ve lifler kerpicing mukavemetini artırmaktadır. Özellikleri ve lif yönleri farklı

ağaç levhalar üst üste istiflenerek yapılan ok yayları bir başka örnek olarak verilebilir. Şekil 1.2 de grafit ile güçlendirilmiş ince plaka kullanılarak üretilen kompozit malzeme görülebilir. Ayrıca hidrolik bağlayıcılar ve elyaf malzeme kullanılarak yapay taş plakaların üretim yöntemi hakkında 19. yy başlarında alınmış patentlere rastlanmaktadır. İlk kez ince levha yapımında kullanılan çimento ve asbest kompozitleri yıllarca kullanılmış ve bu gün hala kullanılmaktadır [1].



Şekil 1.2 : NGP-SG102 Grafit ile güçlendirilmiş ince plaka [2].

Öte yandan, günümüzde kompozitlerin donatılmasında yaygın olarak kullanılan liflerle ilgili uygulamanın çok yeni olmadığı araştırmalardan da anlaşılmaktadır. Örneğin cam liflerinin üretimi, eski Mısır’a kadar dayanmaktadır. Dahası M.Ö. 1600 yıllarında Mısır’da ince cam liflerinin imalatının , XVIII. Hanedan devrinden kalan, farklı renkte cam liflerinden elde edilen çeşitli eşyalardan anlaşılmaktadır [3]. Liflerle takviye edilmiş sentetik reçineler 1950’li yıllardan itibaren endüstride kullanılmaya başlanmıştır. Bu malzemenin en tanınmış grubunu “cam elyaf takviyeli polyester (CTP)” oluşturmaktadır. Ülkemizde “fiber-glass (CF)” diye tanınan bu malzemeler, 1960’lı yıllardan itibaren sıvı tankları, çatı levhaları, küçük boy deniz tekneleri gibi elemanların imalatında kullanılmaktadır. Ülkemizde seri üretimi yapılmış ilk yerli otomobil olan “Anadol”un kaportası da bu malzemedendir [4].

Kompozit malzeme teknolojisindeki gelişmelerle birlikte, sanayi ve teknoloji uygulamalarında gittikçe artan oranlarda kullanılmaya başlanmıştır. Özellikle uçak sanayisinde ve daha pek çok sektörde önemli ölçüde kullanılan kompozitler üzerindeki bilimsel çalışmalar yoğun bir şekilde devam etmektedir. Kompozit malzemeler yapıları ve özellikleri sayesinde çok çeşitli alanlarda kullanılır. Her

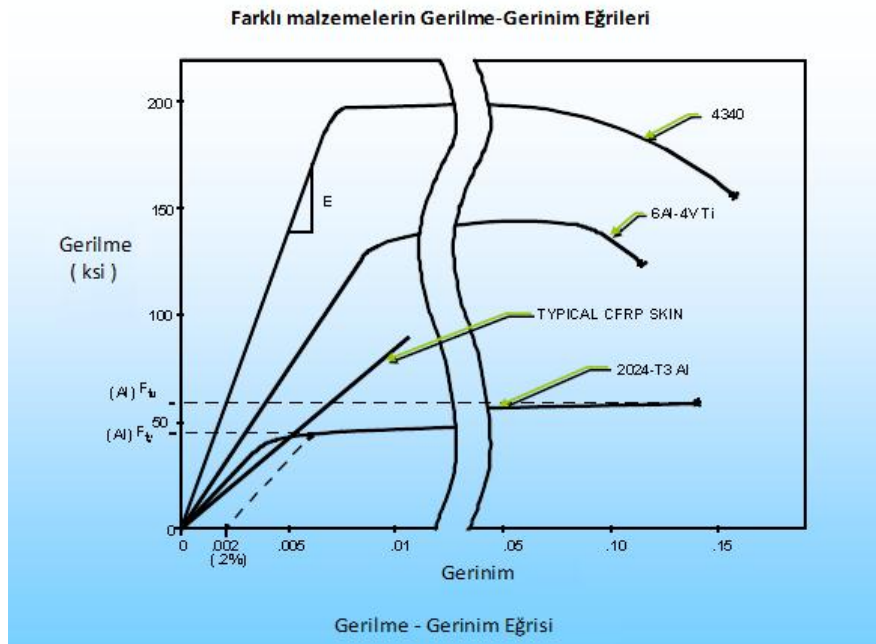
sektörün farklı ihtiyaçları ve beklentileri olduğundan, kompozit malzemelerin, ürün esneklikleri önemli bir avantaj olarak karşımıza çıkmaktadır. Kompozitler, farklı sektörlerde hammadde olarak kullanıldığı gibi imalat yardımcı ekipmanları olarak da kullanılırlar. Kompozit malzemelerin önemli avantajlarından biri de kolayca tamir edilebilir olmalarıdır. Kompozitler, kolayca kesilir, delinir, zımparalanır.

2. MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİ

Mühendislik disiplini, malzemelerin mekanik özelliklerini, bir cisme uygulanan dış kuvvet ile bunun sonucunda oluşan yer değiştirme arasındaki ilişki olarak tanımlar. Bu ilişki katı mekaniği biliminden türemiştir. Malzeme özelliklerinde malzemenin fiziksel davranışı ve yer değiştirme miktarı ile ilgili bazı varsayımlar yapılır. Bu varsayımlar malzeme özellikleri denklemlerini katı mekaniği denklemlerinden daha basit olmasını sağlar. Denklemleri doğru kullanmak için bu varsayımlar doğru anlaşılmalıdır.

Varsayımlar ;

- Tüm yerdeğişirmeler cisme göre çok küçüktürler,
 - Yük ile yer değiştirme arasındaki ilişki lineer elastiktir.
 - İzotropi, malzeme özelliklerinin yönden bağımsız olarak malzemenin her yerinde aynı özellik göstermesi demektir. Bir çok malzeme, metaller dahil, izotropiktir [5].
- Şekil 2.1 de farklı malzemelerin gerilme gerinim eğrileri gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Kompozit malzemeler ile bazı metallerin gerilme-gerinim eğrisi [5].

2.1 Makro Mekanik

2.1.1 Katman özellikleri

Kompozit malzemeler için gerilme ve gerinim ile ilgili denklemleri geliştirmek için her katmanın malzeme özellikleri bilinmelidir. Katman özellikleri genellikle 2 yöne göre verilir. Her katman 1-2 koordinat sistemine göre serilir. 1 yönü fiber yönüne paralel, 2 yönü ise fiber yönüne diktir. Şekil 2.2 de daha ayrıntılı görülebilir.

E_1 , 1 yönündeki eksenel elastisite modülüdür. E_2 , 2 yönündeki eksenel elastisite modülüdür. Bunlar genelde farklı değerlere sahiptirler.

G_{12} , 1-2 düzlemindeki kayma modülüdür.

ν_{12} , 1-2 düzleminde, 1 yönünde uygulanan gerilme için poisson oranı.

ν_{21} , 1-2 düzleminde, 2 yönünde uygulanan gerilme için poisson oranı.

Bunlar kompozit malzemelerde genelde farklı değerlere sahiptirler, ama

$$y_t = \phi_1 \cdot y_{t-1} + \varepsilon_t \quad (2.1)$$

denklemini sağlar.

Bu tanımlar kullanılarak tek katman için Hook kanunu yazılabilir ;

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ T_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_1\nu_{21}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{E_1\nu_{21}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Matriste bu değerler Q_{ij} terimlerine indirgenmiştir.

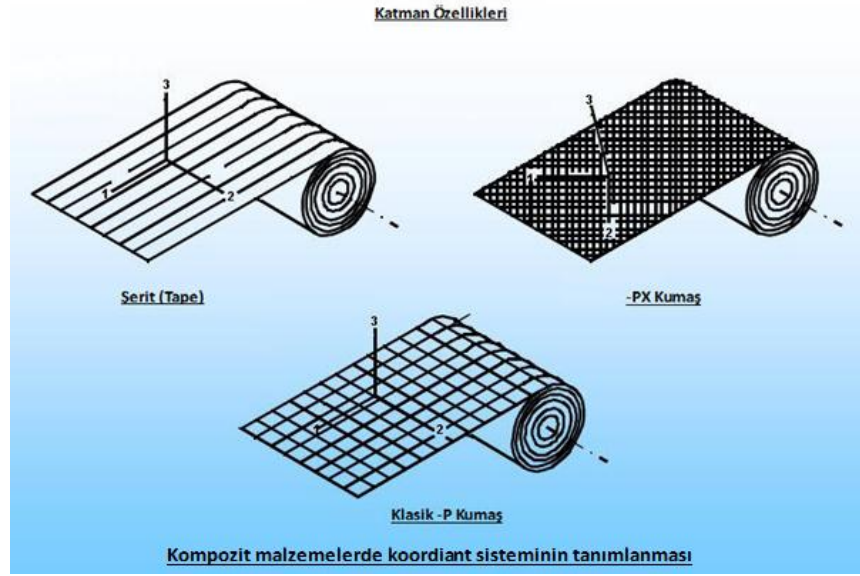
$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.2)$$

$$Q_{12} = \frac{E_1\nu_{21}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = Q_{21} \quad (2.3)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.4)$$

$$Q_{66} = Q_{12} \quad (2.5)$$

Bu denklemler sadece tek katmanın gerilme ve gerinim değerlerini hesaplamak için geçerlidir.



Şekil 2.2 : Kompozit malzemelerde koordinat sistemi [6].

2.1.2 Makro mekanik semboller

Kompozit malzemelerin özellikleri ile ilgili sık kullanılan terimler şunlardır [7] :

- C_{ij} , gerinimin fonksiyonu olarak, katılık matrisinde yer alan, gerilim ile ilgili elemanlardır.
- S_{ij} , gerilimin fonksiyonu olarak, gevşeklik matrisinde yer alan, gerinim ile ilgili elemanlardır. Gevşeklik matrisi katılık matrisinin tersidir.
- Q_{ij} , indirgenmiş katılık matrisinde yer alan elemanlardır. Bu matrisdeki elemanların katılık matrisindeki elemanlardan farkı, tek katlı kumaş ve ince tabaka yüzey kabulü yapmasıdır.

- $\bar{Q}_{ij}$, dönüşen indirgenmiş katılık matrisi elemanlarıdır. Referans eksen malzeme ekseninden döndürürseniz, dönüşen indirgenmiş katılık matrisi, aksenal - kayma gerilmelerini ve gerinimleri hesaplar.
- $\bar{S}_{ij}$, dönüşen indirgenmiş gevşeklik matrisi elemanlarıdır. Dönüşen indirgenmiş katılık matrisinin tersidir.

Tanımlanan tüm bu terimler malzemenin özellikleri ile ilgilidir.

2.2 Dönüşen-İndirgenmiş Katılık Denklemleri

1 ve 2 eksenleri dışındaki gerilme ve gerinimleri hesaplamak için dönüşen- indirgenmiş katılık denklemleri kullanılmalıdır. Dönüşen- indirgenmiş katılık elemanlarının indirgenmiş katılık elemanları türünden yazılan denklemleri aşağıdaki gibidir [8]:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta \quad (2.6)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \quad (2.7)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{22}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{11}\sin^4\theta \quad (2.8)$$

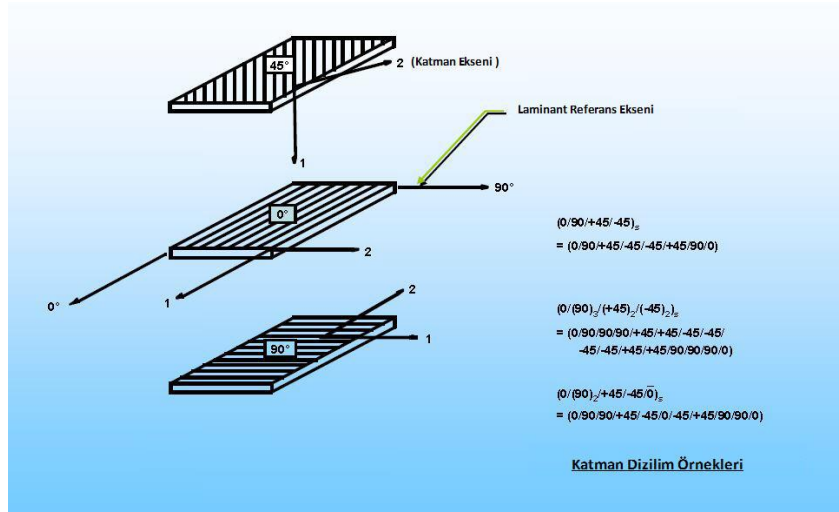
$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \quad (2.9)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \quad (2.10)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \quad (2.11)$$

θ : Laminant referans eksen ile katman eksen arasındaki açı

Bu denklemler bize kuvvetlerin ve yer değiştirmelerin katman yüzeyindeki herhangi bir eksen üzerinde ilişkilendirilmesini sağlamaktadır. Şekil 2.3 de bazı kumaş katmanlarının dizilimi ve eksenleri gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : Kompozit malzemelerde katman dizilim örnekleri [9].

2.3 ABD Matrisi

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{ij} \int_{z_{k-1}}^{z_k} dz \quad (2.12)$$

- N_x , X yönünde birim uzunluğa etki eden eksenel kuvvettir.
- N_y , Y yönünde birim uzunluğa etki eden eksenel kuvvettir.
- N_{xy} , xy düzleminde birim uzunluğa etki eden kesme kuvvetidir.
- M_x , x yönünde etki eden momenttir,
- M_y , y yönünde etki eden momenttir.
- M_{xy} , xy düzleminde etki eden bükme momentidir.
- ε_x , x yönündeki gerinimi ifade eder. Üst indis olan "0" ise kaçınıcı katmana ait olduğunu gösterir. Örnek olarak "0" sayısının orta katmanı gösterdiği söylenebilir.

- ε_y , y yönündeki gerinimi ifade eder.
- γ_{xy} , xy düzleminde etki eden kayma modülüdür.
- K tabakanın eğriliğini ifade eder.
- K_{xy} , tabakanın bükülme eğriliğini ifade eder.
- $z_i - z_j$, i numaralı katman ile j numaralı katman arasındaki mesafe (z ekseninde)

2.3.1 A matrisi

- A_{11} ve A_{22} , elastisite modülü (E) gibi düşünülebilir.
- A_{12} , poisson oranı (ν) gibi düşünülebilir.
- A_{66} , kayma modülü (G) olarak düşünülebilir.
- A_{16} ve A_{26} , kayma geriniminin aksel kuvvet ile ilişkisini gösterir. Bu iki değerin sıfır olmaması durumunda, aksel yönde bir kuvvet uygulanırsa laminant yapıda kayma yönünde deformasyon oluşur. Eğer laminat yapıda kumaşlar dengeli dizilmiş ise bu iki değer sıfır olur [10]. Pozitif yöndeki kumaş sayılarının negatif yöndeki kumaş sayılarına eşit olması laminat yapının dengeli olduğunu gösterir.

2.3.2 B matrisi

B matrisi, katman düzlemindeki ve düzlem dışındaki kuvvetlerin yer değiştirme ile ilişkisini belirtir. B matrisindeki elemanların sıfır olmaması, aksel veya kayma kuvveti uygulandığı zaman laminant yapının eğileceğini ve büküleceğini gösterir. Laminant yapının simetrik olması durumunda, B matrisindeki elemanlar sıfır olur [10]. Şekil 2.4 de B matrisi sıfır olan örnek bir katman dizilimi gösterilmiştir. Laminant yapıda orta katmanın üzerindeki ve altındaki kumaşlar aynı şekilde dizilmişler ise simetrik olduğu söylenebilir.

2.3.3 D matrisi

D matrisi katman düzlemi dışındaki kuvvetlerin katman düzlemi dışındaki yer değiştirme ile ilişkisini belirtir. A matrisindeki elemanlar ile benzerdir, sadece gerinim yerine eğrilik, kuvvet yerine de moment dikkate alınır. D_{16} ve D_{26} eğilme ile bükülme arasındaki ilişkiyi belirler. Bu değerler sıfır değil ise, bükülme momenti

uygulanınca katman eğilecektir. Şekil 2.5 de D_{16} ve D_{26} değerleri sıfır olan örnek bir katman dizilimi gösterilmiştir.

Katman dizilimi : (+45/90/+45/0)s
Simetrik-Dengesiz

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 512 & 163 & 142 & 0 & 0 & 0 \\ 163 & 512 & 142 & 0 & 0 & 0 \\ 142 & 142 & 174 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 110 & 79 & 72 \\ 0 & 0 & 0 & 79 & 227 & 72 \\ 0 & 0 & 0 & 72 & 72 & 83 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

Şekil 2.4 : (+45/90/+45/0)s katman dizilimi için ABD matrisi [5].

Katman Dizilimi : (+45/+45/0/0/90/90/-45/-45)
Antisimetrik - Dengeli

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 512 & 163 & 0 & -2350 & 0 & -3520 \\ 163 & 512 & 0 & 0 & 2350 & -3520 \\ 0 & 0 & 174 & -3520 & -3520 & 0 \\ -2350 & 0 & -3520 & 150 & 98 & 0 \\ 0 & 2350 & -3520 & 98 & 150 & 0 \\ -3520 & -3520 & 0 & 0 & 0 & 102 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

Şekil 2.5 : (+45/+45/0/0/90/90/-45/-45) katman dizilimi için ABD matrisi[5].

2.4 Ortalama Katılık Değeri (Average Stiffness)

Tüm ABD matrisinin hesaplanması oldukça zordur ve genelde bilgisayar programı gerektirir. Alternatif olarak ortalama katılık değeri kullanılır. Ortalama katılık değeri A matrisinin elemanları ile ilişkilidir. Ortalama katılık değerli hesaplarında genellikle E_x , E_y , G_{xy} ve ν_{xy} değerleri hesaplanır. Ortalama katılık değeri, hesaplamaları basitleştirir ama kullanırken dikkatli olmalıyız. Bu hesaplamalarda katmanların dizilimi dikkate alınmaz. Genellikle dengeli ve simetrik dizilime sahip laminant yapılar için ortalama katılık değeri hesaplanır. Katı laminant yapıların eğilme analizlerinde bu hesaplamalar kullanılmaz. Ortalama katılık hesabı aşağıda verilen denklemler kullanılarak hesaplanabilir [11] :

$$E_x = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{A_{22}^T} \quad (2.13)$$

$$E_y = \frac{A_{22}A_{11} - A_{12}^2}{A_{11}^T} \quad (2.14)$$

$$G_{xy} = \frac{A_{66}}{T} \quad (2.15)$$

$$\nu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \quad (2.16)$$

3. GENEL KOMPOZİT TAMİR PROSEDÜRÜ

Kompozit malzemelerin iki temel tamir yöntemi vardır : Islak elle yatırma (wet lay-up) tamiri ve prepreg tamiri [12]. Aslında bir çok işlem basamağı iki tamir yöntemi için de aynıdır. Islak elle yatırma tamirinde kuru kumaş üzerine reçine sürülerek gerçekleştirilir. Prepreg tamirlerde ise üretim aşamasında emdirilmiş kumaşlar kullanılır.

Havacılık sektöründe kompozit malzemeler için kullanılan genel tamir prosedürü :

1. Malzemenin Tanımlanması
2. Hasarın belirlenmesi
3. Hasarlı katmanın kaldırılması
4. Hasarlı çekirdek yapının (Core) kaldırılması
5. Yüzey katmanlarının zımpara ile inceltilmesi (Taper Sand)
6. Koruyucu kaplamanın kaldırılması
7. Parçanın Kurutulması
8. Tamir edilecek bölgenin temizlenmesi
9. Çekirdeğin hazırlanması
10. Çekirdeğin yerleştirilmesi
11. Çekirdeğin pişirilmesi
12. Tamir katmanlarının serilmesi
13. Tamir katmanlarının pişirilmesi
14. Tamirin test edilmesi
15. Tamirin kapatılması
16. Yüzey koruma işlemleri

Bu prosedürler aşağıda detaylı bir şekilde açıklanmaktadır.

3.1 Malzemeyi Tanımlamak

Öncelikle tamir edilecek parçanın ilgili teknik çizimleri ve tamir dökümanları incelenerek orijinal kumaş türü, katman sayısı, kumaşların oryantasyonu, çekirdek türü ve kalınlığı belirlenmesi gerekir.

3.2 Hasarın Belirlenmesi

Hasar tespit yöntemleri kullanılarak hasarın sınırları belirlenmelidir. Hasarın sınırları çizilirken uygun kalem kullanılmalıdır. Kurşun kalem gibi korozyona sebep olabilecek kalemler kullanılmamalıdır. Kompozit malzemelerde genellikle sharpie kalem kullanılır[5]. Ayrıca hasarın sınırları belirlenirken keskin köşelerden kaçınmak gerekir.

3.2.1 Hasar tespit yöntemleri

Kompozit malzemelerde hasar tespit yöntemlerinden en sık kullanılanları aşağıdaki gibidir [13] :

1. Gözle Muayene
2. Tab Testi
3. Ultrasonik Muayene
4. X Işınları ile Muayene
5. Eddy Akımları ile Muayene
6. Termografik Muayene

Bu metotlar aşağıda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

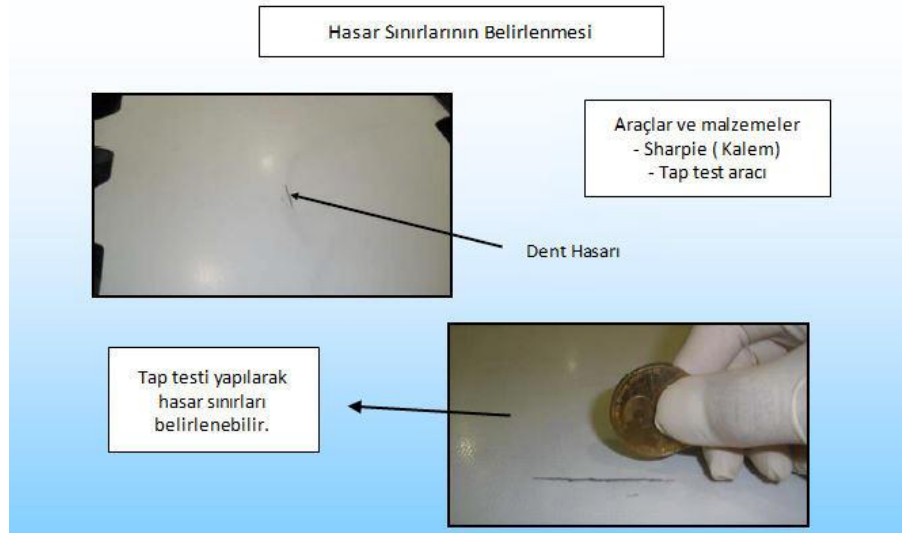
3.2.1.1 Gözle muayene

Görerek muayene hasarların tespiti için önemli ilk aşamadır. Gün ışığında veya aydınlatıcı cihazlar kullanarak uygulanmaktadır. Çarpmadan dolayı oluşan hasarlarda görerek muayene metoduyla çentikler, çatlaklar, delikler, ezilmiş bölgeler, uçlardaki çıkıntılar tespit edilebilir. Isısal etkiyle veya yıldırım düşmesi sonucu oluşan rengi değişmiş, kaybolmuş, boya hataları, bağlama elemanlarında kayıplar, boya çatlakları, uçlardan sarkmış, çıkıntı yapmış fiberler, bükülmüş alüminyum yüzeyler belirlenebilir. Yakın gözle muayene ile tabaka oryantasyonu, hasarın kaçınıcı tabakada olduğu gözlenebilir.

3.2.1.2 Tab testi

Tap testi şekil 3.1 de gösterildiği gibi metal bir disk, test çekici veya tap cihazı kullanarak yapılır. Muayenesi yapılacak bölgeye test için gerekli olan cihazlardan biri vurulmaktadır. Yapıştırma hatası veya ayrışma olan bölgelerde sönük bir ses çıkmaktadır [14]. Bu metot, hatalı bölgenin genel olarak işaretlenmesi için iyi bir yöntemdir. Bu usul kalın tabakalı yapılarda iyi sonuç vermez. 4 kattan fazla olan tabakalarda tap testi yapılması tavsiye edilmez. Ayrıca uygulayıcının duyma kapasitesi, tecrübesi, bölgenin sessizliği testin hassas olmasına etki eden unsurlardır.

Otomatik tap testi cihazı hasarlı bölgeyi göstergesi yardımıyla diğer tap testlerine nazaran daha hassas bir şekilde test etmektedir. Havacılık endüstrisinde en yaygın olarak kullanılan yöntemdir.



Şekil 3.1 : Tap test ile hasar sınırlarının belirlenmesi.

3.2.1.3 Ultrasonik muayene

Ultrason ile muayenede yapı içindeki hataları görmek için yüksek frekanslı sinyaller (1 ile 10 megahertz arasında) gönderilmektedir [15]. Bu sinyaller güç vericileri tarafından yapıya yollanmaktadır. Ultrasonik muayenede ultrasonla gönderme, darbe-yankı metotları kullanılmaktadır. Ultrasonik muayene iyi yetişmiş elemanlar tarafından yapılmalıdır. Ultrasonla gönderme sisteminde el veya cihazla yapılan çeşitler mevcuttur. Bu metotla 1 cm' lik hataları güvenilir bir şekilde tespit etmek mümkündür [5].

Kompozit malzemelerin muayenesinde darbe-yankı sisteminin kullanılmasında bir güç çeviriciye ihtiyaç vardır. Güç çevirici ultrasonik sinyal göndermekte ve çarpan sinyali geri almaktadır. Sinyal gücünün kaybı, zaman farkı iki boyutlu göstergede görülmektedir. Zaman farkı hatanın derinliğine veya kalınlığına dönüştürülür. Darbe-yankı yöntemiyle hatalı tabaka oluşumları, çatlaklar, boşluklar, su, yapışma hataları 1 cm' ye kadar tespit edilebilir.

Ultrasonik yapışma tespit edici ile muayenede bir adet muayene probu ve iki güç çevirici kullanılmaktadır. Bu metotla hatalı tabakalar, boşluklar, yüzey ile petek arasındaki yapıştırma hataları tespit edilebilir. Yaklaşık 2,5 cm' ye kadar olan hatalar bu usulle tespit edilebilir.

3.2.1.4 X Işınları ile muayene

X ışınlarıyla muayene yöntemi kompozit malzemelerde öncelikli olarak petek yapısında suyun tespiti için kullanılmaktadır. Radyografya su olan yerler koyu olarak görülmektedir. Kür işlemi sırasında az miktarda reçine bal peteği yapının içinde kalabilir. Bu durumda peteğin içindeki görüntü, su birikimi görüntüsüyle aynıdır. Bu tür durumlarda X ışınları demeti hücre duvarlarına paralel olarak gönderilirse, farklılığı anlamak mümkün olabilir. Ayrıca radyografi yöntemiyle kompozit bal peteği yapısındaki yüzey tabaka çatlakları da tespit etmek mümkündür.

3.2.1.5 Eddy akımları ile muayene

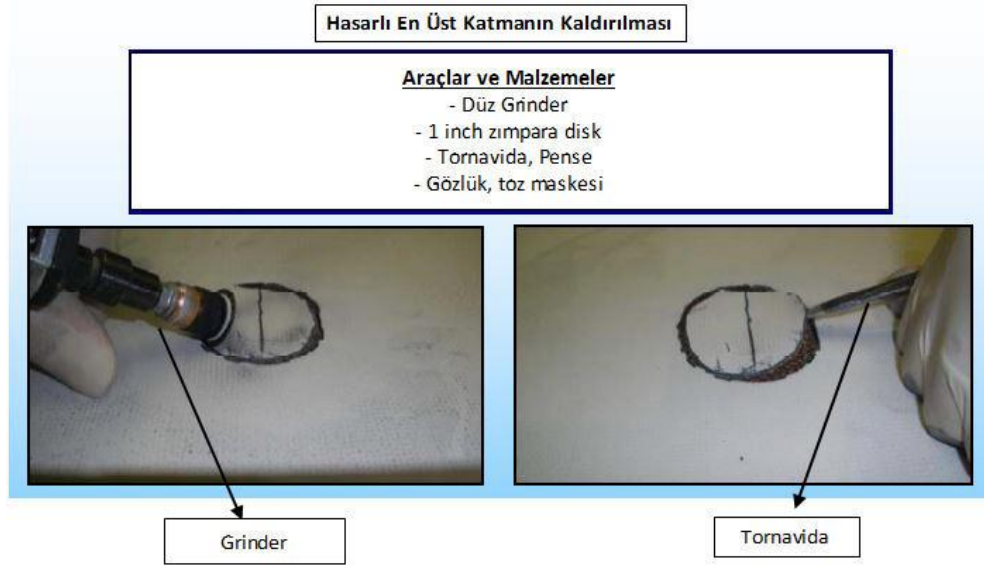
Eddy akımlarıyla kompozit sandviç malzemelerin hatalarının bulunmasından ziyade uçağın burun kısmında bulunan radom' un tamirden sonra kalınlığının ölçülmesi için kullanılmaktadır. Bu yöntem radom'un diğer kısmında bulunan alüminyum tabakada oluşan akımlarla radom kalınlığını karşılaştırılmaktadır.

3.2.1.6 Termografik muayene

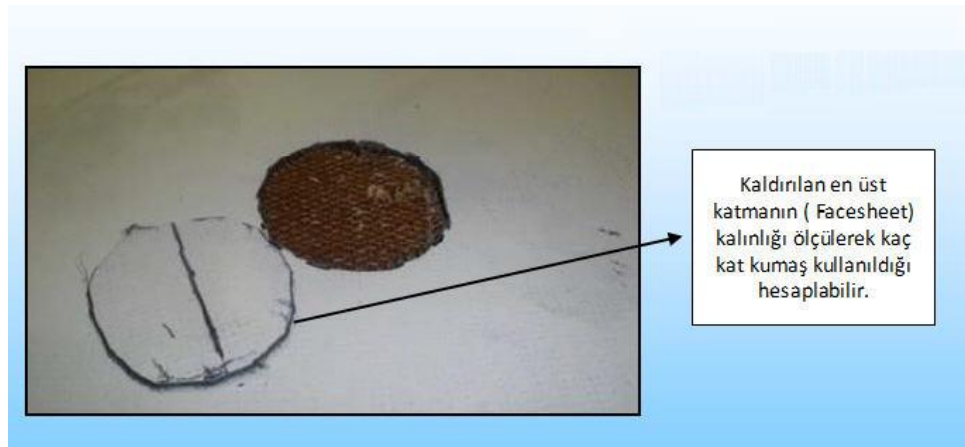
Termografik muayene metodu nispeten yeni bir tahribatsız muayene yöntemi olup, bal peteğinde oluşan buz ve su parçacıklarının tespitinde, alüminyumdan üretilen sandviç yapılarda petek ile tabaka yüzeyler arası yapışma eksikliklerini tespit etmekte kullanılmaktadır. Termografik kamera ile yapılan tahribatsız muayenelerde pozisyonlanma çok önemli olup, test edilecek kısım dik durum devamlı olarak muhafaza edilmelidir. Termografik muayenede en önemli esas ısı farkını tespit ederek, hatalı bölgeleri bulmaktır [16].

3.3 Hasarlı Katmanın Kaldırılması

Hasar sınırları belirlendikten sonra hasarlı kısmın kaldırılması gerekir. Şekil 3.2 de görüldüğü gibi genellikle hasarı kaldırmak için bileyici (grinder), zımpara disk, tornavida, ince uçlu pense gibi araçlar kullanılır. Çekirdeğin zarar görmemesi için sıcak hava üfleyen ısıtıcı da kullanılabilir. Şekil 3.3 de hasarlı üst katmanın kaldırılmış görüntüsü yer almaktadır.



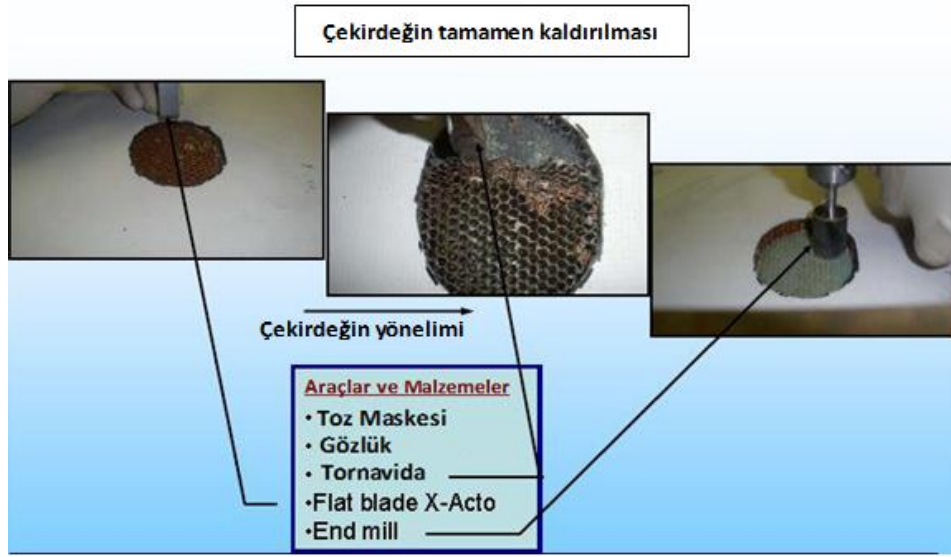
Şekil 3.2 : Hasarlı üst katmanın kaldırılması.



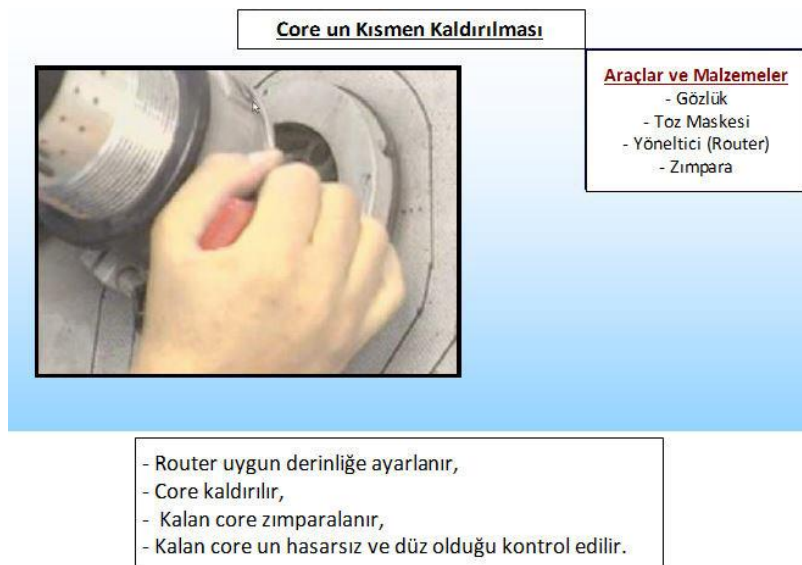
Şekil 3.3 : Hasarlı üst katmanın kaldırılmış görüntüsü.

3.4 Hasarlı Çekirdek Yapının Kaldırılması

En üst katman kaldırıldıktan sonra çekirdek yapının durumuna bakılır, hasar gördüyse kaldırılması gerekir. Çekirdek tamamen veya kısmen kaldırılabilir. Eğer çekirdek kalınlığı 1 inch den az veya hasarlı ise şekil 3.4 de gösterildiği gibi çekirdek tamamen kaldırılır [5]. Çekirdek kalınlığının 1 inch den daha fazla olduğu ve çekirdek de kısmi hasarın mevcut olduğu durumlarda çekirdeğin tamamen kaldırılmasına gerek yoktur. Uygun kesici araçlar kullanılarak şekil 3.5 de gösterildiği gibi çekirdeğin hasarlı kısmı kaldırılabilir [13].



Şekil 3.4 : Çekirdeğin tamamen kaldırılması.



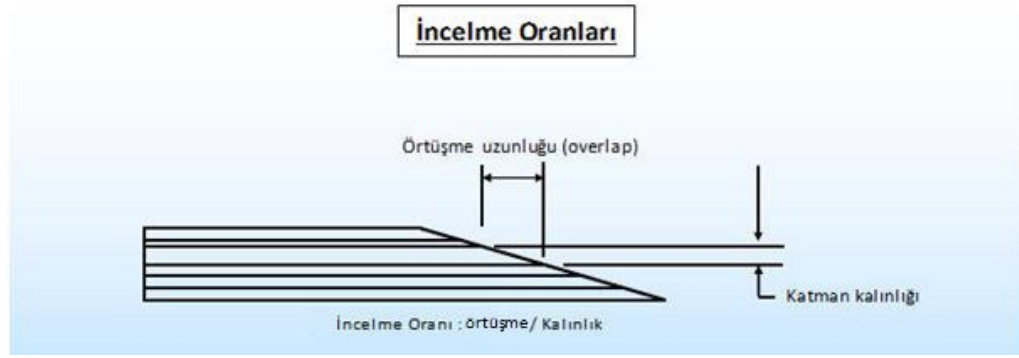
Şekil 3.5 : Çekirdeğin kısmen kaldırılması.

3.5 Yüzey Katmanlarının Zımpara ile İnceltilmesi (Taper Sand)

Birçok tamir, tamir bölgesinin zımpara ile inceltilmesini (taper sand) gerektirir. İnceltme, tamir katmanları ile orijinal katmanların bağlanması için gerekli olan alanı sağlamak için gereklidir. İnceltme için 3 önemli husus vardır [5] :

- Uygun inceltme oranı, şekil 3.6 da gösterildiği gibi
- Katman sınırlarının tanımlanması, şekil 3.7 de gösterildiği gibi
- Hasarın kaldırılmasının tamamlanması, şekil 3.8 de gösterildiği gibi

İnceltmenin yapılacağı alan çekirdeğin üzerindeki katmanın kalınlığının veya katman sayısının bir fonksiyonudur. B777, B737NG ve B787 tamirleri, 6 dan daha az katmanlı yüzeyler için 50:1 inceltme oranı gerektirirken, 6 ve daha fazla katmanlı yüzeyler için 30:1 inceltme oranı gerektirmektedir [5].



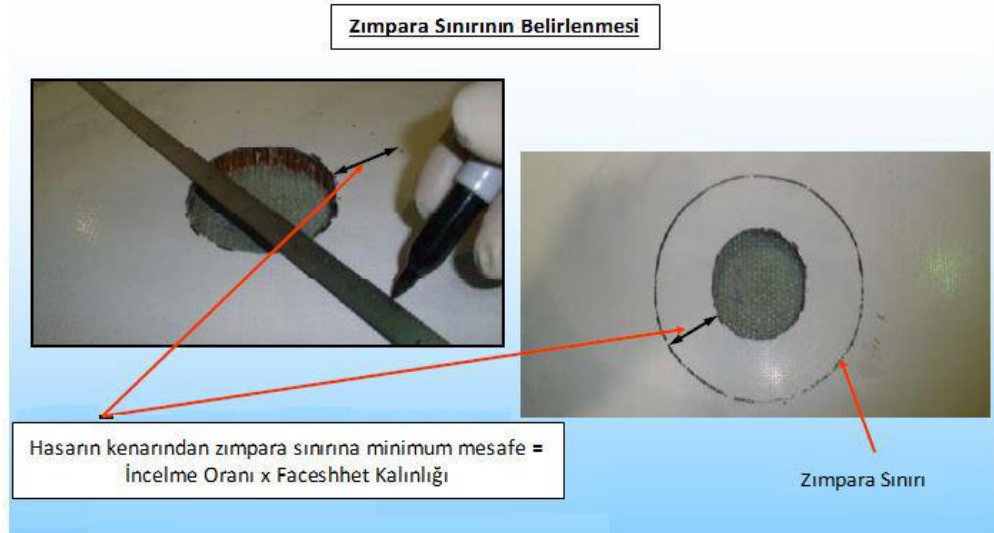
Şekil 3.6 : İnceltme oranı.

Havacılıkta sık kullanılan bazı kompozit malzemelerin kalınlık ve inceltme oranları çizelge 3.1 de verilmiştir.

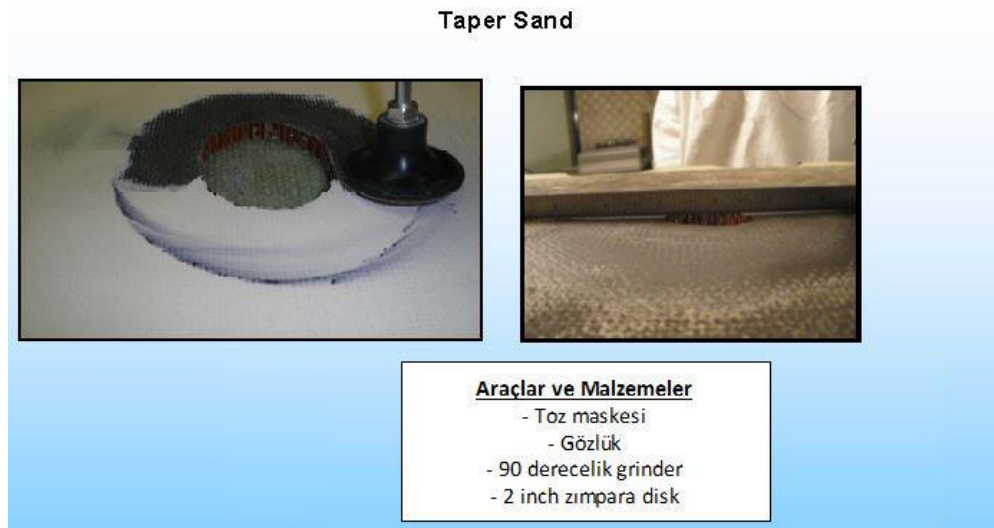
Çizelge 3.1 : Bazı kompozit malzemelerin inceltme oranları [5].

Malzeme	Malzeme Türü	Örtüşme (inch)		Yaklaşık kalınlık (inch)
		30:1 inceltme	50:1 inceltme	
Karbon Fiber	Grade 95	0.12	0.19	0.0038
Karbon Fiber	Grade 145	0.18	0.29	0.0057
Karbon Fiber	Grade 190	0.23	0.38	0.0075
Karbon Fiber	STYLE 3K-70-PW	0.26	0.44	0.0087
Karbon	STYLE 6K-70-PW	0.26	0.44	0.0087

Fiber				
Karbon Fiber	STYLE 6K-70-PW-PB4	0.26	0.44	0.0087
Karbon Fiber	STYLE 3K-135-8H	0.5	0.75	0.017
Cam Fiber	STYLE 120/220	0.12	0.19	0.0038
Cam Fiber	STYLE 1581/7781	0.3	0.5	0.01



Şekil 3.7 : Zımpara sınırının belirlenmesi.



Şekil 3.8 : Yüzeyin belirli incelme oranları ile inceltilmesi.

3.6 Koruyucu Kaplamanın Kaldırılması

İnceltme işleminden sonra katman sınırlarının belirlenmesi için üst kaplamalar şekil 3.9 da gösterildiği gibi scotch bright kullanılarak kaldırılır. Bu işlem yapılırken fiberin zarar görmemesine özen gösterilir. Tamir için gerekli olan katman sayısı ve yapıştırıcı (adhesive) katmanı veya zımpara katmanı kullanılıp kullanılmayacağına göre kaldırılacak olan kaplamanın miktarı hesaplanır. Yapıştırıcı katmanı veya zımpara katmanı kullanılacaksa ayrı ayrı 0.125 inch eklenir [5].

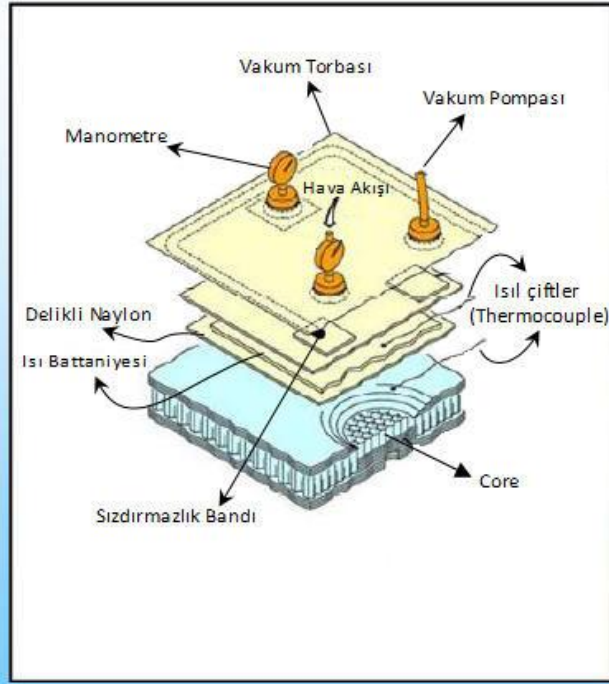


Şekil 3.9 : Yüzeydeki koruyucu katmanın kaldırılması.

3.7 Parçanın Kurutulması

Parçanın kurutulması birkaç farklı yolla yapılabilir. Bu metodlardan birisi parçanın fırında kurutulmasıdır. Ayrıca vakumlama yolu ile veya ısı lambası kullanılarak da kurutma işlemi yapılabilir. Fırın daha çok tercih ediliyor ama bu yöntem parçanın uçaktan sökülmesini ve parçanın fırına sığabilecek boyutlarda olmasını gerektiriyor. Vakumlama yönteminde veya ısı lambası kullanımında parçanın lokasyonundan ve boyutlarından bağımsız olarak kurutma işlemi gerçekleştirilebilir. Şekil 3.10 da vakumlama yöntemi ile kurutma işlemi gösterilmiştir.

Suyun Kurutulması



Şekil 3.10 : Vakumlama yöntemi ile suyun kurutulması [13].

3.7.1 Suyun etkisi

Suyun kompozit malzeme üzerinde bazı zararlı etkileri bulunmaktadır. Kompozit malzeme içinde bulunan resin doğal olarak zamanla suyu absorbe eder. Absorbe edilen su resinin camı geçiş sıcaklığını düşürür. Bu da parçanın yüksek sıcaklıklarda mukavemetini azaltır. Ayrıca pişirme işlemi sırasında absorbe edilen su kaynayabilir ve tamir yamalarının zarar görmesine veya katmanlar arasında ayrılmaya sebep olabilir.

Uçakta kullanılan bir kompozit malzemeyi ele alırsak, su, sandviç yapılı malzemenin balbeteği yapısına girince yüksek irtifa sıcaklığında donar, genişler ve çekirdek yapısına zarar verir. Uzun menzilli uçuşlarda daha büyük tehlikelere yol açabilir [17].

Suyun bir başka zararlı etkisi ise bulunduğu parçanın ağırlığını artırmasıdır. Performansı azaltmasının yanı sıra, uçuş kontrol yüzeylerinin dengelerini, flapların ve iniş takımı kapaklarının kapanmasını da etkiler.

3.8 Tamir Edilecek Bölgenin Temizlenmesi

Tamir yüzeyinde kalıntılar varsa, yapılacak olan tamirin dayanıklılığı ve ömrü bundan etkilenecektir. Parça kullanıma başladıktan kısa süre sonra tamir parçalanabilir. Bu yüzden ilgili tamir yüzeyinin tamirden önce iyi bir şekilde temizlenmesi gerekir.

Tamir yüzeyinin temizlenmesi için vakum, pamuksuz bez, kimyasal çözücüler kullanılabilir. Kimyasal çözücü olarak, metil etil keton (MEK), metil izobütil keton (MIBK), metil propil keton (MPK) veya aseton kullanılabilir [18]. Ayrıca kimyasal çözücüler kullanılırken ellere zarar vermemesi için eldiven kullanılmalıdır.

3.9 Çekirdeğin Hazırlanması

Hasarlı çekirdek iki farklı şekilde tamir edilebilir. Çekirdek kısmen hasarlı ise, çekirdek bir çeşit kimyasal bileşen (potting compound) ile doldurulabilir. Tamamen hasarlı ise yeni bir çekirdek ile değiştirilebilir.

Çekirdek seçimi yapılırken hasarlı çekirdek ile aynı malzemede olması veya onaylanmış bir alternatif malzeme olması gerekmektedir. Farklı hücresel yoğunluğa sahip çekirdek, tamir bölgesindeki gerilimi etkileyeceğinden, parça üzerindeki yük dağılımını da etkileyecektir. Çekirdek değişiminde şu basamaklar takip edilebilir :

- ✓ Bir model üzerinde tamir edilecek çekirdeğin yönelimi ve tamir sınırları belirlenir,
- ✓ Belirlenen çekirdeğin yönelim yönü dikkate alınarak, tamirde kullanılacak büyüklükte çekirdek, düz, keskin bir kesici ile şekil 3.11 de gösterildiği gibi kesilir.
- ✓ Kesilen çekirdek yüksekliği zımpara makinesi ile ayarlanır.
- ✓ Çekirdek, bir çözücü içerisinde 60 saniye bekletilerek temizlenmesi sağlanır ve bu işlem bir kaç defa tekrarlanır.
- ✓ Çekirdek yerleştirilmeden önce tamamen kuru ve temiz olmalıdır.



Şekil 3.11 : Çekirdeğin hazırlanması.

3.10 Çekirdeğin Yerleştirilmesi

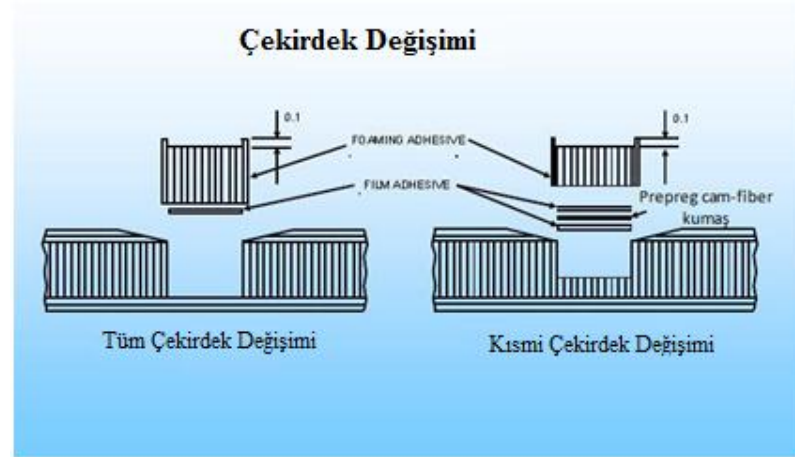
3.10.1 Tüm çekirdek değişimi

- ✓ Çekirdek ile aynı boyutta bir kat film yapıştırıcı (film adhesive) kesilir,
- ✓ Çekirdeğin çevre uzunluğu kadar ve çekirdek yüksekliğinden 0.1 inch daha büyük olacak şekilde "köpük yapıştırıcı (foaming adhesive)" denilen yapıştırıcı kesilir [5],
- ✓ Yapıştırıcıların üzerinde bulunan koruma filmlerinin çıkarıldığından emin olunmalı,
- ✓ Çekirdeğin yerleştirileceği yüzeye bir kat film yapıştırıcı yerleştirilir,
- ✓ Çekirdek çevresi köpük yapıştırıcı ile sarılır,
- ✓ Çekirdeğin yönelimi de dikkate alınarak şekil 3.12 de gösterildiği gibi çekirdek yerleştirilir,
- ✓ Birleşme yerindeki boşlukları doldurmak için çekirdek çevresindeki fazla köpük yapıştırıcı parça üzerine katlanır.

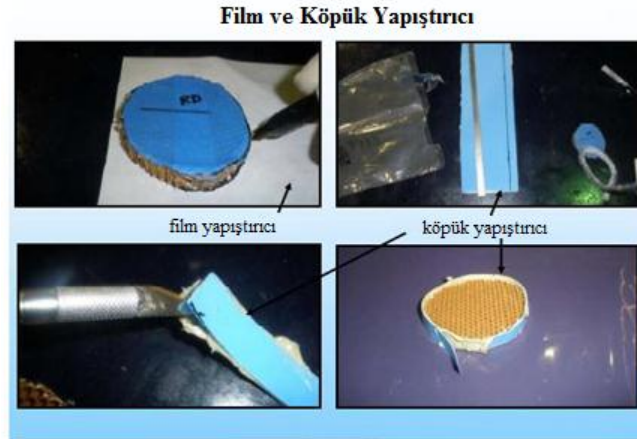
3.10.2 Kısmi çekirdek değişimi

- ✓ Çekirdek ile aynı büyüklükte iki kat film yapıştırıcı kesilir,
- ✓ Çekirdek ile aynı büyüklükte bir kat prepreg cam-fiber kumaş kesilir,
- ✓ Çekirdeğin çevre uzunluğu kadar ve çekirdek yüksekliğinden 0.1 inch daha büyük olacak şekilde köpük yapıştırıcı kesilir,

- ✓ Yapıştırıcıların üzerinde bulunan koruma filmlerinin çıkarıldığından emin olunmalı,
- ✓ Çekirdeğin yerleştirileceği yüzeye şekil 3.14 deki gibi film yapıştırıcı yerleştirilir,
- ✓ Film yapıştırıcı üzerine bir kat prepreg cam-fiber kumaş serilir,
- ✓ Cam- fiber kumaş üzerine bir kat daha film yapıştırıcı yerleştirilir,
- ✓ Çekirdek çevresi şekil 3.13 de gösterildiği gibi köpük yapıştırıcı ile sarılır,
- ✓ Çekirdeğin yönelimi de dikkate alınarak çekirdek yerleştirilir,
- ✓ Birleşme yerindeki boşlukları doldurmak için çekirdek çevresindeki fazla köpük yapıştırıcı parça üzerine katlanır.

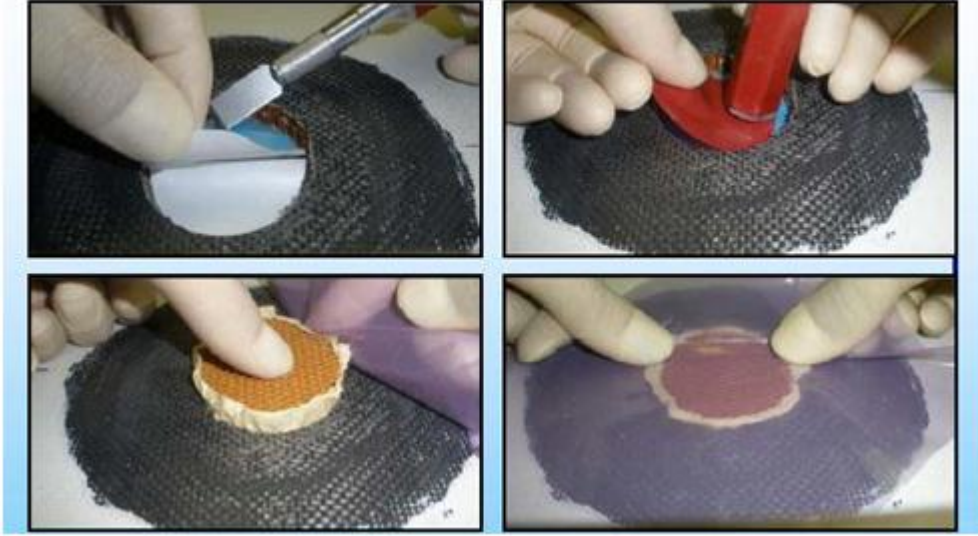


Şekil 3.12 : Tam ve kısmi çekirdek yerleşimi.



Şekil 3.13 : Çekirdeğin etrafına sarılan film ve köpük yapıştırıcı.

Film ve Köpük Yapıştırıcı ile Çekirdek Değişimi



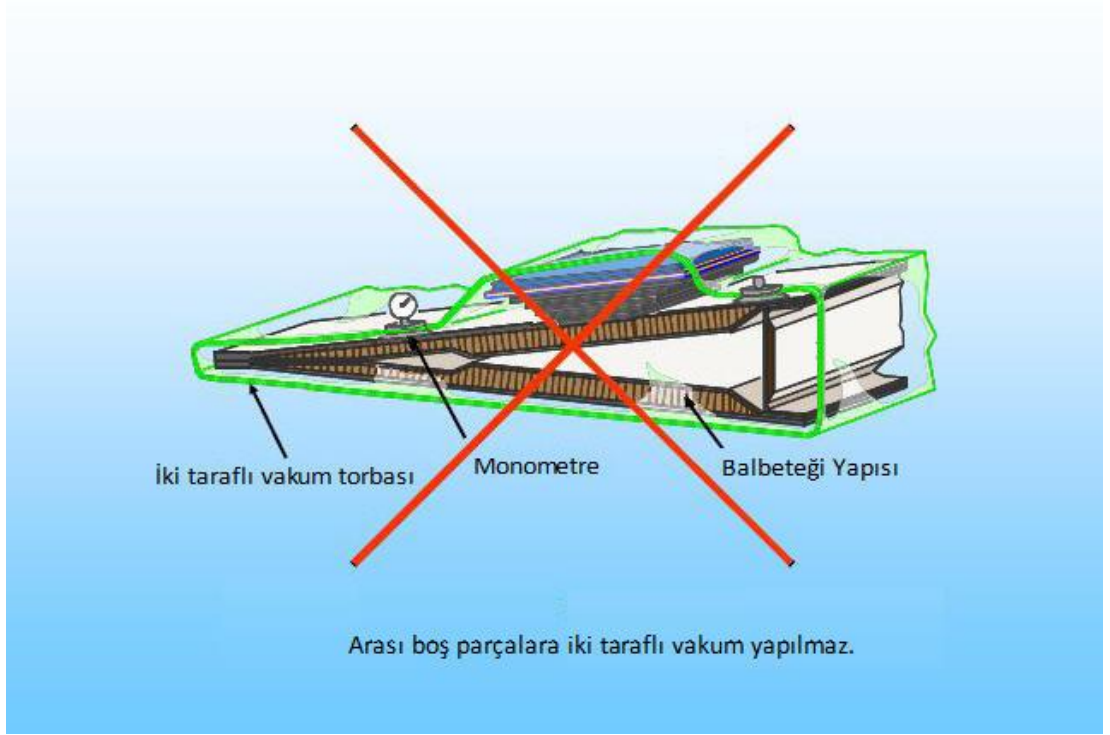
Şekil 3.14 : Çekirdeğin yerleştirilmesi.

3.11 Vakum Torbasına Alma İşlemi

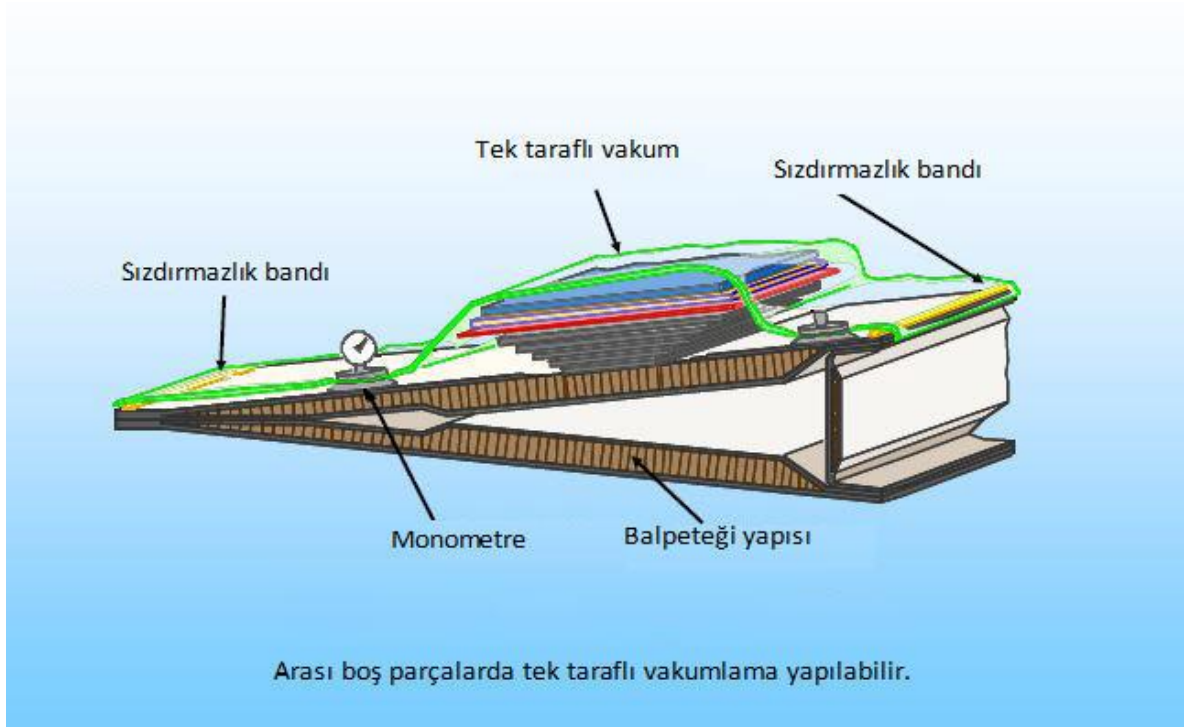
Vakum torbası tamir parçası ile açık hava basıncı arasında bir çeşit zar görevi görür. Vakum torbası içindeki hava alınarak açık hava basıncının tamir üzerine etkimesi sağlanır. Böylelikle kumaşların tamir yüzeyine tam olarak yapışması sağlanmış olur. 2 çeşit vakumlama yöntemi vardır :

1. Parçanın tek yüzeyi kapatılarak vakumlama,
2. Parçanın zarf şeklinde hem alt hem de üstten kapatılarak vakumlama,

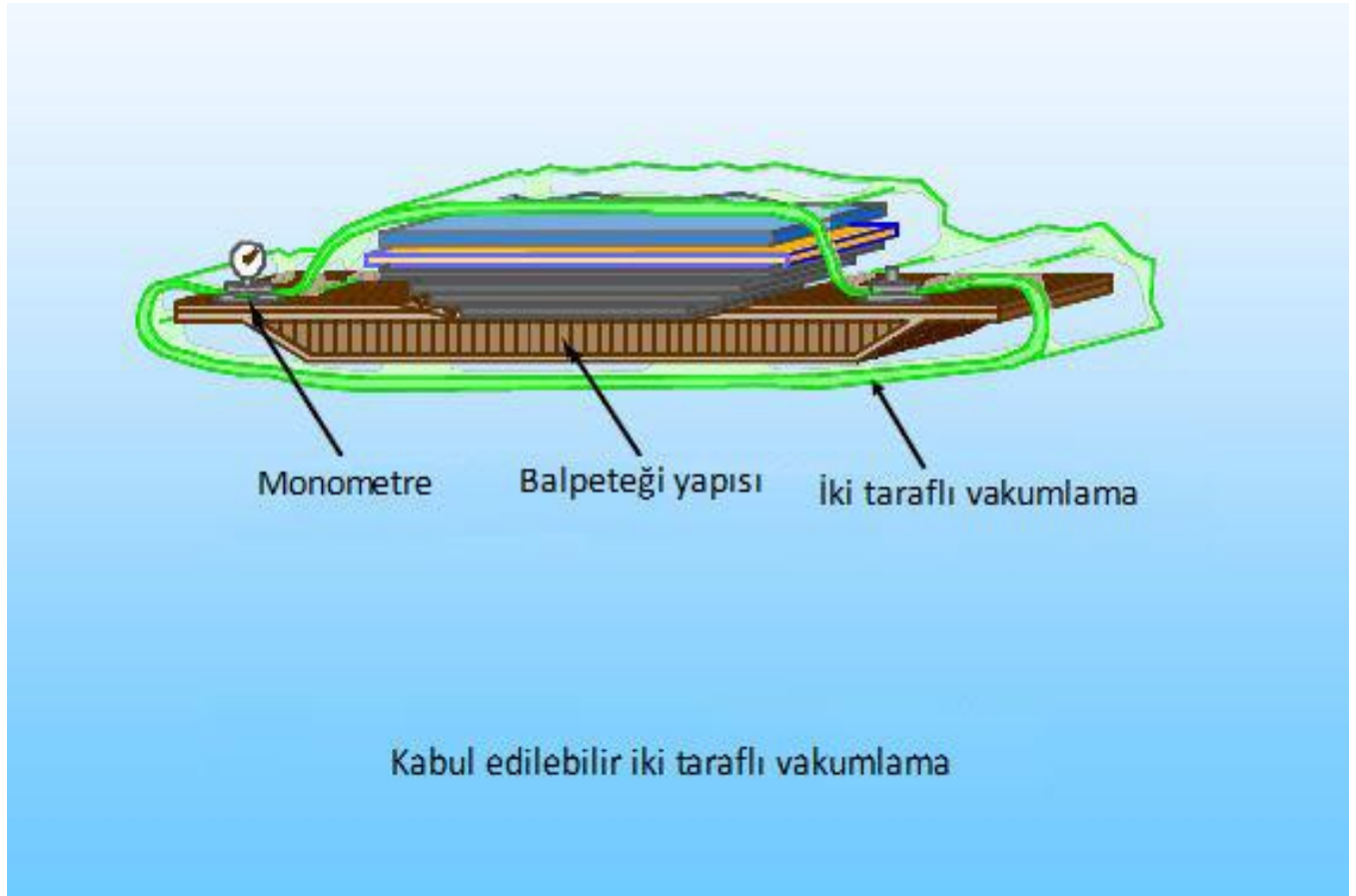
Tek yüzey vakuma alınacaksa yüzeyin temiz olması çok önemlidir. Uçaktan sökülemeyen parçalar için bu yöntem uygundur. Şekil 3.15 de gösterildiği gibi arasında boşluk bulunan parçalara iki taraflı vakumlama yapılmaz. Arası boş olan parçalara şekil 3.16 da gösterildiği gibi tek taraflı vakumlama yapılır. Parçada delik mevcut ise iki taraflı vakuma alınabilir. Ayrıca yüzeyin pürüzsüz olmadığı veya parçanın küçük olduğu durumlarda da iki taraflı vakumlama tercih edilebilir. Şekil 3.17 de iki taraflı vakuma alma işlemi gösterilmiştir.



Şekil 3.15 : Arası boş olan parçalara iki taraflı vakumlama yapılmaz [5].



Şekil 3.16 : Arası boş olan parçalara uygulanan vakumlama işlemi [5].



Şekil 3.17 : Kabul edilebilir vakumlama [5].

3.11.1 Çekirdek değişiminde uygulanan vakumlama işlem adımları [5]

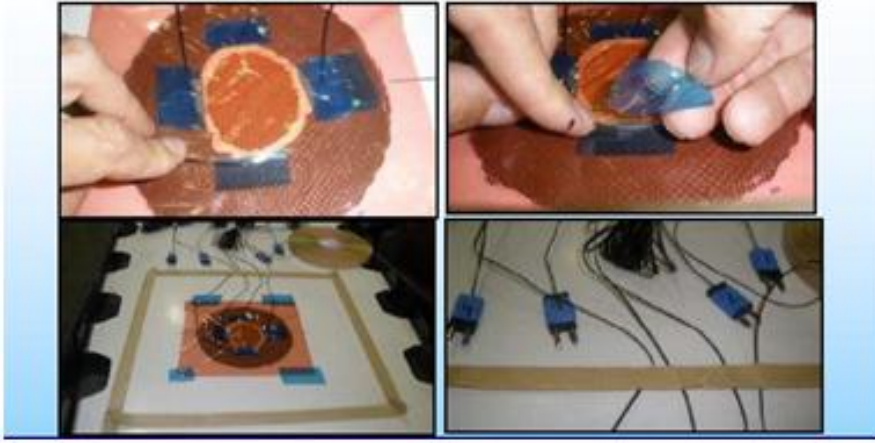
- Tek taraflı ısıtma uygulanacaksa çekirdek çevresine iki veya daha fazla ısıl çiftler (thermocouple) yerleştirilir. Şekil 3.21 de ayrıntılı olarak gösterilmiştir.
- Isı battaniyesi (Heat Blanket) ile aynı boyutlarda olacak şekilde tamir bölgesine delikli ayırıcı film (perforated parting film) yerleştirilir.
- Düz ayırıcı filmden veya ısı battaniyesinden daha büyük olacak şekilde "bleeder" denilen bez yerleştirilir.
- Kullanılacak ısı battaniyesi ile aynı boyutta bleeder bezin üzerine bir kat düz deliksiz ayırıcı film (solid parting film) yerleştirilir.
- Çekirdek kenarlarına şekil 3.18 de gösterildiği gibi minimum 4 adet ısıl çift yerleştirilir. (Fırında veya oda sıcaklığında pişirme için gerekli değil)
- Çekirdek üzerine minimum 2 adet ısıl çift yerleştirilir. (Fırında veya oda sıcaklığında pişirme için gerekli değil)

- Deliksiz ayırıcı film ile aynı boyutta ısı battaniyesi yerleştirilir.
- Isı battaniyesi üzerine vakum torbasından bir inch küçük olacak şekilde "breather" denilen bez yerleştirilir.
- Breather bezin 0.5 inch çevresine sızdırmazlık bandı yerleştirilir. Isıl çift ve ısı battaniyesi kablolarının bandın üzerinden geçtiğinden emin olunmalı ve kablolardan hava kaçağının olmaması için kabloların üzeri ikinci kat band ile kaplanmalı. Ayrıca kabloların düz olmasına dikkat edilmeli.
- Vakum milinin (probe) tabanı breather bezin üzerine yerleştirilir. Isıl çift kablolarının veya ısı battaniyesinin üzerine gelmemesine dikkat edilir. Vakuma alınacak alanın çapraz köşelerine yerleştirilebilir.
- Sızdırmazlık bandını minimum bir inch geçecek şekilde vakum torbası ile tamir alanı kapatılır.
- Vakum milinin tabanının üstündeki vakum torbası şekil 3.20 de gösterildiği gibi kesilerek vakum mili takılır.
- Minimum 22 inch cıva basınç sağlayacak şekilde vakum uygulanır. Hava kaçağı kontrolü yapılır.
- Parçanın iki tarafına da ısıtma işlemi uygulanacaksa, şekil 3.19 da gösterildiği gibi iki taraflı vakumlama işlemi uygulanır ve 4 adet ısı çift tamirin alt yüzeyine yerleştirilir. Ayrıca ısı battaniyesi ve breather bez yerleştirilir.

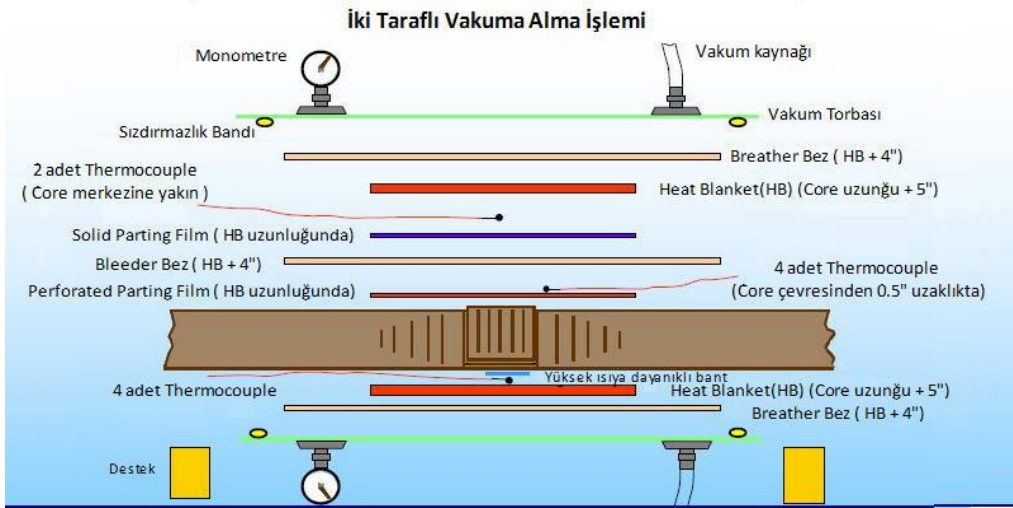
3.11.2 Vakum torbası kaçak testi

Vakuma torbasının kaçak testi için vakum kaynağı kapatılıp monometre değeri takip edilir. Maksimum 5 dakikada 5 inch cıva kayıp olmalıdır [18]. Bu değer karşılanmıyorsa kaçak olabilecek yerler düzeltilmeli. Sızdırmazlık bandı iyice sıkıştırılabilir. Isıl çift veya ısı battaniyesi kablolarının çevresi sıkıştırılabilir. Vakum milinin çevresi kontrol edilebilir. Tamir yüzeyi iyi temizlenmemiş ise üzerindeki tozlar kaçağa sebep olabilir. Bu işlemler yapılmasına rağmen minimum basınç değeri karşılanmıyorsa vakum torbası ve sızdırmazlık bandı yenisi ile değiştirilmelidir. Şartlar uygun ise kaçak oluşmaması için parça iki taraflı vakuma alınabilir.

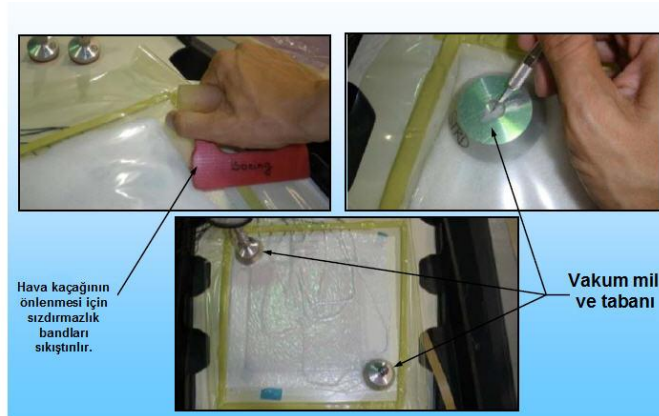
Isıl çift Yerleşimi



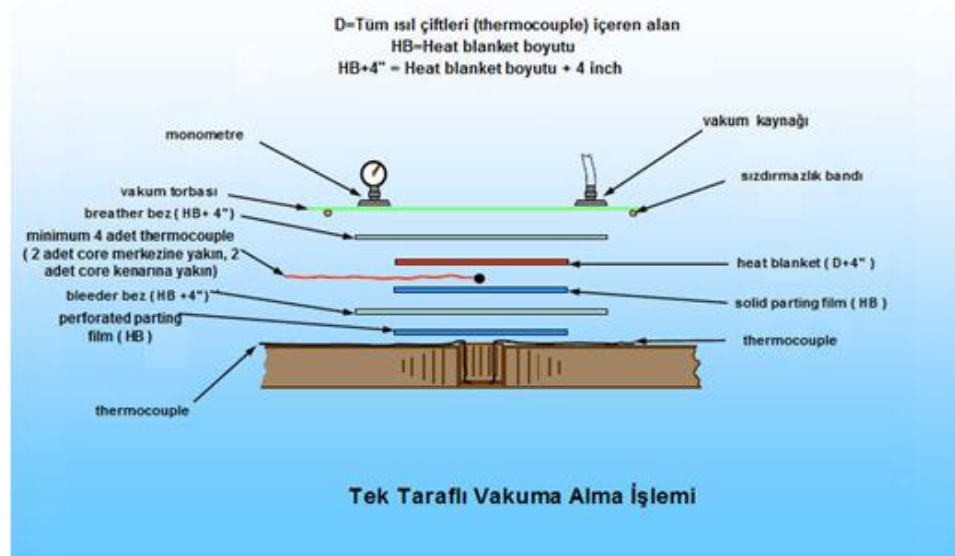
Şekil 3.18 : Isıl çiftlerin yerleşimi.



Şekil 3.19 : İki taraflı vakuma alma işlemi [5].



Şekil 3.20 : Vakum mili ve tabanının yerleşimi.



Şekil 3.21 : Tek taraflı vakuma alma işlemi [5].

3.12 Tamirin Pişirilmesi

Tamirin parçasının pişirilmesi orijinal parçanın pişirilmesi kadar önemlidir. Metal malzemelerden farklı olarak kompozit malzemelerin stok şekli tamirin kalitesini etkiler. Spesifik malzemeler için pişirme zamanı ve sıcaklığı hakkında ilgili parçanın tamir dökümanlarından bilgi edinilebilir. Şekil 3.22 de 250 F sıcaklıkta kür edilen örnek bir parçanın sıcaklık zaman dilimleri gösterilmiştir. Parçanın pişirilmesi için ısıtıcıya ihtiyaç vardır. Isıtıcının kontrol edilebilir olması çok önemlidir. Sıcaklık değerleri ısı çiftleri ile elde edilir.

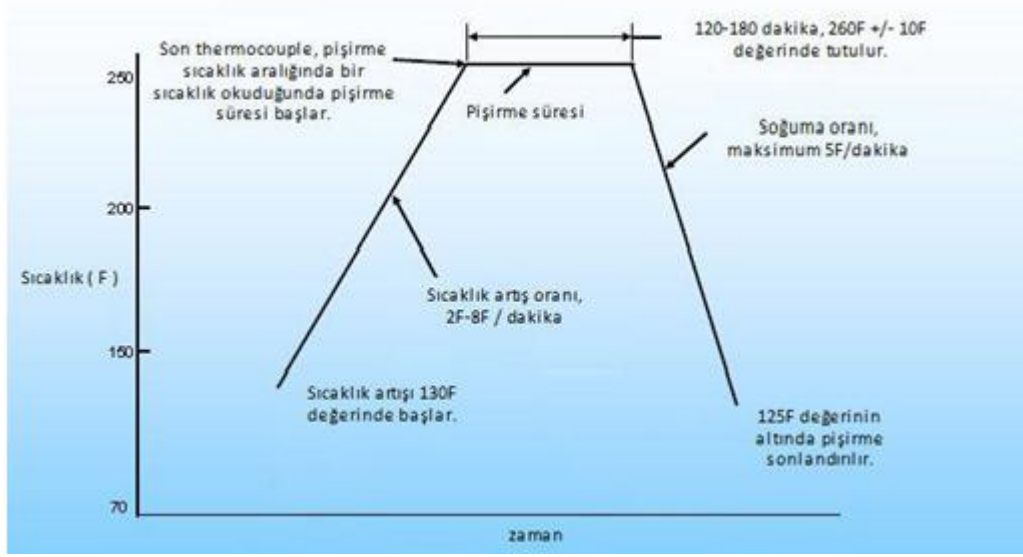
Tamirin pişirilmesi için en çok kullanılan method, bilgisayar kontrollü ısı battanyesi kullanımıdır. Bu makineler "hot bonder" olarak adlandırılır [19]. Isıl çift ile sıcaklık değerleri bu makineye aktarılır. Bilgisayar ısı battanyesini kontrol eder ve pişirme sıcaklığının belirli aralıkta tutulmasını sağlar. Bu nedenle ısı çiftlerinin yerleştirilmesi çok önemlidir. Isı battanyesinin kenarları ve ortasında bulunan ısıtıcının verilmediği bölgede yer almamasına dikkat edilmelidir.

3.12.1 Pişirme zaman dilimleri

- ✓ Basınç gereksinimi
- ✓ Sıcaklık artış oranı
- ✓ Pişirme sıcaklığı ve süresi

✓ Soğutma oranı

Minimum 22 inch cıva basınç değeri sağlanması gerekir. Pişirme sıcaklığına erişmek için sıcaklık artış oranı hızlı olursa bu tamir kalitesini etkiler. Pişirme sıcaklığı ve süresi de tamirde kullanılan rezinin ve kumaşların iyi yapışması için önemlidir. Parçanın soğutulması ilgili tamir dökümanlarında belirtilenden daha hızlı olursa parçada gerilme birikmelerine sebep olur. Bu gerilmeler de parça da gözle görülmeyen mikro çatlakların oluşmasına yol açabilir.



Şekil 3.22 : 250F sıcaklıkta ısı battaniyesi kullanılarak yapılan tamirin pişirme zaman dilimleri.

4. GENEL PREPREG TAMİR PROSEDÜRÜ

Çekirdek tamirinin pişirilmesi bittikten sonra ilk aşama çekirdek yüksekliğinin şekil 4.1 de gösterildiği gibi zımpara yapılarak yüzey ile aynı düzeye getirilmesidir. Tamirde kullanılacak olan prepreg kumaşların yüzey ile aynı seviyede olması bakımından zımpara işlemi önemlidir.

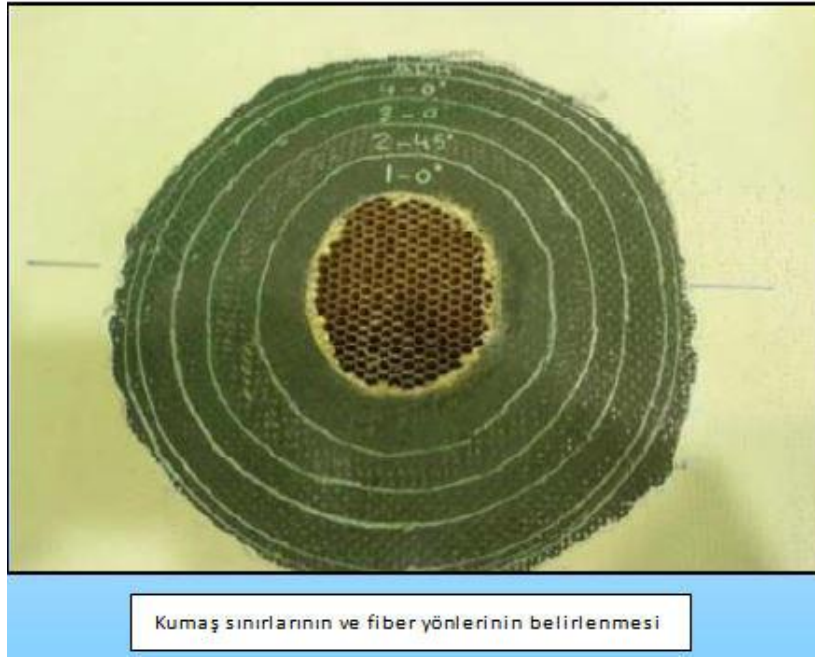


Şekil 4.1 : Çekirdek yüksekliğinin hazırlanması.

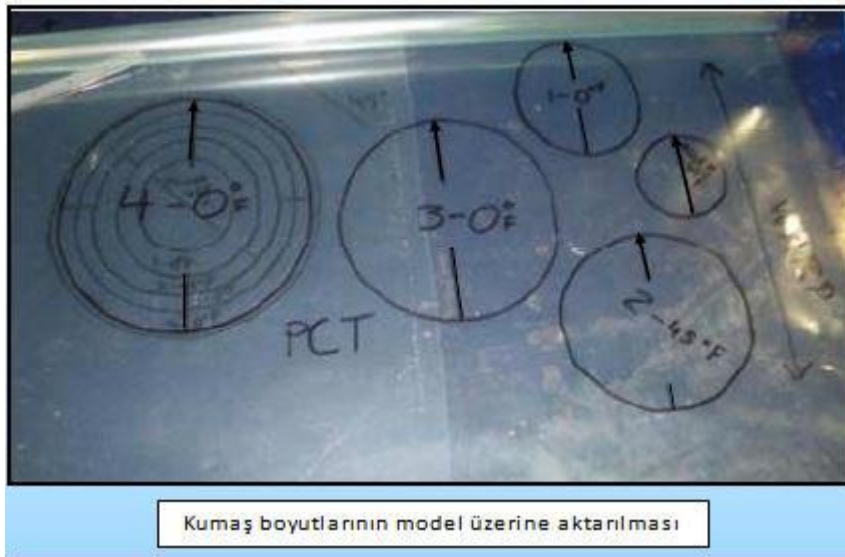
4.1 Tamir Katmanlarının Hazırlanması

Kaç kat kumaş kullanılacağı, hangi kumaşların kullanılacağı, ekstra kumaş kullanılıp kullanılmayacağı parçanın tamir dökümanlarından veya teknik çizimlerinden öğrenilebilir.

Kumaşlar kesilmeden önce tamir için kullanılacak kumaşın boyutları şekil 4.2 de gösterildiği gibi tamir üzerine çizilir ve bu ölçüler şekil 4.3 de gösterildiği gibi bir model üzerine sınırları aktarılır. Ayrıca her örnek modelde kumaşın fiber yönü de belirtilmelidir. Her kumaş ilgili tamir dökümanında belirtilen kumaşın aynısı olmalıdır. Aynısı yoksa, yine ilgili parçanın onaylı bakım dökümanından belirtilen alternatif malzemelerden kullanılmalıdır.

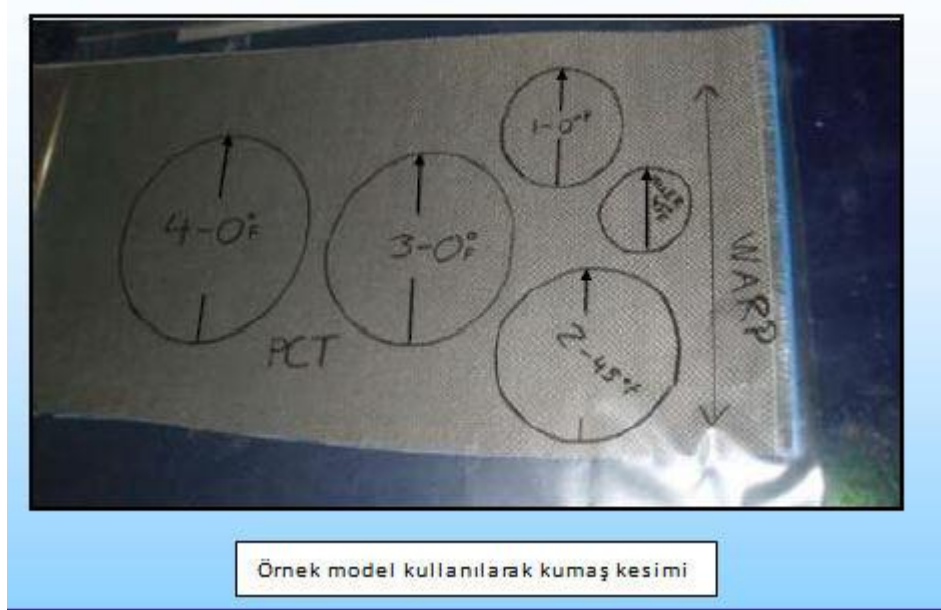


Şekil 4.2 : Kumaş sınırlarının ve fiber yönlerinin belirlenmesi.



Şekil 4.3 : Kumaş boyutlarının model üzerine aktarılması.

Model üzerine aktarılan sınırlar ve fiber yönleri dikkate alınarak şekil 4.4 de gösterildiği gibi kumaşlar kesilebilir. Kumaş kesilmeden önce prepreg kumaşın çözülüp oda sıcaklığına geldiğine emin olunmalı.



Şekil 4.4 : Örnek model kullanılarak kumaş kesimi.

4.2 Tamir Katmanlarının Serilmesi

Sağlam ve dayanıklı bir tamir yapılması için, tamirde kullanılacak her katman doğru yerde ve ilgili tamir dökümanında belirtilen fiber yönünde olmalıdır. Tamir katmanlarının doğru yerde ve yönde yerleştirildiklerinden emin olmak için, şekil 4.5 de gösterildiği gibi önceden belirlenmiş bir model kullanılabilir.

Kullanılacak kumaş boyutları ve yönleri bu model üzerinde belirlenebilir. Böylece hata yapma ihtimali azalmış olur. Prepreg malzemelerin korunması için üzerlerinde koruyucu katman vardır. Tamirde kullanılacağı sırada koruyucu katmanların çıkarıldığından emin olunmalıdır.

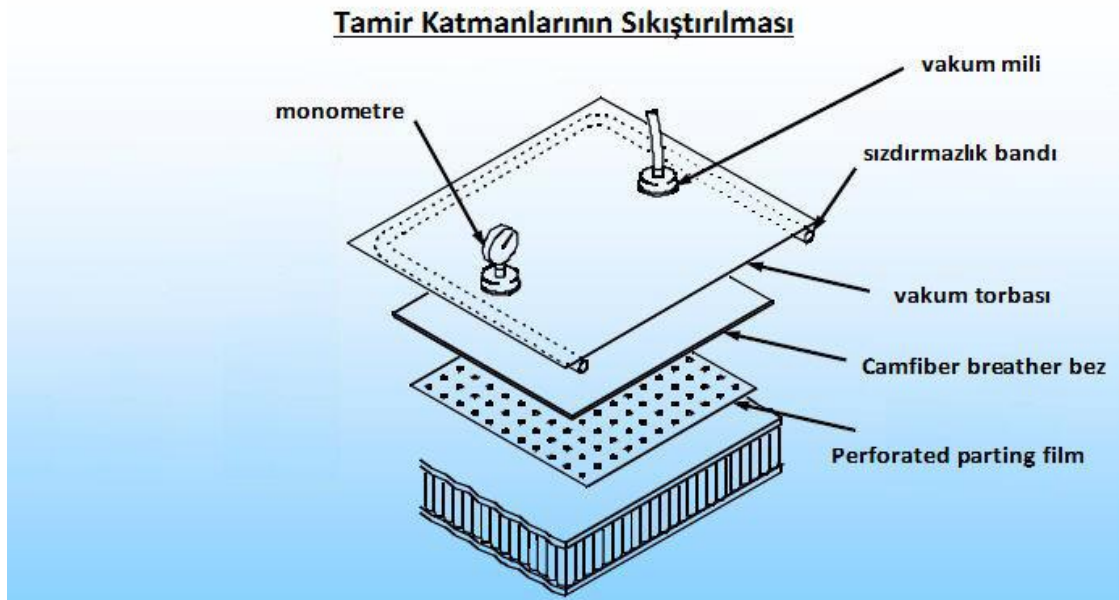
Kumaşlar serilmeden önce tamir alanının temizlenmesi tamirin kalitesini artıracaktır.



Şekil 4.5 : Tamir katmanlarının serilmesi.

4.3 Tamir Katmanlarının Sıkıştırılması

Kompozit parçaların üretim aşamasında her katman serildikten sonra sıkıştırılır. Bu kat-kat sıkıştırma olarak adlandırılır. Bu işlem parçadaki havanın dışarı çıkmasına ve parçadaki gözenekliliğin azalmasına yardımcı olur. Yapısal Tamir Manueli (Structural Repair Manuel- SRM) katmanların serilme aşamasında sıkıştırılmasını gerektiğini belirtir. Her katmanın sıkıştırılması için şekil 4.6 da gösterildiği gibi genellikle vakum kullanılır. Islak elle serilerek yapılan tamirlerde (wet lay up) 1 dakika sıkıştırma uygulanırken, her 2 adet prepreg tamir katmanı için 1 dakika sıkıştırma uygulanır [5].



Şekil 4.6 : Tamir katmanlarının sıkıştırılması.

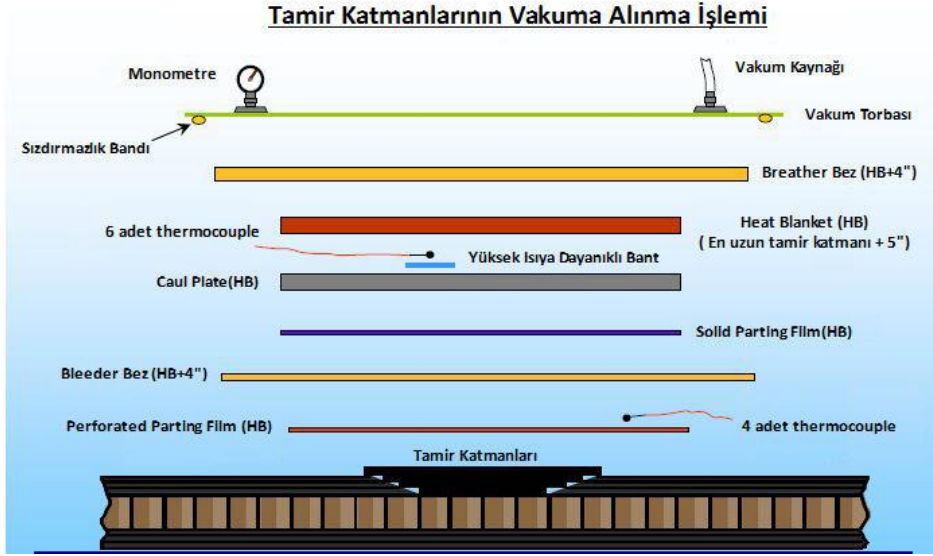
4.4 Tamir Katmanlarının Vakuma Alınması

Tamir katmanlarına uygulanan vakum işlemi çekirdek değişiminkinden farklıdır. Tamir katmanları aşağıda belirtildiği şekilde vakuma alınır :

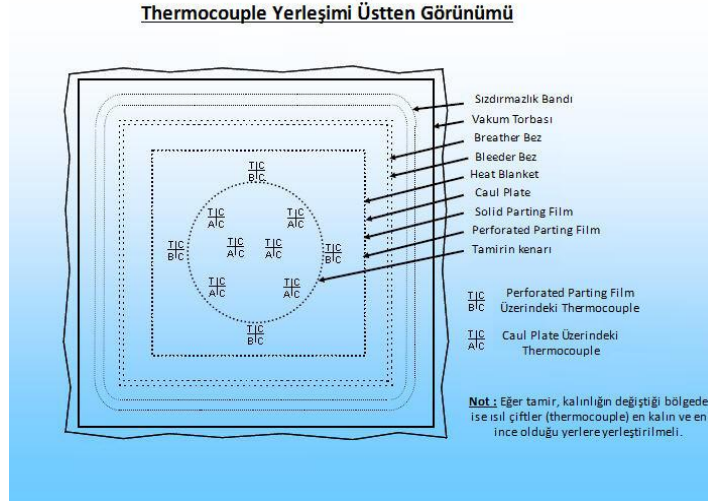
- Tamir katmanlarının üzerine ısı battaniyesi ile aynı boyutta olacak şekilde delikli ayırıcı film yerleştirilir.

- Tamir in çevresinden 0.5 inch uzaklıkta olacak şekilde, ısıl değişimin farklı olacağı yerler dikkate alınarak 4 adet ısıl çift şekil 4.8 de gösterildiği gibi yerleştirilir. Isıl çift kablolarının altına ve üstüne yüksek ısıya dayanıklı bant yapıştırılır.
- Delikli ayırıcı film üzerine bir kat bleeder bez yerleştirilir. Bleeder bezin şekil 4.7 de gösterildiği gibi delikli ayırıcı film ile temas etmesi sağlanır.
- Isı battaniyesi ile aynı boyutta olacak şekilde bir kat deliksiz ayırıcı film yerleştirilir.
- Tamir boyutundan büyük, ısı battaniyesi ile aynı boyutta veya daha küçük olacak şekilde pürüzsüz bir tabaka (caul plate) yerleştirilir.
- Caul plate kullanılmayacak ise ısıl çift kablolarının altına alüminyum plakalar bırakılarak kabloların kıvrılıp tamir yüzeyini etkilemesi engellenmelidir.
- Caul plate üzerine tamir merkezine gelecek şekilde 2 adet ısıl çift yerleştirilir. Isıl çift kablolarının altına ve üstüne yüksek ısıya dayanıklı bantlar yapıştırılır.
- Merkeze yerleştirilen ısıl çiftler ile tamir kenarı arasına 4 adet ısıl çift yerleştirilir. Isıl çift kablolarının altına ve üstüne yüksek ısıya dayanıklı bantlar yapıştırılır. Caul plate üzerine toplam 6 adet ısıl çift yerleştirilmiş olur.
- Tamir çevresini her yönden 2 inch geçecek şekilde ısı battaniyesi yerleştirilir.
- Isı battaniyesinin üzeri vakum torbasından 1 inch küçük olacak şekilde breather bez ile kaplanır. Breather bez, bleeder bez ile temas etmelidir.
- Vakum milinin (probe) tabanı breather bezin üzerine yerleştirilir. Isıl çift kablolarının veya ısı battaniyesinin üzerine gelmemesine dikkat edilir. Vakuma alınacak alanın çapraz köşelerine yerleştirilebilir.
- Breather bezin 0.5 inch çevresine sızdırmazlık bandı yerleştirilir. Isıl çift ve ısı battaniyesi kablolarının bandın üzerinden geçtiğinden emin olunmalı ve kablolardan hava kaçağının olmaması için kabloların üzeri ikinci kat band ile kapanmalı. Ayrıca kabloların düz olmasına dikkat edilmeli.
- Vakum milinin tabanının üstündeki vakum torbası kesilerek vakum mili takılır ve vakum torbası sızdırmazlık bandı ile kapatılır.

- Vakum torbasına kaçak testi yapılır. 5 dakikada maksimum 5 inch cıva basınç kaybı olmalıdır. Basınç kaybı daha fazla gözlenirse kaçak olabilecek yerler kontrol edilip, sıkıştırılır. Engellenemez ise vakum açılıp yeniden yapılır [18].



Şekil 4.7 : Tamir katmanlarının vakuma alınma işlemi.



Şekil 4.8 : Isıl çiftlerin yerleşiminin üstten görünümü.

4.5 Tamir Katmanlarının Pişirilmesi

İlgili uçağın yapısal tamir manuelinde (Structural Repair Manuel) belirtilen değerler dikkate alınarak sıcak yapıştırıcı ayarlanır. SRM limitlerinin dışına çıkılması tamirde hasarların oluşmasına sebep olabilir. Pişirme sıcaklığı ve pişirme süreleri ayarlanır.

Pişirme sıcaklığı ayarlanırken SRM de verilen limitlerin maksimum değerleri kullanılmaz. Sıcaklık artış oranı şekil 4.9 da gösterildiği gibi 2 - 8 °F olarak verilmiş ise 2 - 5 °F olarak ayarlanır ki sıcaklık bu değeri geçtiği zaman uyarı versin ve tamir zarar görmeden müdahale edilebilsin. Tüm ısı çift ve ısı battaniyesinin sıcak yapıştırıcı ile bağlantılı olması sağlandıktan sonra pişirme işlemi başlatılabilir. Çekirdek değişiminde uygulanan pişirme işleminde olduğu gibi tamir takip edilir ve gerektiğinde müdahale edilir.

Şekil 4.9 : 250F - emdirilmiş kumaş kullanılarak yapılan tamirin pişirme zaman dilimleri [5].

Piştirme sonrasında tamirin kalitesini anlamak için bazı testler yapılır. En basit yöntemi şekil 4.10 da gösterildiği gibi tap testtir. Tap test ile katmanlar arasında ayrışmanın olup olmadığı anlaşılabilir. Daha ayrıntılı bilgiler elde etmek için tahribatsız muayene (Non Destructive Testing-NDT) yöntemleri de kullanılabilir.



Şekil 4.10 : Test aşaması.

İlgili testler yapıldıktan sonra zımpara ile düzeltme işlemi yapıp, SRM prosedürüne göre gerekli kozmetik işlemleri yapılarak parça servise verilebilir.

5. GENEL ISLAK ELLE YATIRMA (WET LAYUP)

Islak elle yatırma tamiri uygulanacağı zaman, kumaşa reçine emdirilmeli ve reçinenin kumaşın içine işlemesi sağlanmalıdır. Reçine kumaşa ne kadar iyi emdirilirse tamir kalitesi o kadar iyi olacaktır. Doğru miktarda reçinenin kullanılması çok önemlidir, az veya fazla olması tamirin dayanıklılığını etkileyecektir. Reçine içine giren hava veya kumaş içinde bulunan hava da tamirin kalitesini etkiler. Reçine ile emdirilmiş kumaş katmanları serilmeden önce çekirdek zımpara ile düzeltilir ve prepreg tamirde olduğu gibi tamirde kullanılacak kumaş boyutları şekil 5.1 de gösterildiği gibi bir model üzerine çizilir.



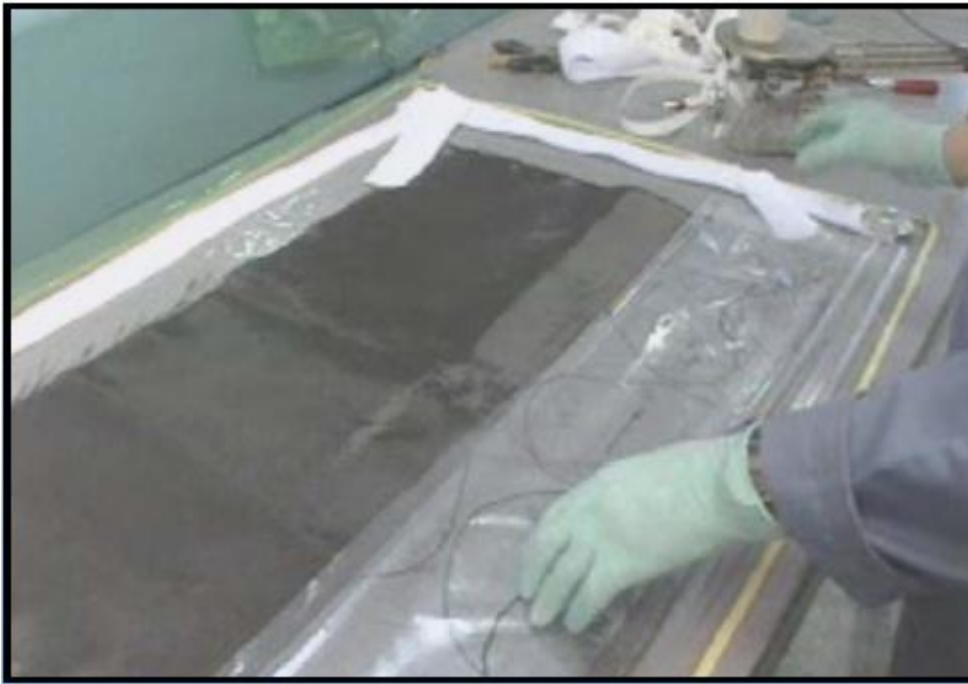
Şekil 5.1 : Islak- elle yatırma tamiri için kumaş boyutlarının örnek modele aktarılması.

5.1 Kumaşın Reçine ile Emdirilmesi

Kullanılacak reçine miktarını belirlemek için kumaşın ağırlığı ölçülür.

- Karbon fiber kumaşlar için kullanılacak toplam reçine miktarı kumaşın ağırlığının 1,3 katı alınır [18].
- Cam fiber kumaşlar için kullanılacak toplam reçine miktarı kumaşın ağırlığı kadardır.

Kullanılacak reçine miktarının her kumaş için ayrı ayrı belirleneceği unutulmamalıdır. Reçinenin karıştırılan kap içinde de kalacağı göz önünde bulundurularak 5-10 gram fazla kullanılabilir [5]. Kumaş şekil 5.2 de gösterildiği gibi reçine ile emdirildikten sonra örnek model kullanılarak kesilip çekirdek üzerine yerleştirilir. Yerleştirme işlemi ve sonraki aşamalar prepreg method ile aynıdır.



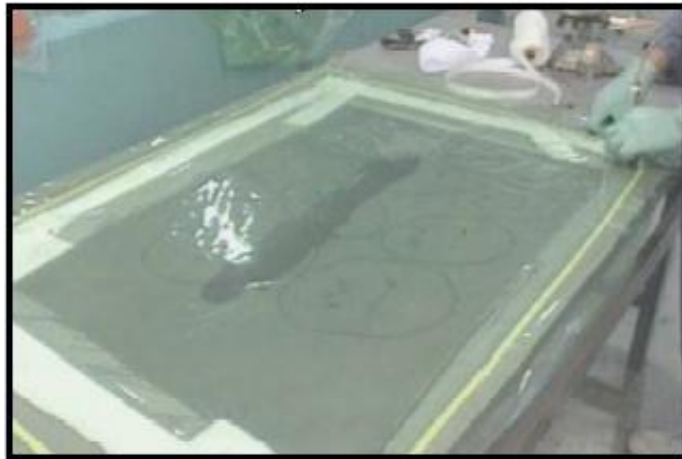
Şekil 5.2 : Kumaşın reçine ile emdirilmesi.

5.2 Vakum Metodu ile Kumaşa Reçine Emdirilmesi

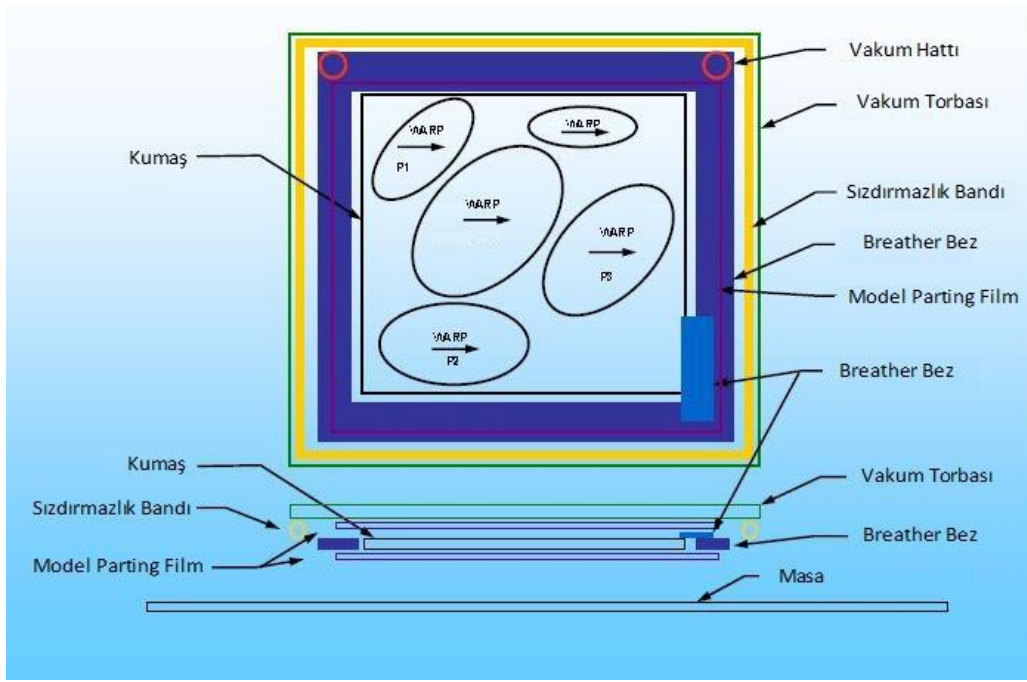
Reçinenin kumaşa emdirilmesi iki farklı yolla yapılır. Birinde vakum kullanılırken diğerinde kullanılmaz. Vakum ile reçinenin kumaşa emdirilmesi daha çok tercih edilen bir yöntemdir. En iyi sonuç bu yöntemle elde edilir [5]. Tek taraflı veya iki taraflı vakuma alma işlemi uygulanabilir. Bir masa üzerinde tek taraflı vakuma alma en iyi yöntemdir [5].

Tek taraflı vakum işlemi şu adımlar takip edilerek yapılabilir :

- Uygun büyüklükte düz bir masa ayarlanmalı,
- Masanın çevresinde minimum 4 inch mesafe kalacak şekilde kullanılacak alanın çevresi şekil 5.3 de gösterildiği gibi sızdırmazlık bandı ile çevrelenir.
- Sızdırmazlık bandın kenarına 1-2 inch genişliğinde breather bez yerleştirilir.
- Kesilecek kumaşların boyutlarının çizildiği model ayırıcı film katmanı masanın üzerine serilir.
- Model üzerine kullanılacak kumaş serilir.
- Kumaş ile bandın kenarına yerleştirilen breather bezin arasına hava geçişinin sağlanması için şekil 5.4 de gösterildiği gibi bir parça breather bez bırakılır. Bu, kumaştan havanın alınmasını sağlar.
- Kumaşın ortasına reçine dökülür. Kumaşın çevrelerine gelecek şekilde dağıtılmamalıdır. Merkeze dökülmesine dikkat edilmelidir.
- Vakum milinin tabanı kenara bırakılan breather bezin üzerine yerleştirilir.
- Model ayırıcı film kumaşın üzerine katlanır.
- Kenarlar hava kaçağı olmayacak şekilde sızdırmazlık bandı ile yapıştırılıp, vakum uygulanır.
- Havanın kumaştan çekilmesi için 1-2 dakika beklenir.
- Merkezde bulunan reçine kumaşın üzerine eşit şekilde ve merkezden köşelere doğru dağıtılır. Reçinenin kumaşı taşmamasına dikkat edilir. Reçinenin kumaşa eşit ve doğru şekilde dağıtılmaması tamirin kalitesini etkiler.



Şekil 5.3 : Islak- elle yatırma tamirinde kullanılacak kumaşın tek taraflı vakuma alınması.



Şekil 5.4 : Islak- elle yatırma tamirinde kullanılacak kumaşın tek taraflı vakum işleminde yerleşim planı.

6. TAMİRLERİN KARŞILAŞTIRILMASI

Bu bölümde, 200 °F ıslak elle yatırma (wet lay up) ile yapılan tamir yöntemi, 250 °F önceden rezin emdirilmiş (prepreg) kumaş kullanılarak yapılan tamir yöntemi ve 350 °F önceden rezin emdirilmiş (prepreg) kumaş ile yapılan tamir yöntemleri çizelge 6.1 de gösterildiği gibi karşılaştırılmıştır.

Çizelge 6.1 : Tamir yöntemlerinin karşılaştırılması.

	200 °F (Wet Lay up)	250 °F (Prepreg)	350 °F (Prepreg)
Tamir Süresi	3	1	2
Yetenek	3	1	2
Dayanıklılık	2	3	1
Maliyet	1	2	2
Tamir Ömrü	2	3	1
Kuruma Süresi	1	2	3
Risk	2	1	3
Malzeme Edinebilme	1	2	3
Zorluk	2	1	3
	1 : iyi	2 : orta	3: kötü

7. KOMPOZİT PLAKANIN ÇEKME DENEYİ

Sağlam, hasarlı ve onarılmış kompozit plakaların mukavemet değerlerinin karşılaştırılabilmesi için 3 ayrı test parçası hazırlanıp çekme deneyi uygulandı. Test parçalarının hazırlanması, deney düzeneği ve deney sonuçları ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır.

7.1 Test Parçalarının Hazırlanması

150mm x 30mm x 10mm ölçülerinde 3 ayrı sandviç yapılı kompozit parça hazırlandı. Bu test parçalarından ikisi çekiçle hasarlanıp, biri prepreg kumaşlar kullanılarak onarıldı diğeri de hasarlı olarak kaldı. Çekme deneyinde test parçaları kenarlarından tutulurken deforme olmamaları için kenarları iki kat ekstra karbon fiber kumaşla güçlendirildi. Test parçaları şekil 7.1 de gösterilmiştir.

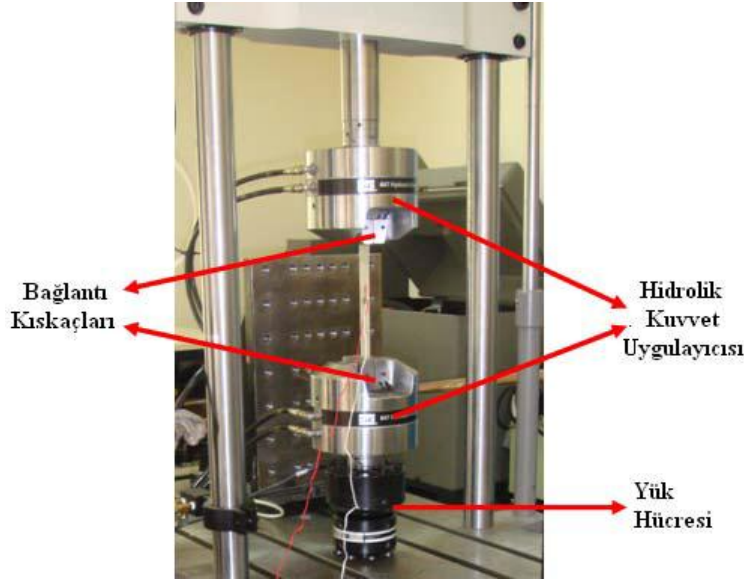


Şekil 7.1 : Test parçaları.

7.2 Deney Düzeneği

Çekme testleri sırasında MTS 647 deney donanımı kullanılmıştır. Deney donanımı hidrolik kuvvet uygulayıcısından ve yük hücresinden oluşmaktadır. Ayrıca hazırlanan çekme numunelerini yük hücrelerine bağlamak için bağlantı kısıpaları

kullanılmıştır. Çekme deneyi için kullanılan hidrolik kuvvet uygulayıcısı, yük hücresi ve bağlantı kısıkaçları Şekil 7.2’de gösterilmiştir.



Şekil 7.2 : Hidrolik kuvvet uygulayıcısı, yük hücresi ve bağlantı kısıkaçları.

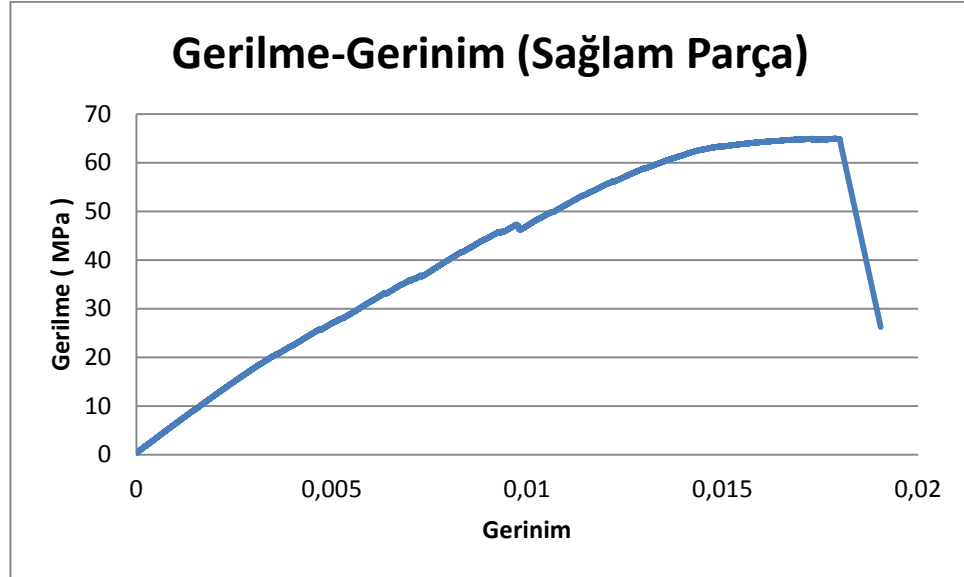
Sağlam, hasarlı ve onarılmış olmak üzere 3 ayrı test parçasına çekme deneyi uygulandı. Öncelikle test parçaları deney düzeneğindeki çenelere sabitlendi. Test parçalarının kenarları 2 MPa basınçla sıkıştırıldı. Dakikada 2 mm uzama olacak şekilde çekme deneyi gerçekleştirildi. Deney düzeneği şekil 7.3 de gösterilmiştir.



Şekil 7.3 : Deney düzeneği.

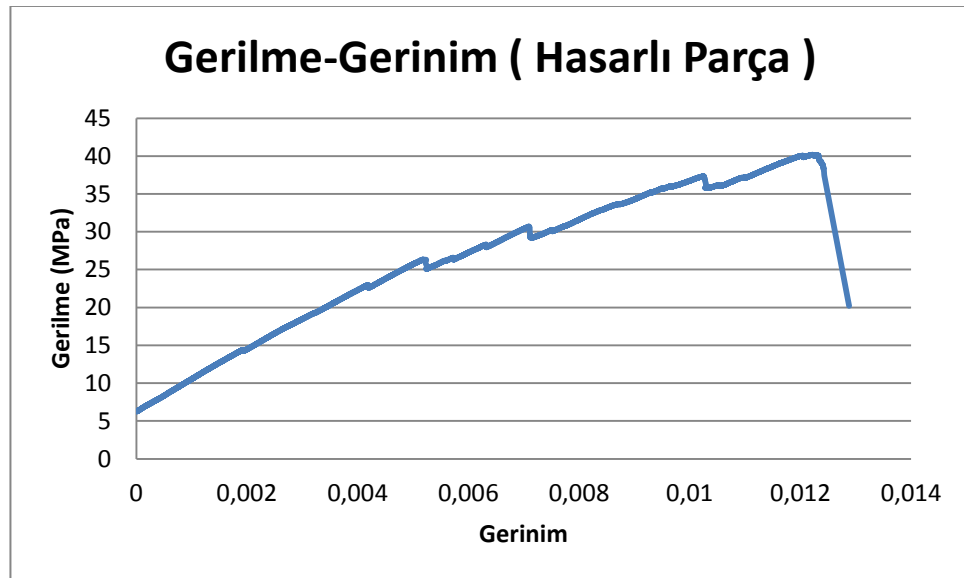
7.3 Deney Sonuçları

Sağlam parça için elde edilen gerilme gerinim eğrisi şekil 7.4 de gösterilmiştir.



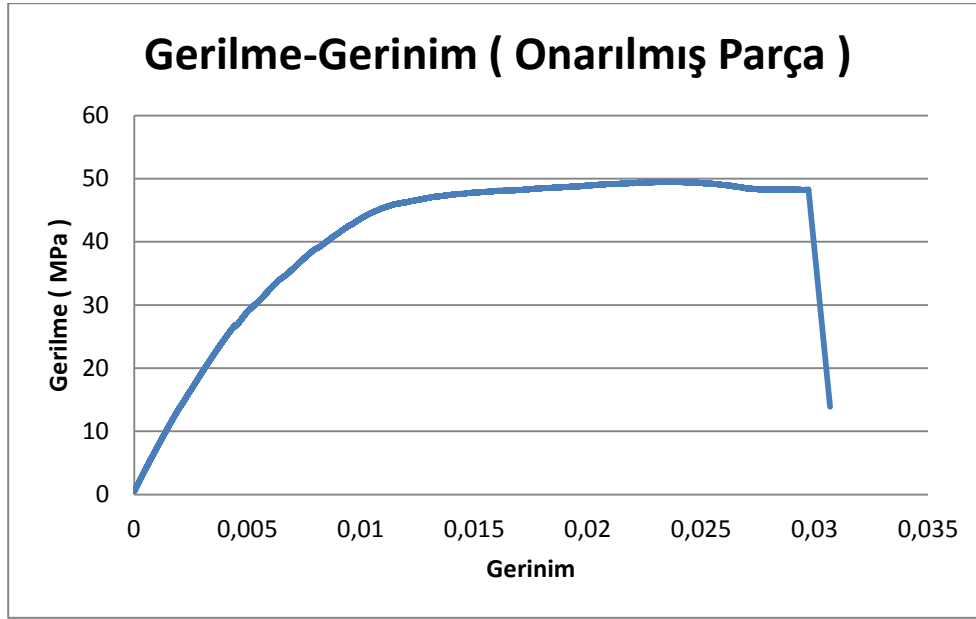
Şekil 7.4 : Sağlam parça için gerilme-gerinim eğrisi.

Hasarlı parça için gerilme gerinim eğrisi şekil 7.5 de gösterilmiştir.



Şekil 7.5 : Hasarlı parça için gerilme-gerinim eğrisi.

Onarılmış parça için gerilme gerinim eğrisi şekil 7.6 de gösterilmiştir.



Şekil 7.6 : Onarılmış parça için gerilme-gerinim eğrisi.

Grafiklerde görüldüğü gibi hasarlı kompozit parça onarılarak mukavemeti artırılmıştır. Test parçalarının maksimum gerilme değerleri şekil 7.7 da gösterildiği gibi karşılaştırılabilir.

	Maksimum Gerilme (Mpa)	%
Sağlam Parça	64,927	100
Hasarlı Parça	40,177	62
Onarılmış Parça	49,509	76

Şekil 7.7 : Test parçalarının maksimum gerilme değerlerinin karşılaştırılması.

8. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada havacılıkta sık kullanılan kompozit malzemelerde meydana gelen hasarların tespiti ve bu hasarların onarım yöntemleri ile ilgili araştırma yapılmış ve örnek kompozit plaka üzerinde hasar oluşturularak bu hasarın tespiti ve onarım basamakları ayrıntılı bir şekilde aktarılmıştır.

Yapılan çalışmanın ilk aşaması kompozit katmanların eksenlerinin tanımlanması ve birden fazla katmanın bir araya gelmesi sonucu oluşturulan laminant yapının toplam gerilme ve gerinim değerlerinin matrisler kullanılarak hesaplanmasıdır. Sonraki aşama da kompozit plaka üzerinde hasarın oluşturulmasıdır. Oluşan bu hasarın sınırları hasar tespit yöntemleri kullanılarak belirlenmiştir. Hasar sınırları belirlenirken kurşun kalemın korozyona sebep olabileceğinden kullanılmaması ve çizimlerde yuvarlak geçişlerin kenarlarda oluşacak olan gerilmeleri azaltacağı için tercih edilmesi anlaşılmıştır. Belirlenen sınırlar referans alınarak, hasarın uygun aletler kullanılarak kaldırılması sonraki aşamayı oluşturmuştur. Hasar katmanları kaldırılırken incelme oranlarına dikkat edilmesi gerektiği anlaşılmıştır.

Hasarlı katmanlar kaldırıldıktan sonra çekirdek hasarlı ise çekirdeğin de kaldırılması gerektiği, kaldırılmadan önce çekirdeğin yöneliminin hangi yönde olduğunun belirlenmesi gerektiği aktarılmıştır. Suyun çekirdeğin yapısına ne tür zararlar verebileceği aktarılmış, dolayısıyla hasarlı bölgenin kurutulmasının çok önemli olduğu anlaşılmıştır.

Kaldırılan hasarlı bölgenin uygun çekirdek ve katmanlar ile kapatılması için ilgili Yapısal Tamir Manuel (Structural Repair Manuel) ' inin dikkate alınması gerektiği vurgulanmıştır. Kullanılacak kumaş türüne göre iki ayrı tamir yönteminin olduğu belirtilmiş ve her bir yöntem ayrıntılı bir şekilde aktarılmıştır. Serilen kumaşların iyi yapışmasının sağlanması için vakuma alınarak sıcak yapıştırma yapan makinelerin kullanıldığı belirtilmiştir. Tamir sonucunda hasarlı bölgenin test edilmesinin önemi de vurgulanmıştır.

Deney aşamasında ise sağlam, hasarlı ve onarılmış test parçaları kullanılarak 3 ayrı çekme deneyi uygulanmıştır. Çekme deneyinde test parçalarının kenarlarının ezilmemesi için 2 kat karbon fiber kumaşla güçlendirilmiştir. Deney sonucunda hasarlı parçanın maksimum gerilmesinin sağlam parçaya oranla % 38 azaldığı, uygulanan prepreg tamir sonrasında maksimum gerilmesinin hasarlı parçaya oranla %14 arttığı gözlenmiştir.

Sonuç olarak, her iki tamir yöntemi de belirlenen kriterler dikkate alınarak karşılaştırılmıştır. İleriki çalışmalarda, yeni tamir yöntemleri geliştirilip uçağın çeşitli bölgeleri için uygulanabilirliği test edilebilir. Böylelikle uçağın operasyondan geri kalmasına neden olacak hasarların daha kısa sürede onarılıp uçağın tekrar operasyona kazandırılması sağlanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Zor, Mehmet**, Kompozit Malzemeler <[http://kisi.deu.edu.tr/mehmet.zor/composite%20 materials/2-Genel_bilgiler.pdf](http://kisi.deu.edu.tr/mehmet.zor/composite%20materials/2-Genel_bilgiler.pdf)>, alındığı tarih, 01.05.2014
- [2] **Hefei Nordon Sealing Material**, (2014). NGP-SG102 Tinplate Reinforced Graphite Sheet Ürün Kataloğu
- [3] **Kompozit Malzemeler**, Tarihçe, < [http://muhendisizbiz.net/uploadlar/12216/ rapor.pdf](http://muhendisizbiz.net/uploadlar/12216/rapor.pdf) >, alındığı tarih 01.05.2014
- [4] **Boztoprak, Y., Topçu, İ., Işık, B.**, (13-15 Mayıs 2009), Yapı Sektöründe Kullanılan Cam Elyaf Takviyeli Plastiklerin (CTP) Sünme Davranışı, 5. Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu (IATS'09), Karabük, Türkiye
- [5] **Boeing Company**, (2013). "Composite Repair for Engineers With Practical Application"
- [6] **Kompozit Malzemeler**, < <http://makine.usak.edu.tr/uploads/14/komp3.pdf> >, alındığı tarih 01.05.2014
- [7] **Zor, Mehmet**, Composite Materials - Chapter 3: Anistropic Materials and Their Elastic Behaviours
- [8] **A summary of Classical Lamination Theory** <[http://wstein.org/edu /2010 /480b/projects/05-lamination_theory/A%20summary%20of%20Classical %20Lamination%20 Theory.pdf](http://wstein.org/edu/2010/480b/projects/05-lamination_theory/A%20summary%20of%20Classical%20Lamination%20Theory.pdf)>, alındığı tarih 01.05.2014
- [9] **Roylance, David**, (February 10, 2000). Laminated Composite Plates
- [10] **Daniel, Isaac M., and Ori Ishai**, (1994) *Engineering Mechanics of Composite Materials*.
- [11] **Pathirana, Prad**, (2011). Composite Laminate Analyzer
- [12] **Ömercikoğlu, A.**, (2009). Metal Katmanlar İçeren Hibrit Katmanlı Kompozit Plakaların Anlık Basınç Yüğü Altındaki Dinamik Cevabının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- [13] **T.C. Milli Eğitim Bakanlığı**, (2011). Metal Olmayan Uçak Malzemeleri
- [14] **Boeing Company**, B737-800 Nondestructive Testing Manuel
- [15] **Bray, E.D., McBride D.** (1992). "Nondestructive Testing Techniques," Wiley Interscience Publication.
- [16] **Armatlı, Kayrak M.**, (2001). " Uçak Bakımında Tahribatsız Kontrol Yöntemleri " Anadolu Üniversitesi Yayını, no. 1327, Eskişehir.
- [17] **Shen, C., Springer, S.G.**, " Moisture Absorption and Desorption of Composite Materials " Journal of Composite Materials, Vol.10, 1976, pp.2-20.
- [18] **Boeing Company**, B737 Structural Repair Manuel

- [19] Heatcon Composite Systems**, (2014). Ürün Kataloğu.
- [20] Feldhusen J., Krishnamoorthy S.** " A Unique Criterion For Describing Failure Of Foam Core Sandwich Materials - A Design Engineering Perspective, Aachen University

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Mehmet Fatih KARAER

Doğum Tarihi ve Yeri: 06.07.1989 / Diyarbakır

E-posta : mkaraer@thy.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2012, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** : 2014, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı