



**ALÜMİNYUM ESASLI BALPETEĞİ PARÇALARDA
NDT TEKNİKLERİ İLE HASAR TESPİTİ
Yüksek Lisans Tezi**

Akın ÇALLI

Eskişehir 2024

**ALÜMİNYUM ESASLI BALPETEĞİ PARÇALARDA NDT TEKNİKLERİ İLE
HASAR TESPİTİ**

Akın ÇALLI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Öğr.Gör.Dr. Orkun TUNÇKAN

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Kasım 202

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Akın Çallı'nın "Alüminyum Esaslı Balpeteği Parçalarda Ndt Teknikleri İle Hasar Tespiti" başlıklı tezi 31/10/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Üye (Tez Danışmanı)

Üye

Üye

Unvanı Adı Soyadı

: Öğr.Gör.Dr. Orkun TUNÇKAN

: Prof. Dr. Dilek TURAN

: Prof. Dr. Güray KAYA

İmza

Prof.Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

ÖZET

ALÜMİNYUM ESASLI BALPETEĞİ PARÇALARDA NDT TEKNİKLERİ İLE HASAR TESPİTİ

Akın ÇALLI

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ekim 2024

Danışman: Öğr.Gör.Dr. Orkun TUNÇKAN

Alüminyum balpeteği yapılar, hafiflik ve yüksek mukavemet özelliklerinden dolayı havacılık yapılarında sıklıkla tercih edilmektedir. Ancak, bu yapılar kullanımı sırasında çeşitli mekanik ve çevresel etkilere maruz kalarak hasar görebilmektedir. Hasarın yapısal bütünlüğü ne ölçüde etkilendiği ve tamir sürecinin verimliliği, bu malzemelerin güvenli ve uzun ömürlü kullanımını doğrudan etkilemektedir.

Çalışmada, alüminyum balpeteği yapılara yapay olarak hasar verilmiş ve ardından bu hasarların onarım süreci ele alınmıştır. Bu tamir işlemleri, üretici firmaların bakım prosedürlerine göre yapılmış ve malzemenin orijinal mukavemet özelliklerine ulaşması hedeflenmiştir. Tamir işlemi sonrası, yapının bütünlüğünü değerlendirmek amacıyla çeşitli hasarsız kontrol yöntemleri (NDT) uygulanmıştır. Malzemenin mukavemetini değerlendirmek için eğme testi yapılmış ve sonuçlar analiz edilmiştir.

Bu çalışmanın, gelecekte yapılacak çalışmalar için örnek teşkil etmesi ve benzer yapıların onarımı üzerine yeni araştırmalara katkıda bulunması beklenmektedir. Böylece, havacılık endüstrisinde güvenli ve etkili tamir süreçlerinin geliştirilmesi ve bakım-onarım uygulamalarının kalitesinin artırılması hedeflenmektedir.

Anahtar kelimeler: Kompozit balpeteği, Alüminyum sandviç yapı, Hasarsız kontrol, Kompozit tamir, Mekanik test.

ABSTRACT

DAMAGE IDENTIFICATION OF ALUMINUM BASED HONEYCOMB STRUCTURE USING NDT INSPECTION

Akın ÇALLI

Department of Aircraft Structure and Engine Maintenance

Eskişehir Technical University, Graduate School of Education, October 2024

Supervisor: Instructor Dr. Orkun TUNÇKAN

Aluminum honeycomb structures are frequently preferred in aerospace applications due to their lightweight and high strength characteristics. However, these structures can be subjected to various mechanical and environmental impacts during use, leading to potential damage. The extent to which damage affects structural integrity and the efficiency of the repair process directly influence the safe and long-term use of these materials.

In this study, artificial damage was inflicted on aluminum honeycomb structures, and the subsequent repair process was addressed. These repair procedures were carried out according to the maintenance protocols of the manufacturing companies, aiming to restore the material's original strength properties. After the repair process, various non-destructive testing (NDT) methods were applied to evaluate the integrity of the structure. A bending test was conducted to assess the material's strength, and the results were analyzed.

This study is expected to serve as an example for future research and contribute to new studies on the repair of similar structures. In this way, it aims to develop safe and effective repair processes in the aviation industry and improve the quality of maintenance and repair practices.

Keywords: Composite honeycomb, Aluminum sandwich structure, Non-destructive testing, Composite repair, Mechanical testing.

TEŞEKKÜR

Bu yüksek lisans tezinin hazırlanmasında ve tamamlanmasında emeği geçen herkese en içten teşekkürlerimi sunarım.

Öncelikle, tez danışmanım Orkun Tunçkan'a, bana her adımda yol gösteren, destekleyen ve bilgi birikimini cömertçe paylaşan bir akademisyen olarak minnettarlığımı ifade etmek isterim. Onun rehberliği olmasaydı bu çalışmayı başarıyla tamamlamak mümkün olmazdı.

Tez jürisi üyeleri Prof. Dr. Dilek Turan ve Prof. Dr. Güray Kaya'ya çalışmamı titizlikle inceleyip geliştirmem için verdikleri yapıcı eleştiriler ve öneriler için teşekkür ederim. Onların katkıları, çalışmamın akademik değerini artırmada çok önemli olmuştur.

Arkadaşlarıma ve çalışma arkadaşlarıma da yanımda oldukları, cesaret verdikleri ve zorlu zamanlarda moral kaynağı oldukları için teşekkür etmek isterim.

Son olarak, yüksek lisans eğitimim süresince edindiğim bilgi ve deneyimlerin yanı sıra, bana sağladığı fırsatlar için Turkish Technic Kompozit Atölyesi ve NDT Atölyesi'ne teşekkürlerimi sunarım.

Akın ÇALLI

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Akın ÇALLI

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI.....	I
JÜRİ VE ENTSTİTÜ ONAYI.....	II
ÖZET	III
ABSTRACT.....	IV
TEŞEKKÜR	V
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ	VI
İÇİNDEKİLER	VII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	X
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Kompozit Malzemelerinin Sınıflandırılması	3
1.1.1. Partikül takviyeli kompozitler	3
1.1.2. Fiber takviyeli kompozitler	4
1.1.3. Levhasal kompozitler	4
1.1.4. Tabakalı kompozitler	5
1.1.5. Karma (Hibrit) kompozitler.....	5
1.1.6. Polimer matrisli kompozitler	6
1.1.7. Metal matrisli kompozitler	7
1.1.8. Seramik matrisli kompozitler	7
1.1.9. Karbon-karbon kompozitler	8
1.1.10. Nano kompozitler.....	8
1.2. Kompozit Malzemelerin Genel Özellikleri ve Havacılıkta Kullanımı	9
2. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILAR.....	12
2.1. Yüzey Tabakası	13
2.2. Çekirdek Yapı	14
2.2.1. Çekirdek yapı topolojisi	15
2.3. Neden Sandviç Yapı	17
3. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILARDA MEKANİK TESTLER	20

3.1. Çekme Testi.....	21
3.2. Soyma Testi	22
3.3. Basma Testi	23
3.4. Eğme Testi.....	24
4. SANDVİÇ YAPILARDA HASARLAR	27
4.1. Kozmetik Hasarlar.....	28
4.2. Darbe Hasarları	29
4.3. Delaminasyon	30
4.4. Çatlaklar	32
4.5. Delik Hasarları.....	32
4.6. Nem Hasarı.....	33
4.7. Yıldırım Hasarı	35
4.8. Kimyasal Hasarı.....	36
5. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILARDA KONTROL YÖNTEMLERİ.....	37
5.1. Gözle Kontrol.....	37
5.2. Tap Test.....	38
5.3. Ultrasonik Kontrol.....	39
5.4. Radyografi Kontrolü.....	40
5.5. Termografi Kontrolü	41
5.6. Penetrant Sıvı ile Kontrol.....	42
6. KOMPOZİT SANDVİÇLERDE TAMİR PROSEDÜRÜ.....	44
6.1. Genel Tamir Prosedürü	44
6.1.1. Malzemenin tanımlanması	44
6.1.2. Hasarın belirlenmesi.....	45
6.1.3. Hasarlı katmanların kaldırılması	45
6.1.4. Yüzey katmanlarının inceltilmesi	45
6.1.5. Parçanın kurutulması.....	47
6.1.6. Tamir bölgesinin temizlenmesi	47
6.1.7. Çekirdeğin hazırlanması	47
6.1.8. Çekirdeğin yerleştirilmesi	48
6.1.9. Vakuma alma işlemi	49
6.1.10. Tamirin pişirilmesi	50

6.1.11. Önceden emdirilmiş kumaşlar ile tamir prosedürü	51
6.1.12. Tamire hazırlık	51
6.1.13. Tamir katmanlarının hazırlanması.....	52
6.1.14. Tamir katmanlarının vakuma alınması	53
6.1.15. Tamir katmanlarını pişirilmesi	54
6.1.16. Test aşaması	55
6.2. Genel Islak Elle Yatırma Tamir Prosedürü	55
6.2.1. Kumaşın reçine ile emdirilmesi.....	56
6.2.2. Vakum metodu ile kumaşa reçine emdirilmesi	57
6.3. Tamirlerin Karşılaştırılması.....	57
7. DENEYSEL ÇALIŞMA	58
7.1. Numuneye Yapay Hasar Verilmesi	59
7.2. Tamir Prosedürünün Uygulanması.....	59
7.3. Hasarsız Kontrol İşleminin Yapılması	69
7.3.1. Bağ testi.....	70
7.3.2. İletim testi	72
7.4. Eğme Testinin Yapılması	75
8. SONUÇ, TARTIŞMALAR ve ÖNERİLER.....	78
8.1. Sonuç	78
8.2. Tartışmalar	80
8.3. Öneriler	81
KAYNAKÇA	83
ÖZGEÇMİŞ	

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin genel yapısı.....	3
Şekil 1.2. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.....	3
Şekil 1.3. Partikül takviyeli kompozitlerin basit gösterimi.....	4
Şekil 1.4. Fiber takviyeli kompozitlerin basit görüntüsü	4
Şekil 1.5. Levhasal takviyeli kompozitin yapısı	5
Şekil 1.6. Farklı doğrultulara sahip tabakalı kompozit	5
Şekil 1.7. Karma kompozit yapının mikroskopik görüntüsü	6
Şekil 1.8. Polimer matrisli kompozit yapının üç boyutlu dijital görüntüsü.....	6
Şekil 1.9. Alüminyum matrisli kompozit yapı.....	7
Şekil 1.10. Seramik matrisli kompozitin üç boyutlu mikron görüntüsü	7
Şekil 1.11. Karbon-karbon kompozit	8
Şekil 1.12. Nano parçacıklı kompozitin mikron boyutta görünümü	8
Şekil 1.13. Boeing firmasına ait uçaklarda kompozit kullanım oranları	11
Şekil 1.14. Boeing 787'nin kompozit kullanım oranları	11
Şekil 2.1. Sandviç kompozit yapıların genel gösterimi	12
Şekil 2.2. Çekirdek yapı doğrultuları	13
Şekil 2.3. Nomex ve alüminyum çekirdek yapı malzemeleri.....	15
Şekil 2.4. Çekirdek yapı konfigürasyonları	17
Şekil 2.5. Yük altında kanat profili.....	17
Şekil 2.6. Sandviç ve sandviç olmayan yapıların ses dalgasına karşı yorulma dayanımları	18
Şekil 2.7. Sandviç yapılarda kalınlığın özelliğe etkisi	18
Şekil 2.8. Yapı modellerinin kompozit sandviçlere göre karşılaştırılması	19
Şekil 3.1. Numune ağırlığı hesaplama formülü.....	20
Şekil 3.2. Çekme testi cihazında örnek numune	22
Şekil 3.3. Soyma testi cihazında örnek numune	23
Şekil 3.4. Basma testi cihazında örnek numune	24
Şekil 3.5. Eğme testi cihazında numuneye kuvvet uygulanması.....	25
Şekil 3.6. Testlerde karşılaşılan bazı hasar ve hata durumları.....	26
Şekil 4.1. Kompozit yapılarda karşılaşılan hasar modları	27
Şekil 4.2. Dolu sonrası kompozit kısımda meydana gelen kozmetik hasar	29

Şekil 4.3. Örnek darbe hasarının uçak üzerinde görüntüsü	30
Şekil 4.4. Darbe hasarının neden olduğu hataların mikro gösterimi	30
Şekil 4.5. Darbe hasarı sonrası delaminasyona uğrayan kompozit sandviç yapı	31
Şekil 4.6. Radyografik kontrolde tespit edilen çatlak hasarı	32
Şekil 4.7. Delik hasarı örneği.....	33
Şekil 4.8. Termografi ile nem hasarı örneği tespiti	34
Şekil 4.9. Yıldırım hasarı örneği	35
Şekil 4.10. Kimyasal madde etkileşimi	36
Şekil 5.1. Hata tespitinde kullanılabilecek kontrol yöntemleri	37
Şekil 5.2. Gözle kontrol yöntemi yardımcı araçlar	38
Şekil 5.3. Tap test kontrolünde kullanılan araç ve gereçler	38
Şekil 5.4. Ultrasonik muayene tekniği	40
Şekil 5.5. Radyografi ile kontrolün temel prensibi ve kurulumu	41
Şekil 5.6. Termografi ile kontrol örnek cihaz çıktısı ve uçak üzeri testi.....	42
Şekil 5.7. Penetrant sıvı kontrolünün temel prensibi	43
Şekil 6.1. Hasarlı çekirdek katmanlarının kaldırılması	45
Şekil 6.2. Zımpara sınırının belirlenmesi	46
Şekil 6.3. Yüzey katmanlarının inceltilmesi.....	46
Şekil 6.4. Bazı kompozit malzemelerinin kalınlıkları ve inceltirme oranları	47
Şekil 6.5. Çekirdek değişimi için taslak hazırlanması	48
Şekil 6.6. Çekirdek değişimi	49
Şekil 6.7. Vakum torbasına alma işlemi	49
Şekil 6.8. Pişirme sıcaklıkları ve süresi	51
Şekil 6.9. Çekirdek yüzeyinin düzeltilmesi	51
Şekil 6.10. Kumaş ölçülerinin alınması	52
Şekil 6.11. Kumaşların serilmesi	53
Şekil 6.12. Tamir katmanlarının vakuma alınması	54
Şekil 6.13. Tamir katmanlarının pişirme sıcaklığı ve süreleri.....	55
Şekil 6.14. Kumaş ölçülerinin alınması	56
Şekil 6.15. Kumaş ölçülerinin alınması	56
Şekil 6.16. Vakum ile kumaşın reçineye emdirilmesi	57
Şekil 6.17. Tamir yöntemlerinin karşılaştırılması.....	57
Şekil 7.1. Cam fiber takviyeli alüminyum sandviç numunesi.....	58

Şekil 7.2. Numune ölçüleri	58
Şekil 7.3. Numuneye yapay hasar verilmesi.....	59
Şekil 7.4. Numunenin yapay hasar sonrası görüntülenmesi.....	59
Şekil 7.5. Boeing yapısal tamir el kitabı örnek sayfa	60
Şekil 7.6. Hasarlı alanı uzaklaştırma işlemi	61
Şekil 7.7. Hasarlı alan taslağının oluşturulması.....	61
Şekil 7.8. Dolgu malzemesinin sıcaklığa göre kürlenme grafiği.....	62
Şekil 7.9. Dolgu malzemesinin hazırlanması	62
Şekil 7.10. Dolgu malzemesinin numuneye uygulanması	62
Şekil 7.11. İstenen tıraşlama sonrası numune görüntüsü	63
Şekil 7.12. Kumaş taslaklarının oluşturulması.....	63
Şekil 7.13. Vakum işlemine hazırlık	64
Şekil 7.14. Vakum yorganlarının hazırlanması.....	64
Şekil 7.15. Emdirme işlemi öncesi taslakların tamir kumaşına aktarılması	65
Şekil 7.16. BMS 8-201 tipi reçinenin hazırlanması.....	65
Şekil 7.17. Reçinenin uygulanması ve katmanların kesilmesi.....	66
Şekil 7.18. Kumaş serme işlemi.....	66
Şekil 7.19. Numunelerin kumaş serme işleminden sonra görüntüsü	66
Şekil 7.20. Vakum işleminin yapılması	67
Şekil 7.21. Vakum işlemin gerçekleştirilmesi.....	68
Şekil 7.22. Vakum şeması	68
Şekil 7.23. Vakum cihazı	68
Şekil 7.24. Vakum sonrası numuneler	69
Şekil 7.25. Tamir dokümanında hasarsız kontrol yöntemi referansı	69
Şekil 7.26. Bağ testi prosedürüne ait ilk sayfa.....	70
Şekil 7.27. Bağ testi cihazı	71
Şekil 7.28. Test cihazının hasarlı ve hasarsız bölgelere verdiği tepki sinyali	71
Şekil 7.29. Numunelere bağ testinin uygulanması ve sinyallerinin gözlemlenmesi	72
Şekil 7.30. İletim testi prosedürüne ait ilk sayfa.....	72
Şekil 7.31. İletim testi cihazı.....	73
Şekil 7.32. Kalibre plakası.....	73
Şekil 7.33. İletim test cihazının kalibre edilmesi.....	74
Şekil 7.34. Numunelerin iletim testi sinyalinin izlenmesi.....	74

Şekil 7.35. Üç nokta eğme testi cihazı ve uygulama ölçüleri.....	75
Şekil 7.36. Hasarsız numuneye eğme testi uygulanması	76
Şekil 7.37. Yüzey kaplama tamiri yapılmış numuneye eğme testi uygulanması.....	76
Şekil 7.38. Yüzey ve çekirdek tamiri yapılmış numuneye eğme testi uygulanması	76
Şekil 7.39. Eğme testi sonrası numunelerin görüntüsü	77
Şekil 8.1. Hasarsız numuneye ait eğme testi sonuçları	78
Şekil 8.2. Yüzey kaplama tamiri yapılmış numuneye ait eğme testi sonuçları.....	79
Şekil 8.3. Hem yüzey kaplaması hem çekirdek tamiri yapılmış numuneye ait eğme testi sonuçları	79



1. GİRİŞ

Kompozit malzemelerin havacılık sektöründeki kullanımı yalnızca ağırlık tasarrufu sağlamakla sınırlı değildir. Bu malzemeler aynı zamanda yüksek korozyon direnci, uzun ömür, yüksek sıcaklık dayanımı ve düşük bakım maliyetleri gibi avantajlar da sunmaktadır. Uçaklar, maruz kaldıkları zorlu çevresel koşullarla başa çıkabilmek için hem sıcaklık farklarına hem de aşındırıcı kimyasal maddelere karşı dayanıklı malzemelere ihtiyaç duyar. Kompozitler, bu zorlu koşullarda performanslarını koruyarak uçak yapılarına güvenlik sağlar ve uçak ömrünü uzatır.

Kompozit malzemelerin uçak yapılarında kullanılmaya başlanması, uçak tasarımında köklü değişikliklere yol açmıştır. Geleneksel metalik malzemelerle üretilen uçaklarda, parçaların birleştirilmesi için büyük miktarda bağlantı elemanı (civata, perçin vb.) kullanılması gerektiğinden, bu durum ek ağırlığa ve uzun montaj sürelerine neden olmaktadır. Kompozit malzemeler ise, büyük ve karmaşık parçaların tek parça halinde üretilmesine imkan tanır. Bu, uçak yapılarında daha az bağlantı noktası gereksinimi ve daha kısa montaj süreleri sağlar. Ayrıca, yapısal bütünlüğün artmasına ve hava direncinin azalmasına katkıda bulunur; dolayısıyla uçuş performansı iyileşir.

Havacılıkta kompozit malzemelerin artan kullanımının bir diğer önemli boyutu, çevresel etkilerin azaltılmasıdır. Havacılık sektörü, küresel karbon salınımlarında önemli bir paya sahip olduğu için, bu sektörün sürdürülebilirlik hedeflerine ulaşması büyük önem taşımaktadır. Kompozit malzemelerin kullanımı, uçakların toplam ağırlığını azaltarak yakıt tüketimini düşürmekte ve dolayısıyla karbon emisyonlarının azaltılmasına katkı sağlamaktadır. Ayrıca, kompozit malzemelerin bakım ve onarım gereksinimlerinin daha düşük olması, uçakların kullanım ömrü boyunca çevresel etkilerini azaltan bir diğer önemli faktördür.

Havacılıkta kompozit malzemelerin bu denli geniş bir kullanım alanına sahip olmasının temel sebeplerinden biri, bu malzemelerin üretim sürecindeki esnekliktir. Kompozit malzemelerin özellikleri, tasarım aşamasında katmanların yönlendirilmesi, matris ve takviye malzemelerinin seçimi ile üretim yöntemlerinin kontrol edilmesi yoluyla optimize edilebilmektedir. Örneğin, çok katmanlı (tabakalı) kompozit yapılar, uçakların farklı bölgelerinde farklı mekanik özellikler sergileyebilecek şekilde tasarlanabilir. Bu sayede, yüksek gerilme altındaki bölgelerde daha dayanıklı yapılar elde edilirken, daha az yük taşıyan bölgelerde ağırlık tasarrufu sağlanabilmektedir. Bu

esneklik, havacılık mühendislerinin uçak yapısal tasarımında malzeme kullanımını daha etkin bir şekilde optimize etmelerine olanak tanımaktadır.

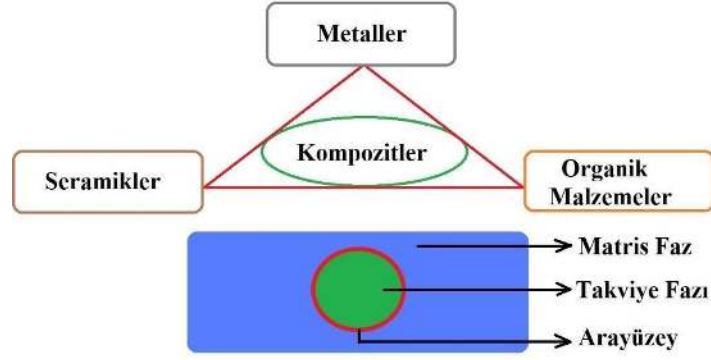
Tüm bu avantajlarına rağmen, kompozit malzemelerin havacılık sektöründeki kullanımı bazı zorlukları da beraberinde getirmektedir. Üretim süreçlerindeki karmaşıklık, yüksek maliyetler ve bakım ile onarım süreçlerindeki karşılaşılan teknik zorluklar, bu malzemelerin daha geniş çaplı kullanımını sınırlayan başlıca etkenler arasında yer almaktadır. Özellikle, hasar tespiti ve onarım süreçleri, kompozit malzemeler için metalik malzemelere kıyasla daha karmaşık ve zaman alıcıdır. Bu nedenle, kompozit malzemelerin performansını en üst düzeye çıkarmak ve uçak yapılarındaki güvenilirliğini artırmak amacıyla sürekli olarak yeni yöntemler ve teknolojiler geliştirilmektedir (Uyaner, M.; Karadal, K.; Merdan, T. & Acar, N.N., 2024).

Kompozit malzemeler, genellikle iki veya daha fazla malzemenin makro boyutta birleşimiyle elde edilir. Şekil 1.1’de, kompozit malzemelerin genel yapısı gösterilmektedir. Bu malzemelerde, genellikle iki ana bileşen grubu belirleyici bir rol oynamaktadır. Bunlar:

Takviye Elemanları: Bu bileşen grubu, kompozit malzemenin mekanik özelliklerini belirleyen, süreksiz ve genellikle daha sert malzemelerden oluşur. Örneğin, cam fiber, karbon fiber veya aramid lifleri gibi malzemeler takviye elemanı olarak kullanılabilir. Bu elemanlar, kompozit malzemenin yüksek dayanım, rijitlik ve sertlik gibi özelliklerini sağlar.

Matris: Takviye elemanlarını çevreleyen, onları bir arada tutan ve ana yapıyı oluşturan malzemedir. Genellikle polimer, metal ve seramik bazlı olabilir. Matrisin başlıca görevleri, takviye elemanlarının yüzeylerini dış etkilere karşı korumak, dirençlerini artırmak, kompozitin mekanik özelliklerini stabilize etmek ve yükü homojen bir şekilde dağıtmaktır. Ayrıca, matris, kompozit içindeki hataların oluşma olasılığını azaltarak malzemenin dayanıklılığını artırır.

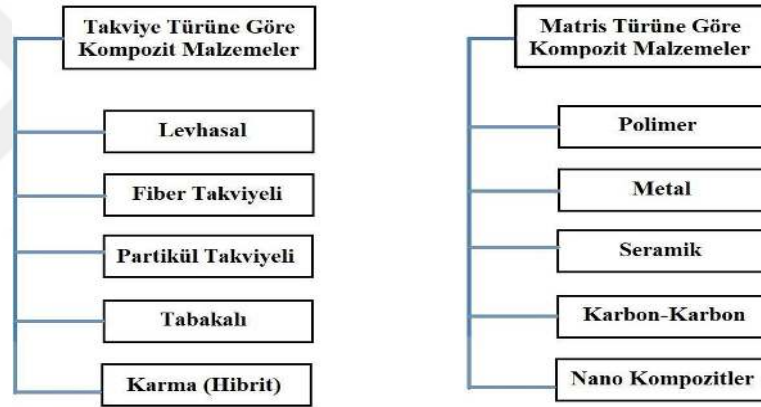
Bu şekilde, takviye elemanları ve matris, birlikte çalışarak kompozit malzemenin istenilen özelliklere sahip olmasını sağlar. Kullanılan takviye elemanı ve matris malzemelerinin kombinasyonu, kompozitin özelliklerini, performansını ve uygulama alanlarını belirler. Bu nedenle, kompozit malzeme tasarımında her iki bileşenin seçimi ve uyumu büyük bir önem taşır (Uygur, 2004).



Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin genel yapısı (Hasan, 2019)

1.1. Kompozit Malzemelerinin Sınıflandırılması

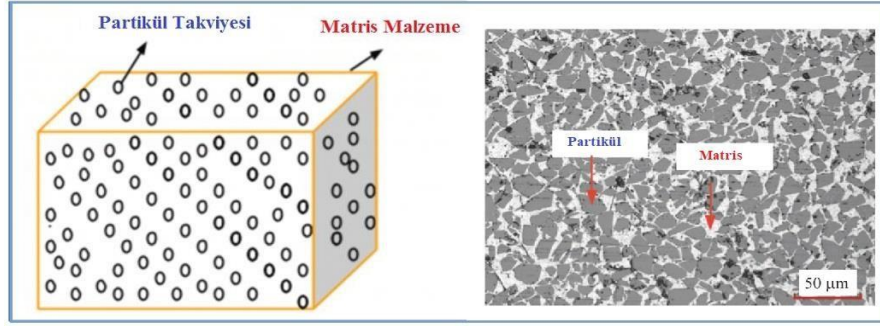
Kompozit malzemeler, takviye elemanları ve matris malzemelerine göre sınıflandırılabilir. Şekil 1.2’de, takviye türlerine ve matris malzemelerine göre kompozit malzemelerin nasıl sınıflandırıldığı gösterilmektedir (Sarıkaya, 2019).



Şekil 1.2. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması (Mallick, 2008)

1.1.1. Partikül takviyeli kompozitler

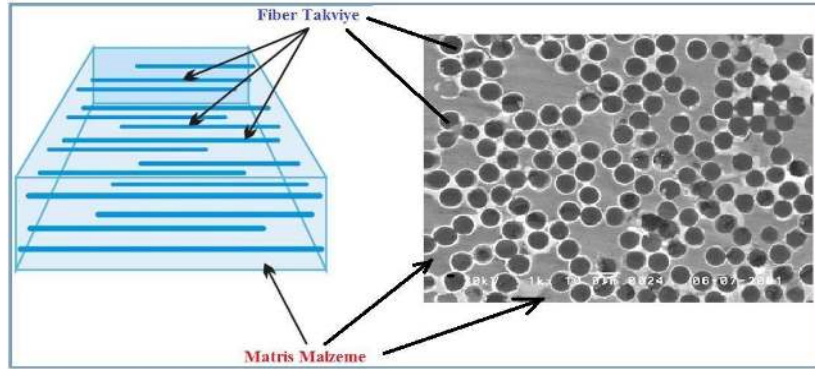
Partikül takviyeli kompozitler, matris malzemelerine partiküller eklenerek oluşturulan malzemelerdir. Şekil 1.3, partikül takviyeli kompozitlerin basitleştirilmiş bir gösterimini sunmaktadır. Partiküller arasındaki mesafe genellikle 1 μ m'den birkaç mm'ye kadar değişebilir. Partiküllerin hacim oranı ise %80'e kadar çıkabilir; bu oran, matris ve partikül malzemelerinin kullanılacağı uygulamaya bağlı olarak değişiklik gösterebilir (Czichos ve Hennecke, 2010).



Şekil 1.3. Partikül takviyeli kompozitlerin basit gösterimi (Xiang J,2018)

1.1.2. Fiber takviyeli kompozitler

Fiber takviyeli kompozitler, matris malzemesinin içinde fiberlerin bulunmasıyla oluşturulan kompozit türüdür. Şekil 1.4, matris içinde fiber takviyelerinin düzenlenmesini göstermektedir. Kompozit malzemenin mukavemeti, fiberlerin matris içindeki konumuna ve sürekli olup olmadığına bağlı olarak değişir. Fiberler, çekme yönüne dik yerleştirildiğinde mukavemet düşük olurken; çekme yönü ile aynı doğrultuda yerleştirildiklerinde yüksek mukavemet sağlanır. İki boyutlu yerleştirilen fiber takviyeleri ile mukavemet her iki yönde de eşitlenebilirken, matris içinde homojen şekilde dağılmış kısa fiberler izotropik özellikler gösterebilir (Bektaş, 2011). Bu kompozitlerde hem fiber hem matris kendi özelliklerini korurken, oluşan yeni malzeme kendisini oluşturan bileşenlerinden farklı ve üstün özelliklere sahip olur (Mallick, 2008).

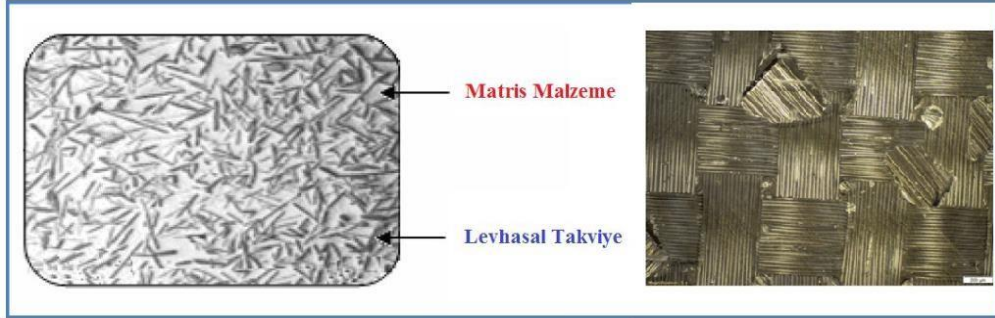


Şekil 1.4. Fiber takviyeli kompozitlerin basit görüntüsü (Mallick, 2008)

1.1.3. Levhasal kompozitler

Levhasal kompozitler, genellikle ince ve düz levhalardan oluşan bir kompozit malzeme türüdür. Bu tür kompozitlerde, matris malzeme genellikle sert ve rijit bir yapı sunarken, takviye elemanları ise ince tabakalar halinde düzenlenir. Alüminyum diborür

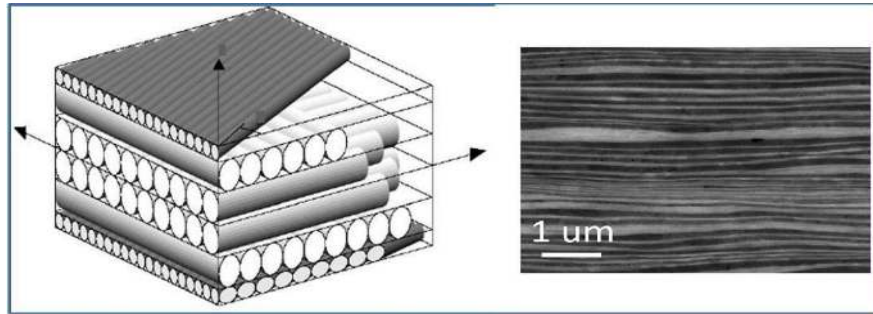
levhalar ve alüminyum grafit sistemi levhalar, bu türün örneklerindendir. Şekil 1.5'te levhasal takviyeli kompozitin yapısı verilmiştir (Bektaş, 2011).



Şekil 1.5. Levhasal takviyeli kompozitin yapısı (Korzec,2020)

1.1.4. Tabakalı kompozitler

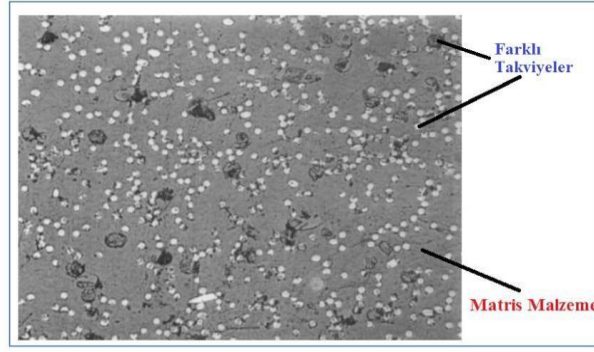
Bu kompozitler, en eski ve en yaygın olarak kullanılan türlerden biridir. Farklı yönlerdeki fiber düzenlemeleri ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilebilmektedir. Isıya ve neme daha dayanıklı, metallere oranla daha hafif ve mukavemetli olmaları sebebiyle tercih edilmektedir. Uygulama ve kullanım alanları oldukça fazladır. Bu malzemeler, yüksek basınç altında yapıştırılarak elde edilirler (Değirmenci, 2017).



Şekil 1.6. Farklı doğrultulara sahip tabakalı kompozit (Değirmenci, 2017)

1.1.5. Karma (Hibrit) kompozitler

Birden fazla takviye elemanını matris içerisinde bulunduran malzemelerdir. Tek fiber türü içeren kompozitlere ek özellik kazandırmak amacıyla üretilirler. Bu yöntemle, pahalı fiberler yerine nispeten ucuz fiberler kullanılarak istenilen özellikler elde edilebilir. Şekil 1.7'de örnek bir karma kompozit gösterilmiştir (Sarıkaya, 2019).



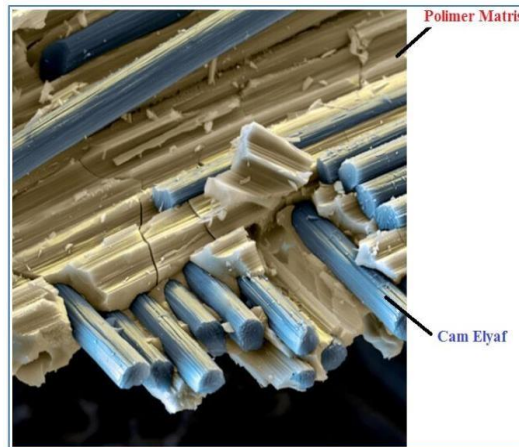
Şekil 1.7. Karma kompozit yapının mikroskopik görüntüsü (Sarıkaya, 2019)

1.1.6. Polimer matrisli kompozitler

Polimer malzemelerin kullanımı, son 30 yıl içinde önemli ölçüde genişlemiş ve endüstrinin her alanında kullanılabilir hale gelmiştir. Polimerler, tek başlarına mekanik özellikleri zayıf olan malzeme türüdür. Ancak, takviye malzemeleri ile kullanıldığında oldukça iyi sonuçlar elde edilmektedir. Polimer matrisli kompozitlerin genel özellikleri şu şekildedir:

- Yoğunluğun düşük olması,
- Hızlı ve ekonomik olarak üretilebilmeleri,
- Korozyona ve kimyasal maddelere karşı iyi dirence sahip olmaları,
- Moleküler yapılarının değiştirilerek özelliklerinin genişletilmesi.

Polimer, termoset, termoplastik ve elastomer olmak üzere üç gruba ayrılmaktadır. Havacılıkta en çok kullanılan reçineler, termoset polimerler grubunda yer almaktadır. Şekil 1.8’de, cam fiber takviyeli polimer matrisli kompozit yapısı mikron seviyesinde gösterilmektedir (Değirmenci, 2017)



Şekil 1.8. Polimer matrisli kompozit yapının üç boyutlu dijital görüntüsü (Sarıkaya, 2019)

1.1.7. Metal matrisli kompozitler

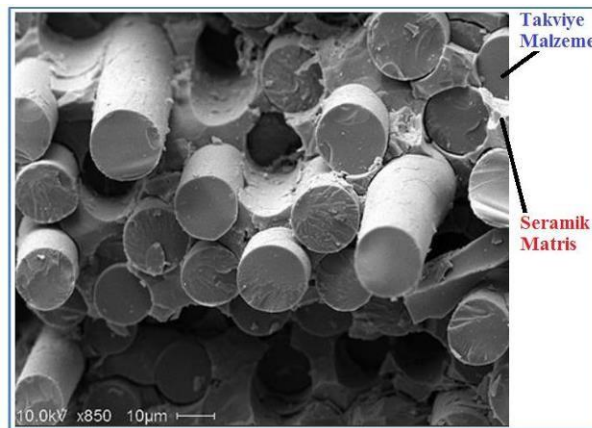
Metaller, yüksek elastisite modülü, yüksek dayanım ve yüksek tokluğa sahip olmalarının yanı sıra yüksek sıcaklıklarda özelliklerini koruyabilmeleri nedeniyle kompozitlerde matris olarak (alüminyum, titanyum, nikel, çinko, magnezyum vb.) kullanılabilir. Ancak, metal matrisli kompozit üretimi zor ve pahalıdır, çünkü fiberler ile iyi bir ara yüzey bağı oluşturulması kolay değildir. En kolay ara yüzey bağı oluşturan fiber, silisyum karbürle kaplanmış boron fiberidir. Şekil 1.9’da alüminyum matrisli kompozit malzeme kesiti verilmiştir (Değirmenci, 2017).



Şekil 1.9. Alüminyum matrisli kompozit yapı (Değirmenci, 2019)

1.1.8. Seramik matrisli kompozitler

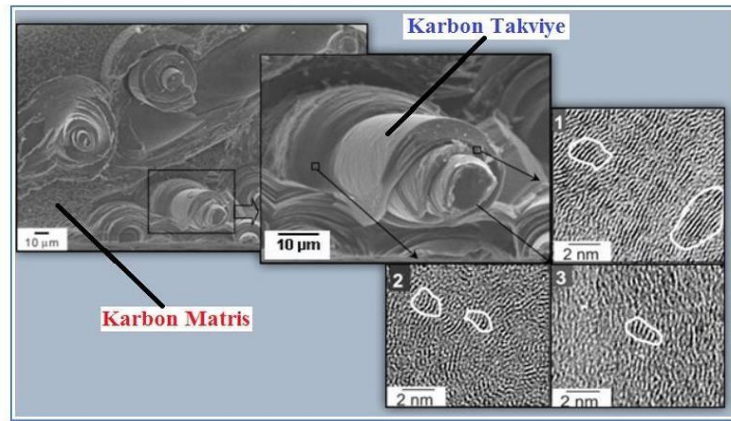
Seramikler, metal ve metal olmayan inorganik bileşiklerden oluşan, genellikle doğada kayalıkların parçalanmasıyla meydana gelen kaolen, kil gibi maddelerin yüksek sıcaklıkta pışırılmasıyla elde edilen malzemelerdir. Çok kararlı bir bileşik oldukları için son derece sert, gevrek ve yüksek sıcaklığa dayanıklıdır. Kullanılacak takviye elemanlarının amacı, gevrekliği azaltmaktır. Genellikle yüksek sıcaklık ve yüksek korozyon dayanımı gerektiren yerlerde kullanılırlar (Değirmenci, 2017).



Şekil 1.10. Seramik matrisli kompozitin üç boyutlu mikron görüntüsü (Sarıkaya, 2019)

1.1.9. Karbon-karbon kompozitler

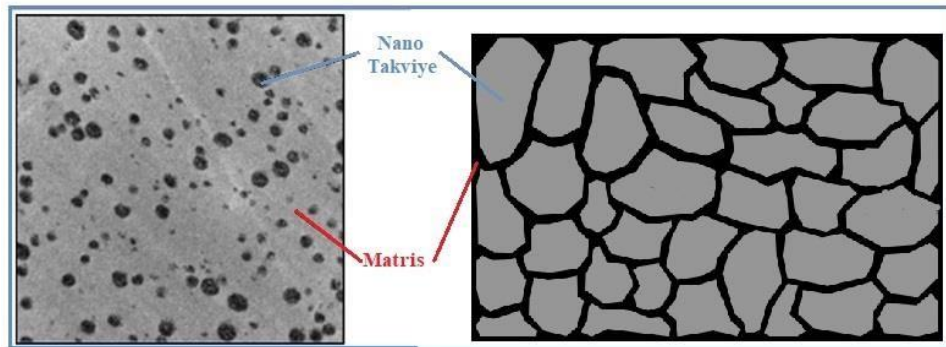
Karbon fiber ve karbon matrizen oluşan malzemelerdir. Şekil 1.11’de mikron seviyesinde gösterimi verilmiştir. Bu tür kompozitlerin termal genleşme katsayıları çok düşük olduğu için roket başlıkları, fren diskleri, uzay araçları gibi sıcaklığın çok yüksek olduğu bölgelerde tercih edilmektedir. Ancak, herhangi bir kaplama yapılmazsa oksijenli ortamda 400-500 °C’de bozunurlar. Fakat kaplama ile 3000 °C’ye kadar stabil kalabilirler (Mallick, 2008).



Şekil 1.11. Karbon-karbon kompozit (Sarıkaya, 2019)

1.1.10. Nano kompozitler

Bir kompozit malzemenin matris kısmında bulunan parçacıkların boyutu 0.1 mikronun altında ise, bu malzeme nano kompozit olarak adlandırılır. Malzemeye eklenen bu nano parçacıklar, malzemenin ısıl direncini artırır, aşınma dayanımını iyileştirir ve elastiklik modülü katsayısını yükseltir (Bektaş, 2011).



Şekil 1.12. Nano parçacıklı kompozitin mikron boyutta görünümü (Sarıkaya 2019)

1.2. Kompozit Malzemelerin Genel Özellikleri ve Havacılıkta Kullanımı

Kompozit malzemelerin metallere kıyasla sunduğu avantajların artması, son yıllarda bu malzemelerin ön plana çıkmasına neden olmuştur. Düşük yoğunluk ve yüksek mukavemet, bu malzemelerin tercih edilmesindeki en önemli özelliklerindendir. Kompozit malzemelere ait avantajlar ve dezavantajlar genel olarak şu şekilde sıralanabilir:

Kompozit malzemelere ait avantajlar:

- Düşük ağırlık,
- Yüksek mukavemet,
- Kolay şekillendirme,
- Daha az bakım,
- Korozyona ve kimyasal etkilere karşı yüksek mukavemet,
- Termal ve ısı iletkenlik,
- Yüksek rijitlik,
- Yüksek yorulma dayanımı,
- Yüksek aşınma direnci,
- Titreşim sönümleme.

Bu avantajlara karşın dezavantajları da mevcuttur;

- Doğal bir malzeme olmadığından dolayı geri dönüşümünün olmaması,
- Üretim güçlüğü,
- Farklı doğrultularda farklı mekanik özellikler göstermesi,
- Kırılma uzamasının az olması,
- Metallere göre daha yüksek maliyetli olması (Şahin, 2009).

Havacılık sektörü, ticari havacılık, bölgesel jet, genel havacılık, helikopter, askeri uçak ve uzay aracı olmak üzere altı ana bölüme ayrılmaktadır. Bu sektörde kullanılan kompozit malzemelerin hacim bazında toplamı 89,8 milyon libre (40,8 kiloton) olarak belirtilmektedir. Bu miktar, dünya genelinde kullanılan kompozit malzemelerin %0,4'üne denk gelmektedir. Kuzey Amerika, havacılık ve uzay sektöründe kullanılan kompozitlerin en büyük tüketicisidir. Yıllık olarak 51,5 milyon libre (23,4 kiloton) kompozit malzeme kullanmaktadır. Bu da havacılık ve uzay sektöründeki toplam kompozit tüketiminin %57'sine tekabül etmektedir (Pakiş, 2020).

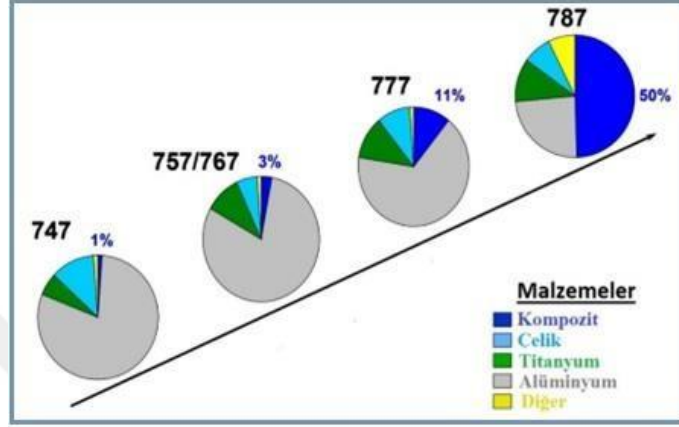
Kompozit malzemelerin havacılık sektöründeki kullanımı son 30 yılda önemli ölçüde artmıştır. Airbus A320, 1990 yılında piyasaya sürüldüğünde %17 oranında

kompozit malzeme içerirken; %66 oranında alüminyum malzeme içermekteydi. Bu oran, o dönemdeki havacılık sektöründe önemli bir adımdı ve Airbus'ın kompozit kullanımında öncü bir rol oynadığını göstermektedir. Öte yandan, Boeing 737 ve 747 gibi daha eski modellerde kompozit malzeme oranı %5'in altında kalmaktadır. Bu uçaklarda alüminyum alaşımları hâlâ büyük bir ağırlık payına sahiptir. Ancak teknoloji ilerledikçe ve yeni nesil uçaklar geliştirildikçe, kompozit malzemelerin kullanımı artmıştır. Boeing 787 Dreamliner'da yapısal ağırlığın yaklaşık %50'si kompozit malzemeden yapılmıştır. Bu uçak, karbon fiberden üretilen CFRP (Karbon Fiber) malzemelerinden yapılmıştır. Bu yüksek orandaki kompozit kullanımı, Dreamliner'ın diğer benzer büyüklükteki uçaklardan % 20-25 arası yakıt tasarrufu sağlamaktadır. Bu, işletme maliyetlerini düşürürken, çevresel etkileri azaltarak sürdürülebilirlik açısından önemli bir adımı temsil etmektedir. Şekil 1.13'te görüldüğü üzere Boeing uçaklarında kompozit kullanım oranı gittikçe artmaktadır (Pakiş, 2020).

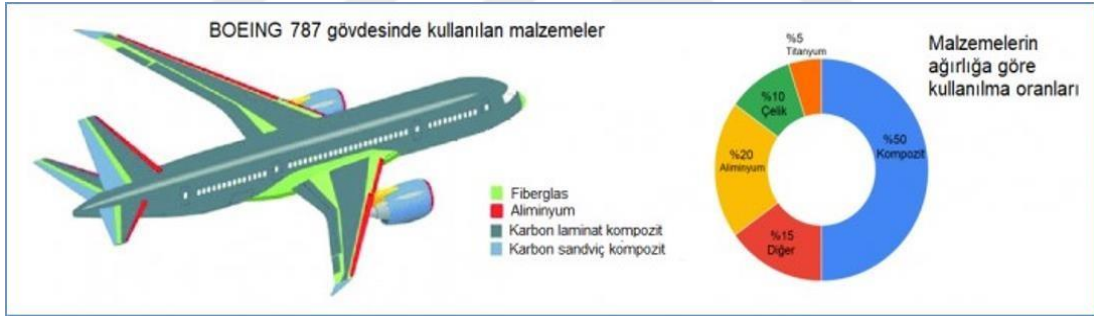
Boeing 787 Dreamliner ve Airbus A350XWB gibi modern uçaklarda kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygındır ve önemli avantajlar sağlar. Boeing 787 Dreamliner'da, gövde bölümünde yoğun bir şekilde kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Bu sayede yaklaşık 1.500 alüminyum levha ve 40.000-50.000 bağlantı elemanı gereksiz hale gelmiştir. Kanatlar, kuyruk kısmı, kontrol yüzeyleri, motor kapakları ve motor fanı gibi diğer kritik bileşenler de kompozit malzemelerle üretilmiştir. Bu malzemeler genellikle karbon fiber (CFRP) gibi ileri teknoloji kompozit malzemelerdir. Şekil 1.14'te, Boeing 787'ye ait kompozit kullanım oranları verilmiştir (Pakiş, 2020).

Airbus A350XWB uçaklarında ise kompozit malzemenin ağırlıkça oranı yaklaşık %53'tür. Gövdenin (kokpit alanı hariç) iskelet, kirişler, dış paneller ve diğer bileşenlerinde kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Bu kısımlar, gövdeyi oluşturan silindirik bölüm, kuyruk konisi, kanat merkez kutusu, omurga iskeleti, kanatlar, kuyruk düzlemi, dikey kanat, kuyruk dümeni, irtifa dümeni, kanatçıklar, flaplar, yolcu ve kargo kapıları gibi önemli yapısal parçaları içerir. Her iki uçakta da kompozit malzemelerin kullanımı, uçakların daha hafif olmasını sağlayarak yakıt verimliliğini artırır, operasyonel maliyetleri düşürür ve çevresel etkileri azaltır. Aynı zamanda, bu malzemelerin kullanımı uçakların performansını iyileştirir ve modern havacılık teknolojisindeki ilerlemelerin bir göstergesidir (Pakiş, 2020).

Sonuç olarak, Boeing 787 ve Airbus A350XWB gibi yeni nesil uçaklarda kompozit malzemelerin yaygın kullanımı, havacılık endüstrisinde teknolojik gelişmelerin ve sürdürülebilirlik çabalarının önemli bir parçasıdır. Bu trendin gelecekte de devam etmesi beklenmektedir (Pakiş, 2020).



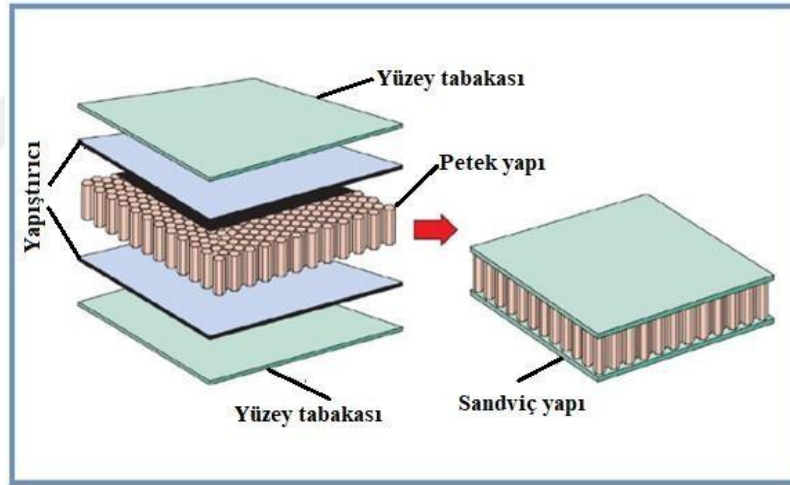
Şekil 1.13. Boeing firmasına ait uçaklarda kompozit kullanım oranları (Sankaran,2006)



Şekil 1.14. Boeing 787'nin kompozit kullanım oranları (Alemour, B., Badran, O., & Hassan, M. R., 2019)

2. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILAR

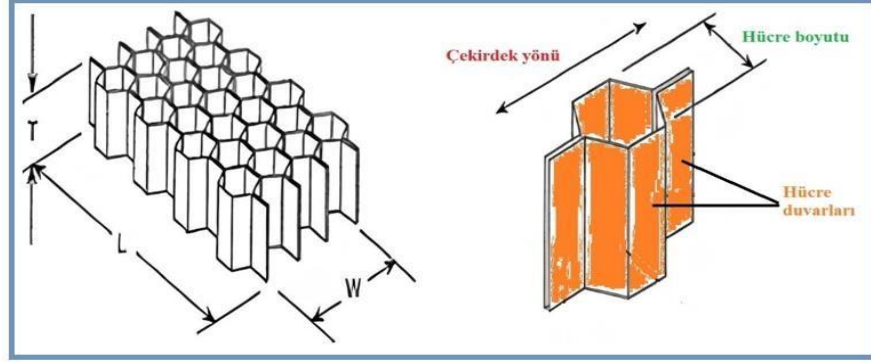
Arıların ürettiği petekten esinlenerek üretilen bal peteği sandviç kompozitler, altıgen hücrelerin düzenli ve periyodik olarak tekrarlanan dizilerine sahip bir tür hücresel malzemedir. Malzemenin tasarımında, kullanılacağı şartlar göz önünde bulundurulur. Tasarıma korozyon, sürünme, rijitlik, mukavemet, yorulma, hafiflik ve maliyet gibi faktörler etki eder. Özellikle hafiflik istenen durumlarda, malzemede ince tabaka kullanımı konsantre yükler nedeniyle burkulmaya neden olabilir. Bu gibi durumlarda bal peteği sandviç kompozitler tercih edilmelidir. Bal peteği sandviç kompozit, yüksek mukavemet ve hafiflik istenen uygulamalarda kullanılan bir yapısal kompozit malzemedir. Bu yapısal kompozitler, malzemeye uygulanan ilk yükü karşılayacak alt ve üst kısmında bulunan iki ince, sert ve güçlü tabakadan oluşur. Ayrıca, buna kıyasla daha kalın ve düşük yoğunluklu bir çekirdek yapı ile bu iki yapı arasında yer alan yapıştırıcı tabaka da bulunur. Şekil 2.1’de kompozit sandviç yapıların genel gösterimi verilmiştir.



Şekil 2.1. Sandviç kompozit yapıların genel gösterimi (Bansal ve ark., 2022)

Kompozit sandviç yapılar, düşük yoğunluk, yüksek mukavemet/ağırlık oranı, yüksek korozyon direnci gibi mükemmel mekanik özelliklere ve enerji soğurma yeteneğine sahiptir. Petek yapılar, havacılık, denizcilik gibi birçok mühendislik alanında yaygın olarak kullanılmaktadır. Petek yapıların neredeyse tamamı anizotropik özellikler gösterdiğinden, Şekil 2.2’de gösterilen üç farklı doğrultu (T, L ve W) boyunca malzemenin gösterdiği mekanik özellikler farklılık arz eder. Altıgen yapıda en yüksek basma ve çekme mukavemeti, T doğrultusunda elde edilir. Bu yapı, L ve W doğrultularında ise yüksek kesme mukavemeti sağlar. Kesme mukavemeti ve kesme

modülü L doğrultusunda daha büyüktür. Altıgen hücre yapısına sahip yapılarda, hücre boyutu paralel yüzeyler arasındaki mesafe ile ifade edilir.



Şekil 2.2. Çekirdek yapı doğrultuları (Ukken, Beana, 2017)

2.1. Yüzey Tabakası

Yüzey tabakaları, sandviç kompozit yapıların dış katmanları olarak önemli bir rol oynar ve farklı malzemelerin birleşimi ile elde edilir. İşlevsel olarak, bu tabakalar genellikle eğilme, kesme gibi yükleri karşılamak üzere tasarlanır. Havacılıkta yüzey tabakası olarak yaygın kullanılan malzemeler şunlardır:

Alüminyum levhalar, hafif olmalarına rağmen yüksek mukavemet ve korozyon direnci sağlar. Hem havacılık hem de diğer endüstrilerde geniş bir kullanım alanına sahiptir.

Kompozit Malzemeler:

- Karbon/Epoksi: Karbon fiber takviyeli epoksi kompozitler, hafif olmalarının yanı sıra yüksek mukavemet ve rijitlik sağlarlar. Bu nedenle, havacılık ve yüksek performanslı uygulamalarda tercih edilirler.
- Aramid fiber (örneğin Kevlar) takviyeli epoksi kompozitler, darbe direnci gerektiren uygulamalarda kullanılır ve yüksek mukavemet ile enerji soğurma kapasitesine sahiptir.
- Cam fiber takviyeli epoksi kompozitler, geniş bir mukavemet aralığı sunar ve genellikle maliyet etkin bir çözüm olarak tercih edilir.

Yüzey tabakalarının seçimi, genellikle malzemenin dayanımı ile ağırlık azaltma hedefleri arasında bir denge kurulmasını gerektirir. Kompozit malzemeler, özellikle yüksek mukavemet/ağırlık oranı sağlamak için tercih edilir. Ayrıca, yapının her iki tarafında aynı malzemelerin kullanılması, simetri ve denge sağlar. Ancak, farklı uygulamalar için farklı termal genleşme katsayılarına sahip malzemelerin kullanılması,

yapı üzerinde termal gerilmeler ve deformasyonlara yol açabilir. Bu nedenle, mühendisler malzeme seçiminde termal genleşme özelliklerini dikkate almalıdır (Gül, 2018).

2.2. Çekirdek Yapı

Çekirdek yapı, sandviç kompozitlerde önemli bir bileşen olup, yapıya kazandırdığı bazı özellikler şunlardır:

Dayanıklılık ve Sabit Mesafe Sağlama: Çekirdek yapının yeterince sert olması, panellere dik yönde gelen ve hareket eden yüklere karşı iyi bir direnç göstermesini sağlar. Bu özellik, yüzey tabakaları arasındaki mesafenin sabit kalmasını ve yapısal bütünlüğün korunmasını sağlar. Ayrıca, kesme ve eğilme gibi etkilerle oluşacak kuvvetlere karşı da direnç gösterir.

Yüzey Tabakalarının Sabitletmesi: Sert çekirdek yapı, yüzey tabakasının tutunmasını sağlayarak kaymayı engeller ve yapısal bütünlüğü korur. Sert olmayan çekirdek yapılar, yüzey tabakasında bölgesel ayrılmalara, deformasyonlara ve çökmelere neden olarak yapısal dayanımı azaltabilir. Bal peteği sandviç kompozitlerde kullanılan çekirdek malzemeleri, kullanılacak alanlara göre dikkatlice seçilmelidir.

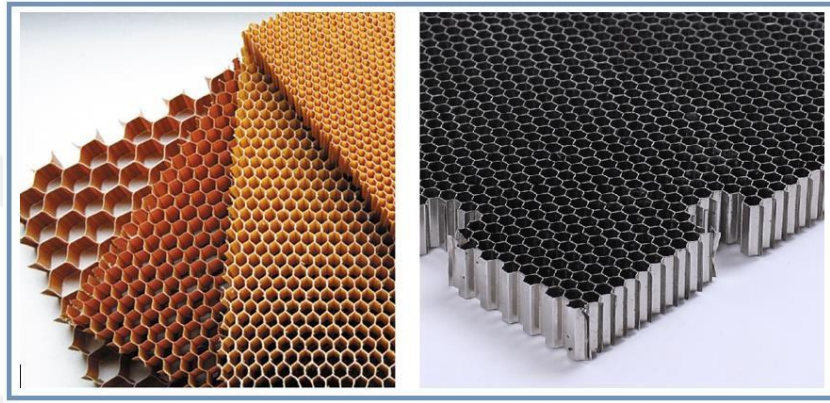
Havacılık alanında kullanılan bazı çekirdek malzemeler şu şekildedir:

Alüminyum Alaşımları: AA5052, AA5056, AA3003, AA3104 gibi alüminyum alaşımları sıklıkla tercih edilir. Bu alaşımlar, hafif olmalarının yanı sıra yeterli sertlik ve mukavemet sağlar.

Alüminyum çekirdek yapı, düzenli olarak tekrarlanan alüminyum veya alüminyum alaşımlı folyodan yapılmıştır. Alüminyum veya alaşımlarından imal edilmiş olması, onu aynı hacimdeki diğer malzemelere kıyasla daha hafif hale getirir. Diğer yapılara göre en yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahiptir. Bunun yanı sıra sertlik ve genel stabilitesi de oldukça iyidir. Birim ağırlık başına düşen yüksek kesme/eğilme direnci ve yüksek termal/korozyon direnci nedeniyle havacılık uygulamalarında tercih edilir. Ayrıca tamamen geri dönüştürülebilir ve tekrar kullanılabilir. Kaynak ve enerji tasarrufu sağlar, bu sayede çevre kirliliği minimum düzeye indirilmiş olur. Bu özellikleri, alüminyum panellerin enerji tasarrufu sağlayan, çevre dostu ve sağlıklı bir malzeme olarak kullanılmasına olanak tanır.

Aramid Fiberler: Nomex ve Kevlar gibi aramid fiberler de çekirdek malzemesi olarak tercih edilmektedir. Bu fiberler, yüksek mukavemet, düşük yoğunluk ve mükemmel yorulma dayanımı sağlar.

Nomex çekirdek yapı, fenolik reçineye batırılmış Nomex kağıdının yapıştırılmış şeritlerinden oluşur. Nomex kağıdı, bir meta-aramid kimyasal bileşen olan Nomex liflerinden yapılır. Genellikle yüksek sertlik/ağırlık oranı sunduğu için tercih edilir. Bu çekirdek yapılar, esneklik ve şok emilimi, elektromanyetik dalga geçirgenliği, yüksek sıcaklık kararlılığı ve çevresel şartlara karşı direnç gösterir. Sıcaklığa karşı kararlı olmaları nedeniyle uçak iç panellerinde ve yalıtkan özellikleri nedeniyle uçağın burun (radom) kısmında kullanılırlar. Şekil 2.3'te, Nomex ve alüminyum çekirdek yapılara ait resimler verilmiştir.



Şekil 2.3. Nomex ve alüminyum çekirdek yapı malzemeleri (Gül, 2018)

Özel Metaller ve Alaşımları: Titanyum ve nikel alaşımları gibi özel metaller, çekirdek yapısı olarak kullanılabilir. Bu malzemeler, genellikle yüksek mukavemet, korozyon direnci ve özel uygulamalar için uygun özellikler sunar.

Çekirdek yapı malzemeleri arasında titanyum alaşımları, mükemmel korozyon direnci, yüksek hasar direnci, 600 °C'ye kadar sıcaklık kapasitesi ve yüksek üretim maliyetine sahiptir. Bu özellikleri nedeniyle, titanyum alaşımlı bal peteği sandviç kompozitler, hipersonik hava araçlarında yaygın olarak kullanılır. Tipik bir örnek olarak, titanyum alaşımlı bal peteği sandviç kompozitler, yüksek hızlı sivil taşımacılık için tasarlanan uçakların veya askeri uçakların kanat yapısında, yalnızca yapısal performans için değil, aynı zamanda düşük termal iletkenliği nedeniyle kanat kısmında depolanan yakıtın ısınmasını en aza indirmek için de kullanılmıştır (Gül, 2018).

2.2.1. Çekirdek yapı topolojisi

Bal peteği sandviç kompozitlerde, peteklerin topolojisi, malzemenin özelliklerini önemli ölçüde etkileyen bir faktördür. Petekler genellikle kapalı hücre gözeneklerine

sahiptir ve bu hücreler, katı bir yapı oluşturmak için iki boyutta tekrarlanabilir. Havacılıkta kullanılan bazı petek topolojilerine ait özellikler ise şu şekildedir:

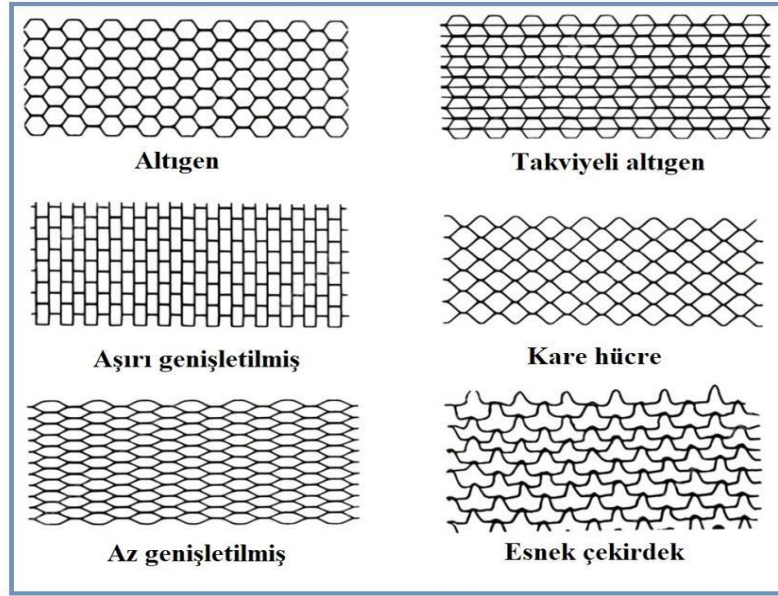
Üçgen Topoloji: Üçgen hücreli petek yapılar, mekanik yüklemelere karşı daha iyi performans gösterir. Özellikle panelin bükülmesinde karşılaşılan kesme yüklerini etkili bir şekilde desteklerler. Üçgen yapının geometrisi, yüksek mukavemet ve rijitlik sağlamak için uygun bir şekilde tasarlanabilir.

Kare Topoloji: Kare hücreli petekler genellikle düzgün bir yapı sağlarlar ve basit bir konfigürasyon sunarlar. Yüksek rijitlik ve düzlem üzerinde homojen bir dağılım sağlarlar. Isı transferi uygulamalarında da kullanılabilirler.

Altıgen Topoloji: Altıgen hücreli petek yapılar, petekler arasında yapısal destek sağlamak ve çekirdek yapıların enerji Emilimi ve darbe korumasına karşı etkinliği nedeniyle popülerdir. Altıgenin geometrisi, yapısal mukavemet ve hafiflik arasında iyi bir denge sağlar.

Bu farklı topolojiler, yapısal ihtiyaçlara ve uygulamanın gereksinimlerine göre seçilir. Örneğin, mekanik yüklemelerin yoğun olduğu durumlarda üçgen hücreli petekler tercih edilebilirken, enerji Emilimi ve darbe koruması gereken uygulamalarda altıgen hücreli petekler daha uygun olabilir. Şekil 2.4'te bazı petek topolojilerinin basit bir gösterimi verilmiştir.

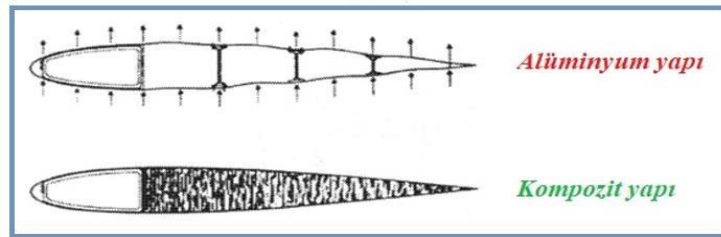
Topolojinin yanı sıra, petek hücrelerinin boyutu ve yapılandırılması da büyük önem taşır. Bu faktörler, kompozit yapıların dayanıklılığı, hafifliği ve performansı üzerinde belirleyici bir etkiye sahiptir. Bu nedenle, peteklerin doğru topoloji ve yapılandırma ile tasarlanması, sandviç kompozit yapıların optimize edilmiş performansını sağlamak için kritik bir adımdır (Kurt, 2021).



Şekil 2.4. Çekirdek yapı konfigürasyonları (Bitzer, 2012)

2.3. Neden Sandviç Yapı

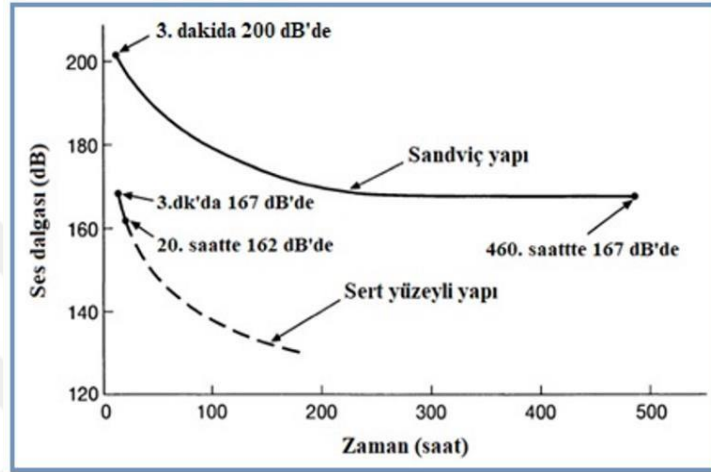
Sandviç yapılar, genellikle hafif malzemelerin kullanıldığı ve yüksek mukavemet ile dayanıklılık sağlamak amacıyla tasarlanmış yapılardır. Şekil 2.5'te, laboratuvar ortamında alüminyumdan ve sandviç yapıdan imal edilmiş kanat profilinin yük altında nasıl tepki verdiği gösterilmiştir. Alüminyum kanat profilinde dayanımın sağlanabilmesi için yapıya ek kirişler eklenmiş, bu da ağırlığın artmasına yol açmıştır. Ayrıca, yük altında kiriş olmayan bölgelerde deformasyonlar meydana gelerek hava akımında bozulmalara neden olmuştur. Ancak, sandviç kanat profilinde ek kirişlere gerek duymadan yüzey pürüzsüzlüğü sağlanmış ve ağırlık açısından kazanç elde edilmiştir.



Şekil 2.5. Yük altında kanat profili (Bitzer, 2012)

Sandviç yapıların bir diğer avantajı ise yorulma direncidir. Şekil 2.6'da, yüzey kaplaması ile güçlendirilmiş yapıya sahip bir sandviç panelin ses dalgalarına karşı yapılan yorulma testi gösterilmektedir. 167 Desibel ses dalgası altında gerçekleştirilen bu testte,

geleneksel yapının yalnızca 3 dakika dayanabildiği, sandviç yapının ise 460 saat dayanabildiği sonucuna ulaşılmıştır. Sandviç yapılarda yorulma direncinin daha yüksek olmasının sebebi, bu yapılarda kullanılan yüzey kaplamalarının sürekli olarak çekirdek kısmına bağlı olması ve bu bağın, farklı noktalarda farklı boyutlarda gerilim oluşumuna engel olmasıdır (Bitzer, 2012).



Şekil 2.6. Sandviç ve sandviç olmayan yapıların ses dalgasına karşı yorulma dayanımları (Bitzer, 2012)

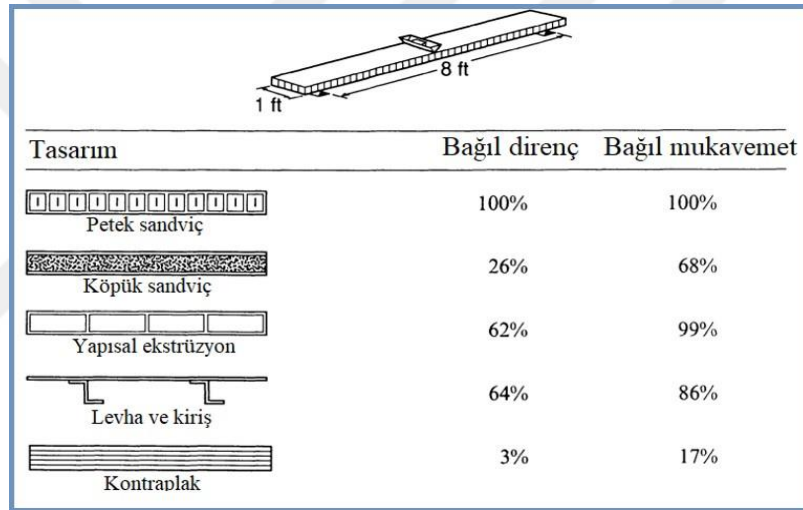
Sandviç yapıların kullanılmasının ana sebebi, büyük miktarda ağırlık kazancı sağlamasıdır. Şekil 2.7'de, farklı sandviç yapıların mukavemet ve sertlik oranları gösterilmiştir. Şekilde, en sağdaki yapının düz alüminyum levhadan 37 kat daha sert ve bükülme mukavemeti açısından 7 kat daha dayanıklı olduğu, ancak yalnızca %9 ağırlığa sahip olduğu görülmektedir (Bitzer, 2012).

	Katı Malzeme	Çekirdek Kalınlığı (t)	Çekirdek Kalınlığı (3t)
Göreceli rijitlik	1	7	37
Göreceli eğilme direnci	1	3,5	9,2
Göreceli ağırlık	1	1,03	1,06

Şekil 2.7. Sandviç yapılarda kalınlığın özelliğe etkisi (Bitzer, 2012)

Ağırlık, tasarım açısından önemli bir faktör olup, yapıda burkulma sorunu da mevcutsa sandviç yapı tercih edilmelidir. Ancak, yük faktörü ve burkulma oranı çok yüksekse, ekonomik açıdan kalın levha ve kiriş kullanımı tercih edilmelidir.

Petek yapılarla karşılaştırılabilecek bir diğer çekirdek yapı, köpük yapılardır. Şekil 2.8’de bazı yapı modellerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Şekilden de anlaşılacağı üzere, petek yapıların mukavemeti ve kesme dayanımları oldukça yüksektir. Sonuç olarak, sandviç yapılarda çekirdek malzeme olarak petek yapının kullanılması daha iyi sonuçlar sağlamaktadır. Hafif yük taşıyan panellerde ve yalıtım panellerinde köpüğün yeri vardır. Ağır yük taşınması istenen ve yalıtım gerektiren yerlerde ise petek hücrelerinin köpük ile doldurulması gibi tasarımlar mevcuttur (Bitzer, 2012).



Şekil 2.8. Yapı modellerinin kompozit sandviçlere göre karşılaştırılması (Bitzer, 2012)

3. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILARDA MEKANİK TESTLER

Sandviç yapıların mekanik özelliklerini belirleyecek birçok test yöntemi bulunmaktadır. Bu test yöntemleri genellikle ASTM (Amerikan Test ve Malzeme Enstitüsü) standartlarına göre yapılmaktadır. Test numuneleri, özellikleri istenen yapılardan alınmalıdır. Genellikle yapıda bulunan bileşenlerin kalınlığı veya tipi, tek bir özellik olarak ele alınmamalıdır. Yapının kalınlığı ve içerdiği malzemeler birlikte değerlendirilmelidir. Örnek numuneler elde edilirken, yapıdan belirli boyutlarda kesme işlemi yapılarak alınır. Metal bileşenli paneller için ince dişli bıçaklar, cam fiber ve karbon kaplamalar için karbür veya elmas bıçaklar, kevlar için ise ters başlı bıçaklar kullanılır. Numuneler, metrekare başına pound veya metrekare başına kilogram olarak belirlenir. Yapı kalınlığı, çekirdek tipi, çekirdek kalınlığı, kaplama malzemesi, kaplama kalınlığı ve kullanılan yapıştırıcı türü, testler için önemli faktörlerdir. Elde edilen numunenin ağırlığı, basit bir formül ile şu şekilde hesaplanır.

$$\text{Panel Ağırlığı} = \frac{0.317 Wt}{LW} \text{ psf} \quad \text{veya} \quad \text{Panel Ağırlığı} = \frac{10^{-3} \times Wt}{LW} \text{ kg/m}^2$$

Şekil 3.1. Numune ağırlığı hesaplama formülü

Burada, Wt panel ağırlığını (gram), L panel uzunluğunu (mm veya inç), W ise panel kalınlığını (mm veya inç) temsil etmektedir. Bu bilgiler doğrultusunda, çekirdek yapının kaplamalara ne kadar iyi tutunduğu, numunenin dayanabileceği maksimum basma ve çekme dayanımları, esnekliği, eğilme dayanımı gibi birçok özellik, mekanik testler yardımıyla incelenebilmektedir.

Ayrıca, mekanik testlerde değerlendirme yaparken testin güvenilirliğini saptamak için standart sapmadan yararlanılmaktadır. Standart sapma, test edilen numunelerin sonuçlarındaki varyasyonun bir ölçüsü olarak büyük bir öneme sahiptir. Bu test sırasında bir malzemenin eğilme mukavemeti, elastikiyet modülü ve kırılma davranışı belirlenir. Ancak, aynı malzeme üzerinde yapılan birden fazla test farklı sonuçlar verebilir. Standart sapma, bu sonuçların ortalama değer etrafındaki dağılımını gösterir. Buna karşın, test sonucunda yalnızca ortalama eğilme mukavemeti değerine bakmak yeterli değildir. Eğer standart sapma büyükse, ortalama değer gerçekte malzeme performansını tam olarak yansıtmadığı sonucuna varılabilir. Bu nedenle, mühendisler tasarım yaparken standart

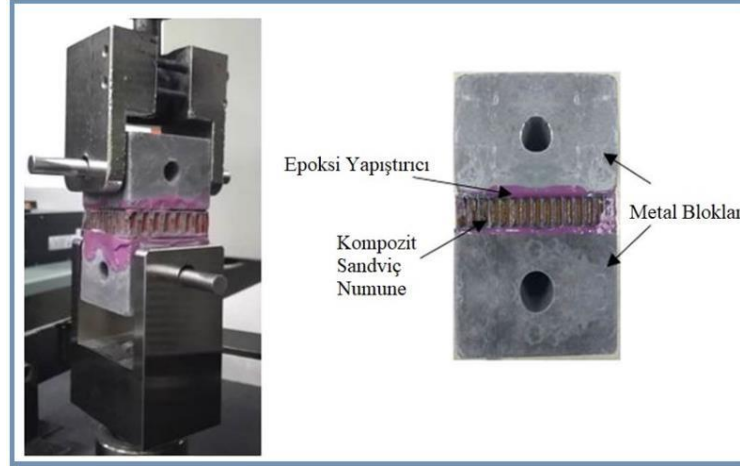
sapmayı da göz önünde bulundurmalı ve tasarımda güvenlik faktörlerini buna göre ayarlamalıdır. (Composite Materials Handbooks, 2019).

3.1. Çekme Testi

Kompozitlerde çekme testi, malzemenin çekme dayanımını değerlendirmek amacıyla yapılan bir malzeme testidir. Bu test, malzemenin dayanıklılığını ve kopma gerilmesini belirlemek için kullanılır. Kompozit malzemeler genellikle çok katmanlı yapıya sahip olduğundan, çekme testi genellikle malzemenin yüzeyine paralel olarak yapılır. Bu yöntemle, malzemenin yüzey özellikleri de değerlendirilebilir. Çekme testi sırasında genellikle şu adımlar izlenir:

- **Numune Hazırlığı:** Test için standartlara uygun olarak belirli boyutlarda numuneler hazırlanır. Numuneler genellikle dikdörtgen veya yuvarlak kesitli olabilir.
- **Test Cihazına Yerleştirme:** Hazırlanan numune, özel bir test cihazına yerleştirilir. Numunenin iki ucu arasına sabitlenmiş mandallar veya kelepçeler kullanılarak numunenin düzgün bir şekilde yerleştirilmesi sağlanır. Şekil 3.2’de test cihazına yerleştirilmiş örnek numune görülmektedir.
- **Yük Uygulaması:** Test cihazı aracılığıyla belirli bir hızda veya sabit bir hızda yük uygulanır. Numune üzerine etkili olan yük, malzemenin kopma noktasına kadar artarak devam eder.
- **Veri Toplama:** Test sırasında yük-deformasyon (gerilme-gerinim) verileri toplanır. Bu veriler, malzemenin çekme dayanımı, elastik ve plastik davranışı hakkında bilgi sağlar.
- **Analiz:** Test sonuçları, genellikle maksimum gerilme (kopma gerilmesi), kırılma uzaması, elastik modül (Young modülü), plastik deformasyon miktarı gibi parametreler açısından analiz edilir. Bu veriler, malzemenin kullanım sırasında nasıl davranacağı ve ne tür yükleri taşıyabileceği konusunda önemli bilgiler sağlar.

Çekme testi, malzemenin dayanıklılığı ve tasarımı için kritik öneme sahiptir. Özellikle kompozit malzemelerde, farklı takviye lifleri ve matris malzemeleri kullanılabilir. Bu nedenle çekme testleri farklı kompozit yapıların performansını karşılaştırmak ve optimize etmek için önemlidir. ASTM ve ISO gibi uluslararası standartlar, çekme testlerinin nasıl yapılması gerektiğini belirler ve sonuçların güvenilirliğini sağlar (Composite Materials Handbooks, 2019).



Şekil 3.2. Çekme testi cihazında örnek numune (Khan, 2019)

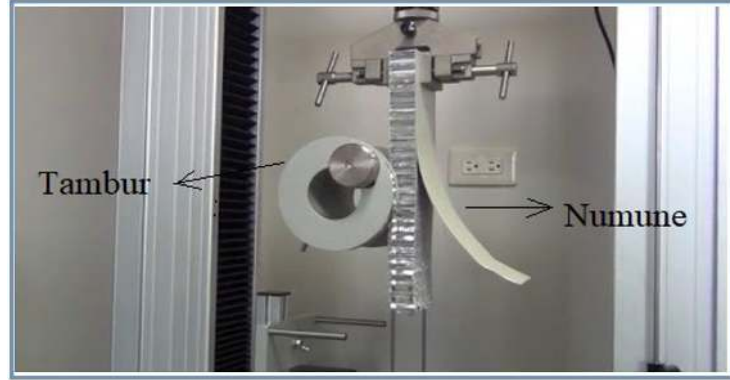
3.2. Soyma Testi

Kompozit malzemelerde soyma testi, yapıştırılmış veya laminat yapıdaki katmanlar arasındaki yapışma dayanımını değerlendirmek amacıyla yapılan bir malzeme testidir. Bu test, kompozit malzemelerin farklı katmanlarının birbirine olan yapışma gücünü ölçmeye yöneliktir. Soyma testi genellikle şu adımlar izlenerek gerçekleştirilir:

- Numune Hazırlığı: Test için özel olarak hazırlanmış numuneler kullanılır. Numuneler genellikle dikdörtgen veya yuvarlak kesitli olabilir ve test edilecek katmanlar arasında bir yapıştırıcı veya matris bulunabilir. Şekil 3.3'te numunenin test cihazına yerleştirme işlemi görülmektedir.
- Yük Uygulaması: Numunenin bir tarafına yüksek hızda veya sabit bir hızda bir kuvvet uygulanır. Bu kuvvet, katmanların yapıştırıldığı bölgede bir ayrılma veya soyma oluşturur.
- Yapıştırma Bölgesi: Numunenin yapışma bölgesi, önceden belirlenmiş bir yüzey alanıdır. Yapışma bölgesi genellikle belirli bir uzunlukta ve genişlikte olup, testin standartlarını sağlamak için belirli bir şekilde hazırlanır.
- Kuvvet ve Deformasyon Ölçümü: Test sırasında uygulanan kuvvet ve oluşan deformasyon (açılma veya soyma uzaması) ölçülür. Bu veriler, yapışma dayanımının ve katmanların birbirine olan bağlantısının gücünü belirlemek için kullanılır.

Soyma testi sonuçları, kompozit malzemelerin tasarım ve üretim süreçlerinde önemli bir rol oynar. Özellikle yapıştırılmış veya laminat yapıdaki kompozit parçaların dayanıklılığı ve güvenilirliği, bu testlerin sonuçlarına göre değerlendirilir. Soyma testi, ASTM ve ISO gibi uluslararası standartlara göre belirlenen prosedürlere uygun olarak

yapılır ve test edilen malzemenin spesifik özelliklerine göre uyarlanabilir (Composite Materials Handbooks, 2019).



Şekil 3.3. Soyma testi cihazında örnek numune (Bitzer, 2012)

3.3. Basma Testi

Sandviç kompozitlerde basma testi, çekirdek malzeme ile yüzey kaplamaları arasındaki yapışma dayanımını ve genel basma performansını değerlendirmek amacıyla yapılan bir testtir. Sandviç kompozitler, hafiflikleri ve yüksek mukavemet/ağırlık oranları nedeniyle çeşitli endüstriyel uygulamalarda yaygın olarak kullanılır. Bu yapılar genellikle bir çekirdek malzeme (örneğin bal peteği yapısı, köpük vb.) ile bu çekirdek malzemenin her iki tarafında yer alan yüzey kaplamalarından oluşur. Sandviç kompozitlerde basma testi genellikle şu adımlar izlenerek gerçekleştirilir:

- Numune Hazırlığı: Test için özel olarak hazırlanmış sandviç kompozit numuneler kullanılır. Numuneler genellikle belirli bir boyutta kesilmiş veya şekillendirilmiş olabilir.
- Numunenin Yerleştirilmesi: Numune, genellikle test cihazının üst ve alt plakaları arasına yerleştirilir. Numunenin her iki yüzeyine yük uygulamak için uygun bir düzenleme sağlanır. Şekil 3.4'te basma testi cihazına yerleştirilmiş numune örneği verilmiştir.
- Yük Uygulaması: Test cihazı aracılığıyla numunenin her iki ucuna sabit bir hızda veya belirli bir yük hızında basma yükü uygulanır. Bu yük, numunenin boyunca homojen bir şekilde dağıtılır.
- Deformasyon ve Yük Dağılımının Ölçümü: Test sırasında numune üzerindeki yük ve oluşan deformasyon ölçülür. Bu veriler, numunenin basma dayanımını ve davranışını belirlemek için kullanılır.

- **Sonuçların Analizi:** Test sonuçları, genellikle maksimum basma dayanımı, elastik modül, deformasyon özellikleri gibi parametreler açısından analiz edilir. Bu veriler, sandviç kompozitlerin yapısal performansını değerlendirmek ve tasarımında kullanmak için önemlidir.

Sandviç kompozitlerde basma testi, malzeme tasarımı, üretimi ve kullanımı süreçlerinde yapısal bütünlüğün sağlanmasında kritik bir rol oynar. Test sonuçları, kompozit yapıların güvenlik standartlarına uygunluğunu değerlendirmede ve bu yapıların optimize edilmesinde kullanılır. Bu testler genellikle ulusal veya uluslararası standartlara dayanan belirlenmiş prosedürlere göre gerçekleştirilir (Composite Materials Handbooks, 2019).



Şekil 3.4. Basma testi cihazında örnek numune (Bitzer, 2012)

3.4. Eğme Testi

Sandviç kompozitlerde eğme testi, malzemenin eğilme dayanımını değerlendirmek için yapılan bir testtir. Bu test, genellikle sandviç yapıda bulunan çekirdek malzeme ile yüzey kaplamaları arasındaki yapışma dayanımını ve kompozitin genel eğilme performansını ölçmek amacıyla gerçekleştirilir. Eğme testi, genellikle şu adımlarla yapılır:

- **Numune Hazırlığı:** Test için özel olarak hazırlanmış sandviç kompozit numuneler kullanılır. Numuneler genellikle belirli bir boyutta kesilmiş veya şekillendirilmiş olabilir.
- **Numunenin Yerleştirilmesi:** Numune, genellikle eğilme test cihazının alt ve üst desteklerine yerleştirilir. Numunenin her iki ucuna destekler arasında belirli bir mesafe bırakılarak sabitlenir.
- **Yük Uygulaması:** Test cihazı aracılığıyla numunenin ortasına belirli bir yük uygulanır. Bu yük, genellikle numunenin ortasına sabit bir hızda veya belirli bir yük hızında

uygulanır. Numune eğildikçe, uygulanan yük eğilme momentine dönüşür. Şekil 3.5'te eğme testi cihazında yük altında örnek bir numune gösterilmiştir.

- Deformasyon ve Yük Dağılımının Ölçümü: Test sırasında numune üzerinde oluşan deformasyon ve eğilme miktarı ölçülür. Bu veriler, numunenin eğilme dayanımını ve davranışını belirlemek için kullanılır.
- Sonuçların Analizi: Test sonuçları genellikle maksimum eğilme dayanımı, elastik modül, eğilme gerilmesi ve eğilme gerilme momenti gibi parametreler açısından analiz edilir. Bu veriler, sandviç kompozitlerin yapısal performansını değerlendirmek ve tasarımında kullanmak için önemlidir.

Sandviç kompozitlerde eğme testi, malzemenin yapısal bütünlüğünü ve dayanıklılığını belirlemede kritik bir rol oynar. Bu testler, genellikle ulusal veya uluslararası standartlara uygun prosedürlere dayanarak gerçekleştirilir ve test sonuçları, malzeme tasarımı, üretimi ve kullanım süreçlerinde önemli bir rol oynar (Fibre-Reinforced Plastic Composite, 1998).

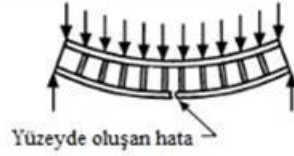


Şekil 3.5. Eğme testi cihazında numuneye kuvvet uygulanması (Fibre-Reinforced Plastic Composite, 1998)

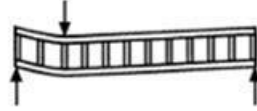
Yapılan testler genellikle numune kırılana kadar devam eder ve sonuçlar, numunenin hasar boyutu ve hasar şekline göre değerlendirilir. Şekil 3.6' da, karşılaşılan bazı hata durumları ve hasar tipleri gösterilmektedir.

Yüzey hatası

Yetersiz yüzey kaplaması
kalınlığının sonucu olarak yüzey
kaplama kırılması.

**Enine kayma hatası**

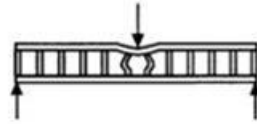
Yetersiz çekirdek mukavemeti ve
yüzey kalınlığının sonucu yüzeyde ve
çekirdekte kayma.

**Çekirdek kırılması**

Yetersiz çekirdek basınç dayanımı
sonucu çekirdek kırılması

**Lokal hasar**

Dengeli yerleştirilmeyen numune veya
fazla basma kuvveti sonucu oluşan yüzey
ve çekirdek hasarı

**Burkulma**

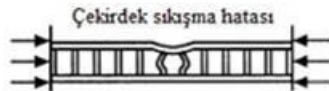
Yetersiz panel kalınlığı veya yetersiz
çekirdek kesme dayanımı

**Kayma sıkışması**

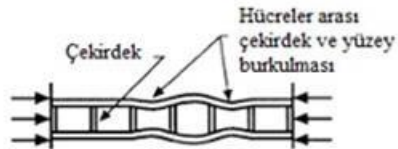
Düşük çekirdek kayma mukavemeti
veya yapıştırıcı hatası.

**Yüzey kırışması**

Kenar basma dayanımının gelen yükü
karşılamaması veya yapıştırıcı hatası

**Hücre bükülmesi**

Hücre boyutunun fazla olmasından
dolayı oluşan hatalar

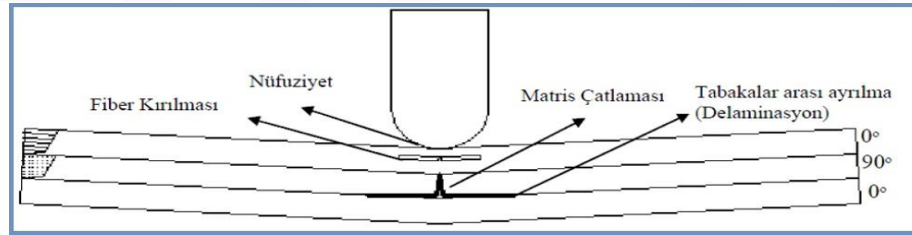


Şekil 3.6. Testlerde karşılaşılan bazı hasar ve hata durumları (Bitzer, 2012)

4. SANDVIÇ YAPILARDA HASARLAR

Fiber takviyeli katmanlı kompozit yapılar, heterojen ve anizotropik özellikleri nedeniyle düşük hızda darbeye maruz kaldıklarında çeşitli şekillerde hasar görebilir. Bu hasarlar genellikle şu şekillerde ortaya çıkar:

- **Matris Kırılmaları:** Çekme, basma ve kayma gerilmelerinin etkisiyle fiberlerin paralel yönde bulunan matrisle birleşim noktalarında kırılmalara neden olabilir. Bu tür kırılmalar genellikle kompozit malzemenin matris fazında meydana gelir.
- **Delaminasyon:** Katmanlar arasındaki yapışma zayıflığı veya uygulanan yüklerin etkisiyle katmanlar arasında ayrışmalar meydana gelebilir. Delaminasyon, kompozit yapının sağlamlığını ve dayanıklılığını ciddi şekilde etkileyebilir.
- **Fiber Kırılmaları ve Burkulmaları:** Yüksek gerilme veya darbe etkisi altında fiberlerde kırılma veya burkulma meydana gelebilir. Bu durum, kompozit yapının mukavemet özelliklerinde azalmaya neden olabilir.
- **Nüfuziyet:** Darbenin etkisiyle, kompozit malzeme içinde veya yüzeyinde mikro çatlaklar veya hasarlar oluşabilir. Bu tür hasarlar genellikle gözle görülmeyen mikro düzeyde olabilir, ancak malzemenin performansını zamanla etkileyebilir.



Şekil 4.1. Kompozit yapılarda karşılaşılan hasar modları (Kara, 2012)

Hasar modları arasındaki etkileşim, farklı hasar modlarının başlamasına ve yayılmasına etki eder. Bu hasar modları, Şekil 4.1'de gösterildiği gibidir. Sandviç kompozitlerde ise malzemede oluşan hasarlar şu şekildedir:

- **Üst yüzey kaplama hasarı:** Darbe, genellikle üst yüzey levhasına ilk olarak etki eder. Eğer levha darbeye karşı dayanıklıysa, genellikle sınırlı bir hasar oluşabilir.
- **Çekirdek ve üst kaplama arasındaki ayrılmalar:** Üst levha, darbenin etkisiyle şekil değiştirirken, çekirdek malzemesi bu deformasyona farklı tepki verebilir. Bu durum, çekirdek ile üst levha arasında ayrılmaların meydana gelmesine neden olabilir.

- Darbe enerjisinin artması ve çekirdeğe ilerlemesi: Daha yüksek enerjili darbelerde, vurucu üst levhaya nüfuz ederek çekirdeğe doğru ilerleyebilir. Bu süreçte çekirdek üzerinde hücre ezilmesi, kesme hasarı ve yüzey tabakası ile çekirdek arasında ayrılma gibi hasarlar oluşabilir.
- Alt yüzey kaplama hasarı: Darbeye uğramayan alt yüzey levhası, genellikle eğilme nedeniyle çekme gerilmelerine maruz kalır. Bu durumda da çekirdek ile alt levha arasında ayrılmalar meydana gelebilir.
- Genel delaminasyonlar: Eğer darbe enerjisi yeterince büyükse, vurucu sandviç yapının tamamına nüfuz edemez ancak arka yüzeyde önemli delaminasyonlar meydana gelebilir. Bu, kompozit yapıdaki katmanların ayrılmasına ve yapının bütünlüğünün azalmasına yol açabilir.

Bu hasar tipleri, sandviç kompozit yapıların tasarımında ve uygulamalarında dikkate alınması gereken önemli faktörlerdir. Yapının destek durumu, levhaların ve çekirdeğin malzeme özellikleri, geometrisi ve vurucunun özellikleri, bu hasarların tipini ve yayılımını etkileyen önemli parametrelerdir. Bu nedenle, sandviç kompozit yapıların darbe direnci ve dayanıklılığı, malzeme seçimi ve yapı tasarımı süreçlerinde dikkatlice değerlendirilmelidir (Alçı, 2016).

Bu bölümde, uçak operasyonları esnasında karşılaşılan hasar türleri ele alınmaktadır ve hasar, hasarın bulunduğu sandviç yapının kısımlarına (çekirdek, yüzey kaplaması ve yapıştırıcı katman) göre değerlendirilmektedir. Uçaklardaki yapısal malzemeler, geleneksel metalik yapılardan gelişmiş kompozit yapılara doğru değiştikçe karşımıza farklı hasar türleri de ortaya çıkmaktadır.

4.1. Kozmetik Hasarlar

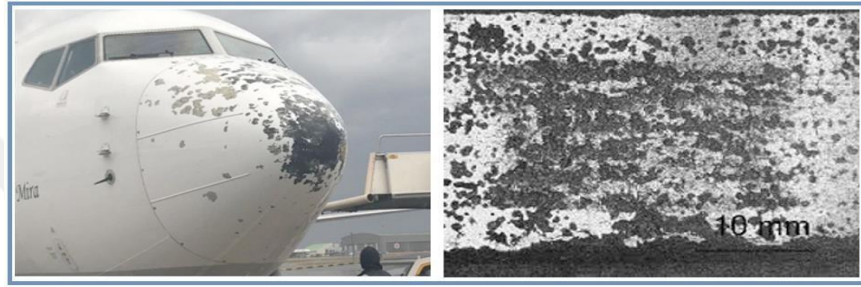
Sandviç kompozit yapılarında kozmetik hasarlar, genellikle yapısal bütünlüğü ciddi şekilde etkilemeyen, ancak görünüm ve estetiği bozan hasarları ifade eder. Bu tür hasarlar, genellikle darbe, çarpma veya sürtünme gibi dış etkiler sonucu ortaya çıkar ve yapısal katmanlardan birinde veya birkaçında meydana gelebilir. Şekil 4.2’de, kozmetik hasara örnek bir şekil verilmiştir.

Kozmetik hasarlara örnek olarak:

- Yüzey Çatlakları veya Göçükler: Üst yüzey levhasında meydana gelen çatlaklar veya göçükler, genellikle darbenin etkisiyle oluşabilir. Bu tür hasarlar, yapının mukavemetini

veya dayanıklılığını etkilemeyebilir ancak estetik açıdan istenmeyen bir görünüme neden olabilir.

- **Boyalı Yüzeylerde Soyulma veya Aşınma:** Kompozit yapıların üzerindeki boyalı veya kaplamalı yüzeylerde, sürtünme veya aşınma sonucu boyanın soyulması veya hasar görmesi kozmetik bir sorun oluşturabilir.
- **Renk Değişiklikleri veya Lekelenme:** Uzun süreli güneş ışığı veya kimyasal maruziyet gibi faktörlerden dolayı kompozit malzemelerin renklerinde değişiklikler veya lekeler oluşabilir. Bu da kozmetik bir sorun olarak kabul edilir.



Şekil 4.2. Dolu sonrası kompozit kısımda meydana gelen kozmetik hasar (Boeing, 2013)

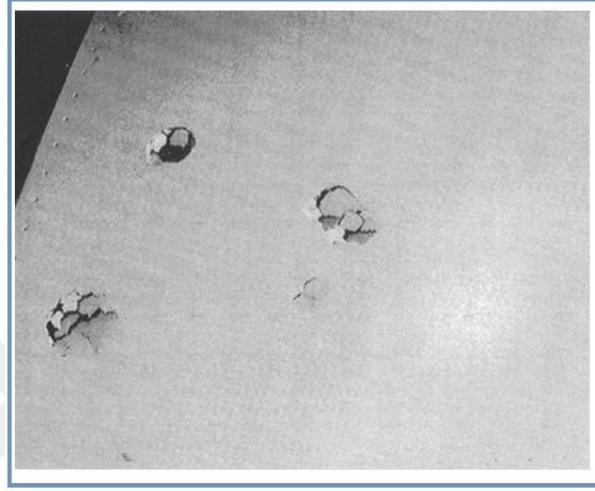
4.2. Darbe Hasarları

Darbe hasarları, özellikle sandviç kompozit yapıların ince yüzey kaplamaları nedeniyle önemli bir konudur. Bu tür hasarlar, yapıya yabancı nesnelerin çarpması veya düşmesi sonucunda oluşabilir. Örneğin:

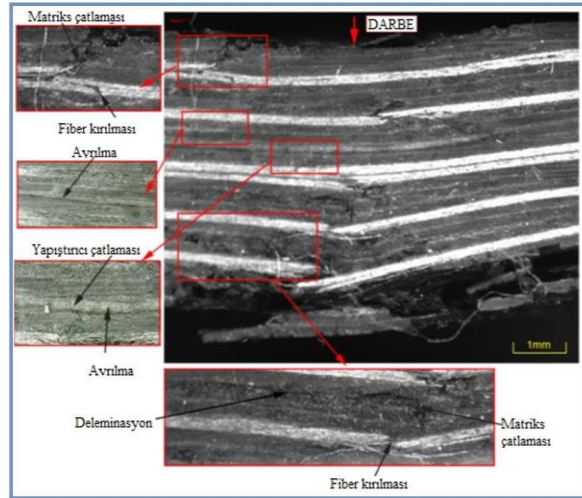
- **Nakliye ve Depolama:** Kompozit parçalar taşınırken veya depolanırken çevresel etkilere maruz kalabilirler. Taşıma sırasında darbeler veya çarpışmalar, parçalarda hasar oluşmasına neden olabilir.
- **Uçak Operasyonları:** Uçaklarda, havaalanlarında veya hangarlarda operasyon sırasında, araçlar veya ekipmanlar kompozit parçalara zarar verebilir. Bu, özellikle uçağın hareket edip manevra yaptığı sırada görülebilir.
- **Bakım ve Onarım:** Kompozit parçaların bakımı veya onarımı sırasında kullanılan aletler veya malzemeler de potansiyel darbe kaynaklarıdır. Bir tamir aletinin yanlışlıkla parçaya düşmesi veya çarpması, önemli hasarlara yol açabilir. Şekil 4.3'te bu bakım sırasında darbe hasarına maruz kalmış bir uçağın paneli verilmiştir.

Sandviç paneller, genellikle dış katmanları arasındaki çekirdek malzemesiyle desteklenir. Ancak ince yüzey kaplamaları nedeniyle darbe hasarlarına karşı hassastırlar.

Bu tür hasarlar, yapısal bütünlüğü etkileyebilir ve hatta gizli hasarlar olarak kalabilir. Dolayısıyla, operasyon sırasında veya bakım esnasında meydana gelen darbe hasarları ciddiye alınmalı ve uygun şekilde değerlendirilmelidir. Bu, yapısal sağlamlığın korunması ve uzun ömürlü bir performansın sağlanması açısından önemlidir. Şekil 4.4'te darbe hasarına maruz kalmış bir yapının iç yapısı gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Örnek darbe hasarının uçak üzerinde görüntüsü (Boeing, 2013)



Şekil 4.4. Darbe hasarının neden olduğu hataların mikro gösterimi (Bitzer, 2012)

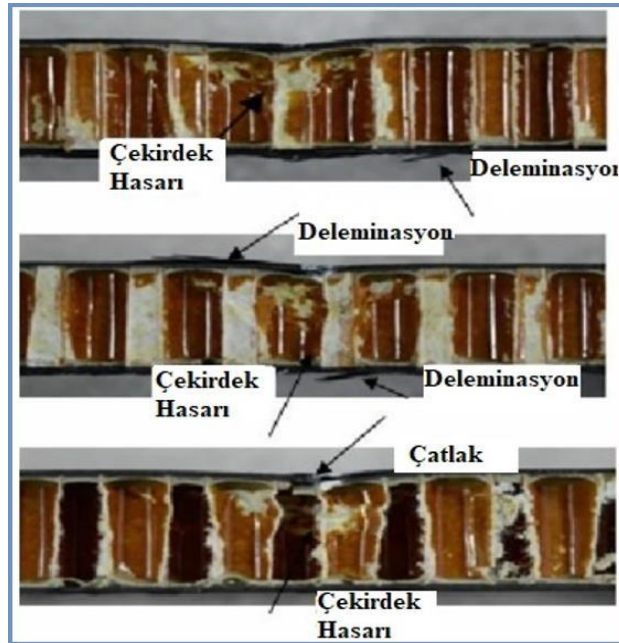
4.3. Delaminasyon

Delaminasyon, kompozit malzemelerde önemli bir hasar türüdür ve genellikle çekirdek ile yüzey katmanlarının birbirinden ayrılması ya da kompozit katmanlarının ayrılması olarak tanımlanır. Bu tür hasarlar malzeme içinde olduğundan, gözle tespiti

zordur ve yapısal bütünlüğü ciddi şekilde etkileyebilir. Delaminasyon hasarı genellikle şu durumlarda ortaya çıkabilir:

- **Darbe Hasarı:** Kompozit yapıya gelen darbeler, özellikle yoğunluğun yüksek olduğu bölgelerde delaminasyona neden olabilir. Darbe, yüzey kaplamasının altında veya çekirdek malzemesinde zayıf bölgeler yaratabilir ve bu da katmanların ayrılmasına yol açabilir. Şekil 4.5'te darbe hasarı almış bir kompozit sandviç yapı gösterilmektedir.
- **Nem ve Yıldırım Çarpması:** Nem, kompozit malzemenin yüzey kaplamasının altında veya çekirdek malzemesinde hasara neden olabilir. Özellikle nemin kompozit içine sızması ve zamanla malzemenin bozulmasına yol açması, delaminasyonun ortaya çıkmasına sebep olabilir. Aynı şekilde yıldırım çarpması da yoğun enerji yüklemesiyle malzemede delaminasyona neden olabilir.
- **Onarım İşlemleri:** Kompozit yapıların onarımı sırasında kullanılan malzemeler veya uygulama yöntemleri, var olan delaminasyonu kötüleştirebilir veya yeni delaminasyon bölgeleri oluşturabilir. Bu nedenle onarım işlemleri dikkatle yapılmalı ve uygun teknikler kullanılmalıdır.

Delaminasyon, genellikle detaylı görsel incelemeler ve hasarsız kontrol yöntemleri ile tespit edilebilir. Hasar tespit edildiğinde, hasarlı bölge tamir edilmelidir. Zira hasar ilerledikçe yapısal bütünlük daha da bozulabilir ve güvenlik riski oluşturabilir (Wu, 2019).



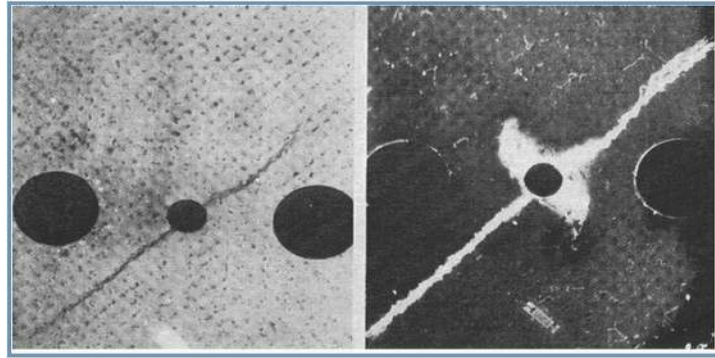
Şekil 4.5. Darbe hasarı sonrası delaminasyona uğrayan kompozit sandviç yapı (Wu, 2019)

4.4. Çatlaklar

Kompozit yapılarda, metalik yapılarda olduğu gibi çatlaklar oluşabilir. Bu çatlaklar bazen görsel olarak tespit edilebilirken, bazen de gelişmiş tespit yöntemlerine ihtiyaç duyulur. Çatlaklar genellikle şu şekilde oluşabilir ve tespit edilebilir:

- Görsel İnceleme: Bazı çatlaklar, kompozit yapının yüzeyinde veya boya/matris katmanı üzerinde görülebilir. Bu tür çatlaklar genellikle gözle tespit edilebilir.
- Gelişmiş NDI Yöntemleri: Bazı çatlaklar, görsel inceleme ile kolayca tespit edilemeyebilir. Bu durumda hasarsız kontrol (NDI) yöntemleri gerekebilir. Bunlar arasında ultrasonik testler, termal görüntüleme, x-ışını muayenesi, akustik emisyon testi ve manyetik parçacık muayenesi gibi yöntemler bulunmaktadır. Bu teknikler, çatlakların konumunu, boyutunu ve derinliğini daha hassas bir şekilde belirlemeye yardımcı olabilir. Şekil 4.6'da radyografi ile tespit edilmiş bir çatlak örneği görülmektedir.

Çatlaklar, sadece boya veya matris katmanı üzerinde olabileceği gibi, aynı zamanda çekirdek veya fiber malzemeye de uzanabilir. Bu durumda, çatlakların doğru bir şekilde tespit edilmesi ve değerlendirilmesi için kapsamlı bir inceleme yapılmalıdır. Kompozit yapılarda çatlak tespiti önemlidir çünkü çatlaklar zamanla büyüyebilir ve yapısal bütünlüğü ciddi şekilde etkileyebilir. Bu nedenle, düzenli muayene ve gerekli durumlarda NDI yöntemleri kullanılarak çatlakların erken tespit edilmesi ve doğru şekilde yönetilmesi önemlidir (Bitzer, 2012).



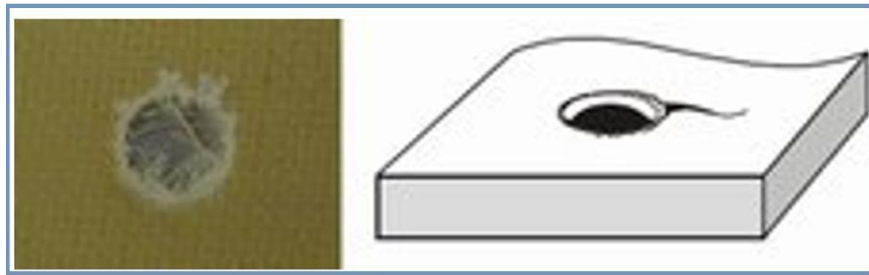
Şekil 4.6. Radyografik kontrolde tespit edilen çatlak hasarı (Boeing, 2013)

4.5. Delik Hasarları

Delik hasarı, sandviç kompozit yapıların üst ve alt yüzeylerinde veya çekirdek kısmında meydana gelen zararlı etkileri ifade eder. Bu hasarlara bakım sırasında sıklıkla rastlanmaktadır. Bu hasarlar genellikle şu şekillerde oluşabilir:

- **Delik Açma Hataları:** Yanlış yerde, yanlış boyutta veya yanlış sayıda delik açılması sonucu yapıya zarar verebilir. Özellikle deliklerin doğru konumlandırılması ve uygun boyutta olması önemlidir. Aksi takdirde, deliklerin kenarları zayıflayabilir veya çatlamalara neden olabilir.
- **Bağlantı Elemanlarından Kaynaklanan Hasar:** Bağlantı elemanlarının yanlış yerleştirilmesi veya aşırı tork uygulanması, delik çevresinde çatlaklara, malzeme deformasyonlarına sebep olabilir. Bu durum da yapısal bütünlüğü tehlikeye atabilir.
- **Darbe Hasarı:** Yapının darbe alması sonucunda delik çevresinde hasarlar oluşabilir. Darbe etkisiyle delik kenarları zayıflayabilir veya çatlaklar meydana gelebilir.
- **Delaminasyon:** Delik açma işlemi sırasında veya sonrasında, yüzey tabakaları ile çekirdek arasında delaminasyon oluşabilir. Bu, yapısal bütünlüğü ciddi şekilde etkileyebilir ve tamir gerektirebilir.
- **Termal Genleşme Farklılıkları:** Farklı malzemelerin termal genleşme katsayıları farklı olduğundan, ısı değişimlerinden kaynaklanan termal gerilimler delik çevresinde çatlamalara yol açabilir.

Bu tür delik hasarları genellikle görsel olarak tespit edilebilir, ancak bazı durumlarda daha detaylı muayene veya hasarsız kontrol yöntemlerine ihtiyaç duyulabilir. Şekil 4.7'de delik hasarına örnek bir şekil verilmiştir. Özellikle havacılık ve uzay gibi kritik uygulamalarda, delik hasarları önemli bir konudur ve dikkatle yönetilmesi gerekmektedir (Bitzer, 2012).



Şekil 4.7. Delik hasarı örneği (Bitzer, 2012)

4.6. Nem Hasarı

Nem emilimi veya birikmiş su, hem metalik hem de metalik olmayan kompozit sandviç yapılarda farklı türde sorunlara neden olabilir. Bunlar kısaca şu şekilde özetlenebilir:

- **Metalik Kompozit Sandviç Yapılarında Korozyon:** Metalik yüzeylerde biriken nem veya su, zamanla korozyona neden olabilir. Bu durum, metalik levha veya yapı elemanlarının uzun vadeli performansını olumsuz etkileyebilir ve yapısal bütünlüğü tehlikeye atabilir.

- **Metalik Olmayan Kompozit Sandviç Yapılarda Hasarlar:** Metalik olmayan kompozit sandviç yapılarında su emilimi veya birikimi, çeşitli sorunlara yol açabilir:

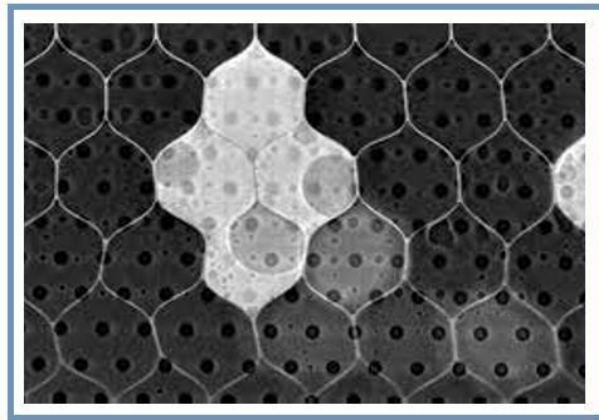
- Delaminasyon:** Su, yüzey tabakaları ile çekirdek arasında delaminasyona yol açabilir. Bu durum, yapının dayanıklılığını ve mekanik özelliklerini ciddi şekilde etkileyebilir.

- Yapıştırıcı Bozulması:** Nem, yapıştırıcı malzemelerin özelliklerini bozabilir veya zayıflatabilir. Bu durumda, yüzey tabakaları ve çekirdek arasındaki bağlantı zayıflar ve yapısal bütünlük riske girer.

- Ağırlık Artışı:** Su emilimi, kompozit malzemelerde ağırlık artışına neden olabilir. Bu da performansı düşürebilir ve yapılan tasarım kriterlerini aşabilir.

Şekil 4.8’de sandviç bir yapının çekirdek hücrelerinde su toplandığı termografi yardımı ile tespit edilmiş ve görüntülenmiştir.

Bu tür sorunların önlenmesi veya yönetilmesi için, özellikle nemden etkilenme riski yüksek olan uygulamalarda doğru malzeme seçimi ve uygun kaplama ya da koruma yöntemleri kullanılmalıdır. Ayrıca, düzenli bakım ve incelemelerle su birikimine veya nem emilimine karşı alınan önlemlerin izlenmesi ve gerekirse tedbir alınması önemlidir (Bitzer, 2012).



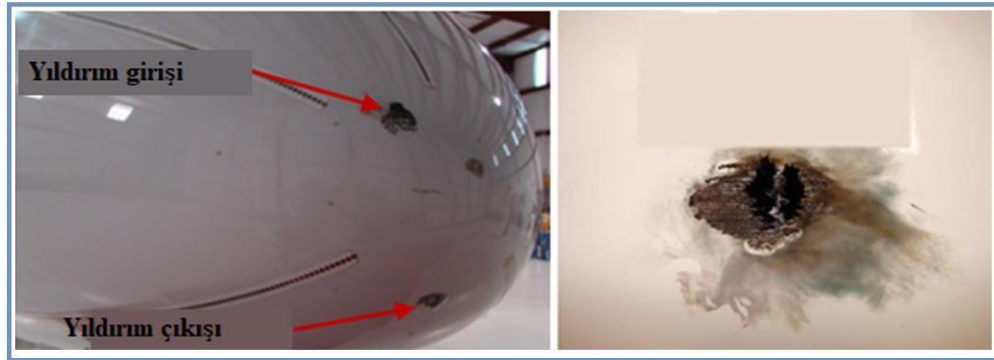
Şekil 4.8. Termografi ile nem hasarı örneği tespiti (Boeing, 2013)

4.7. Yıldırım Hasarı

Kompozit malzemelerde yıldırım hasarı, genellikle yüksek elektrik akımı nedeniyle oluşan ciddi hasarlardır. Kompozit malzemelerde yıldırım şu tür hasarlara yol açmaktadır:

- **Yüzey Hasarı:** Yıldırım çarpmasıyla birlikte yüksek enerjili elektrik akımı, kompozit malzemenin yüzeyinde ciddi hasarlara neden olabilir. Bu hasarlar arasında erime, yanma, delinme, çatlama ve parçalanma yer alabilir. Şekil 4.9'da yıldırım hasarı almış uçak görülmektedir.
- **Delaminasyon:** Yıldırım, kompozit yapıdaki katmanlar arasında delaminasyona yol açabilir. Yüksek ısının ve basıncın etkisiyle katmanlar birbirinden ayrılabilir. Bu da malzemenin dayanıklılığını ve yapısal bütünlüğünü tehlikeye atabilir.
- **İçsel Hasarlar:** Yıldırım, kompozit malzemenin iç yapısında mikro çatlaklar veya termal hasarlar oluşturabilir. Bu tür hasarlar, malzemenin mekanik özelliklerini ve dayanıklılığını ciddi şekilde etkileyebilir.
- **Yangın Riski:** Yıldırım çarpması sonucu oluşan yüksek ısının, kompozit malzemede yanma veya ateşe neden olabileceği riski vardır. Bu durum, yangın riski taşıyan alanlarda büyük bir endişe kaynağı olabilir.

Yıldırım hasarı, özellikle havacılık ve uzay endüstrisinde önemli bir konudur çünkü uçaklar ve uzay araçları sıklıkla yıldırım çarpmalarına maruz kalabilir. Bu nedenle, kompozit malzemelerin yıldırıma karşı dayanıklılığını artırmak için özel tasarımlar ve koruma önlemleri alınır. Örneğin, yüksek iletkenlik özelliğine sahip kaplamalar veya iletken takviyeli malzemeler kullanılarak yıldırım enerjisinin kontrol altına alınması sağlanabilir. Ayrıca, yapısal bileşenler arasında yıldırım enerjisinin güvenli bir şekilde dağıtılması için tasarlanmış elektriksel bağlantı sistemleri kullanılır (Bitzer, 2012).



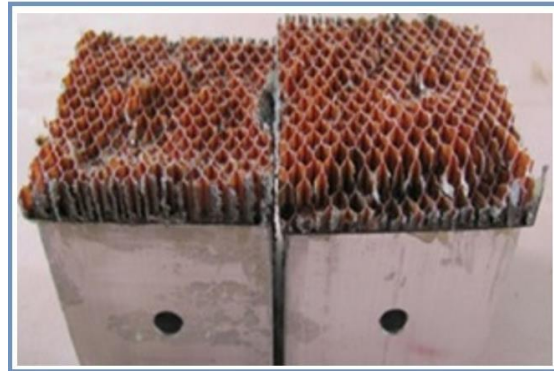
Şekil 4.9. Yıldırım hasarı örneği (Boeing, 2013)

4.8. Kimyasal Hasarı

Kimyasal maddenin kompozit malzeme matrisi ile teması sonucu oluşan hasarlar, malzemenin dayanıklılığını ve yapısal bütünlüğünü ciddi şekilde etkileyebilir. Özellikle yakıt, hidrolik sıvı veya operasyon sırasında meydana gelen kimyasal sızıntılar, kompozit yapıların yüzeylerinde ve matrisinde çeşitli hasarlara yol açabilir. Bu tür kimyasal hasarlar genellikle şu şekilde ortaya çıkabilir:

- **Kimyasal Aşınma ve Erozyon:** Kimyasal maddeler, kompozit malzeme yüzeyinde aşınma ve erozyona neden olabilir. Matris malzemesi bu kimyasallarla reaksiyona girerek zayıflayabilir ve yüzeyinde çatlaklar oluşabilir. Şekil 4.10'da kimyasal madde çekirdek yapıya kadar ulaşarak erozyona sebep olmuştur.
- **Delaminasyon:** Kimyasal maddeler, matris ve takviye lifleri arasındaki bağlantıyı zayıflatabilir. Bu durumda delaminasyon (katmanların ayrılması) meydana gelebilir. Delaminasyon, yapısal bütünlüğü ciddi şekilde tehlikeye atabilir.
- **Malzeme Zayıflaması:** Kimyasal maddeler, kompozit malzemenin dayanıklılığını ve mekanik özelliklerini azaltabilir. Özellikle uzun süreli maruziyetlerde, malzemenin dayanımı büyük ölçüde kaybolabilir.
- **Yapısal Hasarlar:** Kimyasal sızıntılar, kompozit yapıda yapısal hasarlara neden olabilir. Bu tür hasarlar genellikle onarılması zor olup, malzemenin tamamen değiştirilmesini gerektirebilir.

Kimyasal maddenin kompozit malzemeye teması sonucu oluşan hasarları önlemek için, malzemelerin kimyasal direnci yüksek özel kaplamalarla korunması veya kimyasal maddelerin temasını sınırlayan önlemlerin alınması gerekebilir. Bu tür önlemler, kompozit yapıların kullanım ömrünü uzatmada önemli bir rol oynar ve operasyonel güvenliği artırır (Armstrong, 1998).



Şekil 4.10. Kimyasal madde etkileşimi (Armstrong, 1998)

5. KOMPOZİT SANDVİÇ YAPILARDA KONTROL YÖNTEMLERİ

Kompozit yapıların tahribatsız muayenesi (NDT), malzemenin yapısında herhangi bir değişiklik veya zarar oluşturmada içerisindeki kusurların ve süreksizliklerin tespit edilmesini sağlayan bir dizi yöntemdir.

Tahribatsız muayene yöntemleriyle, malzemenin mekanik özellikleri, kusurları ve hasarların yerleri malzemeye zarar vermeden belirlenebilir. Malzemelerin karakterizasyonunun belirlenmesinde, tahribatsız muayene yöntemlerinden çeşitli teknikler geliştirilmiş olup, bu yöntemler aşağıdaki Şekil 5.1’de gösterilmiştir. Bu yöntemler, malzeme içerisindeki kusurların tespiti ve malzeme özelliklerinin karakterizasyonu için yaygın olarak kullanılır. Hangi yöntemin seçileceği, uygulama alanına, malzemenin türüne, kusur tipine ve çözünürlük gereksinimlerine bağlı olarak belirlenir (Brook, 2012).

Kontrol Yöntemi	Karşılaşılan Hata veya Kusurlar						
	Darbe	Delaminasyon	Çatlak	Delik	Nem	Yanık	Yıldırım
Görsel	✓			✓		✓	✓
Penanrant	✓	✓	✓	✓			
Tap test		✓					
Ultrasonik	✓	✓	✓	✓		✓	✓
Radyografi	✓	✓	✓	✓	✓	✓	
Termografi					✓		
Girdap Akımı			✓				

Şekil 5.1. Hata tespitinde kullanılabilecek kontrol yöntemleri (Brook, 2012)

5.1. Gözle Kontrol

Görerek muayene, kompozit yapıların veya malzemelerin üzerindeki görsel hasarları tespit etmek için kullanılan önemli bir yöntemdir. Bu yöntem genellikle gün ışığında veya uygun aydınlatma koşullarında gerçekleştirilir ve çıplak gözle veya aydınlatıcı cihazlar yardımıyla uygulanabilir. Gözle kontrol sırasında kullanılabilecek aletler, Şekil 5.2’de verilmiştir.

Görerek muayene yöntemiyle, darbe kaynaklı hasarlar, ısı hasarları, fiber ve metalik yüzeylerdeki deformasyonlar, tabaka oryantasyonu ve hasar derinliği gözlemlenebilir.

Bu yöntem, gözle görülebilir hasarların ilk tespit edildiği aşamadır ve daha ileri inceleme yöntemlerinin gerekip gerekmediğini belirlemek için kullanılır. Ancak derinlemesine tespit ve karakterizasyon için daha sofistike tahribatsız muayene tekniklerine de ihtiyaç duyulabilir (Karaer, 2014).



Şekil 5.2. Gözle kontrol yöntemi yardımcı araçlar (Karaer, 2014)

5.2. Tap Test

Sandviç kompozitlerde tap testi, yapının yüzeyindeki yapıştırma hatalarını veya ayrışmaları tespit etmek için kullanılan bir tahribatsız muayene yöntemidir. Bu test, genellikle metal bir disk, test çekici veya tap cihazı kullanılarak yapılır. Şekil 5.3'te tap test sırasında kullanılabilecek örnek gereçler verilmiştir. Test edilecek bölgeye vurularak yapılan bu testte, sağlam bölgelerde genellikle net bir ses çıkar; ancak yapışma hatası veya ayrışma olan bölgelerde daha sönük veya farklı bir ses duyulur. Bu yöntem, hatalı bölgelerin işaretlenmesi için kullanılır.

Tap testi, genellikle kalın tabakalı kompozit yapılar için uygun olmayabilir ve özellikle dört katmandan fazla tabakaya sahip yapılar için tavsiye edilmez. Ayrıca, testin hassasiyeti uygulayıcının deneyimi, çevredeki ses seviyesi gibi faktörlere bağlı olarak değişebilir (Karaer, 2014).



Şekil 5.3. Tap test kontrolünde kullanılan araç ve gereçler (Karaer, 2014)

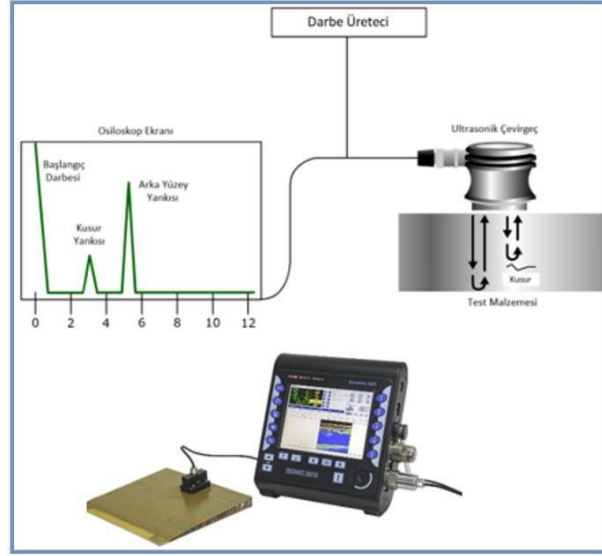
5.3. Ultrasonik Kontrol

Ultrasonik kontrol yöntemi, malzeme içindeki kusurların ve süreksizliklerin tespiti için kullanılan bir tahribatsız muayene tekniğidir. Bu yöntemde, genellikle 0,5 MHz ile 25 MHz arasında değişen yüksek frekanslı ses sinyalleri kullanılır. İşlem sırasında test malzemesine bu yüksek frekanslı ses sinyalleri uygulanarak, malzeme içinde ilerler. Ses sinyali malzeme içinde dalgalar halinde yayılırken, malzeme içindeki kusur veya süreksizlikler (örneğin, çatlaklar) ile karşılaştığında bir kısmı bu noktalardan yansır. Ultrasonik muayene sistemi genellikle şu bileşenlerden oluşur:

- **Darbe Üretici:** Yüksek frekanslarda çalışan ve yüksek voltajda elektriksel darbeler üreten, genellikle çeşitli test ve deneylerde kullanılan elektronik bir cihazdır.
- **Ultrasonik Çevirgeç:** Darbe üretici tarafından üretilen elektriksel darbeleri, yüksek frekansta ses dalgalarına dönüştüren bir cihazdır, bu sayede çeşitli uygulamalarda kullanılmak üzere ses sinyalleri elde edilir.
- **Görüntüleme Cihazı (Osiloskop veya Görüntüleme Ünitesi):** Yansıyan ses sinyallerini algılayarak bu sinyalleri görsel bir biçimde ekran üzerinde gösteren cihazdır.

Ultrasonik kontrol işleminin çalışma prensibi, test malzemesine gönderilen ses sinyalinin malzeme içindeki yolculuğunu ve yansımalarını kullanarak kusurları tespit etmeye dayanır. Bu yöntemde elde edilen veriler, osiloskop ekranında veya benzeri bir görüntüleme cihazında görsel olarak analiz edilir. Kusurların tespitinde kullanılan sinyaller genellikle "arka yüzey yankısı" ve "kusur yankısı" olarak adlandırılır. Arka yüzey yankısı, test malzemesinin muayene edilen yüzeyinden gönderilen ses sinyalinin karşı yüzeyden yansıyarak tekrar muayene yüzeyine dönmesi sonucunda elde edilen sinyali ifade eder. Bu yankının geliş süresi ve malzemenin ses hızı bilindiğinde, malzemenin kalınlığı hesaplanabilir. Kusur yankısı ise ses sinyalinin malzeme içinde bir kusur ile karşılaştığında yansıyarak çevirgece geri dönmesi sonucunda elde edilen sinyali ifade eder. Şekil 5.4'te bu tekniğe ait örnek bir görsel gösterilmektedir.

Ultrasonik kontrol yöntemi, metalik ve metal olmayan pek çok malzemenin muayenesinde kullanılır ve endüstriyel uygulamalarda yaygın olarak tercih edilmektedir (Atç1, 2017).



Şekil 5.4. Ultrasonik muayene tekniği (Atçı, 2017)

5.4. Radyografi Kontrolü

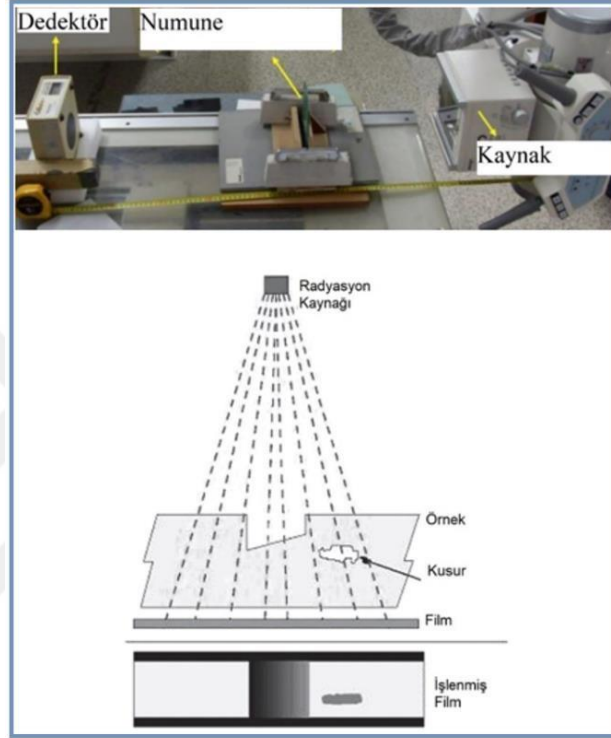
Radyografi yöntemi, tahribatsız muayene için X-ışını veya gama ışını kullanarak malzemelerin iç yapısını inceleme imkânı sağlayan bir tekniktir. Bu yöntem, hem ferromanyetik (demir içeren) hem de ferromanyetik olmayan malzemelerde uygulanabilir ve malzemeye herhangi bir zarar vermeden kullanılır. Radyografi yöntemi ile aşağıdaki özellikler ve kusurlar tespit edilebilir:

- Kalınlık Değişiklikleri: Malzemenin kalınlığında meydana gelen değişiklikler radyografi ile belirlenebilir.
- Yapısal Değişiklikler: Malzemenin iç yapısındaki yapısal değişiklikler, örneğin iç çatlaklar, delikler veya gömülü yabancı cisimler gibi kusurlar radyografi ile görülebilir.
- İç Kusurlar: Malzemenin içindeki çatlaklar, delikler, su birikintileri, nem veya hava kabarcıkları gibi kusurlar radyografi ile tespit edilebilir.

X-ışını veya gama ışını kullanılarak yapılan radyografik muayene, malzeme içindeki en küçük kusurları dahi tespit edebilir. Genellikle X-ışını kullanılarak malzemede tespit edilebilecek en küçük kusur miktarı, malzeme kalınlığının %2'si kadar olabilir. Bu yöntemde önemli bir husus, X-ışınının çatlak düzlemine paralel olarak incelenmesidir, çünkü bu şekilde ince çatlaklar daha net görülebilir.

Gama ışını, X-ışınının işleviyle benzer şekilde çalışır ve aynı türdeki kusurları tespit etmek için kullanılır. Demir içeren ve içermeyen metallerin yanı sıra diğer malzemelerin kusurlarının belirlenmesinde de faydalıdır.

Radyografi yöntemi, malzeme mikro yapısının detaylı olarak incelenmesine olanak tanırken, kullanımı pahalı ve ağır ekipman gerektirir. Ayrıca, radyografi işlemlerinin uzman kişiler tarafından yapılması önemlidir, çünkü bu işlemler doğru teknik ve deneyim gerektirir. Şekil 5.5'te radyografi cihazının kurulumu ve tekniği gösterilmiştir (Kumar ve Mahto, 2013).



Şekil 5.5. Radyografi ile kontrolün temel prensibi ve kurulumu (Kumar ve Mahto, 2013)

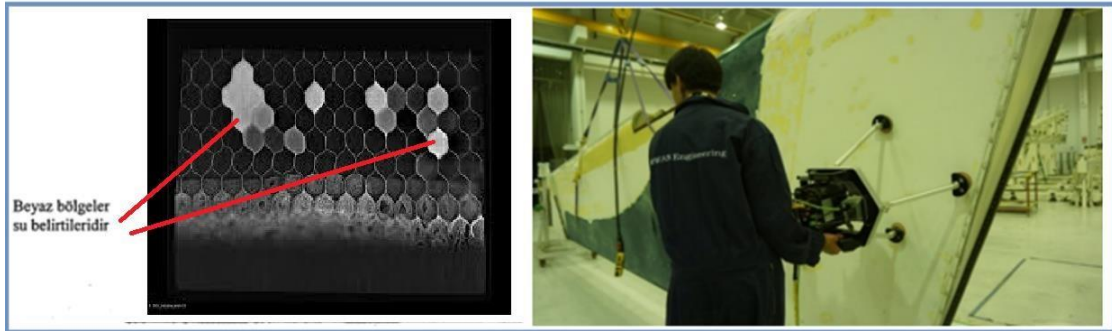
5.5. Termografi Kontrolü

Termografi yöntemiyle, parçanın hasarlı yüzeyinde oluşan sıcaklık farkları kullanılarak çatlakların yeri tespit edilir. Isı parçaya uygulanır ve ardından film veya termal kamera kullanılarak sıcaklık farkları adım adım ölçülür. Termografi yönteminin uygulanabilmesi için, test numunesinin termik iletkenlik özelliklerinin bilinmesi gerekir.

Termal kontrolün temel prensibi, test parçasından veya test parçasına doğru ısı akışı sağlandığında oluşan yüzey sıcaklığının haritasını veya ölçümünü yapmaktır. Bir yüzeydeki ısı farklılıkları veya zamanla yüzey ısısındaki değişimler, ısı akımının yönüyle ilişkilidir ve kusurların tespitinde ya da test parçasının ısı karakteristiklerinin belirlenmesinde kullanılır.

Havacılıkta bakım maliyetlerinin azaltılması ve uçuş emniyetinin sağlanması için günümüzde hasarsız kontrol yöntemlerinin önemi giderek artmıştır. Termografi yöntemi de gelişmiş bir hasarsız kontrol tekniği olup, hızlı ve doğru sonuçlar sağlaması nedeniyle günümüzde yaygın olarak kullanılmaktadır. Hiçbir zararlı etkisi olmaması, geniş yüzeylerin kontrol edilebilmesi ve uygulama kısıtlarının azlığı, termografinin havacılıkta, özellikle sandviç kompozit yapıların kontrolündeki uygulamalarını artırmıştır. Tüm tahribatsız muayene yöntemlerinde olduğu gibi, bu teknikte de uygulayıcı personelin dikkati, bilgi birikimi ve tecrübesi büyük önem taşımaktadır. Sandviç kompozit yapılarda, özellikle iç yapıdaki süreksizliklerin tespiti oldukça zordur. Termografi yöntemiyle, iç yapı ve yüzeydeki süreksizlikler kolayca tespit edilebilmektedir. Şekil 5.6'da görüldüğü üzere, termografi kontrolü sırasında su belirtilerine rastlanmıştır.

Sandviç yapılar, düşük ağırlıkları ve yüksek dayanımları nedeniyle havacılık alanında yaygın olarak kullanılır. Buradaki kritik bölge, yüzeyin alt kısmındaki yapıya bağlandığı alandır. Yapı içinde suyun yoğunlaşması, bağlantının kalitesini olumsuz yönde etkiler. Bu da bağlantının zayıflamasına ve dolayısıyla dayanımın bölgesel olarak azalmasına neden olur. Bu nedenle, yapı içinde suyun varlığının incelenmesi bakım açısından son derece önemlidir (Zweschper ve Ark., 2004).



Şekil 5.6. Termografi ile kontrol örnek cihaz çıktısı ve uçak üzeri testi (Boeing, 2013)

5.6. Penetrant Sıvı ile Kontrol

Uçak bakımında penetrant sıvı yöntemi, ilkel ve eski bir teknik olmasına rağmen hala vazgeçilemez bir yöntemdir. Uygulama prosedürünün basit olması, sonuçların kolaylıkla yorumlanabilmesi ve doğrudan uçak üzerinde kolayca uygulanabilmesi, bu yöntemi bakımda tercih edilen bir seçenek haline getirmektedir. Sandviç kompozitlerde penetrant sıvı kontrol yöntemi, yüzeye açık süreksizliklerin tespiti için kullanılır. Penetrant sıvısı, süreksizliğe nüfuz ettikten sonra yüzeye çekilerek belirti oluşturur.

Ancak, yüzey altında kalan süreksizlikler, penetrant sıvısının ulaşamayacağı alanlarda olduğu için tespit edilemez. Yüzey altındaki süreksizliklerin tespiti, radyografi, termografi ve akustik emisyon gibi diğer tahribatsız muayene yöntemleri ile mümkündür.

Penetrant sıvı kontrolü, kesintileri tespit etmek amacıyla devamlılık içinde kullanılan bir yöntemdir. Şekil 5.7'de, penetrant sıvı kontrolünün nasıl yapıldığına dair bir görsel verilmiştir. Bu işlem, bir malzemenin yapısal bütünlüğünün bozulma nedenlerini, yani süreksizlikleri, tabakalaşmalar, çatlaklar, dövme katlanmaları, dikişler, yabancı madde kalıntıları ve gözenekler gibi unsurları tespit etmeye olanak sağlar.

Penetrant sıvı kontrol yöntemi, aşırı derecede gözeneksiz olan her tür metalik malzemeye (alüminyum, magnezyum, titanyum, demir, bakır, pirinç, bronz gibi) ve metalik olmayan malzemelere (kompozit, seramik, cam, plastik gibi) uygulanabilir (General Dynamics, 1996).



Şekil 5.7. Penetrant sıvı kontrolünün temel prensibi (General Dynamics, 1996)

6. KOMPOZİT SANDVIÇLERDE TAMİR PROSEDÜRÜ

Kompozit malzemelerin tamirinde yaygın olarak kullanılan iki temel yöntem bulunmaktadır: ıslak elle yatırma tamiri ve önceden emdirilmiş kumaş ile tamir (Ömercikoğlu, 2009). Aslında birçok işlem basamağı her iki tamir yöntemi için de aynıdır. Islak elle yatırma tamirinde, kuru kumaş üzerine reçine sürülerek işlem yapılır. Önceden emdirilmiş kumaş tamirinde ise üretim aşamasında emdirilmiş kumaşlar kullanılır (Karaer, 2014).

6.1. Genel Tamir Prosedürü

Havacılık sektöründe kompozit malzemeler için kullanılan genel tamir prosedürü şu işlem adımlarını içerir:

- Malzemenin tanımlanması,
- Hasarın belirlenmesi,
- Hasarlı katmanın kaldırılması,
- Hasarlı çekirdek yapının kaldırılması,
- Yüzey katmanlarının zımpara ile inceltilmesi,
- Koruyucu kaplamanın kaldırılması,
- Parçanın kurutulması,
- Tamir edilecek bölgenin temizlenmesi,
- Çekirdeğin hazırlanması,
- Çekirdeğin yerleştirilmesi,
- Çekirdeğin pişirilmesi,
- Tamir katmanlarının serilmesi,
- Tamir katmanlarının pişirilmesi,
- Tamirin test edilmesi,
- Tamirin kapatılması,
- Yüzey koruma işlemlerini içerir.

Bu adımlar takip eden başlıklar altında incelenmiştir (Karaer, 2014).

6.1.1. Malzemenin tanımlanması

Tamir edilecek parçanın teknik çizimleri ve tamir dokümanları incelenerek;

- Kumaş türü,

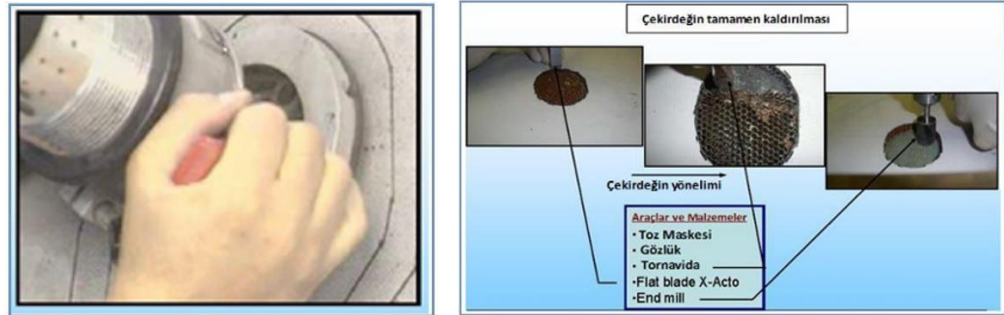
- Katman sayısı,
- Kumaşların oryantasyonu,
- Çekirdek türü ve kalınlığı belirlenir (Boeing, 2024).

6.1.2. Hasarın belirlenmesi

- İlk olarak hasarlı parça gözle kontrol edilerek hasar sınırları belirlenir.
- Hasar sınırları özel kalemler kullanılarak işaretlenir.
- Prosedürde belirtilmiş ise hasarsız kontrol yöntemleri kullanılarak hasar boyutu ve derinliği hesaplanır (Boeing, 2024).

6.1.3. Hasarlı katmanların kaldırılması

- İlk olarak zımpara yardımı ile hasarlı yüzey tabakası kaldırma işlemi yapılır.
- Yüzey katmanını kaldırıldıktan sonra çekirdek incelenir. Çekirdek hasar almış ise zımpara yardımı ile çekirdekteki hasar zımparalanır.
- Çekirdekten hasar kaldırma işlemi kısmi veya tamamen yapılabilir.
- Çekirdek kalınlığı 1 inç (2,54)'ten az ise çekirdek hasarına bakılmaksızın tamamen çekirdek çıkartılır.
- Çekirdek hasarı 1 inç ve büyük ise kısmi hasar kaldırma yapılabilir. Şekil 6.1'de çekirdeğin tamamen kaldırılma işlemi görülmektedir (Boeing, 2024).



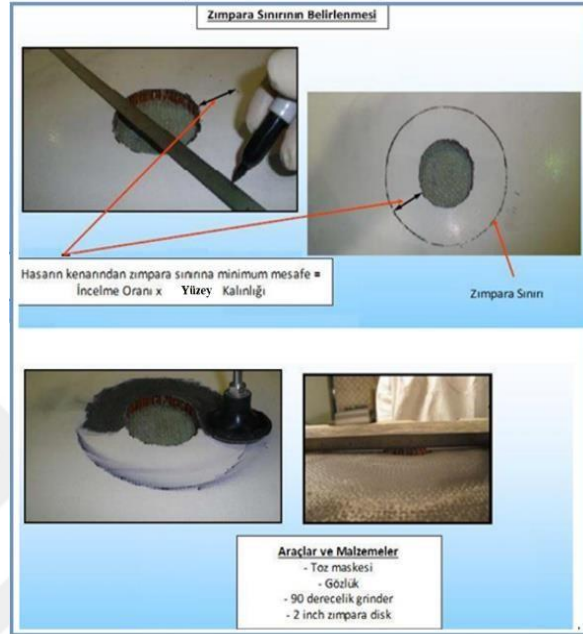
Şekil 6.1. Hasarlı çekirdek katmanlarının kaldırılması (Karaer, 2014)

6.1.4. Yüzey katmanlarının inceltilmesi

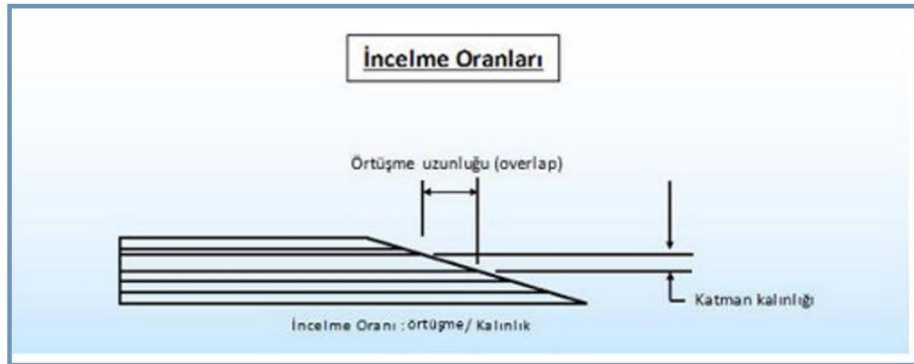
- Hasarlı bölge yapıdan uzaklaştırıldıktan sonra yapı üzerinde bulunan katmanların tamir ile örtüşmesi için inceltmesi gerekmektedir.
- İnceltme işlemi zımpara yardımı ile yapılır ve zımpara sınırları işaretlenir. Şekil 6.2'de prosedüre uygun yapılmış zımpara sınır belirlemesi görülmektedir.

- İnceltme oranı prosedüre göre yapılır ve yapıda kullanılan kumaş çeşidine göre inceltme yapılır. Şekil 6.3'te inceltmenin nasıl yapılacağına dair bir görsel ve şekil 6.4'te kumaş türüne göre inceltme oranları verilmiştir.

Bu işlem adımı ile koruyucu kaplama da kaldırılmış olur.



Şekil 6.2. Zımpara sınırının belirlenmesi (Karaer, 2014)



Şekil 6.3. Yüzey katmanlarının inceltilmesi (Karaer, 2014)

Malzeme	Malzeme Türü	Örtüşme (inch)		Yaklaşık kalınlık (inch)
		30:1 incelme	50:1 incelme	
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 Fiber	STYLE 6K-70-PW	0.26	0.44	0.0087
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 6.4. Bazı kompozit malzemelerinin kalınlıkları ve inceltirme oranları (Boeing, 2013)

6.1.5. Parçanın kurutulması

Parçada nem bulunması, tamiri olumsuz etkileyeceğinden, parçada nem bulunmaması büyük önem arz etmektedir. Bu nedenle, fırın, vakumlama veya ısı lambası gibi yöntemlerle parçanın kurutulması gerekmektedir (Boeing, 2013).

6.1.6. Tamir bölgesinin temizlenmesi

Tamir işlemlerinde temizlik, tamir edilecek yüzeyin uzun vadeli dayanıklılığı ve performansı için kritik öneme sahiptir. Eğer tamir yüzeyinde kalıntılar, yağlar veya kirler varsa, bu durum tamir malzemesinin yüzeye yeterince iyi yapışmasını engelleyebilir. Bu da tamirin kısa sürede parçalanmasına veya tamir edilen alanın yeniden hasar görmesine yol açabilir.

Tamir yüzeyinin temizlenmesi için vakum, pamuksuz bez ve kimyasal çözücüler kullanılabilir.

6.1.7. Çekirdeğin hazırlanması

Hasarlı çekirdeklerin tamir edilmesinde iki farklı yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemler, hasarın boyutuna ve türüne bağlı olarak seçilir. Kısmi hasar veya küçük tamir durumlarında kimyasal bileşenle doldurma yapılırken, tam hasar durumunda ise çekirdek tamamen değiştirilir.

Çekirdek seçimi yapılırken, hasarlı çekirdek ile aynı malzemeden yapılmış veya onaylanmış bir alternatif malzemeden seçilmesi gerekmektedir. Farklı hücresel yoğunluğa sahip bir çekirdek, tamir bölgesindeki gerilimi etkileyerek, parça üzerindeki yük dağılımını da değiştirebilir. Çekirdek değişiminde şu basamaklar takip edilebilir:

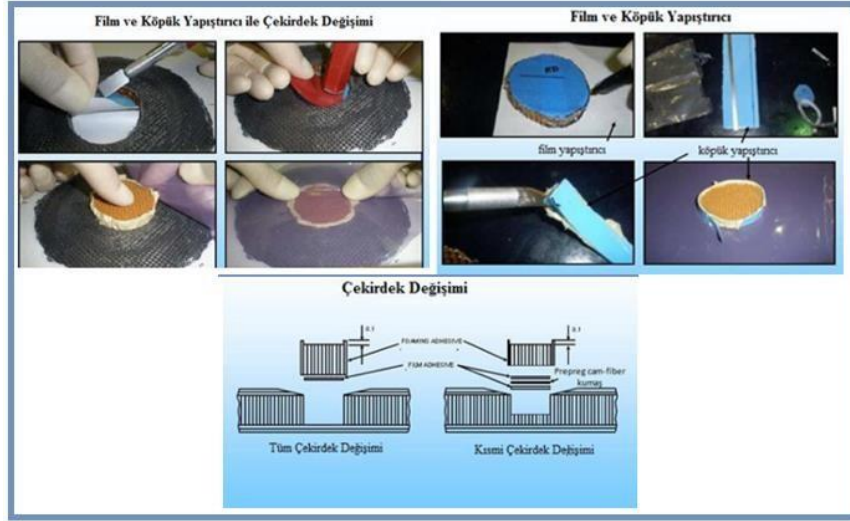
- Bir model üzerinde tamir edilecek çekirdeğin yönelimi ve tamir sınırları belirlenir. Şekil 6.5'te taslağın çekirdeğe aktarılması görülmektedir.
- Belirlenen çekirdeğin yönelim yönü dikkate alınarak, tamirde kullanılacak büyüklükte çekirdek, düz, keskin bir kesici ile şekilde gösterildiği gibi kesilir.
- Kesilen çekirdek yüksekliği zımpara makinesi ile ayarlanır.
- Çekirdek, bir çözücü içerisinde 60 saniye bekletilerek temizlenmesi sağlanır ve bu işlem birkaç defa tekrarlanır.
- Çekirdek yerleştirilmeden önce tamamen kuru ve temiz olmalıdır (Karaer, 2014).



Şekil 6.5. Çekirdek değişimi için taslak hazırlanması (Karaer, 2014)

6.1.8. Çekirdeğin yerleştirilmesi

- Çekirdek ile aynı boyutta bir kat film yapıştırıcı kesilir.
- Çekirdeğin çevre uzunluğu kadar ve çekirdek yüksekliğinden 0,1 inç daha büyük olacak şekilde köpük yapıştırıcı kesilir.
- Yapıştırıcıların üzerinde bulunan koruma filmleri çıkarılır.
- Çekirdeğin yerleştirileceği yüzeye bir kat film yapıştırıcı yerleştirilir.
- Çekirdek çevresi köpük yapıştırıcı ile sarılır.
- Çekirdeğin yönelimi dikkate alınarak yerleştirilir. Şekil 6.6'da çekirdek değişim aşaması verilmiştir (Karaer, 2014).



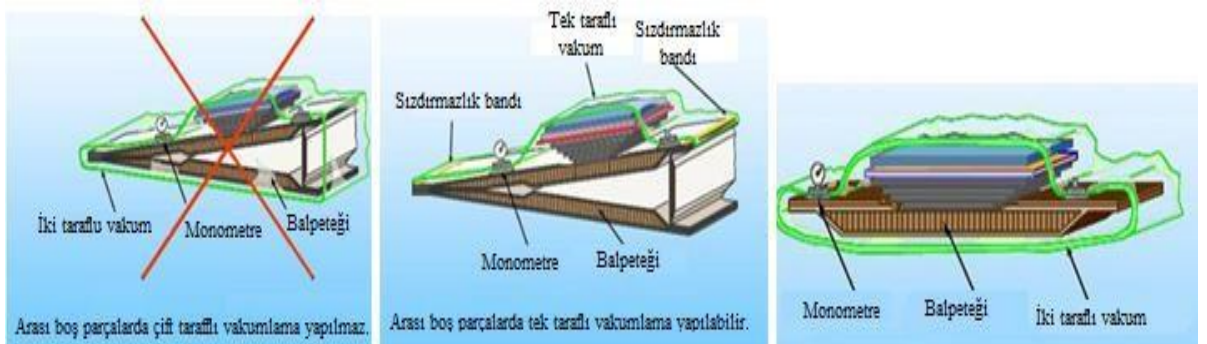
Şekil 6.6. Çekirdek değişimi (Karaer, 2014)

6.1.9. Vakuma alma işlemi

Vakum torbası kullanımı, kompozit parçaların tamirinde önemli bir rol oynar ve doğru yöntemin seçilmesi, tamir işleminin başarısını doğrudan etkileyebilir. İki farklı vakumlama yöntemi bulunmaktadır:

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

Tek taraflı vakumlama yöntemi, özellikle uçaktan sökülemeyen parçalar için uygundur. Bu yöntem, parçada boşluk veya delik bulunmuyor ve yüzey pürüzsüzse idealdir. Şekil 6.7’de, tek taraflı ve çift taraflı vakumlama işlemlerinin gösterimi verilmiştir (Boeing, 2013).



Şekil 6.7. Vakum torbasına alma işlemi (Boeing, 2013)

6.1.10. Tamirin pişirilmesi

Tamir işleminde parçanın pişirilmesi, özellikle kompozit malzemelerde büyük önem taşır. Metal malzemelerden farklı olarak, kompozit malzemelerin stok şekli ve pişirme süreci tamirin kalitesini doğrudan etkileyebilir. Ancak, her tamir prosedüründe pişirme işlemi gerekmebilir; bazı durumlarda yalnızca vakumlama yapılması yeterlidir.

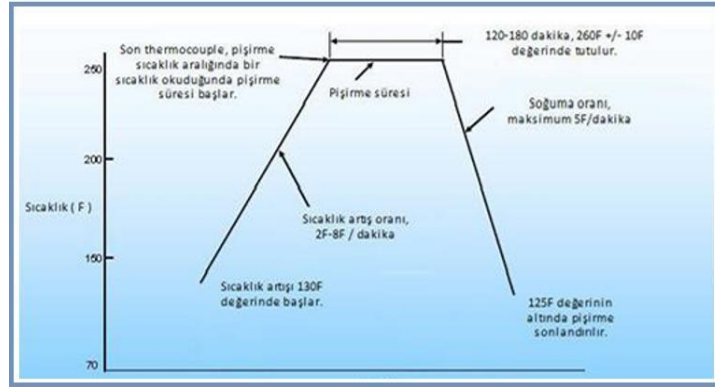
Her kompozit malzeme için pişirme zamanı ve sıcaklığı, belirli bir doküman veya spesifikasyonla belirlenir. Bu bilgiler, tamir edilen parçanın teknik dokümantasyonunda veya üretici tarafından sağlanan belgelerde yer alır. Örneğin, Şekil 6.8’de gösterildiği gibi, 250°F (yaklaşık 121°C) sıcaklıkta kür edilen bir parçanın sıcaklık ve zaman dilimleri belirtilmiştir. Bu grafik, parçanın pişirme sürecinde hangi sıcaklıkta ve ne kadar süreyle tutulması gerektiğini gösterir.

Parçanın pişirilmesi için kullanılan ısıtıcının kontrollü olması çok önemlidir. Özellikle bilgisayar kontrollü ısı battaniyeleriyle yapılan işlemlerde, ısıtma süreci hassas bir şekilde yönetilir. Bu makineler, önceden belirlenen sıcaklık profillerini takip ederek parçanın istenen sıcaklık aralığında tutulmasını sağlar.

Isıl çiftler, sıcaklık ölçümü ve kontrolü için kullanılır. Parçanın farklı bölgelerine yerleştirilerek, ısı battaniyesi tarafından sağlanan ısının homojen bir şekilde dağılmasına yardımcı olurlar. Isıl çiftlerin doğru yerleştirilmesi ve kalibrasyonu, pişirme işleminin başarısı için kritik öneme sahiptir.

Bilgisayar kontrollü ısı battaniyeleri, pişirme sürecinde sıcaklığın sürekli izlenmesini ve kontrol edilmesini sağlar. Isı battaniyesinin içindeki ve çevresindeki sıcaklık dağılımı homojen olmalıdır, böylece parçanın her noktası eşit şekilde pişirilir ve istenen mekanik özelliklere ulaşılır.

Kompozit malzemelerin pişirilmesi, tamir edilen parçanın yapısal sağlamlığını ve performansını doğrudan etkileyen kritik bir adımdır. Bu nedenle, doğru ekipman kullanımı ve işlem sürecinin titizlikle izlenmesi büyük önem taşır (Boeing, 2013).



Şekil 6.8. Pişirme sıcaklıkları ve süresi (Boeing, 2013)

6.1.11. Önceden Emdirilmiş Kumaşlar ile Tamir Prosedürü

Çekirdek tamirinde pişirme işlemi tamamlandıktan sonra, ilk adım çekirdek yüzeyinin düzeltilmesidir. Bu adım, tamir edilen çekirdeğin yüzeyini, kullanılacak kumaşlarla aynı seviyeye getirmeyi sağlar. Şekil 6.9'da, çekirdek yüzeyinin düzeltilmesine dair bir görsel verilmiştir.



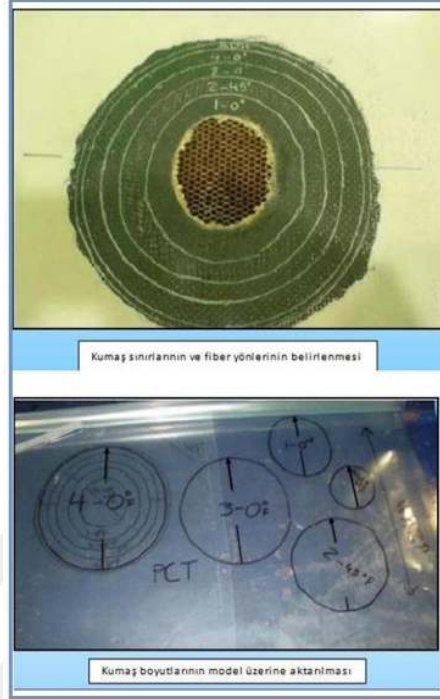
Şekil 6.9. Çekirdek yüzeyinin düzeltilmesi (Karaer, 2014)

6.1.12. Tamire hazırlık

Parçanın tamirinde kaç kat kumaş kullanılacağı, hangi tür kumaşların tercih edileceği ve ekstra kumaş kullanılıp kullanılmayacağı gibi detaylar genellikle parçanın teknik dokümanlarında veya tamir talimatlarında belirtilir.

Kumaşların kesilmeden önce belirlenmesi ve hazırlanması, tamir işleminin doğru ve etkili bir şekilde gerçekleştirilmesi için temel adımlardan biridir. Şekil 6.10'da kumaş ölçülerinin taslağı verilmiştir. Bu adımlar, parçanın orijinal mukavemet özelliklerini yeniden kazanmasını ve güvenli bir şekilde işletmeye alınmasını sağlar. Kumaşların

boyutları, kesim işlemi öncesinde doğru bir şekilde belirlenmeli ve fiber yönlendirmesi de göz önünde bulundurularak doğru şekilde yerleştirilmelidir (Boeing, 2013).



Şekil 6.10. Kumaş ölçülerinin alınması (Karaer, 2014)

6.1.13. Tamir katmanlarının hazırlanması

Sağlam ve dayanıklı bir tamir için doğru katmanların doğru yerde ve doğru fiber yönlendirmesiyle yerleştirilmesi kritik önem taşır. Kumaşların boyutları ve fiber yönlendirmesi bu model üzerinde belirlenir. Bu şekilde, tamir işlemi sırasında hata yapma olasılığı azalır ve tamirin doğru bir şekilde yapıldığından emin olunur.

Önceden emdirilmiş kumaşların üzerinde genellikle koruyucu katmanlar bulunur. Bu koruyucu katmanlar, kumaş tamir için hazır hale getirilmeden önce çıkarılmalıdır. Bu işlem, kumaşın tamir yüzeyine düzgün bir şekilde yapışmasını sağlar.

Doğru kumaş seçimi, kesimi ve yerleştirilmesi, sağlam ve dayanıklı bir tamir işlemi için hayati öneme sahiptir. Kumaşların önceden belirlenmiş bir modele göre yerleştirilmesi, hataları önlemek ve işin doğru yapıldığından emin olmak için etkili bir yöntemdir. Ayrıca, kumaşların temizlenmesi, tamir işleminin kalitesini artırır ve parçanın

uzun ömürlü olmasını sağlar. Şekil 6.11’de kumaşların serilme işlemi gösterilmektedir (Boeing, 2013).



Şekil 6.11. Kumaşların serilmesi (Karaer, 2014)

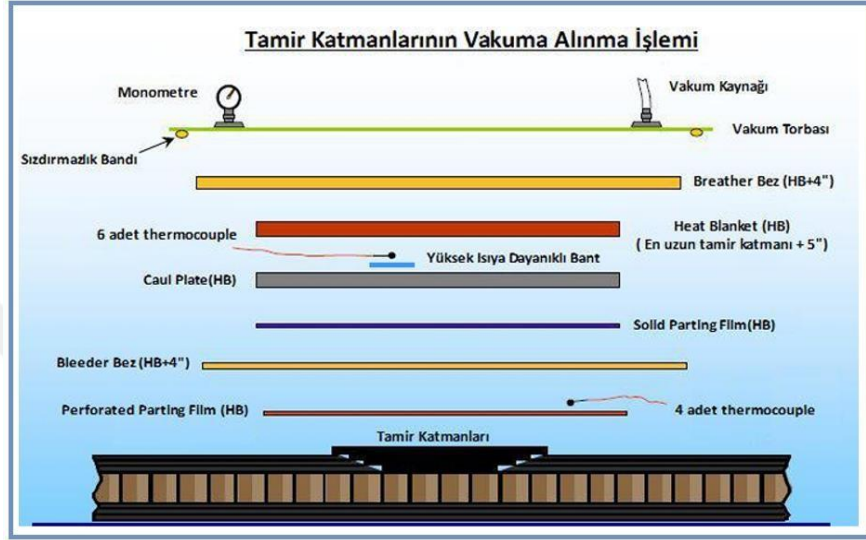
6.1.14. Tamir katmanlarının vakuma alınması

Tamir katmanlarına uygulanan vakum işlemi, çekirdek değişiminden farklıdır. Şekil 6.12’de basit bir gösterimi verilmiştir ve vakum işlemi aşağıdaki şekilde uygulanır:

- Tamir katmanlarının üzerine, ısı battaniyesi ile aynı boyutta delikli ayırıcı film yerleştirilir. Bu film, tamir işlemi sırasında hava ve fazla reçineyi çıkarmak için kullanılır.
- Tamir alanının çevresinden 0,5 inç uzaklıkta, ısıl değişimin farklı olacağı bölgeler dikkate alınarak 4 adet ısıl çift yerleştirilir. Bu çiftler, tamir sürecinde sıcaklık değişimlerini izlemek için kullanılır.
- Delikli ayırıcı film üzerine bir kat hava geçirgen bez yerleştirilir. Hava geçirgen bezin delikli ayırıcı film ile temas etmesi sağlanır. Bu bez, sıkıştırma sırasında reçineyi emmek için kullanılır.
- Isı battaniyesi ile aynı boyutta veya biraz daha küçük deliksiz ayırıcı film, hava geçirgen beze yerleştirilir. Bu film, vakum torbasının tamir alanına düzgün uygulanmasını sağlar.
- Plaka kullanılacaksa, tamir boyutundan büyük olacak şekilde yerleştirilir. Plaka kullanılmayacaksa, ısıl çift kablolarının altına alüminyum plakalar bırakılarak kabloların tamir yüzeyini etkilemesi önlenir.
- Tamir çevresini her yönden 2 inç geçecek şekilde ısı battaniyesi yerleştirilir. Isı battaniyesinin üzeri vakum torbasından 1 inç küçük olacak şekilde hava geçirgen bez ile kaplanır. Hava geçirgen bezin ayırıcı bez ile temas etmesi sağlanır.
- Vakum milinin tabanı hava geçirgen bezin üzerine yerleştirilir. Vakum milinin kablolarının ve ısı battaniyesinin üzerine gelmediğinden emin olunur. Hava geçirgen

bezin 0,5 inç çevresine sızdırmazlık bandı yerleştirilir ve vakum milinin tabanı üzerine vakum torbası yerleştirilir.

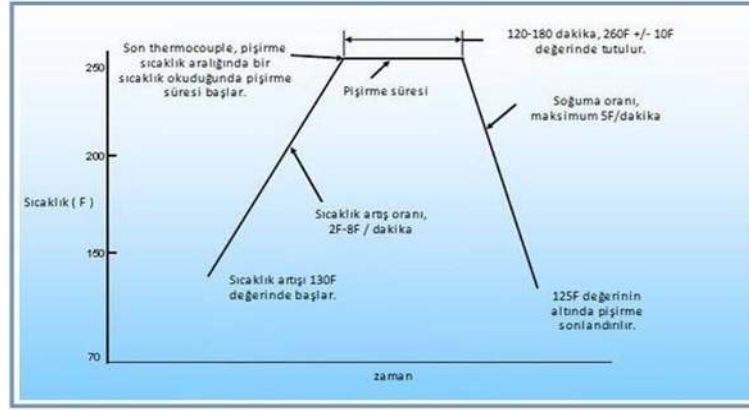
- Vakum torbasına kaçak testi yapılır ve 5 dakikada maksimum 5 inç cıva basınç kaybı olması gerektiği belirtilir. Eğer basınç kaybı daha fazlaysa, kaçak kontrol edilip sıkıştırılır veya vakum işlemi yeniden yapılır (Boeing, 2013).



Şekil 6.12. Tamir katmanlarının vakuma alınması (Karaer, 2014)

6.1.15. Tamir katmanlarını pişirilmesi

İlgili uçağın yapısal tamir el kitabında belirtilen değerler dikkate alınarak sıcak yapıştırıcı ayarlanır. Bu ayarlama, tamir sürecinde sıcaklığın kontrol altında tutulmasını sağlar ve limitlerin dışına çıkılmasıyla oluşabilecek hasarları önler. El kitabında belirtilen sıcaklık artış oranı (şekil 6.13'te gösterildiği gibi) 2-8°F olarak verilmişse, bu değer genellikle 2-5°F arasında ayarlanır. Bu ayarlama, sıcaklık istenen limitleri aştığında uygun zamanda uyarı alınmasını ve gerektiğinde müdahale edilmesini sağlar. Tüm ısı çiftleri ve ısı battaniyesi, sıcak yapıştırıcı ile sağlam bir şekilde bağlantılı hale getirilir. Bu adım, pişirme işlemi sırasında sıcaklığın homojen bir şekilde dağılmasını sağlar. Pişirme sıcaklığı ve süresi, ilgili tamir dokümanlarına uygun olarak ayarlanır ve kontrol edilir. Pişirme işlemi, tamir edilen parçanın özelliklerine göre belirlenen sıcaklık ve sürede gerçekleştirilir. Çekirdek değişiminde olduğu gibi, tamir süreci boyunca sıcaklık ve diğer parametreler düzenli olarak izlenir. Eğer gerektiğinde sıcaklık veya diğer koşullar limitlerin dışına çıkarsa, uygun müdahaleler yapılır ve tamir zarar görmeden kontrol altına alınır (Boeing, 2013).



Şekil 6.13. Tamir katmanlarının pişirme sıcaklığı ve süreleri (Boeing, 2013)

6.1.16. Test aşaması

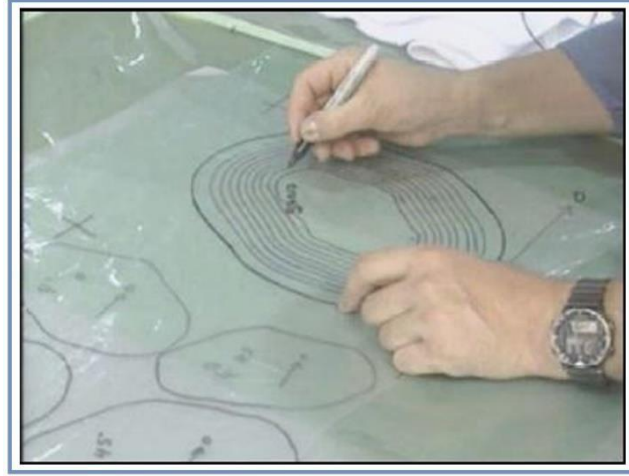
Pişirme sonrası tamirin kalitesini değerlendirmek için kullanılan yöntemlerden biri, 'tap test' olarak adlandırılan basit bir yöntemdir. Ayrıca, prosedür kapsamında yer alan hasarsız kontrol yöntemleriyle yapının iç ve dış yüzeylerinde tamir sırasında oluşan süreksizlikler tespit edilebilir.

İlgili testler yapıldıktan sonra, zımpara ile düzeltme işlemi yapılır ve SRM prosedürüne göre gerekli kozmetik işlemler (boya vb.) uygulanarak parça servise sunulabilir (Boeing, 2013).

6.2. Genel Islak Elle Yatırma Tamir Prosedürü

Islak elle yatırma tamiri, kompozit malzemelerde yaygın olarak kullanılan bir tamir yöntemidir. Bu yöntemde, kumaşa reçine emdirme işlemi çok önemlidir çünkü reçine, kumaş liflerine nüfuz ederek malzemenin sağlamlığını ve yapışma kalitesini belirler.

Reçine ile emdirilmiş kumaş katmanları serilmeden önce, çekirdek zımpara ile düzeltilir ve önceden emdirilmiş kumaş tamirinde olduğu gibi, kullanılacak kumaş boyutları şekil 6.14'te gösterildiği gibi bir model üzerine çizilir (Karaer, 2014).



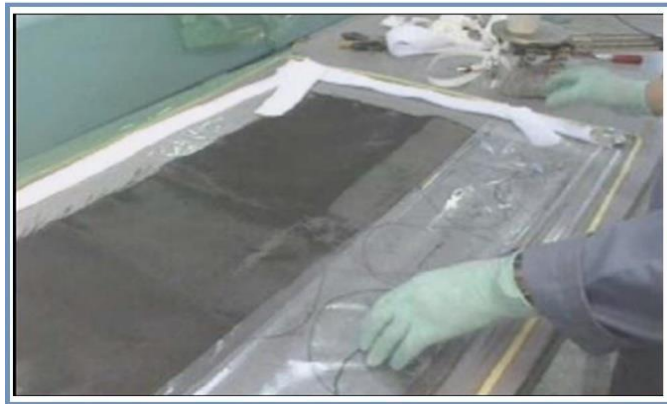
Şekil 6.14. Kumaş ölçülerinin alınması (Karaer, 2014)

6.2.1. Kumaşın reçine ile emdirilmesi

Islak elle yatırma tamiri için kumaşa reçine uygulaması yapılırken, reçine miktarının doğru bir şekilde belirlenmesi önemlidir. Kullanılacak kumaşın ağırlığı ölçülür ve bu ağırlık, tamir için gereken reçine miktarının belirlenmesinde kritik bir faktör oluşturur.

Karbon fiber kumaşlar için kullanılacak toplam reçine miktarı, kumaşın ağırlığının 1,3 katı olarak belirlenir. Cam fiber kumaşlar için ise kullanılacak toplam reçine miktarı, kumaşın ağırlığı kadar olmalıdır.

Kullanılan reçine miktarı, her kumaşın boyutuna bağlı olarak farklılık göstereceğinden, her kumaş için ayrı ayrı hesaplanmalıdır. Şekil 6.15'te görüldüğü gibi, kumaşlar emdirildikten sonra taslağa göre kesilerek çekirdek üzerine yerleştirilir. Yerleştirme ve sonraki aşamalar, önceden emdirilmiş kumaş tamir yöntemi ile aynıdır (Boeing, 2013).



Şekil 6.15. Kumaş ölçülerinin alınması (Karaer, 2014)

6.2.2. Vakum metodu ile kumaşa reçine emdirilmesi

Reçinenin kumaşa emdirilmesi işlemi vakumlu veya vakumsuz olarak yapılabilir. Vakumlu emdirme yöntemi genellikle daha iyi sonuçlar verir. Bu yöntemde, reçine içindeki hava boşlukları uzaklaştırılır ve daha sağlam bir yapışma sağlanır. Prosedürlere göre kürleme süresi beklenerek tek taraflı vakum işlemi ile bu işlem gerçekleştirilebilir. Şekil 6.16'da vakum sırasında emdirme işlemi gösterilmektedir (Boeing, 2013).



Şekil 6.16. Vakum ile kumaşın reçineye emdirilmesi (Karaer, 2014)

6.3. Tamirlerin Karşılaştırılması

Bu bölümde, 200 °F ıslak elle yatırma yöntemi, 250 °F önceden emdirilmiş kumaş kullanılarak yapılan tamir yöntemi ve 350 °F önceden emdirilmiş kumaş ile yapılan tamir yöntemleri, Şekil 6.17'de gösterildiği gibi karşılaştırılmıştır (Boeing, 2013).

	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

Şekil 6.17. Tamir yöntemlerinin karşılaştırılması (Boeing 2013)

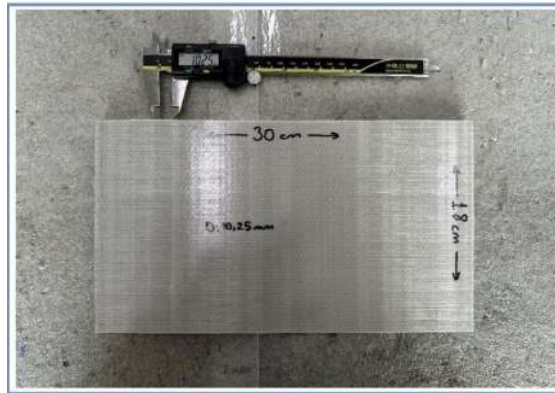
7. DENEYSEL ÇALIŞMA

Havacılık teknolojisinin gelişmesiyle birlikte, yeni malzemeler, cihazlar, metotlar ve teknikler ortaya çıkmaktadır. Bu deneyde, ana malzeme olarak aktif olarak ticari uçaklarda kullanılan ve bakım-onarım şirketlerinin temin ettiği alüminyum petek paneller kullanılmıştır. Şekil 7.1'de görüldüğü üzere, çekirdek malzemesi alüminyum alaşımı olan bu sandviç yapının yüzey kaplaması cam fiber takviyeli epoksiden oluşmaktadır.



Şekil 7.1. Cam fiber takviyeli alüminyum sandviç numunesi

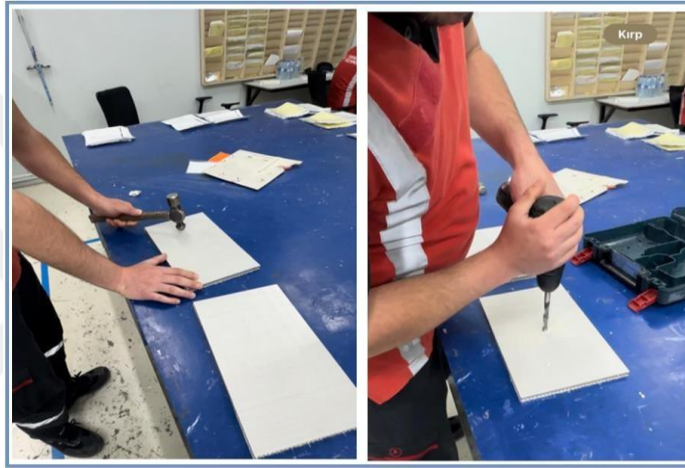
Ana numune, BMS 4-23 TIP II olarak bilinen, çekirdek kısmı alüminyum 5424 alaşımından oluşan ve cam fiber takviyeli epoksi kaplamaya sahip bir malzemedir. 5000 serisi alüminyum alaşımları, alüminyum-magnezyum (Al-Mg) alaşımları olarak da bilinir ve alüminyumun ana alaşım elemanı olarak magnezyum içerir. Bu alaşımlar, orta seviyede mukavemet, iyi şekil verilebilirlik, kaynak kabiliyeti ve korozyon direnci özellikleri sunar. Cam fiber ise korozyon dayanımı yüksek, sıvı geçirgenliği olmayan, oldukça hafif ve mukavemeti iyi bir malzeme olup, trafiğin yoğun olduğu yolcu yer panelleri ve kargo yer panelleri gibi uygulamalarda tercih edilmektedir.



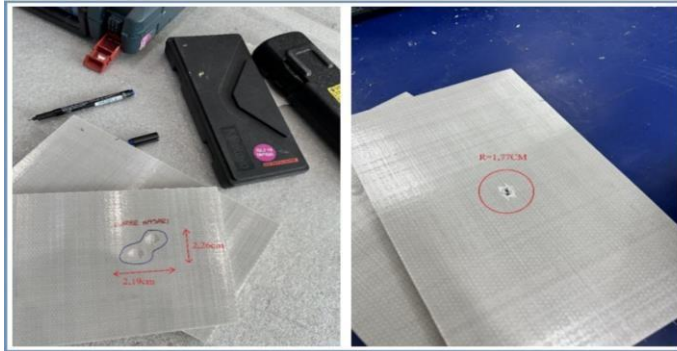
Şekil 7.2. Numune ölçüleri

7.1. Numuneye Yapay Hasar Verilmesi

Kullandığımız numune, uçak üzerinde en çok kabin yer panelleri ve kargo bölümü yer panelleri olarak tercih edilmektedir. Bu sebeple, panele gelecek olası hasarlar göz önünde bulundurularak yapay hasar verilmiştir. Bu bölgelerde genellikle operasyon sırasında darbe hasarları, bakım sırasında ise hem darbe hem de delik hasarlarıyla karşılaşmaktadır. Yapay hasar, düzeltici tamire yönelik istenen boyut ve derinlik dikkate alınarak yapılmıştır. Şekil 7.3 ve 7.4'te görüldüğü üzere, darbe hasarı bir çekiç yardımıyla, delik hasarı ise matkap yardımıyla verilmiştir.



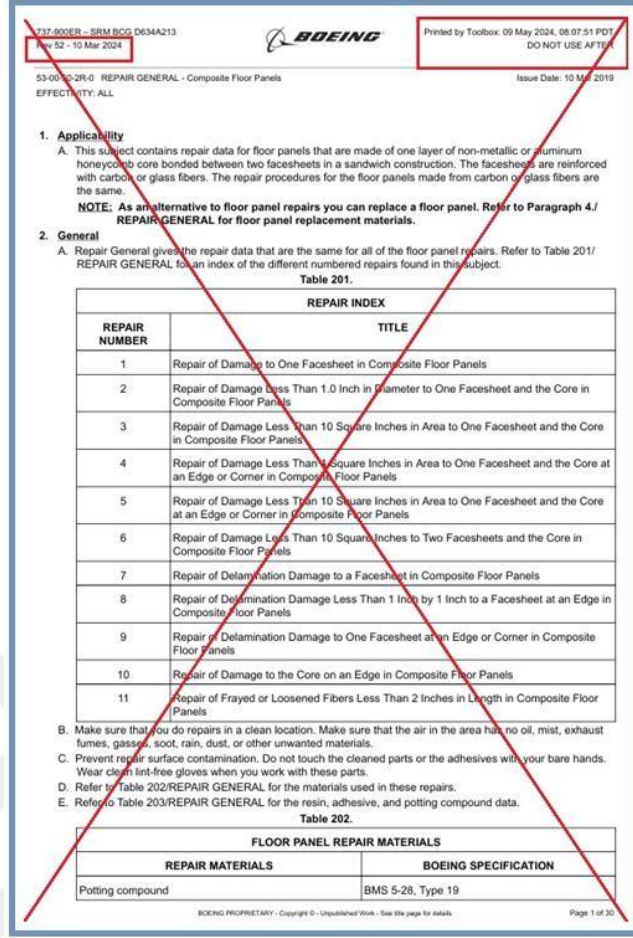
Şekil 7.3. Numuneye yapay hasar verilmesi



Şekil 7.4. Numunenin yapay hasar sonrası görüntülenmesi

7.2. Tamir Prosedürünün Uygulanması

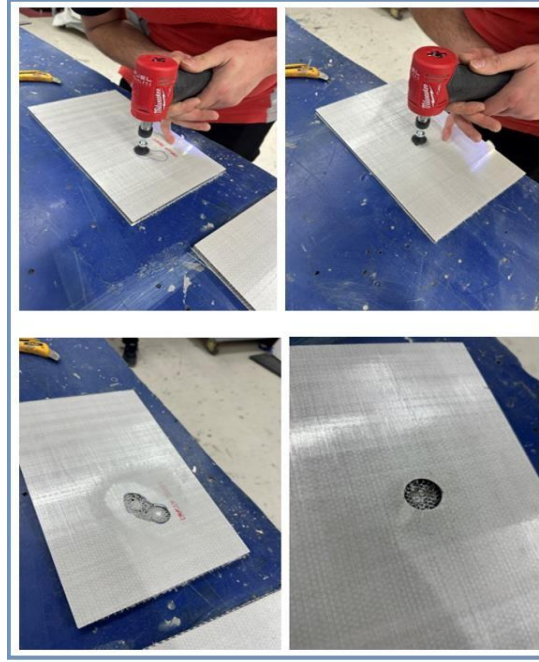
Tamir aşamasında, Boeing firması tarafından sağlanan yapısal tamir el kitabının 10 Mart 2024 tarihli revizyonu kullanılmıştır. Bu el kitabının ilk sayfası Şekil 7.5'te verilmiştir.



Şekil 7.5. Boeing yapısal tamir el kitabı örnek sayfa

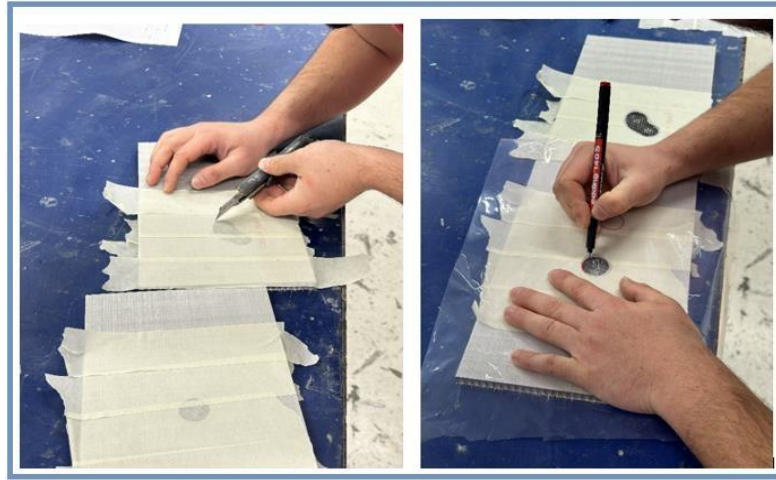
Tamir işlemi, Turkish Technic şirketinin kompozit atölyesinde gerçekleştirilmiştir. İşlem aşaması, tecrübeli personeller tarafından yapılmıştır. İlk olarak, el kitabına göre hangi tamirin uygulanacağı ve hangi malzemelerin kullanılacağı gibi ana bilgiler elde edilmiştir. Daha sonra, numune temizlenerek hasarlı katmanlar ayrıştırılmıştır. Hasarlı katmanların ayrıştırılmasında genellikle oval ayrıştırılma yöntemi kullanılır. Ancak, iki farklı hasar türü söz konusu olduğunda, hasarın şekline göre hasarlı alanın uzaklaştırılması işlemi gerçekleştirilmiştir (Şekil 7.6).

Hasarın hangi derinliğe indiği tespit edilmiştir. Şekil 7.5'te verilen tamir el kitabına göre, bir numunede sadece yüzey kaplaması hasar aldığı için 1 numaralı tamir prosedürü uygulanacakken; diğer numunede hasarlı kısmın hem yüzey kaplamasına hem de çekirdeğe nüfuz etmesi nedeniyle 2 ve 3 numaralı prosedürlerin uygulanacağı tespit edilmiştir. Ancak, hasar boyutunun 1 inç'ten az olduğu görülmüş ve bu nedenle 2 numaralı prosedür tercih edilmiştir.



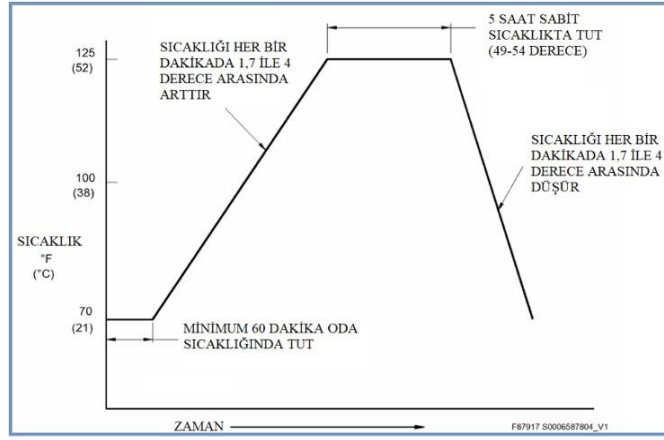
Şekil 7.6. *Hasarlı alanı uzaklaştırma işlemi*

Hasarlı alanın uzaklaştırma işleminden sonra, yüzey çapak ve tozdan arındırılır. Hasarlı alana bant ile taslak oluşturulur (Şekil 7.7). Oluşturulan taslak, ilerleyen aşamalarda kumaş taslağı olarak kullanılır.



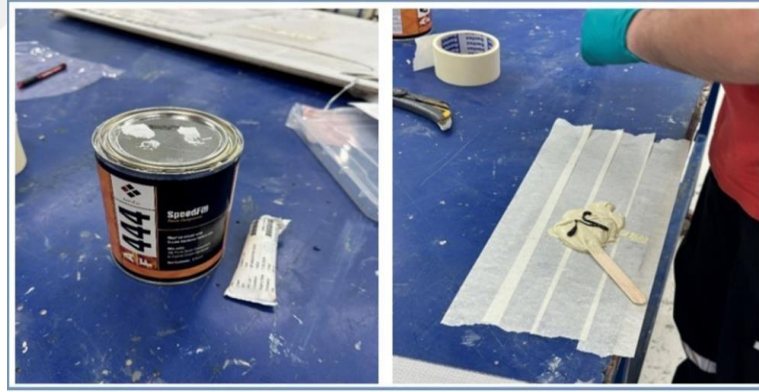
Şekil 7.7. *Hasarlı alan taslağının oluşturulması*

Hasarlı alanlarda oluşan çekirdek eksiğinin giderilmesi için prosedüre göre verilen BMS 5-28, Type 19 dolgu malzemesi ile hasarlı alanın dolgusu yapılır. Dolgu malzemesi, oda sıcaklığında 7 günde veya 52 derece sıcaklıkta 5 saatte kürlenebilme özelliğine sahiptir. Şekil 7.8'de, daha ayrıntılı kürlleme süresi ve sıcaklığı verilmiştir.

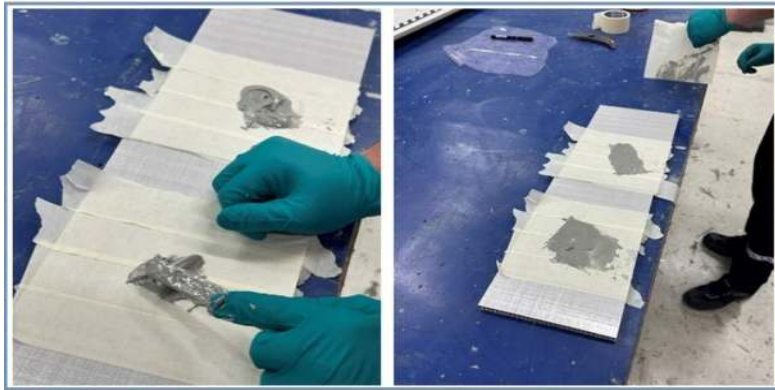


Şekil 7.8. Dolgu malzemesinin sıcaklığa göre kürlenme grafiği

Dolgu malzemesi, iki kimyasaldan oluşmaktadır (Şekil 7.9). Ana malzeme ile aktifleştirici malzeme oranının kullanım talimatına göre karıştırılması gerekmektedir. Bu malzemede, bu oran yaklaşık olarak 20:1'dir. Ayrıca, dolgu malzemesi uygulanırken, tüm alanın dolduğundan emin olunmalı ve dolgu seviyesi numune yüzeyine çıkmalıdır. Şekil 7.10'da, dolgu malzemesinin uygulanma aşaması gösterilmektedir.

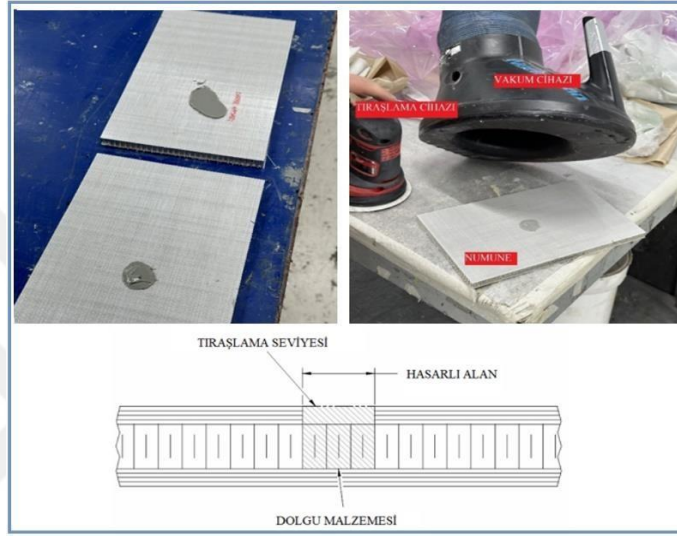


Şekil 7.9. Dolgu malzemesinin hazırlanması



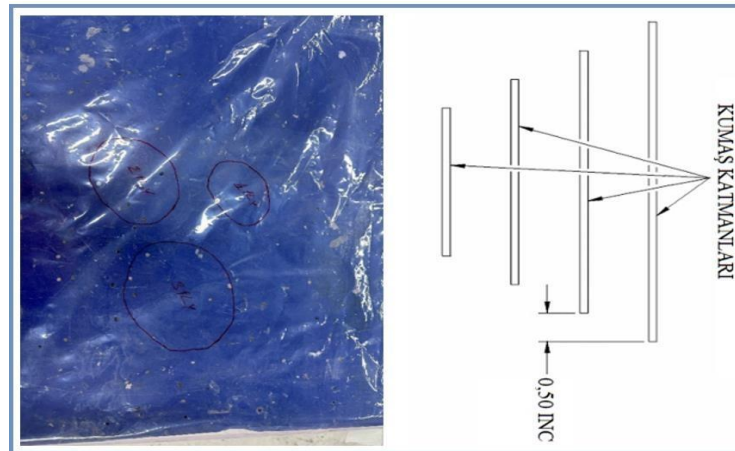
Şekil 7.10. Dolgu malzemesinin numuneye uygulanması

Dolgu malzemesi uygulandıktan sonra bir süre beklenerek dolgunun sertleşmesi sağlanır. Dolgu sertleştikten sonra yüzey tıraşlaması yapılır. Tıraşlama sırasında, oluşan tozdan etkilenmemek için gözlük takılmalı veya vakum cihazı ile bu işlem yapılmalıdır. Tıraşlama işlemi, dolgu malzemesi ile numune yüzeyi eşit ve pürüzsüz oluncaya kadar devam etmelidir. Şekil 7.11'de, tıraşlama işlemi ve nasıl yapılması gerektiği resmedilmiştir.



Şekil 7.11. İstenen tıraşlama sonrası numune görüntüsü

Bu işlemlerden sonra serilecek olan cam takviyeli kumaşlar için, önceden taslağı çıkarılan hasar boyutuna göre kumaş ölçüleri alınır. Prosedüre göre, üç kat kumaş atılacaktır. Atılacak kumaşların ölçüsü, bir önceki boyutuna oranla 0,50 inç geniş olmalıdır. Basit bir görüntüsü ve taslak çizimler, Şekil 7.12'de gösterilmiştir.



Şekil 7.12. Kumaş taslaklarının oluşturulması

Kumaşlar serilmeden önce vakum işlemi için hazırlık yapılır (şekil 7.13). Vakum torbası, her iki numuneyi içine alacak şekilde hazırlanır. Vakum poşetinin etrafı, hava geçirmez çift taraflı bant ile sınırlandırılır.



şekil 7.13. Vakum işlemine hazırlık

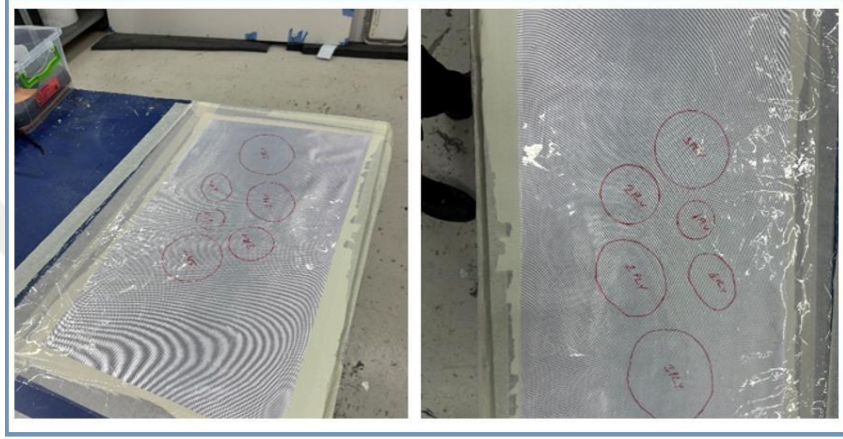
şekil 7.14'te görüldüğü gibi, kumaşların vakum sırasında dengeli ve boşluksuz bir şekilde numuneye uygulanması için hava geçirgen yorganlar kullanılır. Bu yorganlar, numunenin her iki tarafında da kullanılır.



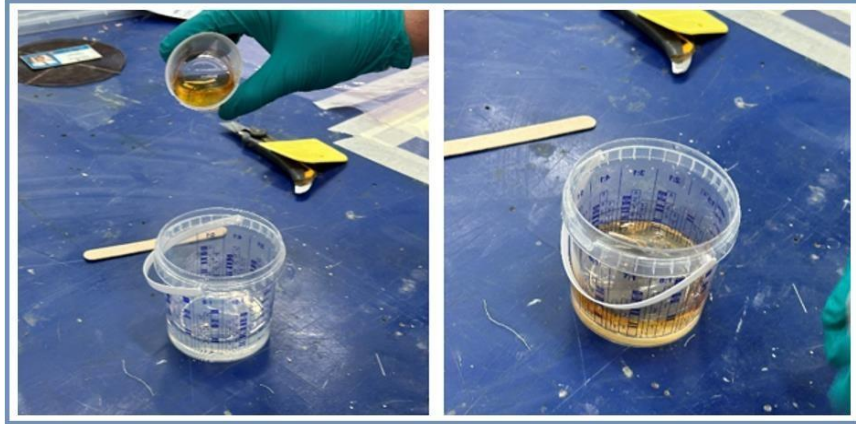
şekil 7.14. Vakum yorganlarının hazırlanması

Vakum işlemine başlamadan önce serilecek olan kumaşlar hazırlanır (Şekil 7.15). Daha önceden hazırlanmış olan taslak ölçülere göre BMS 9-3 tamir kumaşları kullanılır. Bu kumaş türü, önceden emdirilmiş kumaş olmadığından, emdirme işlemi uygulanmıştır.

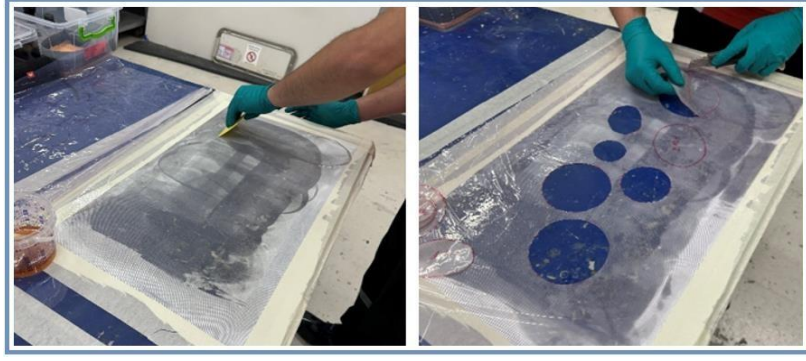
Emdirme işlemi, BMS 8-201 reçinesi ile yapılmıştır. Bu reçine de iki kimyasaldan oluşmaktadır (Şekil 7.16). Uygulama talimatına göre, doğru ölçülerde karıştırılarak emdirilir. Her kumaş, ayrı ayrı yaklaşık olarak 1:1 oranında emdirilerek serme işlemi yapılır (Şekil 7.17). Az ya da çok emdirme, tamir için istenmeyen bir durumdur.



Şekil 7.15. Emdirme işlemi öncesi taslakların tamir kumaşına aktarılması

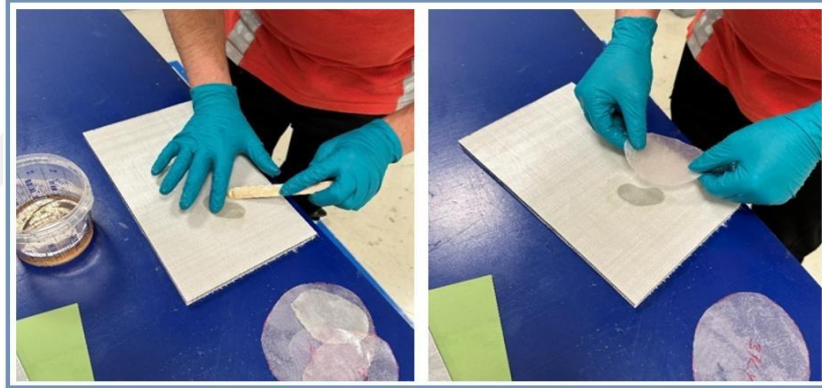


Şekil 7.16. BMS 8-201 tipi reçinenin hazırlanması

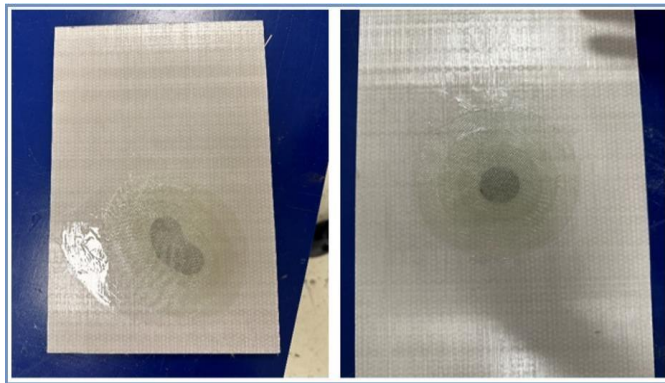


Şekil 7.17. Reçinenin uygulanması ve katmanların kesilmesi

Her katman sırasına göre serilir (Şekil 7.18). Serme işlemine başlamadan önce, uygulanacak yüzeye reçine uygulanır. Bu işlem hızlı yapılmalıdır, çünkü reçine yüzeyi daha fazla oksijen ile temas etmeye başladığında, kürlenme işlemi hızlanacaktır. Katmanlar serildikten sonra numunelerin görüntüsü, Şekil 7.19'da verildiği gibidir.

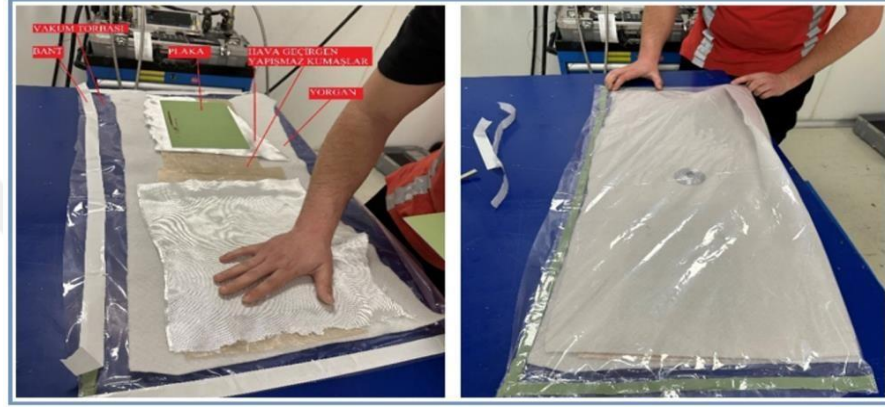


Şekil 7.18. Kumaş serme işlemi



Şekil 7.19. Numunelerin kumaş serme işleminden sonra görüntüsü

Serme işlemi tamamlandıktan sonra hemen vakum işlemine başlanır. İlk olarak vakum torbası serilir. Daha sonra, numunenin tamir edilmeyen yüzeyi altta kalacak şekilde yorganın üzerine konulur. Numune yerleştirildikten sonra, yorganın numuneye yapışmasını engelleyen ve hava geçişine izin veren kumaşlar serilir. Daha iyi bir basınç alanı oluşması için düz bir plaka kullanılır. Tekrar yorgan kullanılır ve vakum torbası, çift taraflı bant kullanılarak hava almayacak şekilde kapatılır. Numunenin vakum torbasına alınma işlemi, Şekil 7.20'de verilmiştir.



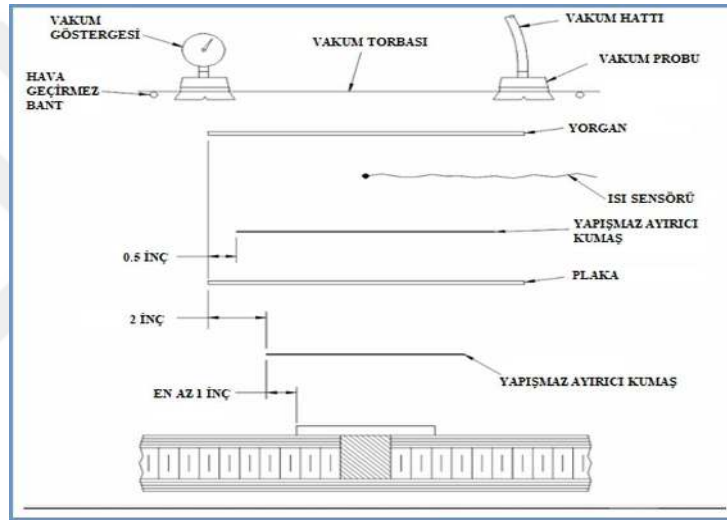
Şekil 7.20. Vakum işleminin yapılması

Vakum torbası, vakum probunun gireceği şekilde kesilerek vakum probu yerleştirilir (Şekil 7.21). Numune, prosedüre uygun şekilde vakuma alınır. Prosedüre göre, vakum şeması Şekil 7.22'de verilmiştir.

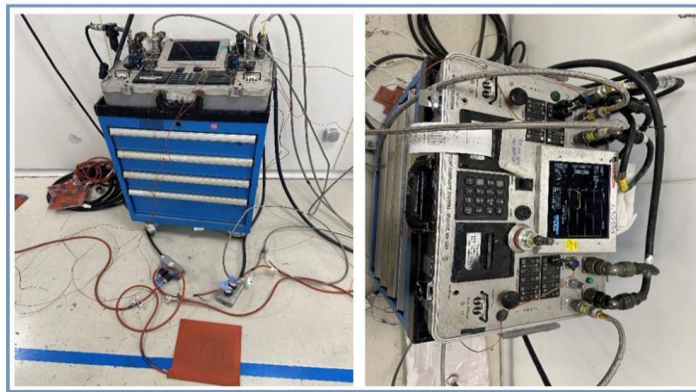
Vakum cihazı üzerinden basınç kaybı olup olmadığı kontrol edilir. Prosedüre göre, oda sıcaklığında vakum işlemi gerçekleştirilir. Vakum cihazı, herhangi bir basınç kaybı veya sıcaklık değişimi durumunda uyarı veren ve sıcaklığı ayarlayabilen bir cihazdır. Şekil 7.23'te, vakum cihazı ve bağlantıları gösterilmiştir.



Şekil 7.21. Vakum işlemin gerçekleştirilmesi



Şekil 7.22. Vakum şeması



Şekil 7.23. Vakum cihazı

Numunenin prosedüre göre 24 saat kürlenmesi gerekmektedir. Kürleme sonrası vakum problemleri sökülür. Dikkatli bir şekilde, çift taraflı bant açılır ve numune, yetkili

kişilerce gözle kontrol edilerek ilk kontrol yapılır. Şekil 7.24'te, vakum sonrası numunenin nasıl görüldüğü verilmiştir. Bu kontrolde, baloncuk oluşmadığı ve olağan dışı bir durum olup olmadığı kontrol edilir. Daha detaylı bir kontrol için, prosedürde yer alan hasarsız kontrol yöntemleri numuneye uygulanır.



Şekil 7.24. Vakum sonrası numuneler

7.3. Hasarsız Kontrol İşleminin Yapılması

Tamiri yapılmış bir kompozit sandviç yapının gözle görülmeyen hatalarının olup olmadığını anlamak için yapıya hasarsız kontrol yöntemi uygulanır. Bu yöntem, yapı içerisindeki süreksizlikleri, yapıya zarar vermeksizin tespit eder ve yapının servise verilip verilmeyeceğine karar verilmesini sağlar.

Boeing prosedürüne göre tamiri gerçekleştirilen numune, tamir sürecinde yer alan kontrol yöntemi prosedürüne uygun olarak tahribatsız muayene yöntemine tabi tutulur. Şekil 7.25'te, tamir sürecinde kullanılan hasarsız kontrol yöntemlerine ait prosedür referansı gösterilmiştir.

Reference	Title
51-10-02	INSPECTION AND REMOVAL OF DAMAGE
51-30-03	NON-METALLIC MATERIALS
AMM 20-30-97 P/B 201	AIRPLANE STRUCTURE CLEANING SOLVENTS (Series 97) - MAINTENANCE PRACTICES
SOPM 20-30-03	General Cleaning Procedures
SOPM 20-30-97	Solvents For Final Cleaning Before Structural Bonding (Series 97)
737 NDT Part 1, 51-05-01	Tap Test Inspection of Honeycomb Sandwich Structure
737 NDT Part 2, 51-00-01	Water Detection in Honeycomb Structure
737 NDT Part 4, 51-00-05	Bondline Delamination Inspection in Honeycomb Structure
737 NDT Part 9, 51-00-02	Inspection for Water in Honeycomb with Liquid Crystal Sheets

Şekil 7.25. Tamir dokümanında hasarsız kontrol yöntemi referansı

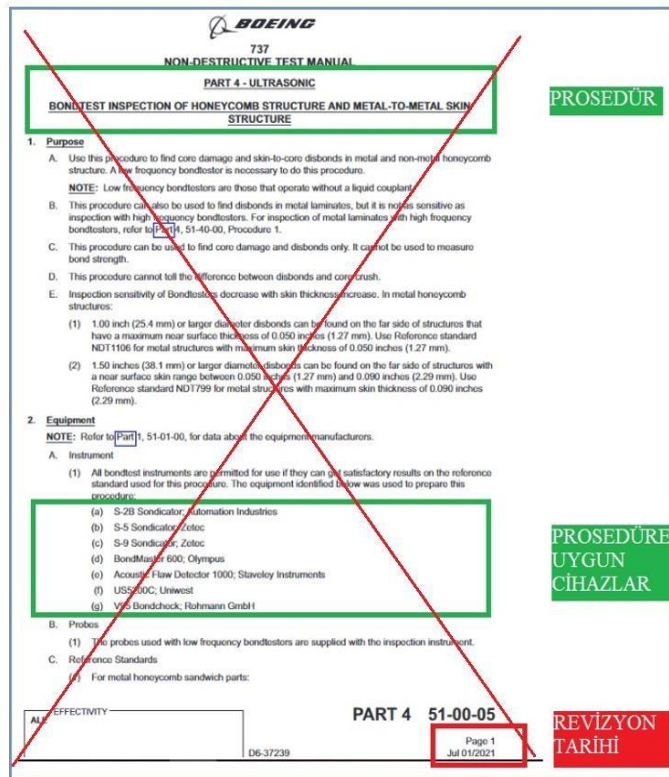
Prosedüre göre, tamir yapılan yerde katmanlar arasında delaminasyon veya ayrılma olup olmadığı, dolgu malzemesinde boşluk olup olmadığı kontrol edilecek ve bunun için ayrıntılı bir şekilde sesle kontrol yöntemi olan ultrasonik muayene gerçekleştirilmesi gerektiği belirtilmiştir.

Yapılan işlemler, Turkish Technic hasarsız kontrol laboratuvarında, yetkili personel eşliğinde gerçekleştirilmiştir.

Sesle kontrol yönteminde iki çeşit teknik kullanılmıştır. Bu teknikler bağ testi ve iletim yolu testidir.

7.3.1. Bağ testi

Bağ testi prosedürü, çekirdek hasarlarını ve çekirdek ile yüzey katmanı arasındaki ayrılmaları tespit etmek için kullanılır. Bu test için düşük frekanslı test cihazı kullanılmaktadır. Uygun cihazlar, ilgili prosedürde belirtilmiştir. Malzeme kalınlığına göre, cihazın hassasiyet ayarı yapılmalıdır. Düşük frekans kullanıldığından, cihaz sensörü ile yapı arasına sıvı kullanmaya gerek yoktur. Prosedüre ait dokümanın ilk sayfası, Şekil 7.26'da gösterilmiştir.



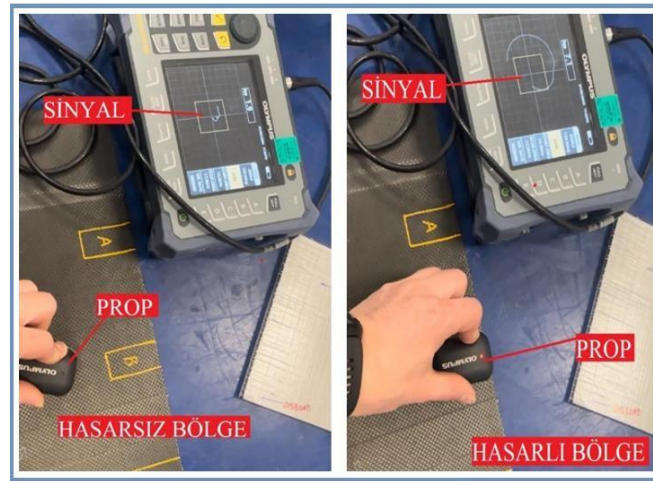
Şekil 7.26. Bağ testi prosedürüne ait ilk sayfa

Teste başlamadan önce, çevre temizliği ve numune temizliği yapılmıştır. Malzeme kalınlığına göre uygun prosedür belirlenmiş ve bu test için Bondmaster 600 ile Olympus cihazı kullanılmıştır (Şekil 7.27).



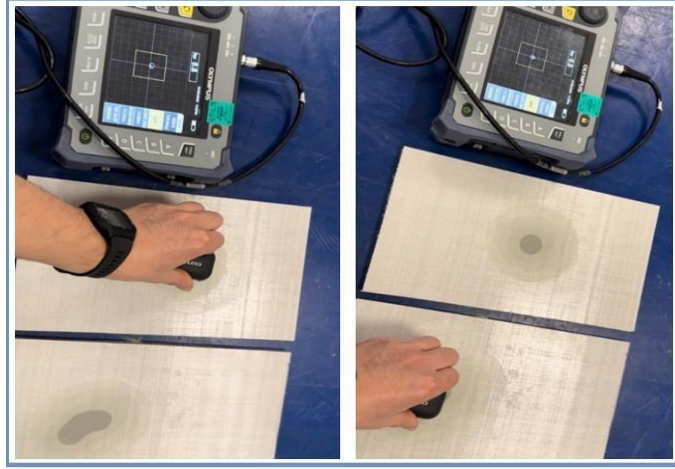
Şekil 7.27. Bağ testi cihazı

Cihazı kalibre etmek için, numune ile aynı kalınlıkta hasarsız bir numune kullanılır. Prob, hasarsız numune üzerinde yavaşça gezdirilerek temiz bir sinyal alınır. Şekil 7.28'de, cihazın hasarsız ve hasarlı bölgelere nasıl tepki sinyali ürettiği gösterilmiştir.



Şekil 7.28. Test cihazının hasarlı ve hasarsız bölgelere verdiği tepki sinyali

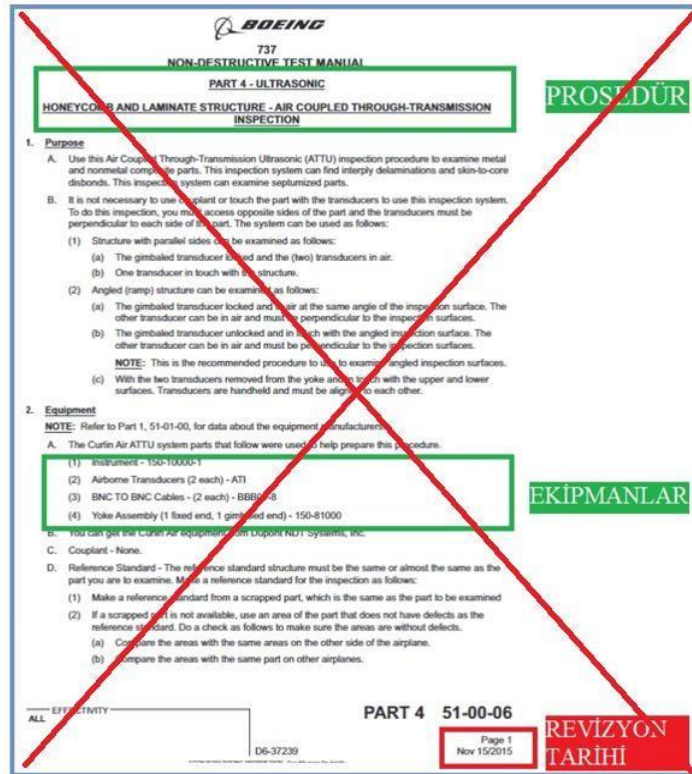
Cihaz kalibre edildikten sonra, her iki numuneye de test uygulanır (Şekil 7.29). Numunelere uygulanan testte herhangi bir sinyal bozukluğu tespit edilmez. Dolgu malzemesinde ve dolgu malzemesinin yüzey katmanına yapışmasında herhangi bir hata olmadığı görülür.



Şekil 7.29. Numunelere bağ testinin uygulanması ve sinyallerinin gözlemlenmesi

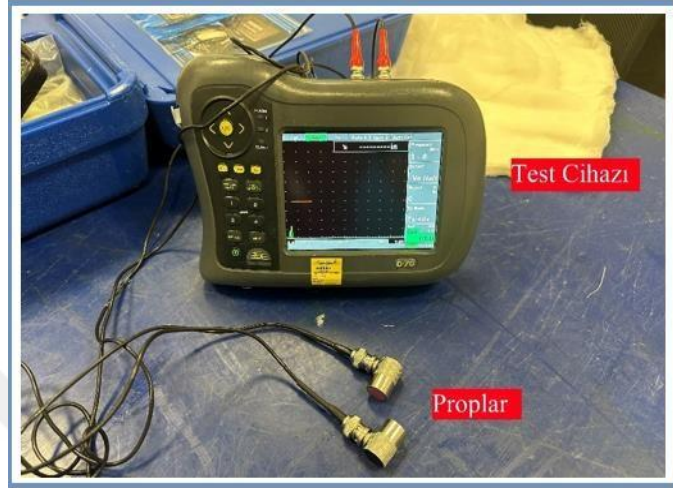
7.3.2. İletim testi

İletim testi, katmanlar arası delaminasyonları ve çekirdek ile yüzey katmanı arasındaki ayrılmaları tespit eder. Sesin iletim hassasiyeti kullanılarak bir test yapılır. Rampaya çarpan ses, tekrar prob tarafından alınır ve sesin şiddetine göre tespit yapılır. Açışal olarak farklı rampalar kullanılabilir, bu sayede açışa sahip yapılarda da kullanılabilir. Şekil 7.30'da, prosedüre ait dokümanın ilk sayfası verilmiştir.



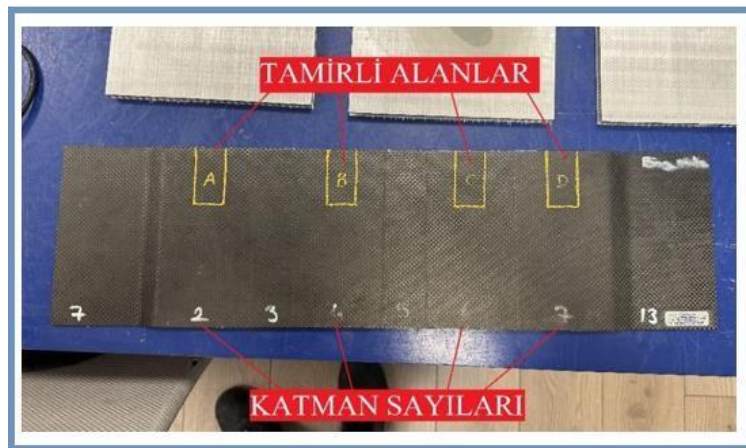
Şekil 7.30. İletim testi prosedürüne ait ilk sayfa

Ortam ve test yapılacak numune temiz olmalıdır. Prob ile yapı arasına jel sürülerek hava ile temas kesilmelidir. Bu testte, prosedüre uygun Sonatest D-70 test cihazı kullanılmıştır. Cihaz, Şekil 7.31'de gösterilmiştir.



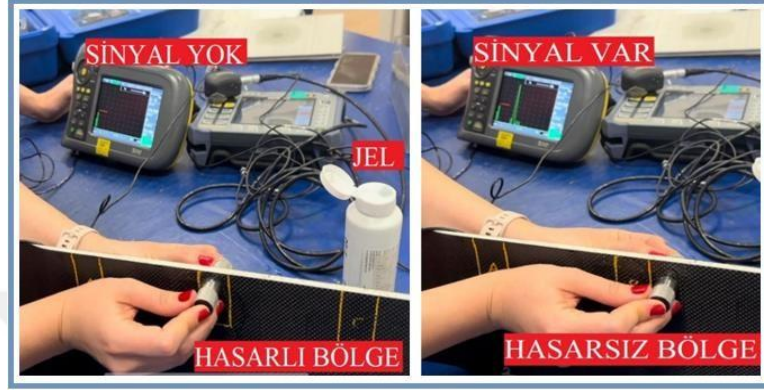
Şekil 7.31. İletim testi cihazı

İlk olarak, cihaz kalibre edilir. Bağ testinden farklı olarak, bu test kumaşlar arasındaki ayrılmaları tespit edebildiği için, kaç katman kumaş tamiri yapıldığı önemlidir. Bu yüzden, cihaz kalibre edilirken kalibre plakası kullanılır. Dört katmanlı bir tamir uygulandığı için, Şekil 7.32'de bulunan plakanın B bölgesine göre cihaz kalibre edilmiştir.



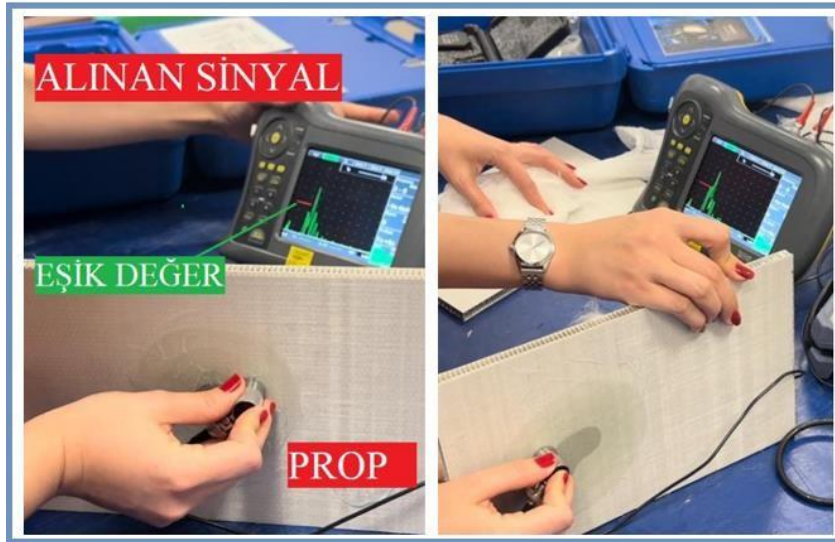
Şekil 7.32. Kalibre plakası

Kalibre ve test yapılırken, propların tam karşılıklı gelmesi gerekmektedir. Tek bir yüzeye jel sürülür. Şekil 7.33'te, B bölgesi 4 katmanlı hasarlı bölgedir. Prob bu bölgede iken sinyal alınmamalıdır. Bu bölgeler dışında sinyal alınmalıdır. Şekilde, sinyaller açıkça gösterilmiştir. Bu şekilde, cihaz kalibre edilerek numunelere uygulanmalıdır.



Şekil 7.33. İletim test cihazının kalibre edilmesi

Cihaz kalibre edildikten sonra, numunelere test uygulanır. Dolgu yapılan yerler iletim testine uygun olmadığından, sadece dolgu malzemesi olmayan yerlere iletim testi uygulanır. Test, tüm tamir bölgesine uygulanır. Prosedüre göre, tamirin uygun olup olmadığını belirlemek için sinyalin minimum %40 iletilebilmesi gerekmektedir. Şekil 7.34'te, numuneye ait sinyaller gösterilmiştir. Numunelerin iletim testinden geçtiği, yetkili kişilerce belirlenmiştir.



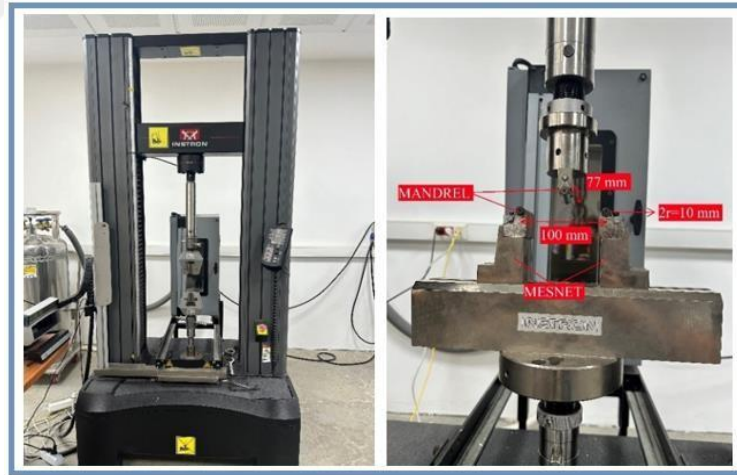
Şekil 7.34. Numunelerin iletim testi sinyalinin izlenmesi

7.4. Eğme Testinin Yapılması

Bir malzemenin eğilme testi, bu malzemenin süneklik, eğme dayanımı, kırılma dayanımı ve kırılmaya karşı direncinin belirlenmesine olanak tanır. Bir malzeme test aşamasında kırılmaya veya çatlamaya başlarsa, malzemenin herhangi bir aktif kullanımında benzer şekilde başarısız olacağını ve bunun da arızaya yol açabileceğini varsaymamıza olanak sağlar.

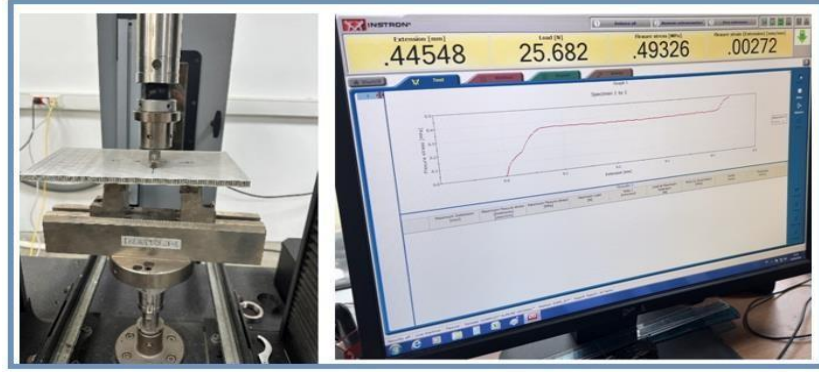
Eğme testi, Yıldız Teknik Üniversitesi Merkez Laboratuvarı'nda gerçekleştirilmiştir. Test işlemi, yetkili kişilerce standarda uygun şekilde yapılmıştır. Eğme işlemi, Instron marka üç nokta eğme cihazında gerçekleştirilmiştir. Şekil 7.35'te verilen eğme cihazı, ayarlanabilir mandrele sahip olup 100 kN yük verebilme kapasitesindedir. Anlık veriler, monitör aracılığıyla izlenebilmektedir.

Eğme işlemi sırasıyla hasarsız numuneye, yüzey kaplaması yenilenmiş hasarlı numuneye ve hem yüzey hem de çekirdek kısmı tamir edilmiş numuneye uygulanmıştır. Her üç işlem sırasında mesnet aralığı 100 mm, mandrel genişliği 77 mm, mandrel çapı 10 mm ve basma kuvveti hızı 2 mm/dakika olarak uygulanmıştır.

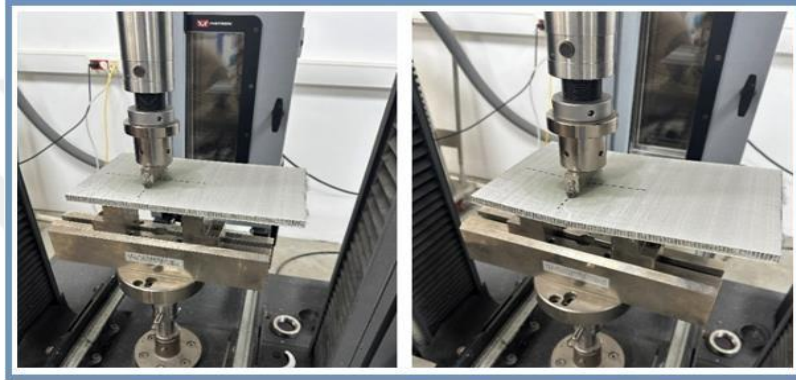


Şekil 7.35. Üç nokta eğme testi cihazı ve uygulama ölçüleri

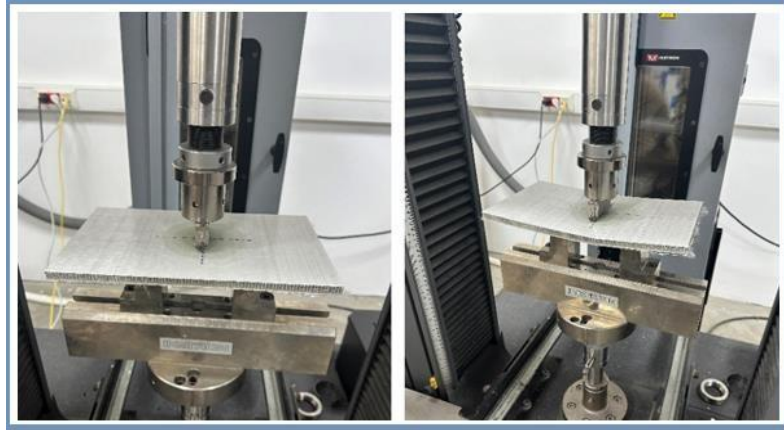
Her bir numune üzerine, tamir noktasının merkezi olacak şekilde işaretleme yapılmıştır. Test, bir önceki bölümde verilen sayısal verilere göre tüm numuneye aynı şekilde uygulanmıştır. Test, malzeme kırılincaya kadar ve kırılma sonrası bir süre devam etmiştir. Teste ait görseller aşağıdaki şekillerde verilmiştir.



Şekil 7.36. Hasarsız numuneye eğme testi uygulanması

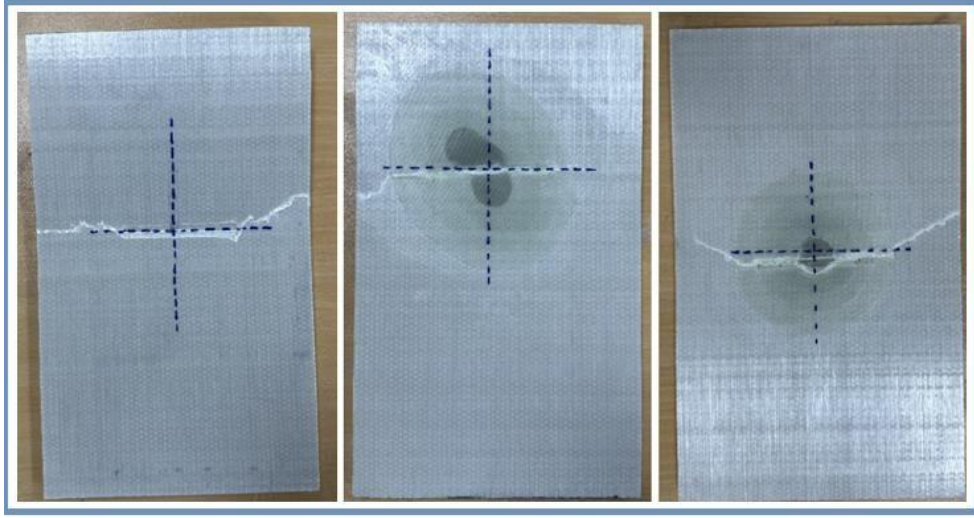


Şekil 7.37. Yüzey kaplama tamiri yapılmış numuneye eğme testi uygulanması



Şekil 7.38. Yüzey ve çekirdek tamiri yapılmış numuneye eğme testi uygulanması

Yapılan testler sonrası numunelerin görüntüsü, Şekil 7.39'da verilmiştir. Numunelerin son durumuna baktığımızda, kırılma noktasının istediğimiz şekilde, tamir uygulanmış bölgelerin merkez noktasından geçtiği görülmektedir.

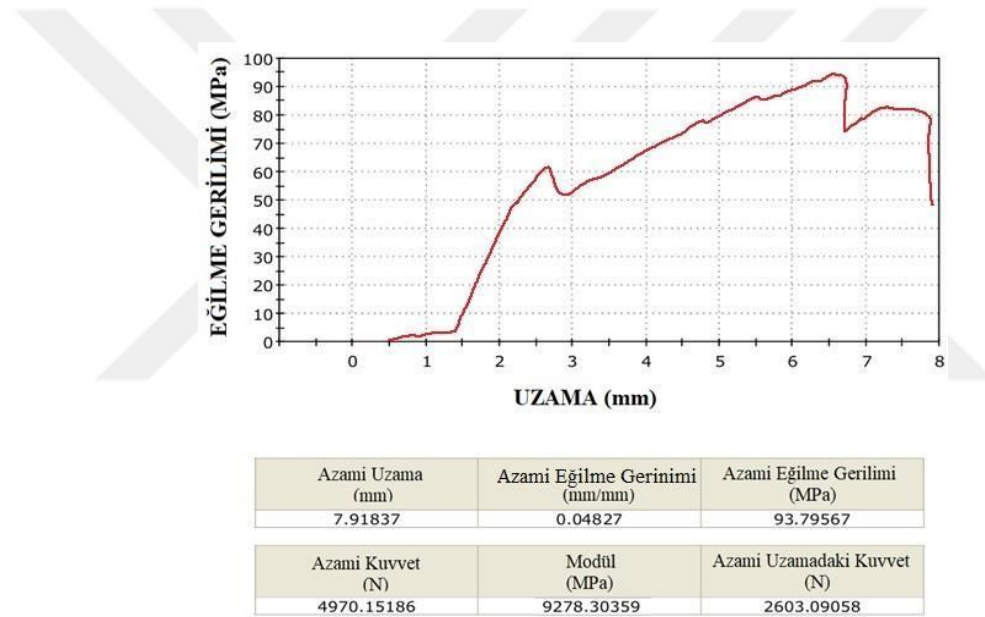


Şekil 7.39. *Eğme testi sonrası numunelerin görüntüsü*

8. SONUÇ, TARTIŞMALAR ve ÖNERİLER

8.1. Sonuç

Havacılık malzemeleri gün geçtikçe gelişmekte olup, bu malzemelerin yenileriyle değiştirilmesi havayollarına ek masraflar getirmektedir. Havayolları ve üretici firmalar, bu tür sorunlarla başa çıkabilmek için malzeme tamirine öncelik vermektedir. Ancak, onarılan bu malzemeler, yeni malzemeler kadar dayanım sağlayamayabilmektedir. Bu tezde, üretici firmaların kullanıcılara sağladığı prosedürler çerçevesinde onarılan bir malzemenin mukavemeti test edilmiştir. Şekil 8.1'de görüldüğü gibi, ASTM standartlarına uygun olarak hasarsız bir cam fiber takviyeli alüminyum sandviç malzemeye üç nokta eğme testi uygulanmış ve sonuçları gösterilmiştir.



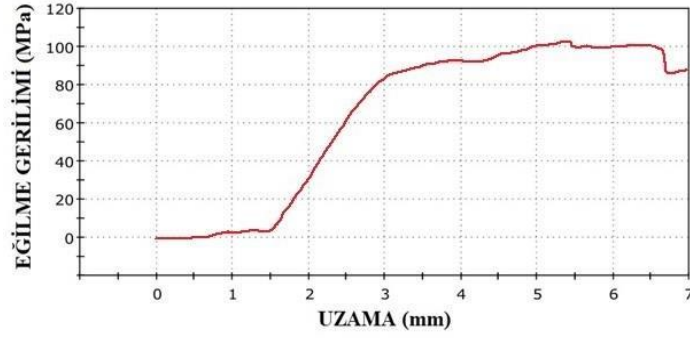
Şekil 8.1. Hasarsız cam fiber takviyeli alüminyum sandviç malzeme eğme testi sonucu

Grafiğe bakıldığında:

Başlangıçta, malzemenin elastik bölgede lineer bir artış sergilediği ve bu aşamada gerilim ile uzamanın lineer bir ilişki içinde olduğu görülmektedir. Numunenin yaklaşık 2.5 mm uzaması sonrasında, grafikte pik şeklinde görülen akma noktasının ardından malzemede plastik deformasyonun başladığı ve bu noktadan itibaren kalıcı şekil değişikliğinin oluştuğu gözlenmektedir.

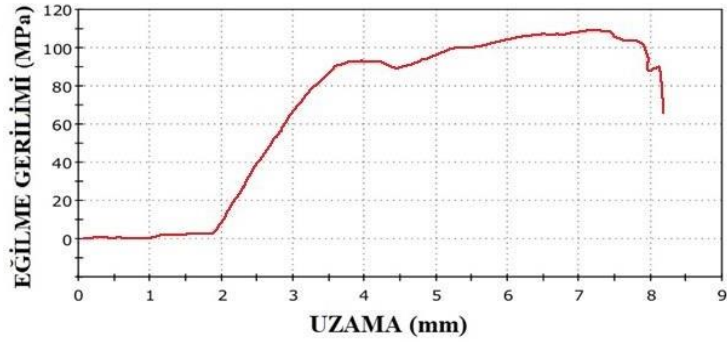
Aynı şekilde, yüzey kaplaması tamiri yapılmış ve hem yüzey hem de çekirdek tamiri uygulanmış cam fiber takviyeli alüminyum sandviç malzemelerin üç nokta eğme testi sonuçları (Şekil 8.2 ve Şekil 8.3) verilmiştir. Bu numuneler, hasarsız numuneye benzer eğilme gerilimi ve uzama davranışı sergilemiştir. Ancak, akma noktalarındaki

grafik eğrilerine bakıldığında, orijinal numunede sert bir düşüş gözlenirken, tamir edilmiş numunelerde bu sert düşüş gözlenmemiştir. Numuneler incelendiğinde, dolgu malzemesi kullanımının bu farklılığa etken olabileceği düşünülmektedir.



Azami Uzama (mm)	Azami Eğilme Gerinimi (mm/mm)	Azami Eğilme Gerilimi (MPa)
6.96142	0.04244	102.94234
Azami Kuvvet (N)	Modül (MPa)	Azami Uzamadaki Kuvvet (N)
5454.82617	9700.80211	4638.45068

Şekil 8.2. Yüzey kaplaması tamiri yapılmış cam fiber takviyeli alüminyum sandviç malzemenin eğme testi sonucu



Azami Uzama (mm)	Azami Eğilme Gerinimi (mm/mm)	Azami Eğilme Gerilimi (MPa)
8.08741	0.04930	108.37933
Azami Kuvvet (N)	Modül (MPa)	Azami Uzamadaki Kuvvet (N)
5742.92725	9524.30724	4782.02490

Şekil 8.3. Hem yüzey kaplaması hem çekirdek tamiri yapılmış cam fiber takviyeli alüminyum sandviç malzemenin eğme testi sonucu

Sonuçlar, yapılan tamirle orijinal numuneye benzer değerlerin elde edildiğini göstermektedir. Ayrıca, şekillerdeki grafiklere bakıldığında, kompozit sandviç yapıların kırılma sonrasında bile uygulanan kuvvetlere karşı direnç gösterdiği anlaşılmaktadır.

8.2. Tartışmalar

Bu çalışmada, cam fiber takviyeli alüminyum sandviç kompozit malzemenin havacılık standartlarına uygun tamir ve kontrol yöntemleri incelenmiş; eğme testine tabi tutularak elde edilen bulgular ışığında çeşitli değerlendirmeler yapılmıştır. Özellikle, kompozit malzemelerin yapısal dayanımı, hasar tespiti ve tamir süreçlerine ilişkin elde edilen bulgular sayesinde ilerleme kaydedilmiştir. Ancak, bir kompozit malzemenin tamir, hasar tespiti ve mekanik test sonuçlarını etkileyebilecek birden fazla faktör bulunmaktadır ve bu faktörler tartışmaya yol açmaktadır. Bu faktörler şunlardır:

Tamir Yöntemlerinin Karşılaştırılması: Kompozit malzemelerin tamirinde kullanılan farklı yöntemlerin her biri, belirli koşullarda farklı avantajlar sunmaktadır. Örneğin, mekanik tamir, hızlı ve düşük maliyetli bir çözüm olsa da uzun vadede mukavemet kaybı yaşanabileceği gözlenmiştir. Reçine enjeksiyonu gibi diğer yöntemler daha uzun ömürlü bir çözüm sunarken, maliyetli ve zaman alıcı olabilmektedir. Bu durum, tamir yöntemlerinin seçiminde kullanım amacının ve önceliklerin dikkatlice değerlendirilmesini gerektirmektedir. Ancak, uçak bakım el kitaplarında ilgili malzemeye uygulanan tamir yöntemleri için bir standart belirlenerek, tamir yöntemi faktörünün etkisi en aza indirilmektedir.

Kontrol Yöntemlerinin Etkinliği: Hasar tespitinde kullanılan tahribatsız test yöntemleri (NDT), kompozit malzemelerin güvenliği açısından büyük önem taşımaktadır. Ultrasonik inceleme ve termografi gibi yöntemler, hasarın erken tespitinde oldukça etkili bulunmuş, ancak çevresel koşulların bu testlerin doğruluğunu etkileyebileceği belirlenmiştir. Özellikle yüksek sıcaklık ve nem gibi faktörler, bu testlerin hassasiyetini azaltabilmektedir. Bu durum, kontrol sürecinde çevresel faktörlerin göz önünde bulundurulmasının hayati olduğunu ortaya koymuştur.

İnsan Faktörünün Etkisi: Hasarsız kontrol yöntemleri, insan faktörünü en aza indirerek havacılık tamirlerinin başarısını üst düzeye taşımaktadır. Ancak, insan faktörü hem tamir sürecinde hem de hasarsız kontrol yöntemi sürecinde etkili olabilmektedir. Tamir süreçlerinde insan faktörü, elde edilen sonucun kalitesinde belirleyici bir rol oynamakta; tamir işlemlerinde operatörün deneyimi ve eğitimi, işlemin başarısını büyük ölçüde etkilemektedir. Deneyimli ve eğitilmiş operatörlerin daha hassas sonuçlar elde ettiği, özellikle manuel tamir işlemlerinde daha başarılı oldukları gözlenmiştir. Bu durum, kompozit tamirinde insan faktörüne yatırım yapmanın, genel sürecin başarısını artırabileceğini göstermektedir.

Ortam Koşullarının Rolü: Tamir ve kontrol süreçlerinin başarısında ortam koşulları doğrudan etkili olmaktadır. Sıcaklık, nem ve toz gibi çevresel faktörlerin, özellikle reçine bazlı tamirlerde kritik bir rol oynadığı belirlenmiştir. Yüksek nem oranı, tamirin uzun ömürlülüğünü olumsuz etkilerken, sıcaklık dalgalanmalarının da tamir süreçlerinde çeşitli zorluklara neden olabileceği tespit edilmiştir. Bu bulgular, tamir işlemlerinde ortam koşullarının titizlikle kontrol edilmesi gerektiğini ortaya koymaktadır.

Sürdürülebilirlik ve Maliyet Analizi: Çalışmada incelenen tamir yöntemlerinin maliyetleri ve çevresel etkileri de dikkate alınmalıdır. Bazı tamir yöntemleri kısa vadede ekonomik gibi görünse de, uzun vadede çevresel etkilerinin maliyeti artırabileceği düşünülmektedir. Özellikle daha çevre dostu malzemeler ve yöntemlerin kullanımı, uzun vadede hem ekonomik hem de çevresel açıdan daha avantajlı çözümler sunmaktadır.

Mekanik Testlerin Etkinliği: Çalışmada kullanılan mekanik testler, tamir edilen kompozit malzemelerin dayanımının ve uzun vadeli performansının değerlendirilmesinde önemli bir rol oynamıştır. Özellikle çekme, basma ve eğilme testleri, tamirin etkinliğini ölçmekte kritik öneme sahiptir. Bu testler, tamir sürecinin ardından malzemenin eski dayanım seviyesine ne kadar yaklaştığını ortaya koymakta ve tamirin güvenilirliğini doğrulamaktadır. Mekanik testlerin sonuçlarında, tamir edilen bölgelerdeki sapma oranlarının incelenmesi, mekanik testlerin malzeme üzerindeki etkinliğini ve güvenilirliğini ortaya koyacak ve önemli veriler sunacaktır.

8.3. Öneriler

Kompozit malzemelerin elde edilmesi, genellikle pahalı ve karmaşık bir süreçtir. Bu malzemelerin özel üretim teknikleri ve yüksek performans gereksinimleri, üretim maliyetlerini artırırken, aynı zamanda elde edilmesinde çeşitli zorluklar yaratmaktadır. Buna ek olarak, kompozit yapılar üzerinde yapılan tamir işlemleri de benzer şekilde, belirli zorluklarla karşı karşıyadır. Kompozit malzemelerin tamir edilmesi, geleneksel malzemelere kıyasla daha fazla uzmanlık ve özel teknikler gerektiren bir süreçtir. Ayrıca, bu tür tamir işlemleri için gerekli izinlerin alınması, düzenlemeler ve endüstriyel standartlar nedeniyle zaman alıcı ve karmaşık olabilmektedir. Bu zorluklar göz önüne alındığında, bu çalışmada, sınırlı bir numune seti üzerinde yapılan araştırmalarla, kompozit malzemelerin tamiri ve kontrol süreçleri hakkında bazı önemli bilgiler elde edilmeye çalışılmıştır.

Değerlendirme sonuçları, uygulanan tamirin orijinal malzemeye oldukça yakın bir mukavemet gösterdiğini ortaya koymuştur. Bu bulgular, kompozit malzemelerin tamiri konusunda önemli bir adım atıldığını göstermektedir. Ancak, elde edilen bu bulguların doğruluğunu ve güvenilirliğini artırmak için daha kapsamlı ve derinlemesine araştırmalar yapılması gerektiği düşünülmektedir. Bu bağlamda, daha kapsamlı ve güvenilir sonuçlar elde etmek amacıyla aşağıdaki araştırma önerileri sunulmaktadır:

Numune sayısının artırılması: Bu çalışmada kullanılan numune sayısının sınırlı olması, elde edilen sonuçların genellenebilirliğini kısıtlamaktadır. Daha fazla numune ile yapılan çalışmalar, sonuçların istatistiksel güvenilirliğini artırarak daha sağlam veriler elde edilmesini sağlayacaktır.

Hasar boyutunun ve konumunun değiştirilmesi: Farklı büyüklükte ve farklı konumlarda hasar uygulamak, tamir yöntemlerinin etkinliğini daha geniş bir yelpazede değerlendirmeyi mümkün kılacaktır. Bu tür değişkenler, tamir süreçlerinin farklı durumlarda nasıl performans gösterdiğini belirlemek açısından önemlidir.

Farklı tamir yöntemlerinin uygulanması: Çalışmada belirli bir tamir yöntemi kullanılmıştır. Ancak, farklı tamir tekniklerinin karşılaştırılması, hangi yöntemlerin daha verimli olduğunu ve hangi durumlarda hangi yöntemin daha uygun olduğunu ortaya koyacaktır. Bu, endüstrideki uygulamalara yön vererek önemli bir katkı sağlayacaktır.

Farklı hasarsız kontrol yöntemlerinin kullanılması: Hasarsız kontrol yöntemleri, kompozit malzemelerdeki hasarın tespiti için önemli araçlardır. İnsan faktörünün bu süreçte etkisini en aza indirmek adına farklı tahribatsız test yöntemlerinin kullanılması, testlerin doğrulanabilirliği artırabilir ve daha güvenilir sonuçlar elde edilmesine olanak tanıyabilir.

Farklı mekanik test yöntemlerinin uygulanması: Eğme, çekme ve basma gibi testlerin yanı sıra, farklı mekanik testlerin de kullanılması, numunelerin çeşitli yönlerden değerlendirilmesine yardımcı olacaktır. Bu testler, tamir edilen kompozit malzemelerin dayanımını, uzun ömürlülüğünü ve performansını daha detaylı bir şekilde analiz etmeyi sağlayacaktır.

KAYNAKÇA

- Alçı, M. (2016). Katmanlı kompozit plakalar ile desteklenmiş Nomex bal peteği sandviç yapıların düşük hızlı darbe davranışının incelenmesi. *Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kayseri.
- Alemour B., Badran O., Hassan M.R. (2019). A review of using conductive composite materials in solving lightning strike and ice accumulation problems in aviation. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 11.
- Armstrong K.B. and Barret R.T. (1998). Structural repair manual (srm) repair method selection, *Society of Automotive Engineers Inc.*
- Atcı, A. (2017). Ultrasonik kalınlık ölçer ve hata dedektörü sistemi tasarımı, *Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri.
- Bitzer T. N. (2012). Honeycomb technology materials, design, manufacturing, applications and testing, *Springer Science & Business Media*.
- Brook, M.V. (2012). Ultrasonic inspection technology development and search unit design examples of practical applications. *IEEE press*, New Jersey.
- Boeing Company (2013). Composite repair for engineers with practical application. Composite Materials Handbook (2019). Polymer matrix composites materials properties, MIL 17, Volume 2.
- Değirmenci, M. (2017). Kompozit malzemelerin üretim yöntemleri, *Karadeniz Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi*, Bitirme Çalışması, Trabzon.
- Deng, F. (2007). Acoustic emission applications to composite sandwich structures at room and low temperatures, Phd Thesis, *Mechanical Engineering Department of Wayne State University*, USA.
- Elza Thomas Ukken, Beena B.R. (2017). Review on structural performance of honeycomb sandwich panel, *Civil Engineering, FISAT*, Angamaly, India.
- Eserci, D. (2007). Alümina, zirkonya ve alümina-zirkonya kompozit malzeme üretimi, karakterizasyonu ve etkin difüzyon sabitinin bulunması, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara.
- Fibre-Reinforced Plastic Composites (1998). Determination of flexural properties, Edition 1.
- General Dynamics (1996). CT-6-2 Nondestructive Testing, Liquid Penetrant.
- Gül B. (2018). Karbon fiber takviyeli petek yapılı sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerine çekirdek malzemenin türü ve kalınlığının etkisi, *Uludağ Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Yüksek Lisans Tezi, Bursa.
- Hasan, A.B. (2019). Kompozit Malzemeler, *Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Kimya Mühendisliği*, Eskişehir.
- Kara, M. (2012). Düşük hızlı darbe sonrası yama ile tamir edilmiş filaman sarım ctp boruların iç basınç altındaki hasar davranışı, *Makine Mühendisliği Anabilim Dalı*, Doktora Tezi, Konya.
- Karaer, M.F. (2014). Havacılıkta kullanılan kompozit malzemelerde hasar tespiti ve kontrol yöntemleri, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul.

- Kaw, A. K. (2005). Mechanics of composite materials. CRC Press.
- Kurt E. (2021). Farklı termal çevrimlere maruz bırakılmış alüminyum bal peteği kompozitlerin eğilme özelliklerinin belirlenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kocaeli.
- Khan, M.S. (2019). Effects of cell aspect ratio and relative density on deformation response and failure of honeycomb core structure, *Mechanical Engineering*, Universiti Teknologi Malaysia.
- Köksal, F. (2004). Al-Cu-SiC ve Al-Cu-B₄C kompozitlerin sıcak presleme yöntemi ile üretimi ve aşınma özelliklerinin araştırılması, Yüksek Lisans Tezi, *Süleyman Demirel Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Isparta.
- K.Kantha Rao, K. Jayathirtha Rao (2012)., Thermostructural Analysis of Honeycomb Sandwich Panels, *International journal of engineering, science & advanced technology*, volume-2.
- Kumar, S., Mahto, D. (2013). Recent trends in industrial and other engineering applications of non-destructive testing, *International Journal of Scientific & Engineering Research*.
- Nguyen, M.Q., Jacombs, S.S., Thomson, R.S., Hachenberg, D., Scott, M.L. (2005). Simulation of impact on sandwich structures, *Composite Structures*, (67):217-227.
- Pakış B. (2020). Savunma ve havacılık sektörüne bakış, *Composites Turkey*, Sayı:27, 26-27.
- Ömercikoğlu, A. (2009). Metal katmanlar içeren hibrit katmanlı kompozit plakaların anlık basınç yükü altındaki dinamik cevabının incelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *GTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul.
- Sankaran, K.K. (2006). Enhancing innovation and competitiveness through investments in fundamental research, *Materials and the Aerospace Industry*.
- Uyaner, M.; Karadal, K.; Merdan, T. & Acar, N.N. (2024). Havacılık sektöründe yeşil kompozitler: NACA 4452 Rib uygulaması. *Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6(2), 272-288.
- Uygur, İ., Saruhan, H. (2004). Alüminyum esaslı metal matris kompozit malzemelerin mekanik özellikleri, *Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 8(1): 167-174.
- Zweschper T.H., A. Dillenz, G. Riegert, and G. Busse (2004). Lockin thermography methods for the test of aircraft components, *University of Stuttgart-Institute of Polymer Testing and Polymer Science Department of Nondestructive Testing Pfaffenwaldring 32, 70569 Stuttgart, Germany*.
- Wu X., Yu H. (2019). Experimental and numerical investigation of static and fatigue behaviors of composites honeycomb sandwich structure.

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0009-0003-7003-8741

Adı Soyadı : Akın Çallı

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2023, Uçak Bakım Teknisyeni, Türk Hava Yolları, Uçak Bakım Başkanlığı
- 2021, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
- 2021, Uçak Motor Teknisyeni, MyTechnic, Motor Atölyesi
- 2020, Uçak Bakım Teknisyeni, ATS TEAM
- 2019, Stajyer Uçak Bakım Teknisyeni, Atlas Global, Hat Bakım Başkanlığı
- 2016, Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde Motor Bakım