



**BAL PETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN DARBE
ÖN HASARI SONRASI YORULMA DAVRANIŞLARININ
ARAŞTIRILMASI**

Yük. Müh. Tolga TOPKAYA
Doktora Tezi

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ
2. Danışman: Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ

EYLÜL 2017

T.C
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BAL PETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN DARBE ÖN HASARI SONRASI
YORULMA DAVRANIŞLARININ ARAŞTIRILMASI

DOKTORA TEZİ

Yük. Müh. Tolga TOPKAYA

(122120201)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 14 Ağustos 2017

Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Eylül 2017

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ (F.Ü)

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Murat Demir AYDIN (E.T.Ü)

Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ (İnönü Ü.)

Doç. Dr. Muhammet KARATON (F.Ü)

Doç. Dr. Mete Onur KAMAN (F.Ü)

Yrd. Doç. Dr. Mustafa GÜR (F.Ü)

Yrd. Doç. Dr. Mehmet Emin DENİZ (Batman Ü.)

Eylül-2017

ÖNSÖZ

Doktora tezi çalışmamın gerçekleşmesi sürecinde tezimin planlanıp yürütülmesinde büyük bir titizlik, sabır ve özveriyle bana destek olan, yakın ilgi ve yardımlarını gördüğüm, bilgi ve deneyimleri ile beni yönlendiren, beni araştırmaya yönelten ve hiçbir yardımını benden esirgemeyen kıymetli danışman hocam, Sayın Doç. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ' a sonsuz saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Tezimin yürütülmesi sırasında yardımlarını esirgemeyen bilgi ve deneyimleri ile beni yönlendiren kıymetli ikinci danışmanım Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ'e saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Doktora ders dönemim boyunca kendilerinden ders alma fırsatı bulduğum, bilgi ve deneyimlerinden yararlanarak fikir alışverişinde bulunduğum kıymetli hocalarım Yrd. Doç. Dr. Mustafa GÜR, ve Doç. Dr. Mete Onur KAMAN' a teşekkür ederim.

Tez çalışmamda benden hiçbir yardımını esirgemeyen ve yakın ilgi gösteren eşim Hüsna TOPKAYA' ya teşekkürlerimi sunarım.

Bütün hayatım boyunca bana maddi ve manevi yönden destek olan sevgili aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Gerçekleştirilen çalışmada kullanılan bal peteği hücrelerin temini için sağladıkları destek için Panelium şirketine ve Ahmet Tufan ZORLUTUNA'ya teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışma Fırat Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Destekleme Birimi tarafından “MF.16.18” proje numarası ile desteklenmiştir.

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından 2211-C Yurt İçi Öncelikli Alanlara Doktora Burs Programı kapsamında 1649B031501671 başvuru numarası ile desteklenmiştir.

Tolga TOPKAYA

ELAZIĞ 2017

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ.....	II
İÇİNDEKİLER.....	III
ÖZET.....	VII
ABSTRACT	IX
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	XI
TABLolar LİSTESİ	XVI
1. GİRİŞ	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER.....	9
2.1 Tabakalı Yapılar	9
2.2 Fiber Oryantasyonu	10
2.3 Fiber Tipleri.....	11
2.3.1 Cam Fiber.....	11
2.3.2 Kevlar.....	11
2.3.3 Karbon/Grafit.....	11
2.3.4 Boron.....	11
2.3.5 Seramik Fiberler.....	12
2.4 Matris Malzemeleri.....	12
2.4.1 Polyester Reçineler	12
2.4.2 Vinilester Reçineler	12
2.4.3 Epoksi Reçineler	12
2.5 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Plakaların Üretim Metotları.....	12
2.5.1 Elle Yatırma Yöntemi	13
2.5.2 Sprey ile Üretim.....	14
2.5.3 Vakum Torbalama	14
2.5.4 Reçine İnfüzyonu	15

2.5.5	Kalıba Reçine Enjeksiyonu.....	16
2.5.6	Basınçla kalıplama	16
2.5.7	Ekstrüzyon	17
2.5.8	Pultrüzyon.....	17
2.5.9	Filament Sargı.....	18
2.6	Bal peteği sandviç kompozitler	18
3.	YORULMA.....	23
3.1	Sürekli Dayanım Eğrileri.....	27
3.2	Yorulma Ömrü Tahmin Metotları	28
3.3	Kompozit malzemelerin yorulma davranışları	29
3.3.1	Fiber Takviyeli Kompozitlerin Yorulma Davranışını Etkileyen Faktörler	30
3.3.1.1	Fiber Tipi.....	30
3.3.1.2	Matris Malzemesi ve Çevre Şartları.....	30
3.3.1.3	Fiber Uzunluğu.....	31
3.3.1.4	Yüklem Şartları	31
4.	SONLU ELEMENLAR METODU	32
5.	MATERYAL ve METOT	35
5.1	Numunelerin hazırlanması.....	36
5.2	Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri.....	38
5.3	Sandviç kompozitlerin statik deneyleri	41
5.3.1	Üç Nokta Eğilme Testleri	41
5.3.2	Basma Testleri	41
5.4	Darbe Deneyleri.....	42
5.5	Yorulma Deneyleri	42
5.6	Tamir İşleminin Yapılışı.....	45
5.7	Sayısal Çalışma.....	46
5.7.1	Darbe Testlerinin Sayısal Modellenmesi	48

5.7.2	Üç Nokta Eğilme ve Burkulma Analizlerinin Modellenmesi.....	48
5.7.3	Yorulma Analizlerinin Modellenmesi	49
5.7.4	Tamir Edilen Numunelerin Modellenmesi	49
6.	SONUÇLAR	51
6.1	Deneysel Çalışma	51
6.1.1	Statik Test Sonuçları.....	51
6.1.1.1	Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları.....	51
6.1.1.2	Basma Test Sonuçları.....	61
6.1.2	Darbe Test Sonuçları.....	63
6.1.3	Darbe Testi Sonrası Statik Testler	83
6.1.3.1	Darbe Testi Sonrası Üç Nokta Eğilme Sonuçları.....	83
6.1.3.2	Darbe Testi Sonrası Basma Sonuçları.....	86
6.1.4	Yorulma Test Sonuçları	89
6.1.4.1	6AL10a Numunesinin Yorulma Davranışı	89
6.1.4.2	6AL10b Numunesinin Yorulma Davranışı	91
6.1.4.3	6AL10c Numunesinin Yorulma Davranışı	93
6.1.4.4	6AL15b Numunesinin Yorulma Davranışı	95
6.1.4.5	6AL20b Numunesinin Yorulma Davranışı	97
6.1.4.6	9AL10b Numunesinin Yorulma Davranışı	99
6.1.4.7	6CFRP10a ve 6CFRP10c Numunelerinin Yorulma Davranışı	100
6.1.4.8	6CFRP10b Numunesinin Yorulma Davranışı.....	101
6.1.4.9	6GFRP10a ve 6GFRP10c Numunelerinin Yorulma Davranışı.....	103
6.1.4.10	6GFRP10b Numunesinin Yorulma Davranışı.....	104
6.1.5	Sönümleme Oranı	106
6.2	Sayısal Analiz Sonuçları.....	110
6.2.1	Darbe Analizi Sonuçları.....	110
6.2.2	Burkulma Analiz Sonuçları.....	114

6.2.3	Yorulma Analiz Sonuçları	116
6.2.3.1	Üç Nokta Eğilme Yükleme.....	116
6.2.3.2	Basma Yükleme.....	121
7.	DEĞERLENDİRMELER	125
	KAYNAKLAR.....	130
	ÖZGEÇMİŞ	136



ÖZET

BAL PETEĞİ SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN DARBE ÖN HASARI SONRASI YORULMA DAVRANIŞLARININ ARAŞTIRILMASI

Özellikle taşımacılık gibi iyi mekanik özelliklere ve yüksek enerji sönümlemesine düşük ağırlık değerleriyle ulaşılmak istenilen alanlarda sandviç kompozitler sıklıkla kullanılır. Bal peteği kompozitler hafif çekirdek malzemesinin iki levha arasına yerleştirilmesiyle oluşturulur ve özellikle havacılık ve uzay uygulamalarında tercih edilir.

Yapılan literatür taraması sonucunda bal peteği sandviç kompozitlerin statik ve yorulma testlerinin birçok araştırmacı tarafından yapıldığı görülmüş ancak hasara uğramış kompozitlerin yorulma davranışlarının ve tamir sonrası yorulma değerlerinde meydana gelecek değişimin araştırıldığı çalışmaya rastlanılmamıştır. Özellikle havacılık sektöründe hasar görmüş kompozitin tamir ihtiyacı olup olmadığını tespit etmek hayatidir. Sandviç kompozitlerin sıklıkla kullanıldığı uçaklarda hasarın temel sebebinin yorulma olduğu düşünüldüğünde teklif edilen çalışmanın literatür açısından önemli bir eksikliği gidereceği düşünülmektedir.

Gerçekleştirilen çalışmada bal peteği sandviç kompozitler yüzey malzemesi çeşidi, yüzey malzemesi kalınlığı, bal peteği hücre boyutu ve bal peteği hücre yüksekliği gibi dört farklı parametre kullanılarak üretilmiş ve mekanik özellikleri üç nokta eğilme, basma, düşük hızlı darbe ve yorulma testleri kullanılarak araştırılmıştır. Bal peteği sandviç kompozitlerin darbe sonrasında statik mukavemetlerindeki düşüş, yorulma ömürlerindeki değişim ve hasarlı bölgenin tamir edilmesi neticesinde statik ve yorulma mukavemetlerindeki geri kazanım miktarları tespit edilmiştir.

Gerçekleştirilen çalışmanın özgün yönünü oluşturan ön hasar sonrası yorulma davranışlarını incelemek amacıyla 12.7 mm çapa sahip küresel eleman kullanılarak ön hasarlar oluşturulmuştur. Düşük hızlı darbe testleri Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarında bulunan “CEAST-Fractovis Plus Darbe Cihazı” ile gerçekleştirilmiştir. 5 J ve 10 J olmak üzere 2 farklı darbe enerjisi kullanılarak gerçekleştirilen düşük hızlı darbe testlerinden sonra numunelerin yorulma davranışları basma ve üç nokta eğilme yükleme durumları için tespit edilmiştir.

Darbe sonrası yorulma davranışlarının deneysel tespitinden sonra aynı sınır şartları için sayısal hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Sayısal çalışma ANSYS Workbench sonlu elemanlar programı kullanılarak yapılmıştır.

Çalışmadan elde edilen sonuçlar bal peteği hücre yüksekliğinin artmasının basma mukavemetini düşürmesine karşın eğilme mukavemetini arttırdığını göstermiştir. Bal peteği hücre boyutunun arttırılması ise iki yükleme durumu için de numune mukavemetini düşürmüştür.

Düşük hızlı darbe yüklemesi sırasında kullanılan darbe enerjisinin arttırılması temas kuvveti ve sönümlenen enerji miktarını arttırmıştır. Bal peteği hücre yüksekliğinin artmasının sönümlenen enerji miktarı ve temas kuvveti üzerinde bir etkisi görülmemiştir.

Darbe ön hasarından en az etkilenen yükleme tipi basma yüklemesidir. Hasara uğramış numunelerin tamir edilmesi bütün numune tipleri için yorulma ömürlerini arttırmış ancak hiç birinde hasarsız numune ile aynı değere ulaşamamıştır.

Gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizi sonuçları deneysel sonuçlar ile uyum göstermiştir. Deneysel sonuçlar ile sayısal sonuçlar arasında en büyük fark 20 mm hücre yüksekliğine sahip numunelerde görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Bal Peteği Sandviç Kompozit, Üç Nokta Eğilme, Düşük Hızlı Darbe, Yorulma, Sonlu Elemanlar Metodu

ABSTRACT

INVESTIGATION OF THE FATIGUE BEHAVIOR OF HONEYCOMB SANDWICH COMPOSITES AFTER LOW VELOCITY IMPACT DAMAGE

Sandwich composites are often used in areas like transportation where high mechanical and high-energy damping properties are desired in combination with low weight. Honeycomb composites are made by placing a light core material between two plates, and they are especially preferred in aerospace applications.

As a result of a literature review, it has been found that static and fatigue tests on honeycomb sandwich composites have been carried out by many researchers, but no study has investigated the fatigue behaviors of the damaged composites and the changes in fatigue values after repair. Especially in the aerospace sector, it is crucial to determine whether a damaged composite needs to be repaired. Considering that the main cause of damage in airplanes, where sandwich composites are frequently used, is fatigue, the proposed study will hopefully eliminate this significant lack of data.

In the study, honeycomb sandwich composites were produced by varying the type and thickness of the face-sheet material, and the honeycomb cell size and thickness. Their mechanical properties were investigated using three-point bending, compression, low-velocity impact and fatigue tests. The study determined the decreases in the static strengths and changes in the fatigue lives of honeycomb sandwich composites after impact loading, as well as their static and fatigue strength recovery amounts after the damaged region was repaired.

To investigate the fatigue behaviors of specimens, which is responsible for the originality of this study, preliminary damage was created using a spherical component of 12.7 mm in diameter. Low-velocity impact loading tests were performed using CEAST-Fractovis Plus impact test equipment from the mechanical engineering department laboratory of Dokuz Eylül University. After low-velocity impact loading tests were carried out using two different impact energies: 5 J and 10 J, the fatigue behaviors of specimens were determined with compression and three-point bending loads. In addition to the experimental determination of fatigue behaviors of the specimens, numerical calculations were done using the same boundary conditions. The numerical work was performed using an ANSYS Workbench finite elements modeling program.

The results of the study showed that increasing honeycomb cell thickness decreased the compressive strength but increased the flexural strength, while increasing honeycomb cell size decreased strength values for both loading cases.

Increasing impact energy increased both the contact force and the absorbed energy. However, when honeycomb cell thickness was increased, no effect was observed due to the increased absorbed energy amount and contact force.

The loading that was least affected by preliminary impact damage was the compression loading. Repairing the damaged specimens increased the fatigue lives for all specimen types, but the value achieved for the undamaged specimen could not be obtained by any of them.

The results of finite elements analysis showed consistency with the experimental results. The greatest difference between the experimental and numerical results was observed in the specimens with a 20 mm cell thickness.

Keywords: Honeycomb Sandwich Composites, Three Point Bending, Low Velocity Impact, Fatigue, Finite Element Method

SEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Elle Yatırma Yöntemi.....	13
Şekil 2.2. Sprey ile Üretim.....	14
Şekil 2.3. Vakum Torbalama ile Üretim.....	15
Şekil 2.4. Reçine İnfüzyonu ile Üretim.....	15
Şekil 2.5. Kalıba Reçine Enjeksiyonu ile Üretim	16
Şekil 2.6. Basınçla Kalıplama ile Üretim.....	17
Şekil 2.7 Tarihte İlk Bal Peteği Yapısı Olarak Kullanılan Bal Peteği Süs Örnekleri	18
Şekil 2.8 Portekiz’de Bulunan Wales Köprüsü’nün Kesiti.....	19
Şekil 2.9 Delikli Bal Peteği Hücre	20
Şekil 2.10 Bal Peteği Hücre Yapıları	22
Şekil 3.1. Yorulma Çatlağının Evreleri.....	24
Şekil 3.2 Yorulma Hasarına Uğramış 20 mm Çapındaki Bir Araç Aksının Görüntüsü	24
Şekil 3.3 Uygulanan Gerilme ile Çevrim Sayısı Arasındaki Wöhler Eğrisi	25
Şekil 3.4 Alüminyum ve Çeliğin Periyodik Yükleme Altında Yorulma Sınır Eğrileri	26
Şekil 3.5 Yükün Uygulanış Formları	26
Şekil 3.6 Ortalama Gerilme ile Sürekli Dayanım Sınırı Arasındaki İlişki.....	27
Şekil 3.7 Yorulma Eğrileri	28
Şekil 5.1. Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Yüzey Malzemesine Sahip Numune	35
Şekil 5.2. Farklı Yüksekliklere Sahip Bal Peteği Hücreler.....	36
Şekil 5.3 Ağırlık Altında Bekletilen Sandviç Kompozitler	37
Şekil 5.4. Üretilen Bal Peteği Sandviç Kompozit Numuneler	37
Şekil 5.5. Testler İçin Kullanılan Shimadzu Universal Test Cihazı	38
Şekil 5.6. Hazırlanan Çekme Numuneleri	39
Şekil 5.7. Alüminyum ve Yapıştırıcı Malzemelerin Gerilme-Yüzde Şekil Değişimi Grafikleri	40
Şekil 5.8. ASTM D 3039 ve ASTM D7078 Standartlarına Göre Hazırlanan Numuneler.....	40
Şekil 5.9. Üç Nokta Eğilme Testinde Yükün Uygulanışı	41
Şekil 5.10. Basma Testinde Yükün Uygulanışı	41
Şekil 5.11. Darbe Testleri İçin Kullanılan CEAST-Fractovis Plus Darbe Test Cihazı.....	42
Şekil 5.12. Shimadzu Yorulma Test Cihazı.....	43
Şekil 5.13. Yorulma Yükünün Numunelere Uygulanışı	43
Şekil 5.14. Kullanılan Malzemelerin S-N Grafikleri	44

Şekil 5.15. Hasarlı Yüzey Malzemesinin Freze Yardımıyla Delinmesi	45
Şekil 5.16. Hasarlı Hücre Malzemesi ve Yapıştırıcı Tabakası Temizlenmiş Numune	46
Şekil 5.17. Tamir Edilmiş Numune	46
Şekil 5.18. Solidworks 2017 Programıyla Oluşturulan 6AL15b Numunesi.....	47
Şekil 5.19. Sonlu Elemanlara Bölünmüş 6AL10b Numunesi.....	47
Şekil 5.20. Darbe Analizlerinde Kullanılan Simetri Sınır Şartı Uygulanmış Model	48
Şekil 5.21. Üç Nokta Eğilme ve Burkulma Analizleri İçin Oluşturulan Modeller	49
Şekil 5.22. Tamir Edilmiş Numunenin Detayları	50
Şekil 6.1. Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Dayanımına Etkisi.....	51
Şekil 6.2. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Modellerin Test Sonrası Görüntüsü.....	52
Şekil 6.3. Bal Peteği Hücre Yüksekliğinin Eğilme Mukavemetine Etkisi.....	53
Şekil 6.4. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Modellerin Test Sonrası Görüntüsü.....	54
Şekil 6.5. Bal Peteği Hücre Boyutunun Eğilme Mukavemetine Etkisi	55
Şekil 6.6. Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi	55
Şekil 6.7. Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi	56
Şekil 6.8. Karbon Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi	57
Şekil 6.9. Karbon Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin Test Sonrası Görüntüsü	58
Şekil 6.10. Yüzey Malzemesi Kalınlığı ve Hücre Yüksekliğinin Özgül Eğilme Mukavemete Etkisi.....	59
Şekil 6.11. Yüzey Malzemesinin Özgül Eğilme Mukavemetine Etkisi.....	60
Şekil 6.12. Hücre Boyutunun Özgül Eğilme Mukavemetine Etkisi	60
Şekil 6.13. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Yüzey Malzemesi Kalınlığının Basma Mukavemetine Etkisi	61
Şekil 6.14. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Hücre Yüksekliğinin Basma Mukavemetine Etkisi.....	62
Şekil 6.15. Hücre Boyutunun Basma Mukavemetine Etkisi.....	62
Şekil 6.16. Darbe Testi Sonrasında Enerji Miktarlarının Tespit Edilmesi.....	63
Şekil 6.17. Darbe Testi Sonrasında Numunelerde Meydana Gelen Deformasyon	64
Şekil 6.18. Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi	65
Şekil 6.19. Yüzey Malzemesi Kalınlığının Enerji Davranışına Etkisi.....	66

Şekil 6.20. 5 J Darbe Enerjisi için Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıklarına Sahip Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri	67
Şekil 6.21. 10 J Darbe Enerjisi için Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıklarına Sahip Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri	67
Şekil 6.22. Hücre Yüksekliğinin Temas Kuvveti Değişimine Etkisi.....	68
Şekil 6.23. Hücre Yüksekliğinin Enerji Zaman Eğrisine Etkisi	69
Şekil 6.24. Hücre Yüksekliği Farklı Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri	70
Şekil 6.25. Hücre Boyutunun Temas Kuvveti Değişimine Etkisi.....	71
Şekil 6.26. Hücre Boyutunun Numune Tarafından Sönümlenen Enerji Miktarının Değişimine Etkisi.....	72
Şekil 6.27. Cam Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi	73
Şekil 6.28. Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Sönümlenen Enerji Miktarının Değişimine Etkisi	74
Şekil 6.29. 5 J Darbe Enerjisi İle Test Edilen Numunelerin Görüntüsü	75
Şekil 6.30. 10 J Darbe Enerjisi İle Test Edilen Numunelerin Görüntüsü	75
Şekil 6.31. Karbon Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi	76
Şekil 6.32. Karbon Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Enerji Değişimine Etkisi	77
Şekil 6.33. Karbon Fiber Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin 5 J Darbe Enerjisi İle Test Yapıldıktan Sonraki Görüntüsü.....	78
Şekil 6.34. Karbon Fiber Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin 10 J Darbe Enerjisi İle Test Yapıldıktan Sonraki Görüntüsü.....	78
Şekil 6.35. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri.....	79
Şekil 6.36. Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri.....	80
Şekil 6.37. Farklı Hücre Boyutuna Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri.....	80
Şekil 6.38. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin Darbe Testleri Sırasında Sönümledikleri Enerji Miktarları	81
Şekil 6.39. Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Sönümledikleri Enerji Miktarları	82
Şekil 6.40. 6AL10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı	83

Şekil 6.41. 6AL15b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı	84
Şekil 6.42. 6AL20b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı	84
Şekil 6.43. 6CFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı	85
Şekil 6.44. 6GFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı	85
Şekil 6.45. 6AL10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı	86
Şekil 6.46. 6AL15b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı	87
Şekil 6.47. 6AL20b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı	87
Şekil 6.48. 6CFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı	88
Şekil 6.49. 6GFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı	88
Şekil 6.50. 6AL10a Numunesi İçin Yorulma Grafikleri.....	90
Şekil 6.51. 6AL10b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri	92
Şekil 6.52. 6AL10c Numunesi İçin Yorulma Grafikleri.....	94
Şekil 6.53. 6AL15b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri	96
Şekil 6.54. 6AL20b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri	98
Şekil 6.55. 9AL10b Numunesi İçin Üç Nokta Eğilme Yorulma Grafiği.....	100
Şekil 6.56. 6CFRP10a ve 6CFRP10c Numuneleri İçin Yorulma Grafikleri	101
Şekil 6.57. 6CFRP10b Numunesinin Yorulma Grafikleri	102
Şekil 6.58. 6GFRP10a ve 6GFRP10c Numuneleri İçin Yorulma Grafikleri.....	104
Şekil 6.59. 6GFRP10b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri.....	105
Şekil 6.60. 6AL20b Numunesinin Basma Yüklemede 0.7 Yük Oranında Histerisiz Eğrileri	107
Şekil 6.61. 6AL10b Numunesinin $\tan(\delta)$ – Log (N) Grafiği.....	108
Şekil 6.62. 9AL10b Numunesinin $\tan(\delta)$ – Log (N) Grafiği.....	109
Şekil 6.63. Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerin $\tan(\delta)$ – Log (N) Grafiği	109
Şekil 6.64. 6AL20b Numunesinin $\tan(\delta)$ – Log (N) Grafiği.....	110
Şekil 6.65. 6AL10a Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü	111
Şekil 6.66. 6AL10b Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü	111
Şekil 6.67. 6AL10c Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü	112

Şekil 6.68. 6AL15b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri	112
Şekil 6.69. 6AL20b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri	113
Şekil 6.70. 6CFRP10a Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri	114
Şekil 6.71. 6CFRP10b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri	114
Şekil 6.72. 6CFRP10c Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri	114
Şekil 6.73. 6AL15b Numunesinin Burkulma Analizi Sonrası Görüntüsü	115
Şekil 6.74. 6AL10b Modelinin Hasarsız ve Tamir Edilmiş Numunelerinin Burkulma Analizi Sonrası Görüntüleri	116
Şekil 6.75. Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıkları İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri	117
Şekil 6.76. Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri	118
Şekil 6.77. Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri	119
Şekil 6.78. 6AL10a Numunesinin Üç Nokta Eğilme Yükleme Altında Yorulma Analizi Sonrası Görüntüleri	120
Şekil 6.79. Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri	121
Şekil 6.80. Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri	122
Şekil 6.81. 6AL10b Modeline Ait Hasarsız ve Tamir Edilmiş Numunelerin Yorulma Analizi Sonrası Görüntüleri	124

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. Bal Peteği ve Malzemenin Mukavemete Etkisi	20
Tablo 2.2. Farklı Tasarımların Mukavemet ve Rijitlik Değerleri.....	21
Tablo 5.1 Testlerde kullanılan parametreler	36
Tablo 5.2. Numune Ağırlıkları	38
Tablo 5.3 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri	40
Tablo 5.4. Numunelerin Dügüm ve Eleman Sayıları	47
Tablo 6.1. 6AL10a Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri	91
Tablo 6.2. 6AL10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri	93
Tablo 6.3. 6AL10c Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri	95
Tablo 6.4. 6AL15b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri	97
Tablo 6.5. 6AL20b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri	99
Tablo 6.6. 9AL10b Numunesinin Üç Nokta Eğilme Yüklemede Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri.....	100
Tablo 6.7. 6CFRP10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı Değerleri.....	103
Tablo 6.8. 6GFRP10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı Değerleri	106
Tablo 6.9. Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıkları İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri	117
Tablo 6.10. Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri	118
Tablo 6.11. Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri	119
Tablo 6.12. Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıkları İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri	122
Tablo 6.13. Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri	123

1. GİRİŞ

Kompozit malzemeler günümüz mühendislik uygulamalarının temel malzemelerindendir. Kompozit malzemeler popülaritesini düşük ağırlıklarına rağmen sağladıkları yüksek mukavemete borçludur. Kompozit malzemeler genellikle iki veya daha fazla malzemenin birleştirilmesi ile elde edilir. Fiber takviyeli kompozit malzemeler, dayanıklı fiberler ve onları bir arada tutmak amacıyla kullanılan matris malzemesi ile oluşturulur. Kompozit malzemeler farklı uygulamalar için uyarlanabilir. Özellikle düşük ağırlık gerektiren uygulamalarda sandviç kompozitler tercih edilir.

Bal peteği sandviç kompozitler yüksek özgül mukavemet ve ağırlıklarına göre sağladıkları yüksek rijitlik değerleri sayesinde havacılık, uzay ve taşımacılık uygulamalarında geniş uygulama alanına sahiptir.

Bal peteği sandviç yapılar ince ve sert plakaların arasına kalın hücre yapılarının yerleştirilmesiyle oluşturulur. Plakalar ile bal peteği hücreleri arasındaki bağlantı yapıştırıcı ile sağlanır. Bal peteği yapılar düşük ağırlık, yüksek eğilme rijitliği ile tanımlanmalarının yanında çekme ve eğilme gibi klasik yüklere karşı da emniyetle kullanılırlar. Bal peteği kompozitlerin yüksek yüklemelerin olduğu şartlarda geleneksel malzemelerin yerine kullanımı gün geçtikçe artmaktadır.

Bal peteği yapılarında hücre boşlukları kütleyi azaltırken rijitlik ve enerji sönümleme özelliklerinde düşme görülmez. Düşük maliyetle sağlanan kütle azalması nedeniyle başta havacılık, uzay ve otomotiv gibi sektörlerin ihtiyacına cevap verebilmek için bal peteği yapılar gelişimini sürdürmüştür. Farklı uygulamalardan doğan ihtiyaçları karşılamak amacıyla farklı hücre malzemeleri kullanılabilir. Bunlar:

- Metalik → Alüminyum, Titanyum, Paslanmaz Çelik
- Metalik olmayan → Cam Fiber, Nomex, Kraft Kağıdı

En fazla kullanılan metal olan alüminyumun 3003, 2024 ve 5052 alaşımları daha çok tercih edilir. Özellikle havacılık uygulamalarında 5052 alaşımı, yüksek sıcaklık uygulamalarında ise 2024 alaşımı kullanılır. Bal peteği hücreleri oluşturmak için farklı yöntemler kullanılsa da en çok tercih edilen yöntem yapıştırıcı ile birleştirmedir.

Bal peteği kompozitlerin geliştirilmeye başlaması ve kullanımının artmasıyla birlikte birçok araştırmacı bal peteği kompozitlerin mekanik özelliklerinin tespiti ve bu özelliklerinin geliştirilmesi için çalışmıştır.

Xiong ve arkadaşları, piramit çekirdeğe sahip sandviç kompozit malzemeyi dūřuk hızlı darbe deneyi sonrası kenar doğrultusunda quasi-statik darbe deneyine tabi tutmuştur. Çekirdek malzemesi olarak kullanılan piramit yapı oluşturulurken karbon ve cam fiber olmak üzere iki farklı malzeme kullanılmıştır. Sonuçlar cam fiberin karbon fiber gibi dūřuk ağırlıklı malzeme üretiminde kullanılabileceğini göstermiştir [1].

Jen ve arkadaşları alüminyum bal peteği hücreler ve yüzey malzemesi ile çekirdek malzemesi arasındaki yapıştırıcı miktarının eğilme yorulması davranışına etkisini sayısal ve deneysel olarak araştırmıştır. Yapıştırıcı miktarı olarak 0.4, 0.7 ve 1 kg/m² kullanılmıştır. Sonuçlar yapıştırıcı miktarının artmasının mukavemeti arttırdığını göstermiştir. Bal peteği çekirdek ile yüzey malzemeleri arasındaki ayrılmanın kalıcı yorulma hasarına sebep olduğu görülmüştür [2].

Herup ve arkadaşları, nomeks bal peteği çekirdek ve 4 ile 48 arasında değişen tabaka sayısına sahip grafit/epoksi yüzey malzemesinden imal edilmiş sandviç kompozit malzemeyi dūřuk hızlı çarpışma ve statik girinti testlerine tabi tutmuştur. Yükleme oranı ve yüzey malzemesinin mukavemete etkisi araştırılmıştır. Statik girinti testleri ve dūřuk hızlı darbe deneyi sonuçlarının benzer olduğu görülmüştür. Statik girinti testlerinde hasar yükünün dūřuk hızlı darbe testlerinden dūřuk olduğu görülmüştür. Yüzey malzemesinin kalınlaşması iki test arasındaki farkı arttırmıştır [3].

Jen ve arkadaşları, Farklı yüzey malzemesi kalınlıklarına sahip bal peteği sandviç kompozitlerin 4 nokta eğilme yorulması davranışları deneysel ve sayısal olarak araştırmıştır. Sonuçlar numunelerde meydana gelen final hasarının sebebinin çekirdek malzemesi ile yüzey malzemesi arasındaki ayrılma olduğunu göstermiştir [4].

Tan ve Akil gerçekleştirdikleri çalışmada yüzey malzemesi olarak metal fiber tabakalar ve çekirdek olarak polipropilen bal peteği kullanmıştır. Darbe davranışları dūřuk hızlı darbe testleri ile tespit edilmiştir. Darbe kuvveti ve süre kaydedilmiş ve analiz edilmiştir. Artan darbe enerjisinin temas kuvvetini arttırdığı görülmüştür. Artan darbe enerjisinin hasar alanını değiştirdiği çarpışma sonrası görüntülerle ortaya çıkmıştır. Darbe enerjisinin 7.84 J 11.76 J

aralığında olması durumunda yüzey malzemelerinde delemasyon ve sandviç yapıda eğilme gözlenmiştir [5].

Bianchi ve arkadaşları, gerçekleştirdikleri çalışmada alüminyum bal peteği sandviç çekirdeklerin düzlem kayma yüklemesi altında statik ve yorulma davranışlarını incelemiştir. Numunelerde oluşan hasar tipleri farklı yükleme tipleri ve yorulma ömrünün farklı aşamalarında gözlenmiştir. Sonuçlar incelendiğinde kayma mukavemeti ve kayma modülü ile yük uygulama doğrultusu arasında lineer bir ilişki olmadığı görülmüştür [6].

Belouettar ve arkadaşları gerçekleştirdikleri çalışmada aramid fiber ve alüminyum bal peteği ve alüminyum yüzey malzemesine sahip sandviç kompozit malzemelerin statik ve yorulma davranışlarını dört nokta eğilme yüklemesiyle araştırmıştır. Çalışmada çekirdek yoğunluğu ve hücre oryantasyonunun mukavemet ve hasar tipine olan etkisi araştırılmıştır. Sonuçlar rijitliğin numune ömrünü tahmin etmek için iyi bir parametre olmadığını göstermiştir. Yorulma testlerinin sonuna yaklaştıkça rijitlik düşmüştür. Ancak bal peteği hücrelerde hasar rijitliğin düşmeye başlamasından önce başlamıştır [7].

Abbadi ve arkadaşları, hasara uğramış ve hasarsız numunelerin yorulma davranışını dört nokta eğilme yüklemesi ile araştırmıştır. Sonuçlar oluşturulan hasarın numunelerin statik mukavemetine etkisinin olmadığını göstermiştir. “L” konfigürasyonunun yorulma ömrünün “W” konfigürasyonundan daha yüksek olduğu görülmüştür. 48 kg/m^3 yoğunluğa sahip Aramid fiber çekirdeğe sahip model için yüzey malzemesinin daha yüksek yorulma ömrüne sahip olduğu görülmüştür [8].

Liu ve arkadaşları, gerçekleştirdikleri çalışmada Nomex bal peteği sandviç kompozitlerin çekme ve basma davranışını deneysel ve sayısal yöntemlerle araştırmıştır. Çalışmada çekme basma ve adım adım basma yüklemeleri deneysel ve sonlu elemanlar metodu explicit kabuk elemanlar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bal peteği hücrelerde meydana gelen hasarın temel sebebinin kullanılan reçinenin gevrek kırılmasından kaynaklandığı görülmüştür. Mukavemet ve modül değerlerinin çekme yüklemesinde basma yüklemesinden daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu durumun sebebinin ince hücre duvarlarındaki burkulmadan kaynaklandığı değerlendirilmiştir. Reçine hacminin mukavemeti arttırdığı ancak şekil değişimi üzerinde etkisi olmadığı görülmüştür [9].

Akatay ve arkadaşları Al 5052 alaşımından yapılmış bal peteği hücreye sahip 10 mm kalınlığındaki sandviç kompozitlerin tekrarlı düşük hızlı çarpışma davranışını deneysel olarak

incelemiştir. Boing 737-800 uçaklarının yolcu zeminlerinde tercih edilen Gillfloor 5424 Type II model kompozit kullanılmıştır. Deneyleri Dynatup 9250 HV model bir test cihazıyla yapmışlardır. Numuneleri 1219 mm x 3658 mm büyüklüğündeki panelden 100 mm x 100 mm büyüklüğünde kesmişlerdir. Bal peteği hücre ve yüzey malzemesi kalınlıkları sırasıyla 9.086 mm ve 0.457 mm dir. Testler 3, 5, 8, 10, 20, 30, 40, 45, 50, 60, 70, 80, 90, 100 ve 110 J enerji değerleri için yapılmıştır. Sonuçlar 110 J değerinin numuneyi ilk darbeye deldiğini göstermiştir. Çarpışma enerjisi düştükçe numunenin delinmesi için daha fazla çarpışma gerekmiştir. Hasar için maksimum çarpışma sayısına 81 çarpışma ile 3 J enerji değerinde ulaşılmıştır [10].

Schubel ve arkadaşları örgü karbon fiber kompozit ve PVC köpük çekirdek kullanılarak üretilen numuneleri düşen kütle yardımıyla darbe testine maruz bırakmıştır. Darbe yükünün uygulandığı yüzeylerde delaminasyon ve kalıcı delinme görülmüştür. Darbeye maruz kalmış numuneler darbe sonrası basma testine tabi tutulmuş ve hasarsız numunelerle karşılaştırılmıştır. Görsel olarak tespit edilmesi zor olmasına karşın delaminasyon hasarının numunenin yük taşıma kapasitesini belirgin şekilde düşürdüğü görülmüştür [11].

Belingardi ve arkadaşları, bal peteği sandviç kompozitlerin yorulma davranışı 4 nokta eğilme deneyi ile araştırmıştır. Yapışma hasarı olan ve olmayan iki tip numune test edilmiştir. Yorulma test sonuçları standart S-N diyagramında verilmiştir. Sonuçlar iki farklı hasar tipinin olduğunu göstermiştir. Hasarsız numuneler yük uygulanan yüzeyde çökme hasarına uğrarken hasarlı numunelerde yapışma hasarı olan bölgede bal peteği hücre başlarında ezilme görülmüştür [12].

Choi ve Jang yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozit malzemelerin yapışma bölgesine nemin etkisini deneysel olarak araştırılmışlardır. Kullanılan kompozitler bal peteği çekirdeğe sahiptir. Kapalı bal peteği çekirdekler arasında kalan nem miktarı hesaplanmıştır. Numune mukavemetleri kuru, ıslak ve ıslanma sonrası tamir edilen numuneler için kalınlık doğrultusunda çekme ve dönen tekerlek testleriyle tespit edilmiştir. Sonuçlar nem nedeniyle sandviç malzemelerde soyulma gerilmesinin arttığını göstermiştir [13].

Shi ve arkadaşları, karbon fiber yüzey malzemesi ve alüminyum bal peteğine sahip numunelerin mukavemetlerine yapışmanın etkisini eğilme ve basma testleriyle incelemiştir. Yapışma mukavemetinin artması amacıyla ara yüzeyde kısa kevlar fiberlerin kullanılabilirliği araştırılmıştır. Kevlar takviyeli ve takviyesiz numuneler karşılaştırılmıştır. Kısa kevlar fiberlerin uçları yüzey malzemesi ve bal peteği hücre arasında köprü görevi görmüştür.

Yapışma alanının artması ve ara yüzey ayrılmasına karşın gösterdiği direnç nedeniyle numunelerin mukavemeti artmıştır [14].

Demelio ve arkadaşları, çelik levhaların sandviç kompozitlere birleştirilmesinin statik ve yorulma mukavemetine etkisini deneysel olarak araştırmıştır. Bağlantıyı sağlamak amacıyla kör ve mekanik kilitli cıvata kullanılmıştır. Sandviç kompoziti delerken uygun parametrelerin belirlenmesi amacıyla bir dizi test yapılmış ve en uygun değerler tespit edilmiştir. Numune mukavemetleri sıyırma ve kayma testlerine maruz bırakılmış ve numunelerin kaymaya karşı daha dayanıklı olduğu belirlenmiştir [15].

Galehdari ve arkadaşları takviyeli bal peteği sandviç kompozitlerin düşük hızlı darbe ve statik davranışlarını analiz etmiştir. Lower-bound teoremi kullanılarak tepe gerilme hesabı analitik olarak yapılmıştır. Analitik çalışma alüminyum 6061 malzemeden imal edilmiş numuneler kullanılarak yapılan testlerle karşılaştırılmıştır. Malzeme özelliklerinin belirlenmesi amacıyla eksenel çekme testleri yapılmıştır. Düşük hızlı darbe deneyleri ve statik testler ağırlık düşürme ve Santam basma test cihazları kullanılmıştır. Deneysel çalışmalar Abaqus programıyla simüle edilmiştir. Sonuçlar deneysel, analitik ve sayısal çalışmalar arasında uyum olduğunu göstermiştir. Numunelerde genellikle “V” şeklinde hasar görülmüştür [16].

Jiang ve arkadaşları köpük çekirdeğe sahip sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testi karşısında gösterdiği hasar tiplerini analitik metotla çözmüştür. Çalışma sonucunda yüzey malzemesi hasarı, çekirdek kayma hasarı ve çökme gibi hasar tiplerinin tespit edilmesi amaçlanmıştır. Teorik analizlerin sonuçlarını karşılaştırmak amacıyla üç nokta eğilme deneyleri gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar analitik yöntemle deneysel çalışma arasında hasar tipleri ve maksimum hasar yükü açısından uyum olduğunu göstermiştir [17].

Li ve arkadaşları yaptıkları çalışmada eğilme problemlerine yüzey malzemesinin etkisini incelemiştir. Yüzey malzemeleri eğilmeye karşı bal peteği hücrelerden daha dayanıklıdır. Çalışmada trigonometrik fonksiyon serileri kullanılan analitik homojenizasyon metodu kullanılmıştır. Kullanılan metot modelleme, sonlu elemanlara bölme ve hesaplama süresinin azaltılması açısından iyi sonuçlar vermiştir. Kullanılan metodun en büyük avantajı eğilme, burulma ve kayma gibi karmaşık yükleme koşullarında uygun sonuçlar vermesidir [18].

Freeman ve arkadaşları gerçekleştirdikleri çalışmada sandviç kompozitlerin darbe sonrası yorulma davranışlarını araştırmıştır. Özellikle karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip sandviç kompozitlerin yorulma ömürlerinin nasıl etkilendiği incelenmiştir.

2 ve 4 tabakalı karbon fiber yüzey malzemesine ve köpük doldurulmuş bal peteği çekirdeğe sahip numuneler 10 J, 20 J ve 30 J enerjilerde darbe testine tabi tutulmuştur. Darbe hasarına uğramış numuneler ultrasonik teknikle incelenmiş ve yorulma testleri uygulanmıştır. Hasarsız ve hasarlı numuneler dört nokta eğilme deneyi ile test edilmiştir. 10 J enerji değerinde darbe elemanı sadece üst yüzeyi delerken 20 J ve 30 J değerlerinde ön ve arka yüzeyde hasar meydana gelmiştir. Bu hasar 30 J değerinde tam delime iken 20 J değerinde delaminasyon şeklindedir. İki ve dört tabakalı yüzey malzemesine sahip numunelerin yorulma ömrü darbeden etkilenmemiştir [19].

Baba yaptığı çalışmada köpük çekirdeğe sahip kavisli sandviç kompozitlerin darbe enerjisi karşısında davranışı ve hasar tiplerini deneysel yöntemle araştırmıştır. Çalışmada çekirdek malzemesi olarak üç farklı köpük ve 6 farklı kombinasyon kullanılmıştır. Kare şeklinde kesilen numunelerde temas kuvveti, şekil değişimi ve tam delinme enerjileri tespit edilmiş ve hasar tipleri incelenmiştir. Sonuçlar sandviç kompozitlerde tam delinmenin geometrik parametrelere ve malzeme özelliklerine bağlı olduğunu göstermiştir. Kavisli modellerde tam delinme enerjisinin düz modellerden daha yüksek olduğu görülmüştür. Tam delinmiş numunelerde farklı çekirdek yapı varyasyonları hasar tipini değiştirmiştir. Farklı uygulama alanları için kavisli sandviç kompozitlerde farklı çekirdek ayarlarının yapılması gerekeceği tespit edilmiştir [20].

Zhang ve arkadaşları, açık deliğe sahip ve tamir edilmiş numunelerin maksimum hasar yükünün ve hasarın ilerleyişinin tespit edilmesi amacıyla deneysel ve sayısal yöntem kullanarak bir çalışma yapmıştır. Sayısal analiz deneysel yöntemle doğrulanmıştır. Sonuçlar tamir edilmemiş açık delik hasarlı numunelerin hasar yükünün hasarsız numunelerin hasar yükünün %34'ü olduğunu gösterirken tamir edilmiş numunelerde bu değer %76'dır. Azalan tamir açısının yapıştırıcı bölgeye gelen gerilmeyi azalttığını ve numune mukavemetini arttırdığı görülmüştür [21].

Boukharouba ve arkadaşları üç nokta eğilme testine tabi tutulmuş sandviç kompozitlerin yorulma davranışlarının incelenmesi için analitik bir metot oluşturmuştur. Karbon fiber yüzey malzemesi ve Nomex bal peteği çekirdeğe sahip numuneler statik hasar yükünün meydana geldiği şekil değiştirmenin %60'ı kadar yüklenmiş ardından numunelere farklı yük oranları için yorulma testi uygulanmıştır. Yorulma testleri rijitlikteki düşmenin çevrim sayısı açısından üç farklı faza ayrıldığını göstermiştir [22].

Shi ve arkadaşları, bal peteği sandviç kompozitin bal peteği hücreleri arasında alüminyum takviyeler yapılmış ve üç nokta eğilme deneyi karşısında davranışını incelemiştir. Takviyeli numunelerin diğer numunelerden daha ağır olduğu ancak özgül mukavemet, enerji sönümleme kapasitesi ve hasar yükü değerlerinin daha yüksek olduğu görülmüştür. [23].

Lu ve arkadaşları, bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme deneyi karşısındaki mekanik performansını sonlu elemanlar metodu yardımıyla tespit etmiştir. Sonuçlar eğilme yüklemesi altında gerilme yoğunlaşmalarının yükleme ve destek bölgelerinde meydana geldiğini göstermiştir. Uygulanan yük 7200 N değerini aştığı andan itibaren bal peteği hücreler ile yüzey malzemeleri arasında ayrılma hasarı meydana gelmiştir. Karbon fiber takviyeli bal peteği hücrelere sahip kompozit bal peteği sandviç kompozitlerde hücre malzemesi olarak sıklıkla kullanılan alüminyum ve nomeks'den daha yüksek eğilme direncine sahiptir [24].

Boualem ve Azari, Nomeks bal peteği hücrelere sahip sandviç kompozitlerin dört nokta eğilme yüklemesi altında statik ve yorulma testlerini yapmıştır. Uygulanan kuvvet – şekil değişimi ve S-N yorulma eğrileri tespit edilmiştir. Yorulma hasarı ve hasar tipleri optik mikroskop yardımıyla incelenmiştir. Yorulma hasarı rijitlikte meydana gelen düşmeden belirlenmiştir. Yüksek yoğunluğa sahip numuneler düşük ağırlıklı numunelerden daha fazla yük taşımış ve daha gevrek davranış göstermiştir. Yorulma ömrü sınırının statik hasar yükünün %60'ı olduğu görülmüştür. “L” oryantasyonuna sahip numuneler “W” oryantasyonlu numunelerden daha mukavemetli çıkmıştır [25].

Kaman ve arkadaşları, gerçekleştirdikleri çalışmada farklı yoğunluk ve malzemelere sahip bal peteği sandviç kompozitlerin burkulma davranışları sayısal ve deneysel yöntemlerle tespit etmiştir. Bal peteği hücre olarak alüminyum ve kâğıt, yüzey malzemesi olarak da cam fiber takviyeli kompozit kullanılmıştır. Kâğıt kullanılan modellerin kritik burkulma yükü alüminyum malzeme kullanılan numunelerden yüksek çıkmıştır. Çekirdek yoğunluğunun artması hasar yükünü arttırmıştır. Alüminyum hücrelerde hasar bölgesel burkulma şeklinde meydana gelirken kâğıt kullanılan modellerde hasar bölgesel çatlaklar şeklinde görülmüştür [26].

Gerçekleştirilen çalışmada ise bal peteği sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme, basma ve yorulma davranışları ile birlikte düşük hızlı darbe ve düşük hızlı darbe sonrası statik ve yorulma davranışları araştırılmıştır. Bal peteği sandviç kompozitler farklı yüzey malzemesi, yüzey malzemesi kalınlığı, hücre yüksekliği ve hücre çaplarında üretilmiş ve belirtilen testlere tabi tutulmuştur. Literatür incelendiğinde ön hasara uğramış bal peteği kompozit yapıların

quasi-statik davranışlarının birkaç çalışmada incelendiği fakat yorulma davranışları incelenmediği görülmektedir. Uçak ve rüzgâr türbini gibi yüksek mühendislik yapılarının temel hasar sebebinin yorulma olduğu düşünüldüğünde bal peteği yapıların yorulma davranışlarının tespitinin önemi ortaya çıkmaktadır. Havacılık sektöründe küçük hasarların bile büyük facialara sebep olduğu bilinmektedir. Bu sebeple uçak gövdelerinde gözlemlenen en küçük hasarda dahi mevcut operasyon durdurulmakta ve büyük ekonomik kayıplar oluşmaktadır. Gerçekleştirilen çalışma ile bal peteği yapılarda darbe hasarı sonrasında ne kadar mukavemet ve yorulma ömrü düşüşü olduğu tespit edilmeye çalışılmıştır.



2. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler havacılık uygulamalarında gittikçe daha fazla kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerden yapılan kaplama, kuyruk ve uçuş kontrol sistemleri gibi aksamalar 1960'lı yıllarda alüminyuma göre sağladıkları ağırlık avantajı nedeniyle geliştirilmiştir. Yeni nesil büyük uçakların gövde ve kanatları komple kompozit malzemelerden imal edilmektedir. Kompozit malzemelerin diğer malzemelere göre temel üstünlükleri yüksek mukavemet, düşük ağırlık ve korozyon direncidir.

2.1 Tabakalı Yapılar

Kompozit malzemeler özel yapısal özellikleri elde etmek için farklı özelliklerdeki malzemelerin birleştirilmesi ile oluşturulur. Bileşenler kompozit malzemelerin içinde tamamen birleşmez ancak tek malzeme gibi davranırlar. Kompozit malzemelerin fiziksel özellikleri bileşenlerinininkinden üstündür.

Gelişmiş kompozit malzemeler genellikle fiber malzemelerin matris malzemesi içine gömülmesiyle oluşturulur. Fiber tabakaları farklı açılarla yerleştirilerek kompozit malzemeye mukavemet ve rijitlik verilir. Fiber malzemeler çok eskiden beri kullanılmaktadır, bunların en bilineni ise ağaçlardan elde edilenleridir.

Uçaklarda kullanılan kompozit parçalar:

- Kaplama
- Uçuş kontrol aksamaları
- İniş tekeri kapıları
- Kanat ve düşey sabitleyicilerin ön ve arka yüzeyleri
- Kabin parçaları
- Zemin kirişleri ve zemin kaplamaları
- Kanat ve gövdeler
- Motor türbin kanatları

- Pervaneler

İzotropik malzemeler bütün doğrultularda eşdeğer özelliklere sahiptir. İzotropik malzemelerin ölçülen özellikleri test doğrultusundan bağımsızdır. Alüminyum, titanyum ve çelik izotropik malzemelere örnek olarak gösterilebilir.

Fiberler kompozit malzemelerin birincil yük taşıyan elemanlarıdır. Kompozit malzemeler yalnızca fiber doğrultusunda kuvvetli ve rijittir. Tek yönlü kompozitler fiber yönünde en üstün mekanik özelliklerini gösterirler. Fiber takviyeli kompozitlerin oryantasyon açısı değiştirilerek optimum özellikler sağlanabilir.

Matris malzemesi fiberleri destekler ve bir arada tutar. Matris fiberlere etkiyen yükü iletir, fiberlerin pozisyonunu (oryantasyonunu) korur, fiberleri çevresel etkenlerden korur ve en yüksek çalışma sıcaklığını belirler.

Kompozit malzemelerin mukavemet, rijitlik, ölçü stabilitesi ve mukavemeti gibi yapısal özellikleri tabakaların oryantasyon açısına bağlıdır. Artan tabaka sayısı farklı istifleme sırası uygulanmasını sağlar. Örneğin sekiz tabakadan ve 4 farklı oryantasyon açısına sahip tabakalı yapının 24 farklı istifleme sırası vardır.

2.2 Fiber Oryantasyonu

Kompozit malzemelerin mukavemet ve rijitliği tabakaların oryantasyon açısı ile doğrudan ilişkilidir. Örneğin fiber oryantasyonu sayesinde karbon fiberlerin mukavemet ve rijitlik değerleri cam fiber kadar düşük olacağı gibi titanyum gibi yüksek de olabilir. Uygun fiber oryantasyonunu seçmek etkili tasarım için önemlidir. Kompozitten üretilen malzeme eksenel yüklere karşı 0° , kayma yüklerine karşı 45° ve yan yüklere karşı 90° fiber oryantasyonuna ihtiyaç duyabilir. Çünkü kompozit malzemelerin mukavemeti uygulanan yükün doğrultusu, fiber oryantasyon açısı ve istif diziliminin bir fonksiyonudur. Kompozit malzemelerin tamiratı sırasında her bir tabakanın aynı açıda sahip tabakalarla değiştirilmesi kritiktir.

Birbirine göre 90° açı ile yerleştirilen iki fiber dizisinin kullanıldığı düzlemsel örgü (plain weave) tabakalardan oluşturulan kompozit malzemeler iki yönde de yük taşıyabilir ancak tam olarak aynı mukavemete sahip değildir.

2.3 Fiber Tipleri

2.3.1 Cam Fiber

Cam fiberler uçak yapılarında genellikle ikincil yapı olarak kullanılır. Cam fiberler ayrıca helikopterlerin pallerinde kullanılır. Cam fiberlerin diğer kompozitlere göre sağladığı en önemli avantajlar düşük fiyat, kimyasal ve elektriksel korozyona karşı dayanıklılık ve yalıtım değerleridir. Cam fiberler beyaz renklidir ve kuru fiber kumaşı ve prepreg şeklinde bulunurlar.

2.3.2 Kevlar

Kevlar DuPont markasının aramid fiberlere verdiği isimdir. Aramid fiberler hafif, mukavemetli ve serttir. Aramid fiberler darbelere karşı yüksek mukavemet sağlarlar. En büyük dezavantajları ise basma yüklemesine karşı düşük mukavemetleri ve sudan kolay etkilenmeleridir. Bu yüzden kevlerden üretilen kompozitler çevreden korunmalıdır. Kevlar'ın bir diğer dezavantajı ise kesilmesinin ve delinmesinin zor olmasıdır. Fiberler kolayca tüylenebilir ve kesilmesi için özel makaslara ihtiyaç duyulur. Kevlar kişisel zırh ve askeri patlayıcılara karşı zırh malzemesi olarak sıklıkla kullanılır.

2.3.3 Karbon/Grafit

Genellikle yapılan hatalardan birisi Karbon ve grafit elyafların bir biri ile karıştırılmasıdır. Karbon ve grafit fiberler karbon atomlarının oluşturduğu ağ yapısından meydana gelirken dizilim üç boyutlu sıraya sahipse grafit iki boyutlu ise karbon fiber olur. Grafit fiberler üretiminde gereken ısı ve zaman nedeniyle daha pahalıdır ve daha dayanıklıdır.

Karbon fiberler yüksek mukavemet ve rijitlik sunarlar, cam fiberlerden 3 ila 10 kat daha yüksek mukavemete sahiptir. Karbon fiberler zemin kirişleri, stabilizatör, gövde ve kanatlar gibi uçak aksamalarında kullanılır. Avantajları yüksek mukavemet ve korozyon direnci iken dezavantajları alüminyumdan düşük iletkenlik ve yüksek maliyettir. Karbon fiberler koyu gri veya siyah olurlar ve kuru kumaş ve prepreg şeklinde bulunurlar.

2.3.4 Boron

Boron fiberler yüksek rijitliğin yanında çekme ve basma yüklemeleri karşısında yüksek mukavemete sahiptirler. Boron fiberler diğer fiberlerden daha kalın olurlar ve zor bükülürler. Bu yüzden yalnızca prepreg şeklinde temin edilirler. Matris malzemesi olarak genellikle epoksi kullanılır. Boron fiberler genellikle uçaklarda bulunan hasarlı alüminyum parçaların tamirinde

kullanılır çünkü termal genleşmesi alüminyuma çok yakındır. Boron fiberler yüksek maliyete sahiptir ve insan sağlığı için zararlı olabilirler.

2.3.5 Seramik Fiberler

Seramik fiberler yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılırlar. Gaz türbinleri gibi sıcaklığını 1200 °C'ye kadar çıktığı uygulamalarda güvenle kullanılabilirler.

2.4 Matris Malzemeleri

2.4.1 Polyester Reçineler

Polyester reçineler çok ucuzdur ve hızlı işlem yapma imkanı verir ve genellikle düşük maliyetli uygulamalarda tercih edilir. Düşük duman yayma özelliği sayesinde uçakların iç döşemelerinde kullanılabilir. Fiber takviyeli polyesterlerin üretilmesi için farklı yöntemler kullanılır. En çok kullanılanları elle yatırma, vakum destekli reçine infüzyonu, metal kalıba döküm, sarma, otoklavlama ve pultrizyondur.

2.4.2 Vinilester Reçineler

Diğer reçinelerden görünüş olarak ve kullanılan üretim metodları açısından farklılık olmamasına rağmen vinilester reçinelerin korozyon direnci ve mekanik özellikleri daha gelişmiştir.

2.4.3 Epoksi Reçineler

Epoksi reçineler katıdan sıvıya farklı viskozitede bulunurlar. Epoksi prepreg üretiminde ve yapısal yapıştırıcı olarak kullanılırlar. Epoksilerin avantajları olarak yüksek mukavemet ve elastisite modülü, düşük uçucu gaz miktarı, mükemmel yapışma, düşük şekil değişimi, iyi kimyasal direnç ve kolay uygulama sayılabilir. Dezavantajları ise gevrek olmaları ve nemli ortamlar nedeniyle düşen mekanik özelliklerdir. Uygulama ve kürleşme işlemleri polyester reçinelerden daha yavaştır. Kürleşme sıcaklıkları oda sıcaklığından 180°C'a kadar değişebilir.

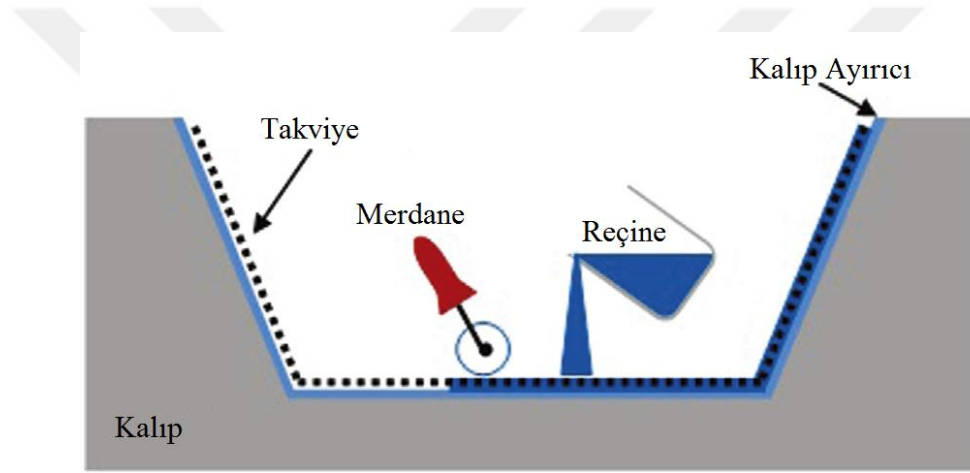
2.5 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Plakaların Üretim Metotları

Kompozit malzemelerin üretimi için tamamen otomasyon sistemiyle çalışandan tamamen manuel çalışana bir çok farklı yöntem uygulanır. Her metodun kendine göre avantaj ve dezavantajları mevcuttur. Bu yüzden hiçbir metot için mükemmel denilemez. Üretim

sırasında hangi yöntemin kullanılacağına üretilcek parçanın boyutu ve şekline göre karar verilir. Aşağıda en çok kullanılan üretim metotları açıklanmıştır.

2.5.1 Elle Yatırma Yöntemi

Elle (veya ıslak) yatırma yöntemi kullanılan en temel ve en ucuz yöntemdir. Ancak bu yöntem ile üretilen parçaların kalitesi üretimi gerçekleştiren kişinin tecrübesi ile doğru orantılıdır. Yöntem Şekil 2.1 'de şematik olarak verilmiştir. Takviye elemanları genellikle kuru kumaştan seçilir ve örgü veya dikişli olabilir. Operatör takviye elemanlarını tek yüzlü kalıba yerleştirir. Matris malzemesi olarak kullanılan reçine silindir veya fırça yardımıyla fiberlere emdirilir. Matris malzemesinin elle uygulaması nedeniyle düşük vizkoziteli reçineler tercih edilir ve yüksek fiber yoğunluklu kompozitlerin elde edilmesi çok zordur.



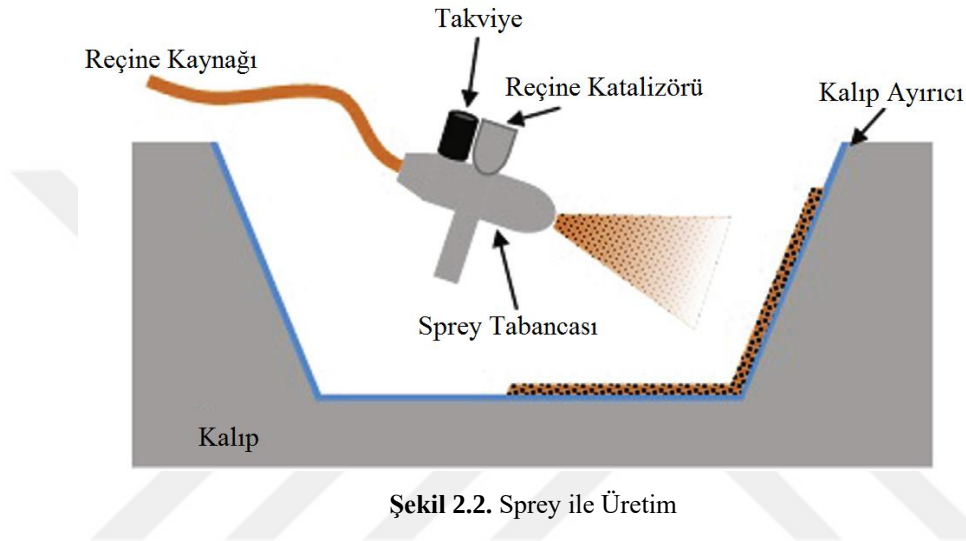
Şekil 2.1. Elle Yatırma Yöntemi

Malzemeler atmosfer şartlarında kürleştirilir. Üretimi için özel gereçlere ihtiyaç duyulmadığından üretilcek kompozitin büyüklüğü sınırsızdır. Bu yöntemde elle yatırma işlemi ve atmosfer şartlarında kürleşmenin uzun sürmesi nedeniyle üretim uzun sürmektedir.

Elle yatırma genellikle tekne gövdeleri ve rüzgâr türbini kantları gibi parçaların üretilmesi için hobi amaçlı kullanılmaktadır. Sandviç yapılarda elle yatırma yöntemi ile üretilbilir.

2.5.2 Sprey ile Üretim

Elle yatırma yöntemine benzer şekilde operatör kompozit malzemeyi tek taraflı kalıba uygulayarak üretir. Kompozit yine atmosfer şartlarında kürleşir bu yüzden düşük maliyetlidir, büyük parçalar üretilebilir ancak uzun süren bir yöntemdir. Yöntemi elle yatırma yönteminden ayıran en büyük özelliği reçine ve kırılmış fiberlerin püskürtülmesine yarayan bir tabancanın kullanılmasıdır. Tabanca bir makaradan cam fiberleri alarak kırpar ve matrisle birleştirerek uygulama yüzeyine püskürtür. Şekil 2.2’de püskürtme ile üretim şematik olarak verilmiştir.

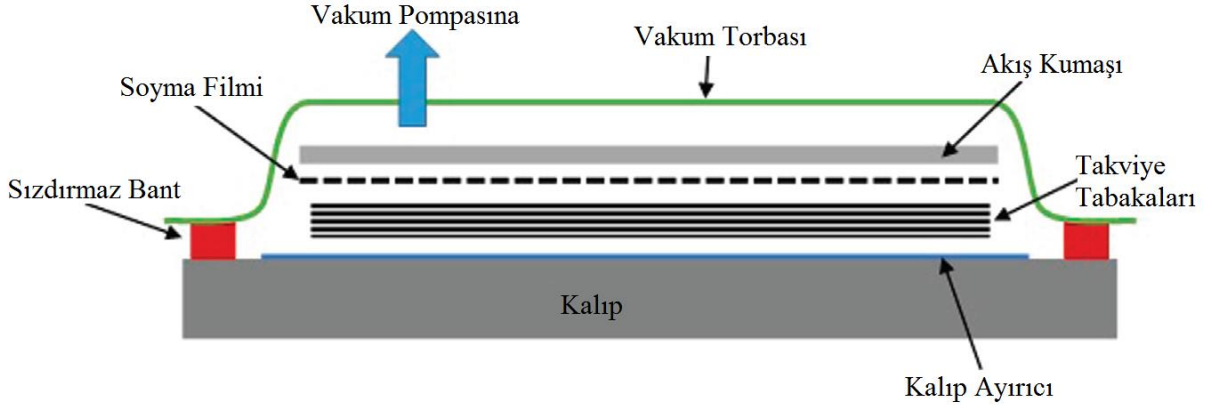


Şekil 2.2. Sprey ile Üretim

Kullanılan malzeme kırılmış fiberdir ve reçine olarak zengindir. Bu nedenle mekanik özellikleri sınırlıdır. Karavan gövdeleri ve araçların aerodinamik paraları en çok kullanıldığı alanlardır.

2.5.3 Vakum Torbalama

Vakum torbalama yüksek fiber oranı ve düşük porozite için tercih edilen bir kürleştirme metodudur. Elle yatırma yöntemi ile üretilen kompozit malzeme plastik filmlerin içine yerleştirilir. Torbanın içindeki hava boşaltılır ve 1 atmosfer vakum oluşturulur. Bu durum kompozit malzemenin mekanik özelliklerinin artmasına sebep olur. Vakum torbasına alınan malzeme ihtiyaç duyulursa fırına yerleştirilebilir. Bu da mekanik özelliklerin iyileştirilmesini yanında işlem süresinin de azaltılabilmesine imkan verir. Şekil 2.3’de vakum torbalama yöntemi şematik olarak verilmiştir.



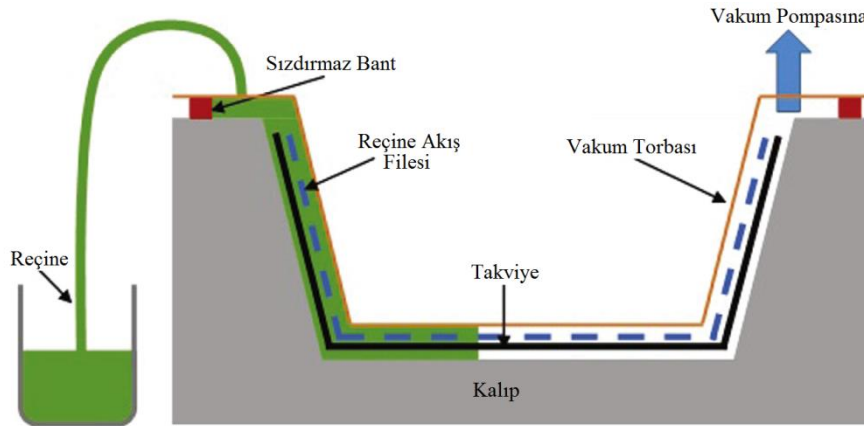
Şekil 2.3. Vakum Torbalama ile Üretim

Vakum torbalama mekanik özelliklerin iyileştirilmesi ve işlem süresinin azaltılmasına imkân verirken soyuma kumaşı, sızdırmazlık bandı, vakum torbası gibi malzemeler nedeniyle maliyeti arttırır. Aynı zamanda üretilecek malzemenin boyutunu da sınırlar.

Bu yöntemle cam ve karbon fiber takviyeli ürünler üretilebileceği gibi sandviç kompozit malzemelerde kolaylıkla üretilebilir.

2.5.4 Reçine İnfüzyonu

Tıpkı vakum torbalama gibi tek yüzölçü kalıp üzerine yerleştirilen kumaşlar vakum torbasına alınırlar. Ancak vakum torbasına açılan iki port yardımıyla matris malzemesi olan reçine açılan portlardan birine uygulanan vakum ile kumaşlara nüfuz ettirilir. Uygulanan vakum sayesinde yüksek fiber yoğunluğu sağlanabilir. Yöntemin başarılı olması için viskozitesi düşük reçineler tercih edilir. Kürleşme oda sıcaklığında gerçekleştirilebileceği gibi fırın içerisinde de sağlanabilir. Büyük boyutlu ve karmaşık şekle sahip parçaların üretimi vakum uygulaması nedeniyle zordur. Şekil 2.4’de reçine transferi yöntemi şematik olarak verilmiştir.



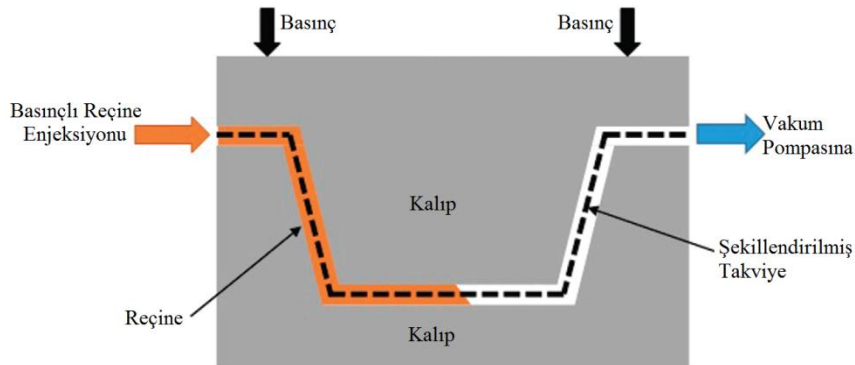
Şekil 2.4. Reçine İnfüzyonu ile Üretim

Yat gövdeleri ve araç panelleri reçine infüzyonu ile üretilen parçalara örnek olarak gösterilebilir.

2.5.5 Kalıba Reçine Enjeksiyonu

Karşılıklı çalışan iki kalıp arasına yerleştirilen takviye malzemelerinin yanına matris malzemesi olan reçine 2-20 bar arasında basınç ile kalıba transfer edilir. Reçinenin akışı enjeksiyon noktası sayısına, uygulanan basınç miktarına ve kullanılan takviye malzemelerinin tipine bağlıdır. Örneğin akış örgü kumaşlarda tek yönlü fiber kullanılan kumaşlara göre daha yavaştır. Reçine transferi tamamlandıktan sonra kompozit oda sıcaklığı veya fırın içerisinde kürleştirilebilir. Bu nedenle bazı parçaların üretimi birkaç dakika sürerken bazılarının üretimi saatler sürmektedir.

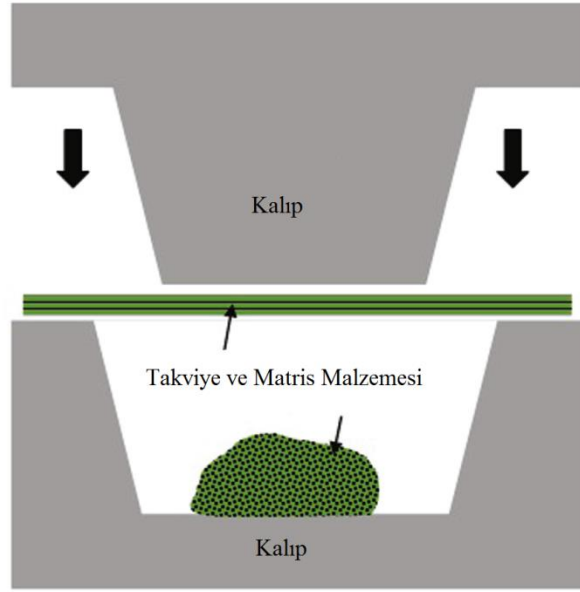
Bu yöntemle malzeme içerisinde düşük boşluk sağlanır. Böylece yüksek fiber oranı ve iyi mekanik özellikler elde edilebilir. Kullanılan kalıplar sayesinde iyi yüzey kalitesi elde edilebilir. Kompleks şekiller uygulanan basınç sayesinde üretilebilir. Ancak kalıpların maliyeti ve çok büyük parçaların üretilmemesi bu yöntemin sınırlarıdır. Kalıba reçine enjeksiyonu yöntemi Şekil 2.5’de şematik olarak verilmiştir.



Şekil 2.5. Kalıba Reçine Enjeksiyonu ile Üretim

2.5.6 Basınçla kalıplama

Basınçla kalıplama yöntemi küçük ve orta büyüklükteki rastgele fiber dizilimine sahip kompozitlerin üretiminde kullanılır. Karşılıklı çalışan kalıplar arasına takviye malzemesi ve reçine yerleştirilir. Kalıplar arasındaki boşluk kapatılır ve fazla reçine kalıplardan dışarıya çıkar. Yöntemin uygulanışı Şekil 2.6’da verilmiştir.



Şekil 2.6. Basınçla Kalıplama ile Üretim

Takviye malzemesi olarak kısa fiberlerin kullanılması nedeniyle bu yöntemle üretilen malzemelerin mekanik özellikleri düşüktür. Otomotiv uygulamalarında metal kalıpların yerine bu yöntemle üretilen kompozitler kullanılabilir. Düşük ağırlıkları, korozyon dirençleri ve düşük maliyetleri en büyük avantajlarıdır.

2.5.7 Ekstrüzyon

Kalıba enjeksiyon gibi kısa fiber kullanılan kompozit malzeme ısıtılmış kalıplar arasında kürleştirilir. Bir cıvata sürekli olarak döner ve kompozitin kalıp içerisinde hareket etmesini sağlar. Fiberler kısa ve rastgele dizilime sahip olduğundan mekanik özellikleri iyi değildir.

2.5.8 Pultrüzyon

Ekstrüzyon gibi sürekli üretim yöntemlerinden biridir. Ancak farklı olarak bu yöntemde malzeme basılmaz onun yerine kalıplara çekilir. Reçine fiber oranı kontrol edilebildiğinden yüksek fiber yoğunluğu ve iyi mekanik özellikler sağlanabilir.

Fiberler reçine banyosundan geçtikten sonra kalıba girerler. Reçine malzemeleri kürleşme için zamana ihtiyaç duyduğundan kalıp kapatılır ve kürleşme tamamlandıktan sonra kalıp açılır. Bu kesikli işlemler yüzünden ekstrüzyon kadar hassas işlem gerçekleştirilemez.

2.5.9 Filament Sargı

Tıpkı pultrüzyon gibi fiber malzemeler reçine banyosundan geçer ve mandrel etrafına sarılır. Üretim hızı ve fiber oryantasyon açısı mandrelin dönme hızı ve fiber besleme kafasının pozisyonu ile ayarlanabilir.

Mandrel ve ilk yatırım maliyeti yüksektir. Üretililecek malzeme şekilleri sınırlıdır. Ancak bu yöntemle üretilen malzemelerin mekanik özellikleri iyidir. Fiberlerin sürekliliği ve aynı eksen üzerine sarılması sayesinde yüksek mukavemet sağlanır. Bu yöntemle üretilen malzemeler yüksek iç basınca dayanabilir. Depolama tankları, borular ve gaz silindirleri bu yöntemle üretilen malzemelere örnek olarak gösterilebilir.

2.6 Bal peteği sandviç kompozitler

Bal peteği sandviç kompozitler çekirdeği doğada bulunan arı bal peteklerine benzetilerek üretilen yapılardır. İnce ve düz bütün malzemelerden üretilabilen, 500'ün üzerinde bal peteği çeşidi mevcuttur. İlk bal peteği yapısı çinliler tarafından 2000 yıl önce kâğıttan süs yapımında kullanılmıştır. Bu süsler günümüzde de kullanılmaya devam etmektedir. Şekil 2.7'de bu süslerden örnekler verilmiştir.



Şekil 2.7 Tarihte İlk Bal Peteği Yapısı Olarak Kullanılan Bal Peteği Süs Örnekleri

Bal peteği hücreler ile ilgili ilk patent üretim yöntemlerini de kapsayan ve 1905 yılında Almanya'da hazırlanan Budwig Patenti'dir. İnsan yapısı sandviç kompozitlere ilk örneklerden birisi 1845 yılında inşa edilen Conwy (Portekiz) nehri üzerinde bulunan demiryolu köprüsüdür (Şekil 2.8). Büyük dikdörtgen tüpten oluşan köprünün tavanı iki düz plaka arasına yumurta kutusuna benzeyen dikdörtgen hücreli ahşap çekirdekten imal edilmiştir.

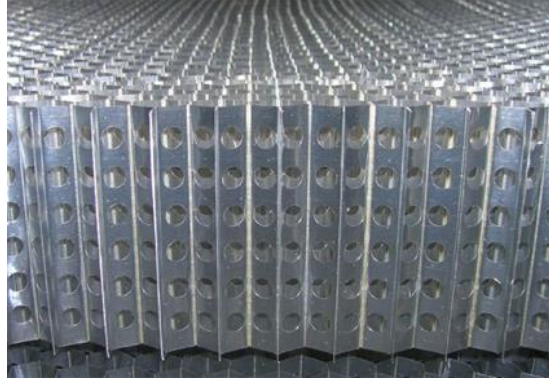


Şekil 2.8 Portekiz’de Bulunan Wales Köprüsü’nün Kesiti

İlk uçak sandviç paneli 1919 yılında ince maun ağacı yüzeylere ve balsa ağacı çekirdeğe sahip olarak üretilmiştir. Deniz uçaklarının şamandıralarının ana malzemesi olarak kullanılmıştır. Birinci ve ikinci dünya savaşlarının arasında kontraplak yüzey malzemesine ve balsa ağacından yapılmış çekirdeğe sahip sandviç kompozitler İtalyan deniz uçaklarının ana yapısı olarak kullanılmıştır.

Modern yapısal bal peteği hücrelerin üretimine J. D. Lincoln tarafından mobilya üretmek amacıyla 1930’ların sonlarında Virginia ABD’de başlanmıştır. Üretimde sert ahşabın arasına nispeten ince kâğıt bal peteği yerleştirilmiştir.

1945 yılına kadar Alüminyumdan oluşan sandviç paneller üretilmemiştir. Bal peteği hücreler asıl sıçramalarını yüzey malzemesini çekirdekle birleştirmek için kullanılan yapıştırıcıların gelişmesiyle yapmıştır. Bal peteği yapılar için kürleşme sırasında uygun akışa sahip yapıştırıcılar geliştirilmiştir. Bu sayede yüzey malzemesi yapışırken yapıştırıcı malzeme bal peteği hücre kenarlarında kalmıştır. İlk yapıştırıcılar ise yüzey malzemesi yerleştirilirken hücre duvarlarından aşağı kaydığı için uygun yapışmaya imkân vermemekteydi. Ayrıca bal peteği hücrelere kürleşme sırasında meydana gelen gazların hücre içerisinde basınç oluşturmaması için dışarıyla atılmasını sağlamak amacıyla küçük delikler açılmaktaydı. Yeni yapıştırıcılar ise kürleşme sırasında gaz oluşturmadığından deliğe ihtiyaç bulunmamaktadır. Delikli hücreler yalnızca havanın istenmediği bazı uzay uygulamalarında kullanılmaktadır (Şekil 2.9) [27].

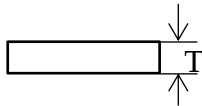
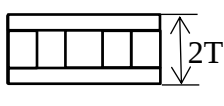
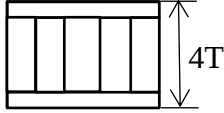


Şekil 2.9 Delikli Bal Peteği Hücre

Günümüzde bal peteği yapılar yalnızca sandviç kompozitlerde değil aynı zamanda enerji sönümleme, hava yönlendirme, termal panel, akustik panel, ışık yayılımı ve radyo frekansı kalkını uygulamalarında kullanılmaktadır.

Bal peteği yapıların asıl kullanım amacı ağırlıktan tasarruf olmasına rağmen malzemelerin mukavemet değerlerinde düşme gözlenmemesidir. Bu durum Tablo 2.1’de açıklanmıştır. Tabloda 1.6 mm kalınlığındaki alüminyum levha yerine bal peteği sandviç kullanılması durumunda ortaya çıkan rijitlik ve eğilme mukavemeti değerleri verilmiştir. Hesaplamalar yapılırken bal peteği hücre yoğunluğu 48 kg/m^3 alınmıştır.

Tablo 2.1. Bal Peteği ve Malzemenin Mukavemete Etkisi

			
Görece Rijitlik	1	7	37
Şekil Değişimi	1	0.14	0.027
Görece Eğilme Mukavemeti	1	3	7
Ağırlık	0.910	0.978	0.994

Bal peteği hücrelerle karşılaştırılan bir diğer çekirdek malzemesi de köpüklerdir. Bal peteği hücrelerin mukavemeti daha yüksektir ve kayma modülleri belirgin şekilde daha yüksektir. Sandviç yapıların tasarımında önemli unsur mekanik özellikleri olan uygulamalarda seçilmesi gereken çekirdek malzemesi bal peteğidir. Köpükler ise düşük yük ve izolasyon panellerinde kullanılabilir ancak bu özellikler bal peteği hücrelerin köpük veya benzeri

izolasyon malzemeleri ile doldurulması ile de sağlanabilir. Bu durum yeterli izolasyon değerlerinin yanında iyi yapısal paneller üretilmesini sağlar.

Tablo 2.2’de 2.5 mm kalınlığında 14.5 kg/m² ağırlığında 30.48 cm genişliğinde ve 243.84 cm uzunluğa sahip farklı malzemelerden üretilmiş levhaların mukavemet ve rijitlik değerleri verilmiştir.[27]

Tablo 2.2. Farklı Tasarımların Mukavemet ve Rijitlik Değerleri

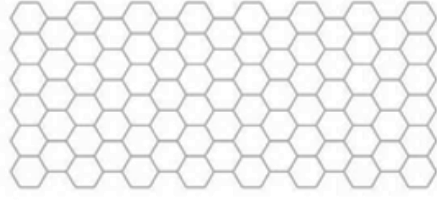
Tasarım	Mukavemet	Rijitlik
Bal Peteği Sandviç	%100	%100
Köpük Sandviç	%26	%68
Yapısal Kalınlaştırma	%62	%99
Levha ve Kiriş	%64	%86
Kontrplak	%3	%17

Farklı uygulamalardan doğan ihtiyaçları karşılamak amacıyla farklı hücre malzemeleri kullanılabilir. Bunlar:

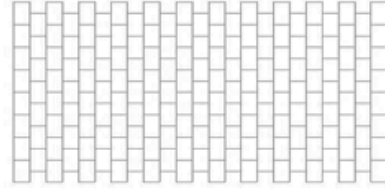
- Metalik → Alüminyum, Titanyum, Paslanmaz Çelik
- Metalik olmayan → Cam Fiber, Nomex, Kraft Kâğıdı

Metalik hücre malzemesi olarak alüminyumun 3003, 2024 ve 5052 alaşımları daha çok tercih edilir. Özellikle havacılık uygulamalarında 5052 alaşımı, yüksek sıcaklık uygulamalarında ise 2024 alaşımı kullanılır. Son yıllarda geliştirilen karbon fiber malzemeler metalik olmayan çekirdek malzemelerine göre yüksek mukavemet sağlar. Aynı zamanda kayma modülü alüminyum kadar yüksek olan ilk metalik olmayan çekirdek malzemesidir.

Temel hücre yapıları altıgen, kare ve serbest çekirdektir. Fazla uzatma, az uzatma ve güçlendirilmiş yapı gibi varyasyonlar da mevcuttur. Şekil 2.10’da bu yapılar verilmiştir.



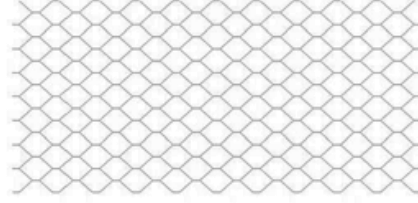
Altıgen petekli yapı



Aşırı uzatılmış petekli yapı



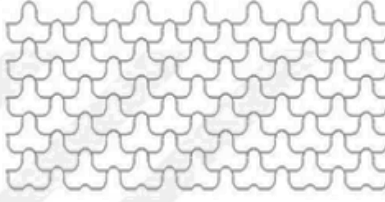
Az uzatılmış petekli yapı



Kare petekli yapı



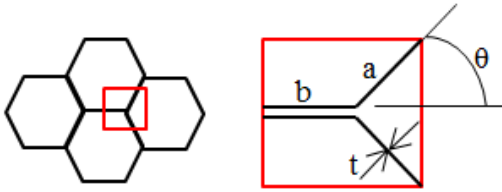
Takviye edilmiş altıgen petekli yapı



Flex petekli yapı

Şekil 2.10 Bal Peteği Hücre Yapıları

Bal peteği sandviç yapıların özgün kısmını oluşturan bal peteği hücreler yani çekirdek malzemesi ağırlıktan kazanımın sağlandığı bölgedir. Bal peteği sandviç kompozitlerin yoğunluğu kullanılan folyo kalınlığı, hücre boyutu, hücre yüksekliği ve genişletme açısı ile ilişkilidir. Aşağıda bal peteği çekirdek malzemesinin yoğunluğunun nasıl hesaplandığı verilmiştir.



a: Serbest kenar uzunluğu

b: Yapıştırılan kenar uzunluğu

θ : Genişletme açısı

t: Folyo kalınlığı

ρ : Folyo malzemesi yoğunluğu

Altıgen hücre için $a=b$ ve $\theta=60^\circ$ dir.

$$\text{Bal peteği Yoğunluğu} = \frac{2(b+a).t.\rho}{(b+a.\cos\theta).(2.a.\sin\theta)} = \frac{1.54t\rho}{b}$$

3. YORULMA

Yorulma hasarı iyi bilinen teknik bir problemdir. 19. yüzyılda bir çok yorulma hasarı rapor edilmiş ve ilk laboratuvar çalışmaları August Wöhler tarafından gerçekleştirilmiştir. Wöhler statik dayanım sınırının altındaki tekil yüklerin yapıya zarar vermediğini belirtmiştir. Aynı yük birçok defa tekrar edilirse malzemede hasar oluşabilir. 19. yüzyılda yorulma gizemli bir olguydu çünkü yorulma hasarı görülemiyordu. Hasar öncesinde bir uyarı vermeden birden bire meydana geliyordu. 20. Yüzyılda tekrarlı yük uygulamaları sonucu oluşan yorulma hasar mekanizmasının ilk önce çatlak oluşumu sonra çatlak ilerlemesi ve en sonunda yapının komple hasarı şeklinde olduğu bulunmuştur. Makineler, hareket eden araçlar, kaynaklı bağlantılar ve uçaklar gibi şimdiye kadar üretilen bütün mühendislik yapılarının yorulmaya maruz kaldığı bilinmektedir. Bu durum basınçlı tankların patlaması, köprülerin çökmesi, uçakların düşmesi gibi birçok kez yıkıcı kazalara sebep olmuştur. Günümüzde yorulmanın etkileri iyi bilinen bir konudur. Yorulmanın 1837 ile 1994 yılları arasındaki tarihi Walter Schütz tarafından incelenmiştir [28].

Çevrimsel yükleme maruz bir numunede yorulma çatlak çekirdeklenmesi mikroskobik ölçekte başlar, bunu makroskopik ölçekte çatlak ilerlemesi izler ve sonunda kalıcı hasar meydana gelir. Yorulma mekanizmasının anlaşılması, malzeme yüzey kalitesi, artık gerilme miktarı veya çevresel etkiler gibi teknik şartların belirlenmesi açısından önemlidir. Yorulma tahmin yöntemleri sadece yorulmanın iyi anlaşılması ve çatlak ilerlemesinin izlenmesiyle mümkündür.

Yorulma ömrü genellikle çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesi olmak üzere iki kısma ayrılır. Çatlak oluşumu evresi mikro çatlakların oluşumu ve gözle görülmeyecek miktarda büyümelerini içerir. İkinci evrede kalıcı hasar görülünceye kadar çatlak ilerler. Çatlak oluşumu ve ilerlemesini farklı evrelerde incelemenin en büyük artışı çevresel ve tasarım şartlarının çatlak oluşumu üzerinde büyük etkisi olmasına karşın çatlak ilerlemesinde etkilerinin olmamasıdır.

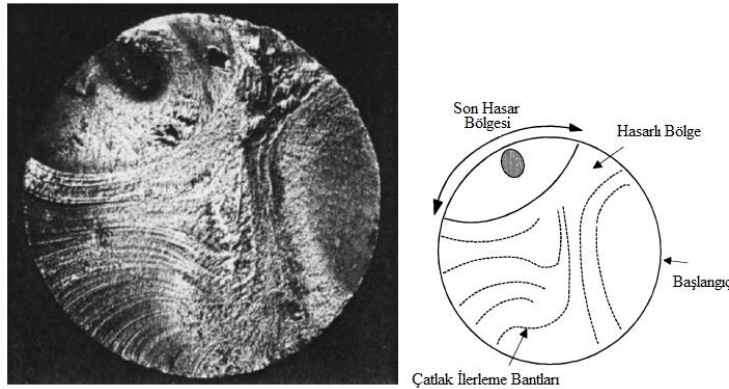
20 yüzyılın başlarında yapılan mikroskobik araştırmalar çatlak çekirdeklenmesinin kayma bantları üzerinde görünmeyen mikro çatlaklar şeklinde olduğunu göstermiştir [29]. Ardından gerçekleştirilen çalışmalar çatlak oluşumunun yorulma ömrünün ilk evrelerinde meydana geldiğini göstermiştir. Hatta yorulma sınırının altında yüklerle yüklenen numunelerde dahi bu durum değişmemiştir. Yorulma sınırı, yorulma hasarının oluşmadığı yük sınırını

tanımlamaktadır. Laboratuvar numunesinin üzerinde çatlaklar görülmeye başladıktan sonra yorulma hasarının meydana gelmesi için fazla süre kalmamıştır. Şekil 3.1.'de yorulma hasarı meydana gelirken gözlemlenen çatlağın evreleri verilmiştir.



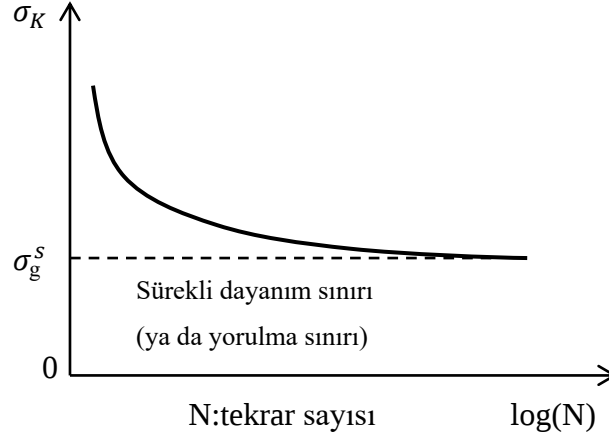
Şekil 3.1. Yorulma Çatlağının Evreleri

Aşağıda yorulma hasarına uğramış bir aksın kesiti verilmiştir. Şekildeki aksta meydana gelen hasar bir çatlağın oluşması ve ilerlemesi şeklinde olmuştur. Ancak daha fazla sayıda çatlağın oluşması ve ilerlemesi mümkündür. Bu çatlaklar aynı düzlemde olabileceği gibi farklı düzlemlerde de oluşup ilerleyebilir. Resimden de görüleceği üzere çatlak oluşumu ve ilerlemesi yorulma ömrünün önemli bir kısmını kapsar.



Şekil 3.2 Yorulma Hasarına Uğramış 20 mm Çapındaki Bir Araç Aksının Görüntüsü [30]

Yorulma araştırmalarında numunenin hangi gerilme değerinde hasara uğramayacağını tespiti, hasara uğrayacağı gerilmenin ve hasara uğrayacağı çevrim sayısının tespitinden önemlidir. Mühendislik tasarım ve uygulamalarında yapının bilinen yükü emniyetle taşıyabilmesi için uygun malzeme seçimi yorulma hasarının önüne geçilmesini sağlayabilir [31].



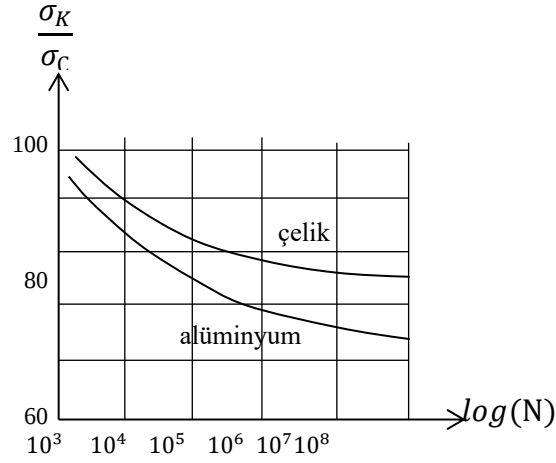
Şekil 3.3 Uygulanan Gerilme ile Çevrim Sayısı Arasındaki Wöhler Eğrisi [32]

Testler sırasında kabul edilebilir olarak değerlendirilen şekil değiştirme miktarı kullanılan malzeme ve yorulma deneyinin yapıldığı şartlara bağlıdır. Yorulma mukavemeti yüksek ifadesi belirli yükü çok yüksek çevrim sayılarına kadar hasara uğramadan veya çok az şekil değişimine uğrayarak taşıyan numuneler için kullanılır. Sürekli dayanım sınırı uygulanan maksimum gerilme genliğine denir.

Şekil 3.3’de uygulanan gerilmeye karşılık çevrim sayısı (Wöhler) grafiği verilmiştir. Wöhler diyagramı malzemenin sürekli dayanım sınırı ya da yorulma ömrü hakkında bilgiler verir. Yorulma sadece malzeme özelliği değildir. Aynı zamanda numunenin boyutu, şekli ve üretim yöntemine bağlı olduğu için belirli boyutta ve belirli bir yüzey kalitesine sahip numunenin yorulma dayanımı olarak tanımlanır [32]. Uygulanan yükün artırılarak belirli bir süre uygulanması numunenin yorulma ömrünü düşürmeyebilir. Yükün artış seviyesi ve uygulanma süresi önemlidir [33].

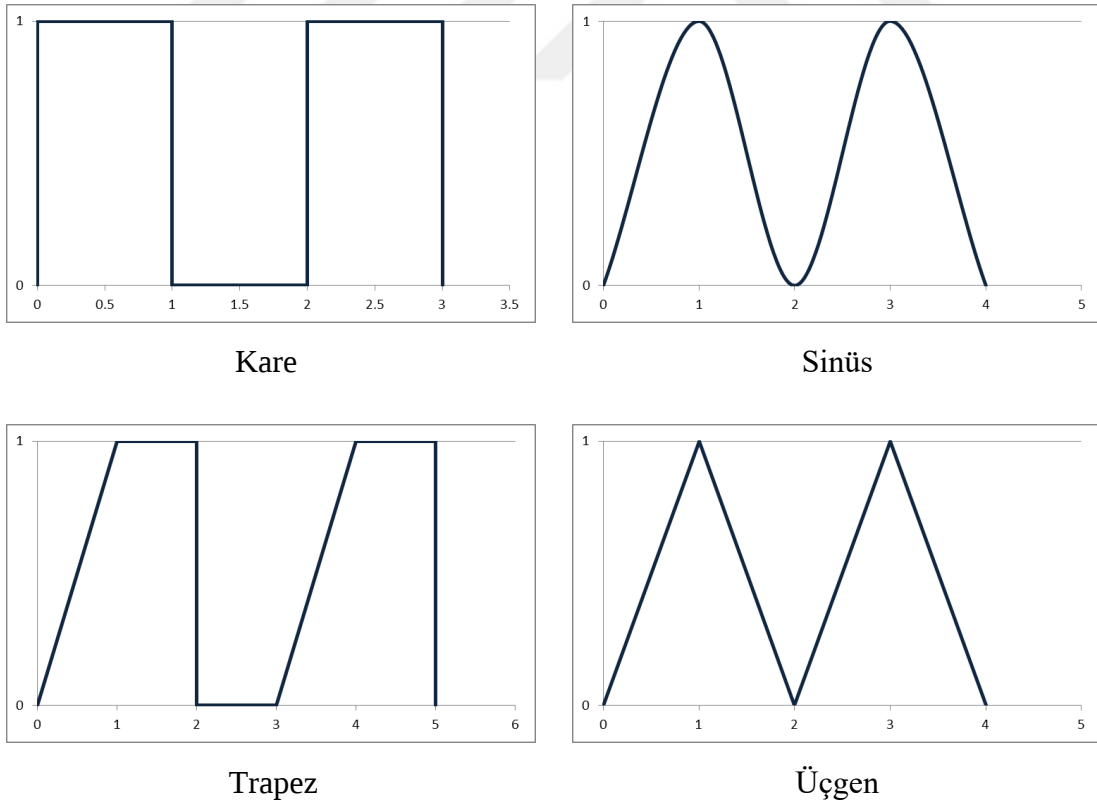
Yorulmanın küçük yüzey kusurlarını çatlığa dönüştürerek ilerleteceği düşünülürse yüzey kalitesinin önemi ortaya çıkar. Yüzey çok iyi işlenmiş malzemelerin yorulma ömrü ve sürekli dayanım sınırı artar. Çeliklerde meydana gelen paslanma malzemenin yorulma sınırını yarı yarıya düşürmektedir. O nedenle paslanma önleyici tedbirler çeliklerin yorulma davranışlarının değişimi için önemlidir.

Alüminyum ve çelik malzemeler için yorulma grafiği Şekil 3.4’de verilmiştir. Grafikte düşey eksen yorulma testlerinde uygulanan yükün statik hasar yüküne oranını, yatay eksen ise çevrim sayısını göstermektedir.



Şekil 3.4 Alüminyum ve Çeliğin Periyodik Yükleme Altında Yorulma Sınır Eğrileri [32]

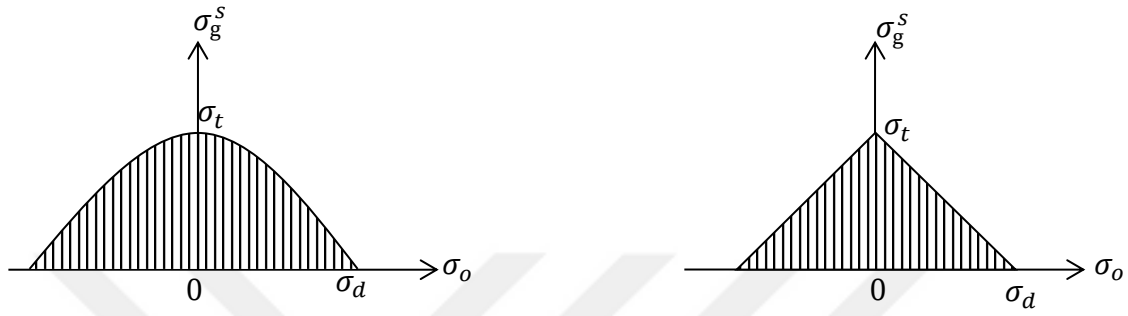
Test sırasında numuneye uygulanan gerilmenin uygulanış şekli tıpkı gerilmenin şiddeti ve frekansı gibi malzemenin yorulma davranışını etkiler. Yorulma testleri sırasında en çok kullanılan yük uygulama şekilleri kare, üçgen, sinüs dalgası ve trapezdir. Aşağıda farklı yük uygulama şekilleri verilmiştir.



Şekil 3.5 Yükün Uygulanış Formları

3.1 Sürekli Dayanım Eğrileri

Ortalama gerilme σ_o değişirse Şekil 3.6'daki sürekli dayanım sınırları σ_u^s ile σ_d^s da değişecektir. Şekil 3.6 (a)'da çelik için ortalama gerilme σ_o ile sürekli dayanım sınırı σ_g^s arasındaki parabolik ilişki çizilmiştir. Ortalama gerilme değeri σ_d , akma gerilmesi σ_A olarak tanımlanmıştır.



Şekil 3.6 Ortalama Gerilme ile Sürekli Dayanım Sınırı Arasındaki İlişki [26]

Görüldüğü gibi σ_o arttıkça σ_g^s azalır ve (4.4) e göre sürekli dayanım sınırları σ_u^s ile σ_d^s da birbirlerine yaklaşır. Yalnız bütün metaller için durum böyle olmayıp Şekil 3.6 (b)'de görülen doğrusal ilişkide karşımıza çıkabilir. Şekil 3.6'daki grafikler dikey eksen σ_g^s/σ_t ve yatay eksen σ_o/σ_d biçiminde boyutsuzlaştırılarak çizilirse, Şekil 3.7'de görülmekte olan Gerber parabolünün denklemi,

$$\frac{\sigma_g^s}{\sigma_t} = 1 - \left(\frac{\sigma_o}{\sigma_d} \right)^2 \quad (\text{Gerber parabolü}) \quad (3.1)$$

dir. Burada σ_o serbest değişken, σ_g^s de bağlı değişkendir. Şekil 3.7'de kesikli çizgiler Goodman doğrusu olup denklemi,

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_g^s}{\sigma_t} + \frac{\sigma_o}{\sigma_d} &= 1 \quad \sigma_o > 0 \\ \frac{\sigma_g^s}{\sigma_t} - \frac{\sigma_o}{\sigma_d} &= 1 \quad \sigma_o < 0 \end{aligned} \quad (\text{Goodman doğrusu}) \quad (3.2)$$

dir. Eğer doğru Soderberg tarafından önerildiği gibi akma gerilmesine göre düzenlenirse denklem,

$$\frac{\sigma_g^s}{\sigma_t} + \frac{\sigma_o}{\sigma_A} = 1 \quad \sigma_o > 0$$

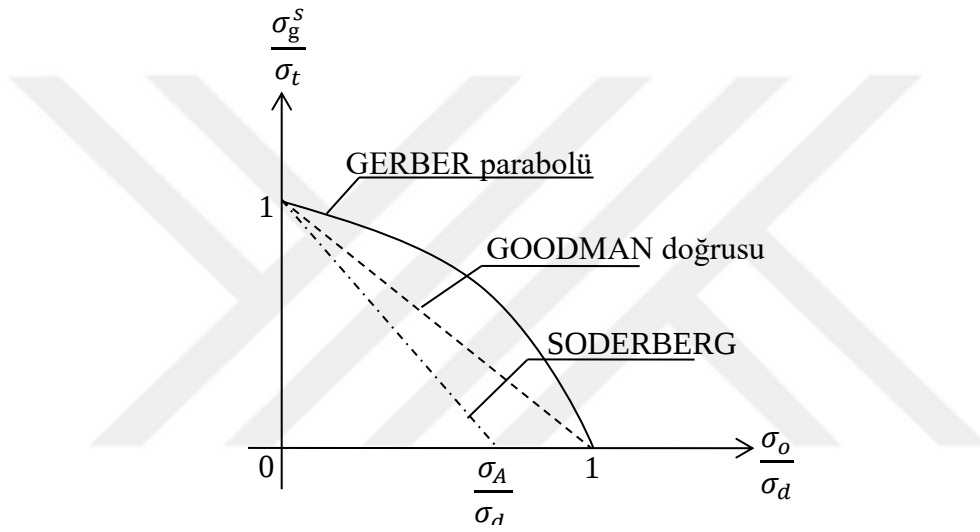
(Soderberg doğrusu) (3.3)

$$\frac{\sigma_g^s}{\sigma_t} - \frac{\sigma_o}{\sigma_A} = 1 \quad \sigma_o < 0$$

olur. (3.1) de (3.2), (3.3) ve (3.4) yerleştirilirse ve ortalama gerilme σ_o serbest değişken olarak seçilirse, sürekli dayanım sınırları,

$$\sigma_u^s = f(\sigma_o) \text{ ve } \sigma_a^s = g(\sigma_o) \quad (3.4)$$

biçiminde σ_o 'ın fonksiyonudur [32].



Şekil 3.7 Yorulma Eğrileri [32]

3.2 Yorulma Ömrü Tahmin Metotları

Yorulma tahmini için üç temel yöntem kullanılır. Bunlar;

- Gerilme – Yorulma tahmin yöntemi (Stress life)
- Şekil değiştirme – Yorulma tahmin yöntemi (Strain life)
- Kırılma mekaniği yöntemi (Fracture mechanics)

Üç yöntem de yorulma ömrünün çevrim sayısı cinsinden tahminine dayanmaktadır. Numunenin hasara uğraması için geçen çevrim sayısının $1-10^3$ aralığında olması durumu düşük çevrimli yorulma, 10^3 den büyük olması durumu ise yüksek çevrimli yorulma olarak adlandırılır.

Gerilme – Yorulma tahmin yöntemi uygulanan gerilme seviyesine bağlıdır ve düşük çevrimli yorulma uygulamalarında kullanılan en geleneksel yöntemdir. Farklı uygulamalarda kolaylıkla uygulanan yöntem yüksek çevrimli yorulma uygulamalarında da iyi sonuçlar verir [34, 35]. Malzemenin hasara uğrayıncaya kadar geçen toplam ömrünü dikkate aldığından çatlak oluşumu ve ilerleyişi dikkate alınmaz.

Şekil değiştirme – Yorulma tahmin yöntemi gerilmelerle birlikte şekil değiştirmeleri de dikkate alarak bölgesel plastik deformasyonun detaylı incelemesi ile ömrü hesaplar. Bu yöntem özellikle çatlak başlangıcının tanımlandığı düşük çevrim sayılarını belirler. Çentik ve benzeri düzensizlikler yorulma hasarının başladığı yerlerdir. Bu bölgelerde meydana gelen gerilme yoğunlaşmaları plastik deformasyona sebep olur.

Kırılma mekaniği yöntemi ile boyutu bilinen bir kusur ile başlar ve çatlağın ilerleyişi incelenir. Uygulanan çevrim sayısı arttıkça çatlak büyür ve ilerler. Bu yöntem kritik çatlak boyunun belirlenmesini sağlar.

3.3 Kompozit malzemelerin yorulma davranışları

Mühendislik yapılarında görülen hasarın büyük bir kısmını oluşturan metallerin yorulma davranışları yüzyıldan daha uzun süredir araştırılmaktadır. Neredeyse mümkün olan bütün metallerin ve alaşımlarının yorulma davranışları tespit edilmiştir ve tasarım mühendislerinin bilimsel bir temele oturan yorulma davranışları ve yorulmayı engellemek için yapmaları gerekenler belirlenmiştir. Metallerde yorulma genellikle küçük bir çatlakla başlar ve çatlağın ilerlemesi sonucu malzemede kalıcı hasarın meydana gelmesiyle çok az belirti göstererek sonuçlanır.

Kompozit malzemelerin özellikle de karbon fiber takviyeli kompozitlerin yorulma hasarına uğramayacağı görüşü çok yaygındır. Bu düşünce nedeniyle kompozit malzemelerin ilk geliştirildiği dönemlerde birçok yorulma testi gerçekleştirdi. Yapılan çalışmalar karbon fiber takviyeli kompozitlerin fiber doğrultusunda oldukça rijit olduğunu ve geleneksel tasarım yüklerinin malzemede yorulma hasarının meydana gelmesine sebep olan yerel hasarı meydana getirmekten çok uzak olduğunu göstermiştir. Bu durum iki temel sorunu ortaya çıkarmıştır. Birincisi pahalı ve yüksek performanslı malzemelerin taşıyabileceği yükün çok altında bir değerle yüklenmesi, ikincisi ise kompozit malzemelerin heterojen ve izotropik olmayan yapısı nedeniyle fiber doğrultusu dışında bir açıyla yüklenmesi ve fiber matris malzemesi ara

yüzeyinin yorulma hasarına sebebiyet verebilecek yapıya sahip olmasıdır. Bu nedenle kompozit kullanılan tasarımlarda yorulma göz ardı edilemez.

Metallerden farklı olarak kompozitler homojen ve izotropik yapıya sahip değildir. Hasar yerel bir hasar veya bir çatlağın ilerlemesi neticesinde görülmez. Fiber hasarı, matris hasarı, ayrılma hasarı, delaminasyon gibi farklı hasar mekanizmalarının bir veya bir kaçının birlikte oluşması nedeniyle olur.

Düşük gerilme değerlerinde veya yorulma ömrünün ilk evrelerinde kompozitler hasara karşı rijitliklerini korurlar. Oluşan hasarlar kompozitin mukavemetini hemen düşürmezler ancak malzemenin rijitliği düşer.

3.3.1 Fiber Takviyeli Kompozitlerin Yorulma Davranışını Etkileyen Faktörler

3.3.1.1 Fiber Tipi

Cam, boron, karbon gibi gevrek fiberler metallerin gösterdiği yorulmaya karşı zayıf mukavemet karakteristiğini göstermezler. Eğer fiberler yükün büyük bir kısmını taşıyorsa ve üretim esnasında matris malzemesinin zamanla elastik veya vizkoelastik şekil değişimi uygulanmamışsa yorulma mukavemeti artar. Kompozit malzeme yüksek elastisite modülüne sahip karbon veya boron fiberlerle desteklenmişse Wöhler diyagramları oldukça düzdür. Yorulma yüklemesinin devam etmesi ile matris malzemesi vizkoelastik şekil değişimlerine maruz kalması durumunda fiber hasarı görülür. Zamanla meydana gelen hasarlar kritik seviyeyi aşar ve malzeme uygulanan gerilmeyi daha fazla taşıyamayarak kalıcı hasara uğrar.

Üretim nedenlerinden dolayı örgü takviyelerin kullanılması önemli bir avantaj sağlar ve takviye fiberlerinin yorulma davranışını iyileştirir. Curtis ve Moore [36] örgü takviyeli kompozitin yorulma ömrünün ilmek noktalarında meydana gelen gerilme yoğunlaşmaları nedeniyle tek eksenli fiberden daha düşük olduğunu göstermiştir. Ancak fiber açısının 45^0 olması durumunda örgü fiber takviyeli malzemenin çekme ve yorulma mukavemetleri tek eksenli fiber takviyeli kompozitten daha iyi çıkmıştır.

3.3.1.2 Matris Malzemesi ve Çevre Şartları

Yorulma deneyleri matris ve fiber matris ara yüzeyin yorulma mukavemeti açısından zayıf noktalar olduğunu göstermiştir. Owen [37] düşük matris malzemesi yoğunluğunun düşük gerilme yorulması uygulamalarında daha iyi sonuç verdiğini göstermiştir. Matris malzemesi

çeşidinin kompozit malzemelerin yorulma davranışı üzerinde düşük etkileri olduğu görülmüştür.

Matris malzemesinde çatlak oluşumu ve ara yüzey yapışması kusurları uygun malzeme seçimi ile azaltılabilir. Kompozit malzemelerin suya maruz kalması matrisi ve ara yüzey yapışmasını zayıflatır. Bu yüzden neredeyse bütün fiber takviyeli kompozitler çevre şartlarından etkilenmektedir.

3.3.1.3 Fiber Uzunluğu

Uzun fiberlere sahip kompozitler yorulmaya karşı rijit yapıya sahip fiberlerin malzemeye kazandırdıkları mukavemet sayesinde kısa fiber takviyeli kompozitlere göre daha dayanıklıdır. Kısa fiber kullanılan kompozitlerde mukavemeti arttırmak için zayıf yapıya sahip matris malzemesi fazla kullanılır bu da yorulma ömrünü düşürür. Matriste meydana gelen lokal hasarlar, fiberler sağlam kalmasına rağmen kompozitin hasara uğramasına sebep olur. Fiber matris ara yüzeyi özellikle yorulmaya karşı hassastır. Ara yüzeydeki kayma gerilmeleri her bir çevrimde fiber doğrultusunu değiştirir ve her zaman fiber sonlarında kayma gerilmeleri yüksek olur. Bu yüzden kısa fiber takviyeli kompozitlerde yorulma çatlağı ara yüzey bölgelerinde başlar.

3.3.1.4 Yükleme Şartları

Uygulanan gerilme sadece çekme, tek yönlü ve fiber doğrultusunda değilse matris malzemesine farklı yükler etkir ve kompozit malzemenin yorulma direnci düşer. Ramani ve Williams [38] $[0\pm30]$ dizilimine sahip 18 tabakadan oluşan karbon epoksi kompozitin eksenel çekme-basma yorulması deneylerini yapmıştır. Sonuçlar basma yükü oranının artmasının yorulma ömrünü düşürdüğünü göstermiştir. Basma yüklemesi karşısında en çok görülen hasar tipi burkulma kaynaklı lokal matris kayma hasarıdır.

Aramid fiberlere sahip kompozitler basma ve kayma yüklemesi altında karbon ve cam fiberlere göre daha çabuk hasara uğrarlar. Burulma yüklemesi karşısında ise rijit fiberlerin numunenin mukavemeti üzerindeki etkisi oldukça düşüktür.

Yorulma testlerinin yüksek maliyeti ve zaman alması nedeniyle üretilen malzemelerin ilk yorulma davranışları en basit yükleme şartı olan sabit genlikli yorulma testi ile belirlenir. Testler farklı R değerleri kullanılarak eğilme veya çekme şeklinde gerçekleştirilir.

4. SONLU ELEMANLAR METODU

Sonlu elemanlar yöntemi ilk kez matematikçi Courant tarafından 1943 yılında bir burulma yöntemi için uygulanmıştır [39]. İlk uygulandığı dönemde bilgisayar teknolojisinin gelişmemesi ve eşitliklerin çözümü uzun zaman aldığı için mühendisler tarafından benimsenmemiştir. 1950 li yıllarda kiriş teorisi için çok kısa olan uçakların delta kanatlarının gerilme analizi için sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. 1963 yılında sonlu elemanlar yönteminin matematiksel doğruluğu kabul görmüş ve ısı transferi, zemin suyu akışı, manyetizma problemleri ve diğer alanlarda kullanılmaya başlanmıştır. 1970'li yıllara gelindiğinde genel sonlu elemanlar problemleri için bilgisayar yazılımları kullanılmaya başlanmıştır. 1990'lı yılların ortasında sonlu elemanlar yöntemi ve uygulamaları hakkında 40,000 kitap ve makale basılmıştır.

Sonlu elemanlar metodu matematikçiler tarafından bulunan bir yöntem olmasına rağmen mühendisler tarafından farklı fiziksel problemlerin çözümü için geliştirilmiş ve uyarlanmıştır. İlk önce gerilme problemlerinde uygulanmış ve verdiği doğru sonuçlar sayesinde diğer problemler için de uygulanmıştır. Bütün uygulamalarda çözüm için çözüm alanı aranır. Örneğin gerilme problemlerinde bu alan şekil değiştirmeler iken termal analizlerde sıcaklık veya ısı akısı, akışkan problemlerinde ise akım fonksiyonu veya potansiyel hız fonksiyonudur. Sonuçların sahip olduğu en yüksek değerler temel ilgi alanıdır. Sonlu elemanlar yöntemi özel bir probleme sayısal bir çözüm bulmak için idealdir. Ancak sonlu elemanlar metodu problem çok basit olmadıkça her zaman yaklaşık sonuç verir.

Sonlu elemanlar özetle yapıyı küçük parçalara bölerek her bir elemanın sınır şartları altında davranışlarının tespit edilmesi ardından bu elemanların düğüm noktası adı verilen noktalarla birleştirilmesi ile çözüme ulaşır. Bu durum cebirsel eşitliklerin ortaya çıkmasına sebep olur. Gerilme analizinde bu eşitlik düğüm noktalarında eşitlenir. Bazı problemlerde binlerce eşitlik olacağından bilgisayar yardımıyla çözülmesi zorunludur.

Sonlu elemanlar yönteminin en büyük avantajı çok yönlü olmasıdır. Çok farklı şekle sahip yapılar farklı sınır şartları için çözülebilmektedir. Diğer analitik yöntemler bu kadar esnek çalışma imkânı vermemektedir. Örneğin termal gerilme problemlerinin çözülmesi sınır şartları ve modelin şekli çok basit olması durumunda bile analitik yöntemlerle uzun zaman almaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi ise termal gerilmeleri kolaylıkla mekanik gerilmelere çevirerek çözebilmektedir.

ANSYS veya ABAQUS gibi ticari sonlu elemanlar problemlerinde kullanıcı sadece sınır şartlarını, malzeme özelliklerini ve görmek istediği sonuçları seçerek matris çözümü, eşitliklerin çözümü gibi işlemleri yapmadan sonlu eleman denklemlerinin türetilmesinde değişik yöntemler kullanılabilir. Bu yöntemlerden en çok kullanılan dört tanesi şunlardır:

I)Direkt yaklaşım: Basit problemlerin modellendiği ve tek boyutlu elemanların kullanıldığı en temel yöntemdir.

II)Varyasyonel yaklaşım: Bu yöntemde fonksiyonun ekstremum noktaları araştırılır. Gerilme hesaplamalarında en çok kullanılan fonksiyoneller tümleyen potansiyel enerji prensibi, potansiyel enerji prensibi ve Reissner prensibidir. Fonksiyonu ekstremitize eden değerler fonksiyonelin birinci türevini sıfır eden nokta ile bulunur. Fonksiyonelin ikinci türevinin sıfırdan küçük veya büyük olması değerin minimum veya maksimum olduğunu gösterir.

III)Ağırlıklı kalanlar yaklaşımı: Bir fonksiyonun çeşitli değerler karşılığında elde edilen yaklaşık çözümü ile gerçek çözüm arasındaki farkların bir ağırlık fonksiyonu ile çarpılarak toplamalarını minimize etme işlemine "ağırlıklı kalanlar yaklaşımı" denir. Bu yaklaşım kullanılarak eleman özelliklerinin elde edilmesinin avantajı, fonksiyonellerin elde edilemediği problemlerde uygulanabilir olmasıdır.

IV)Enerji dengesi yaklaşımı: Bir sistemden çıkan ve giren mekanik veya termal enerjilerin denklığı ilkesine dayanır. Bu yaklaşım için bir fonksiyonele ihtiyaç yoktur.

Problemin sonlu elemanlar metodu ile çözümünde hangi yolun kullanılacağı takip edilecek adımları değiştirmez. Çözüm yönteminde izlenecek adımlar şunlardır:

- a) Sonlu elemanlar modelinin oluşturulması,
- b) İnterpolasyon fonksiyonlarının seçimi,
- c) Elemanlar için direngenlik matrislerinin oluşturulması,
- d) Sistem direngenlik matrisinin çözülmesi,
- e) Sisteme etki eden kuvvetlerin tespit edilmesi,
- f) Sınır şartlarının belirlenmesi,
- g) Sistem denklemlerinin çözümü.

Sonlu eleman probleminin çözümünde ilk adım eleman tipinin belirlenmesi ve çözüm bölgesinin elemanlara ayrılmasıdır. Çözüm bölgesinin geometrik yapısı belirlenerek bu geometrik yapıya en uygun gelecek elemanlar seçilmelidir. Seçilen elemanların çözüm bölgesini temsil etme oranında, elde edilecek neticeler gerçek çözüme yaklaşmış olacaktır. Sonlu elemanlar metodunda kullanılan elemanlar boyutlarına göre dört kısma ayrılabilir:

a) Tek boyutlu elemanlar: Bu elemanlar tek boyutlu olarak ifade edilebilen problemlerin çözümünde kullanılır.

b) İki boyutlu elemanlar: İki boyutlu düzlem ve kabuk problemlerinin çözümünde kullanılır. En çok görülen şekil 3 düğüm noktasına sahip üçgen elemanlardır. Üçgen elemanların 6 ve 9 düğüm noktalı çeşitleri de vardır. Seçilecek interpolasyon fonksiyonu düğüm sayısının belirlenmesinde temel etkindir. Üçgen elemanlar çözüm bölgesinin modellenmesi için birçok ihtiyaca cevap verir. İki üçgen eleman yan yana gelmesiyle dörtgen eleman oluşturulur ve problemin geometrisi ile uyumlu olms durumunda oldukça kullanışlıdır. Dörtgen eleman dört veya daha fazla düğüm noktasından teşkil edilebilir. Çoğu durumda dikdörtgen şeklinde seçilir.

c) Dönel elemanlar: Bir eksene göre simetri gösteren problemlerin modellenmesi için dönel elemanlar tercih edilir. Bir boyutlu veya iki boyutlu elemanların simetri eksenini etrafında dönmesiyle oluşturulur. Üç boyutlu olan elemanlar simetrik problemlerin çözümünde iki boyutlu problem gibi kullanıldığı için çok kullanışlıdır.

d) Üç boyutlu elemanlar: En çok kullanılan üç boyutlu eleman tipi üçgen piramittir (düzgün dört yüzlü). Buna ek olarak dörtgenler prizması ve diğer altı yüzlü elemanlar kullanılır.

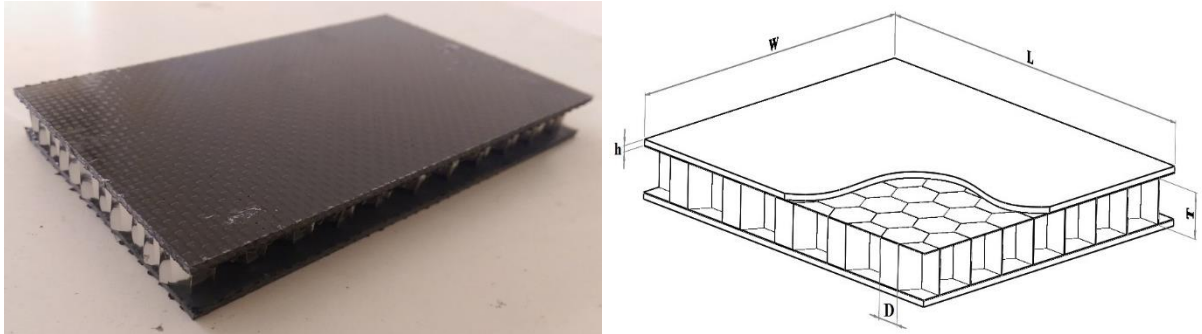
e) İzoparametrik Elemanlar: Problem geometrisinin sınırları düzgün bir şekil olmayıp bir eğri denklemi ile tanımlanmışsa yukarıda sayılan eleman tiplerinin kullanılması mümkün değildir. Böyle durumlarda geometrinin gerçeğe yaklaşması için eleman boyutlarının mümkün olduğu kadar küçültülmesi gerekir. Bu durum da oluşturulması gereken denklem sayısını artırır. Bu da bilgisayar kapasitesi ve gereken zamanda artışa sebep olur. Bu durumların önüne geçebilmek için uygun eğri denklemleri ile geometrinin sınırlarına uyum sağlayacak eğri kenarlı elemanlara ihtiyaç duyulmaktadır. Böylece daha az sayıda eleman kullanarak çözüm bölgesi daha iyi tanımlanabilmektedir.

5. MATERYAL ve METOT

Gerçekleştirilen çalışmada bal peteği sandviç kompozit malzemelerin üç nokta eğilme, basma, düşük hızlı darbe, yorulma, darbe hasarı sonrası yorulma davranışları deneysel ve sayısal yöntemlerle araştırılmıştır. Basma ve üç nokta yüklemeyle statik mukavemetleri tespit edilen numuneler yorulma testlerine tabi tutulmuş ve hasarsız numunelerin ömürleri tespit edilmiştir. Bal peteği sandviç kompozitlerin kullanıldıkları yerlerde sıklıkla karşılaşılan hasar tipi olan darbe hasarı düşük hızlı darbe testleriyle incelenmiş ve hasarlı numuneler yorulma testlerine tabi tutularak darbe hasarının yorulma ömürlerine etkisi incelenmiştir. Çalışmanın son kısmında hasarlı numuneler tamir edilerek mukavemetleri arttırılmaya çalışılmış ve tamiratın mukavemete etkisi araştırılmıştır.

Kullanılan bal peteği hücre malzemeleri AL-3003 alaşımıdır. Bal peteği hücreler yüzey malzemesi olarak kullanılan AL-5754 alaşımı, cam fiber takviyeli kompozit ve karbon fiber takviyeli kompozit plakaların arasına yerleştirilmiştir. Yüzey malzemeleri ile bal peteği hücreler arasındaki bağlantı 3M 2216 marka epoksi esaslı yapıştırıcı ile sağlanmıştır.

Bal peteği hücreler 6.35 mm ve 9.525 mm hücre boyutlarına (D) ve 10 mm, 15 mm ve 20 mm hücre yüksekliklerine (T) sahiptir. Kullanılan yüzey malzemeleri ise $h=0.5$ mm, 1 mm ve 1.5 mm kalınlıklara sahiptir. Elde edilen numuneler $W=80$ mm genişliğe ve $L=135$ mm uzunluğa sahiptir. Üretilen numunelerden 6.35 mm hücre boyutuna, 10 mm hücre yüksekliğine ve 1 mm kalınlığında karbon fiber yüzey malzemesine sahip numunenin resmi ve kullanılan parametrelerin numune üzerinde gösterimi Şekil 5.1’de verilmiştir. Şekilde L ve W değerleri sırasıyla 135 mm ve 80 mm olacak şekilde sabit alınmıştır.



Şekil 5.1. Karbon Fiber Takviyeli Kompozit Yüzey Malzemesine Sahip Numune

Aşağıdaki tabloda incelenen parametreler verilmiştir. Parametrelerden biri sabit tutulmuş ve diğer parametreler değiştirilerek etkileri incelenmiştir (Tablo 5.1).

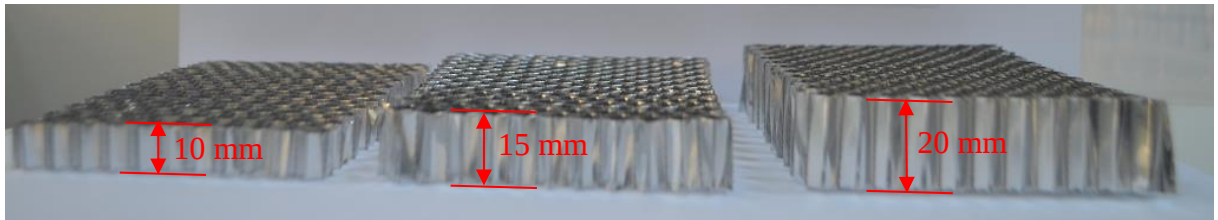
Tablo 5.1 Testlerde kullanılan parametreler

Hücre Boyutu (mm)	6.35	9.525	
Yüzey Malzemesi	Al	GFRP	CFRP
Hücre Yüksekliği (mm)	10	15	20
Yüzey Kalınlığı (mm)	0.5	1	1.5
Darbe Enerjisi (J)	0	5	10

Numuneler isimlendirilirken numune etiketinin başındaki rakam hücre boyutunu belirtmek için kullanılmıştır. 6 değeri 6.35 mm ve 9 değeri 9.525 mm hücre boyutunu tanımlamaktadır. İkinci sıradaki harf dizisi yüzey malzemesini tanımlamaktadır. AL: alüminyum, CFRP: karbon fiber takviyeli kompozit ve GFRP: cam fiber takviyeli kompozit için kullanılmıştır. Üçüncü sıradaki 10, 15 ve 20 değeri hücre yüksekliğini ifade etmektedir. Son sıradaki a, b ve c ise yüzey malzemesi kalınlığı için kullanılan ifadedir. Sırasıyla 0.5 mm, 1 mm ve 1.5 mm değerlerinin yerine kullanılmıştır. Örneğin “6AL10b” etiketi 6 mm hücre boyutuna, alüminyum yüzey malzemesine, 10 mm hücre yüksekliğine ve 1 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numuneyi ifade etmektedir.

5.1 Numunelerin hazırlanması

Bal peteği sandviç malzemeler oluşturulurken bal peteği hücreler ve yüzey malzemeleri 80 mm genişliğinde ve 135 mm uzunluğunda kesilmiştir. 10 mm, 15 mm ve 20 mm hücre yüksekliğine sahip bal peteği hücreleri Şekil 5.2 de verilmiştir.



Şekil 5.2. Farklı Yüksekliklere Sahip Bal Peteği Hücreler

Yüzey malzemeleri 3M 2216 yapıştırıcının kullanma kılavuzunda yazdığı gibi 180 kum zımpara ile zımparalanmış ve alüminyum malzemeler aseton ile kompozit malzemeler ise izopropil alkol ile temizlenmiştir.

Jen ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada 0.7 kg/m^2 yapıştırıcı miktarının maksimum eğilme mukavemeti sağladığını belirtmişlerdir [2]. Temizlenen yüzey malzemelerine 0.7 kg/m^2 yapıştırıcı miktarına denk gelen miktar olan 7.5 gr ağırlığında yapıştırıcı ıspatula yardımıyla sürülmüştür. Bütün numunelerde aynı baskıyı oluşturmak için yapıştırıcı sürülen numuneler 2.5 kg ağırlığa sahip beton ağırlıkların altına yerleştirilmiştir. Ağırlık altındaki kompozit malzemeler Şekil 5.3'te gösterilmiştir.



Şekil 5.3 Ağırlık Altında Bekletilen Sandviç Kompozitler

Bir yüzü yapıştırılan numunelerin 1 gün olan taşıma kürleşmesinin ardından diğer yüzeyi yapıştırılmıştır. Yapıştırıcı malzemenin tam kürleşmesi için hazırlanan sandviç kompozitler 1 hafta oda sıcaklığında bekletilmiş ve ardından testler gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.4'te üretimi tamamlanmış sandviç kompozitler verilmiştir.



Şekil 5.4. Üretilen Bal Peteği Sandviç Kompozit Numuneler

Hazırlanan sandviç kompozitler hassas terazi ile tartılmış ve ağırlıkları saptanmıştır. Her bir parametre için numunelerin ağırlıkları aşağıda verilmiştir.

Tablo 5.2. Numune Ağırlıkları

Numune	6AL10a	6AL10b	6AL10c	6AL15b	6AL20b	9AL10b
Ağırlık (gram)	44.25	72	103.2	75.5	78.8	69.3
Numune	6CFRP10a	6CFRP10b	6CFRP10c	6GFRP10a	6GFRP10b	6GFRP10c
Ağırlık (gram)	38.8	47.7	73.6	38.2	53.4	73.9

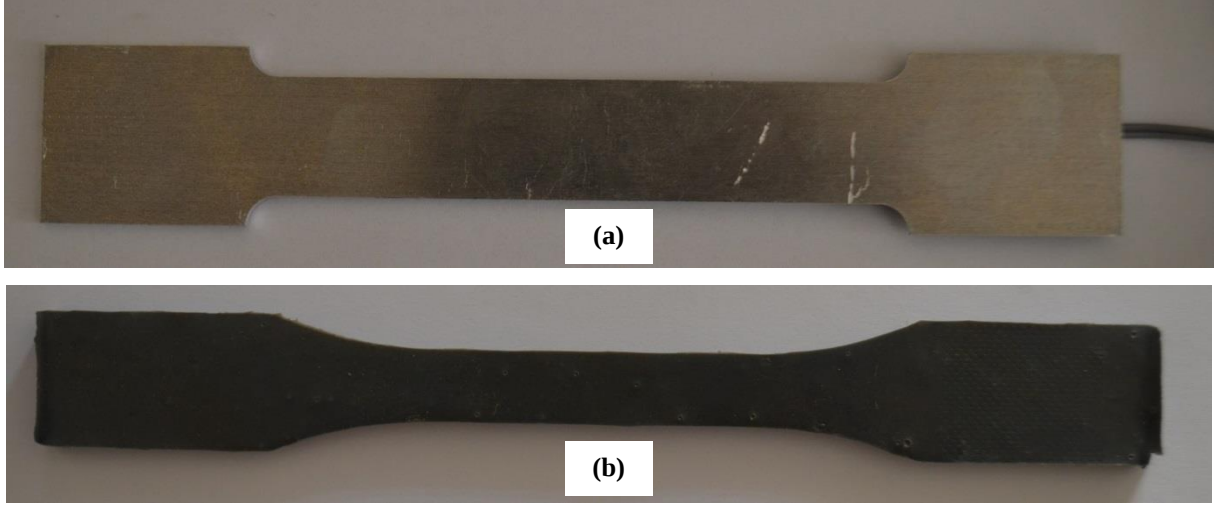
5.2 Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri

Kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri Batman Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarı'nda bulunan Shimadzu marka universal test cihazı kullanılarak tespit edilmiştir. Kullanılan test cihazı 5 kN ve 250 kN olmak üzere iki farklı yük hücreğine sahiptir ve düşük hızlarda test yapmaya imkân tanımaktadır. Şekil 5.5'te kullanılan test cihazı verilmiştir.



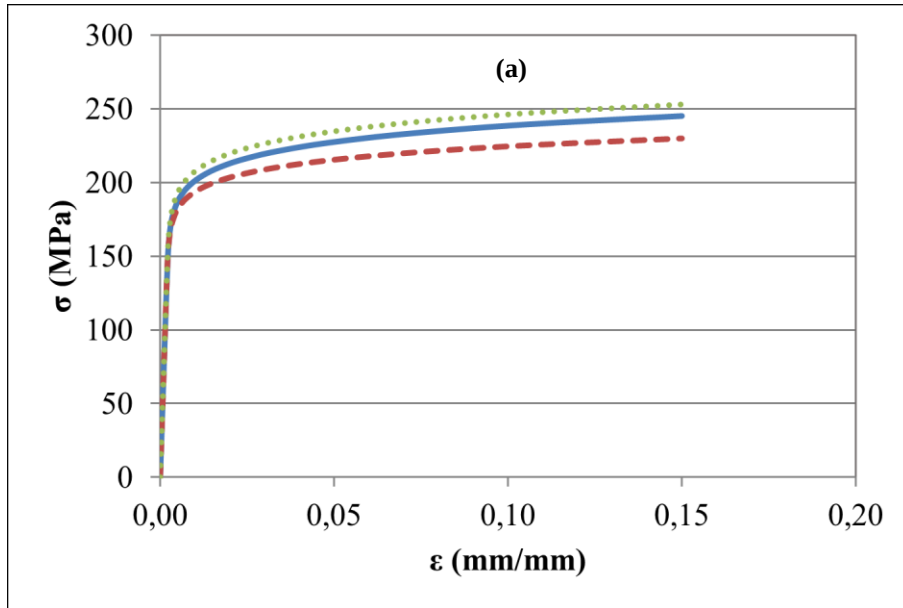
Şekil 5.5. Testler İçin Kullanılan Shimadzu Universal Test Cihazı

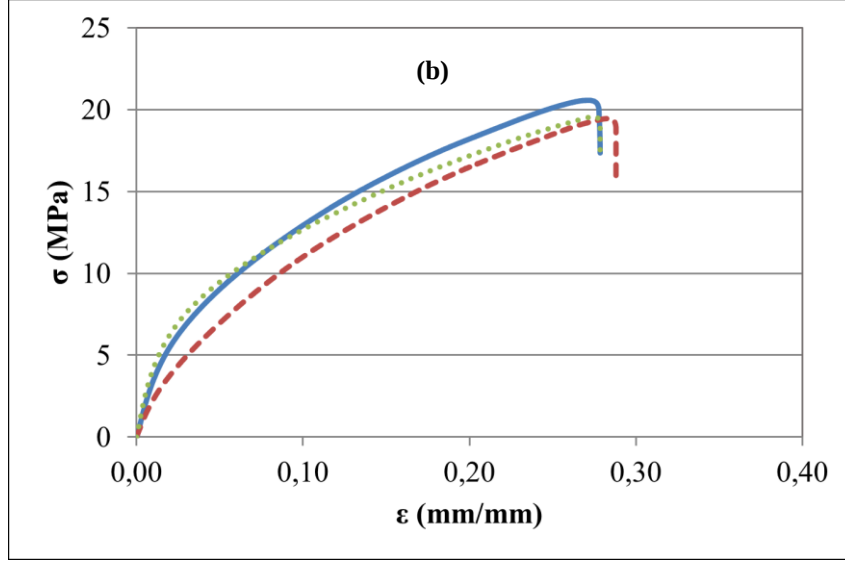
İzotropik özelliklere sahip olan alüminyum ve yapıştırıcı malzemenin mekanik özellikleri belirlenirken ASTM E8 standardına göre çekme numuneleri oluşturulmuş ve çekme deneyi gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.6'da hazırlanan çekme numuneleri verilmiştir. Alüminyum malzeme için kalınlık 2 mm, yapıştırıcı malzeme için 5 mm seçilmiştir.



Şekil 5.6 Hazırlanan Çekme Numuneleri (a. Alüminyum b. 3M 2216)

Yapıştırıcı malzeme daha düşük mukavemete sahip olduğundan çekme deneyi sırasında daha hassas sonuç elde edebilmek amacıyla 5 kN kapasiteye sahip yük hücresi kullanılmıştır. Alüminyum malzemenin hasar yükü 5 kN değerini aştığından testler 250 kN kapasiteli yük hücresiyle yapılmıştır. Testler sırasında malzemelerin elastisite modülü ve poisson oranını bulmak amacıyla numunelere çekme doğrultusunda ve çekme doğrultusuna dik olacak şekilde 2 strain gauge yapıştırılmış ve enine ve boyuna şekil değişimleri ölçülmüştür. Malzemelerin çekme mukavemetini tespit edebilmek amacıyla testler numune hasara uğrayıncaya kadar devam ettirilmiştir. Her malzeme için 3'er numune test edilmiş ve ortalamaları alınmıştır. Şekil 5.7'de malzemelerin gerilme ve yüzde şekil değiştirme grafikleri verilmiştir.

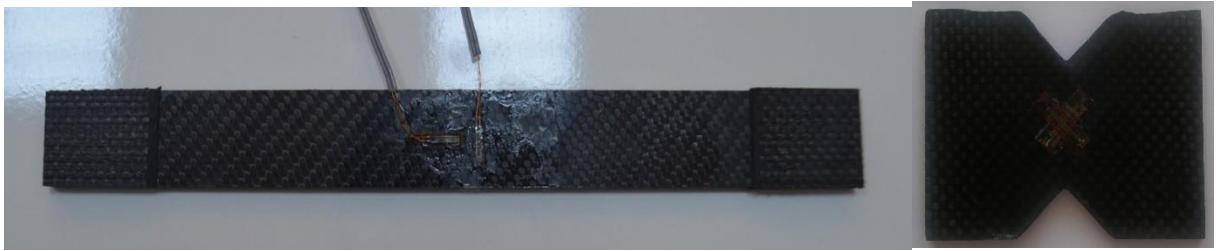




Şekil 5.7 a) Alüminyum ve b) Yapıştırıcı Malzemelerin Gerilme-Yüzde Şekil Değişimi Eğrileri

Testler sonucunda 3M 2216 malzemenin elastisite modülü 565 MPa, poisson oranı 0.47, çekme dayanımı 19.88 MPa, alüminyum malzemenin elastisite modülü 70.3 GPa ve poisson oranı 0.33, çekme dayanımı 245 MPa bulunmuştur. Alüminyum 3003 alaşımın ise elastisite modülü 68.9 GPa ve Poisson oranı 0.33'dür.

Yüzey malzemesi olarak kullanılan karbon ve cam fiber takviyeli kompozitlerin mekanik özellikleri belirlenirken çekme testleri için ASTM D 3039 [40], kayma testleri için ASTM D 7078 [41] standartları kullanılmıştır. Belirtilen standartlara göre hazırlanan çekme ve kayma numuneleri Şekil 5.8'de verilmiştir.



Şekil 5.8 ASTM D 3039 ve ASTM D7078 Standartlarına Göre Hazırlanan Numuneler

Yapılan testler sonucunda cam ve karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 5.3'de verilmiştir.

Tablo 5.3 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri

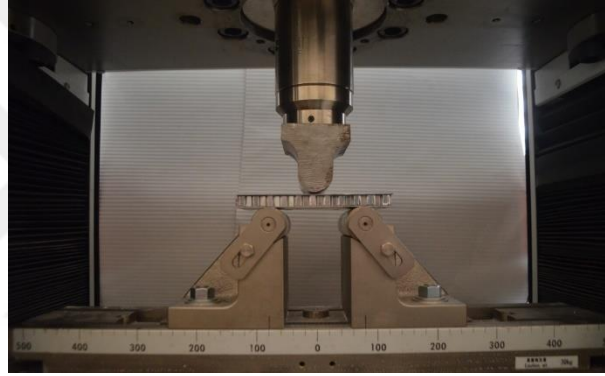
	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	E_3 (GPa)	ν_{12}	G_{12} (GPa)	X^T, Y^T (MPa)	X^C, Y^C (MPa)	S (MPa)
CFRP	83.4	83.5	8.2	0.05	6.8	1008	953	125
GFRP	20.7	20.7	3.9	0.09	4.133	395	260	75

5.3 Sandviç kompozitlerin statik deneyleri

Sandviç kompozit numuneler statik mukavemetlerinin belirlenebilmesi amacıyla üç nokta eğilme ve basma testlerine tabi tutulmuştur. Eğilme testleri ASTM C393 [42], basma testleri ASTM C 365 [43] standartlarına uygun olarak gerçekleştirilmiştir.

5.3.1 Üç Nokta Eğilme Testleri

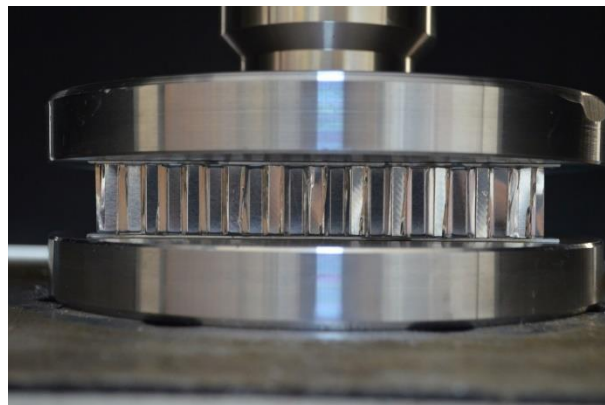
Eğilme testleri ASTM C393 standardına göre gerçekleştirilmiştir. Testler sırasında Shimadzu universal test cihazı kullanılmıştır. 250 kN yük hücreğine sahip cihazda testler yapılırken ilerleme hızı 1 mm/dk seçilmiştir. Testler sırasında yük numuneye 30 mm çapındaki silindir ile uygulanmıştır. Alt desteklerin arasındaki mesafe 80 mm ve çapı 30 mm seçilmiştir. Şekil 5.9’da numuneye yükün uygulanışı verilmiştir.



Şekil 5.9 Üç Nokta Eğilme Testinde Yükün Uygulanışı

5.3.2 Basma Testleri

Basma testleri sırasında yük numunelere uygulanırken 180 mm çapındaki çelik silindirler arasına yerleştirilmiş ve tek yönde basma kuvveti uygulanmıştır. Test hızı dakikada 1 mm seçilmiştir. Basma çeneleri arasına yerleştirilmiş numune Şekil 5.10’da verilmiştir.



Şekil 5.10 Basma Testinde Yükün Uygulanışı

5.4 Darbe Deneyleri

Darbe deneyleri Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarında bulunan CEAST-Fractovis Plus darbe test cihazı ile yapılmıştır. Testler sırasında 12.7 mm çapında, 5120 gram ağırlığında ve yarım küre şeklindeki çelik darbe elemanı kullanılmıştır. Testler 5 J ve 10 J çarpışma enerjilerinde gerçekleştirilmiştir. Darbe sırasında numuneyi tutmak için kullanılan alt ve üst destekler 76 mm çapa sahiptir. Test cihazı 1800 J kapasite ve 22 kN kapasiteli yük hücreğine sahiptir. Test cihazında ilk darbe sonrası tekrar vuruşu engellemek için tutucu mevcuttur. Kullanılan test cihazı Şekil 5.11 de verilmiştir.



Şekil 5.11 Darbe Testleri İçin Kullanılan CEAST-Fractovis Plus Darbe Test Cihazı

5.5 Yorulma Deneyleri

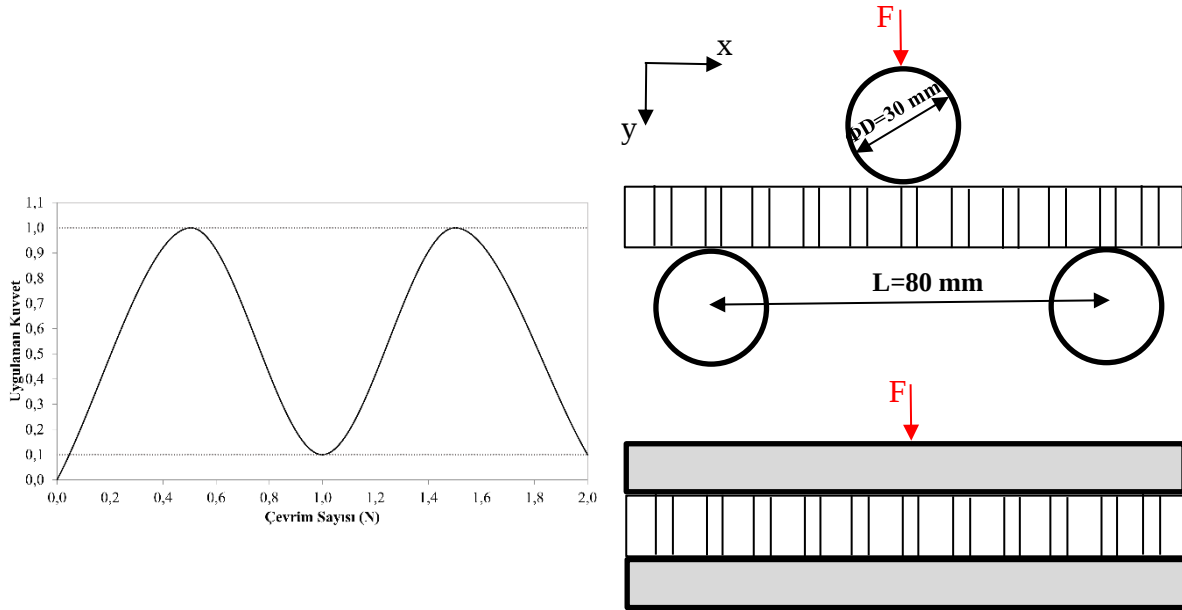
Yorulma deneyleri Batman Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarı'nda bulunan Shimadzu marka Servo-Hidrolik Yorulma test cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Testler için gereken gücü hidrolik bir pompa ile sağlayan cihaz 100 kN yük hücreğine sahiptir ve

çekme, basma ve üç nokta eğilme testlerinin yapılmasına imkân tanımaktadır. Test cihazı Şekil 5.12 de verilmiştir.

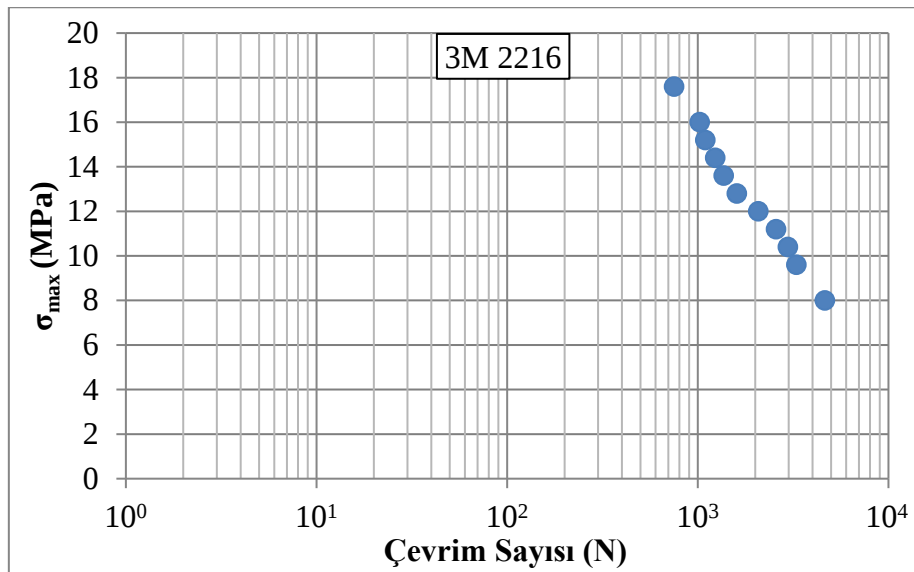
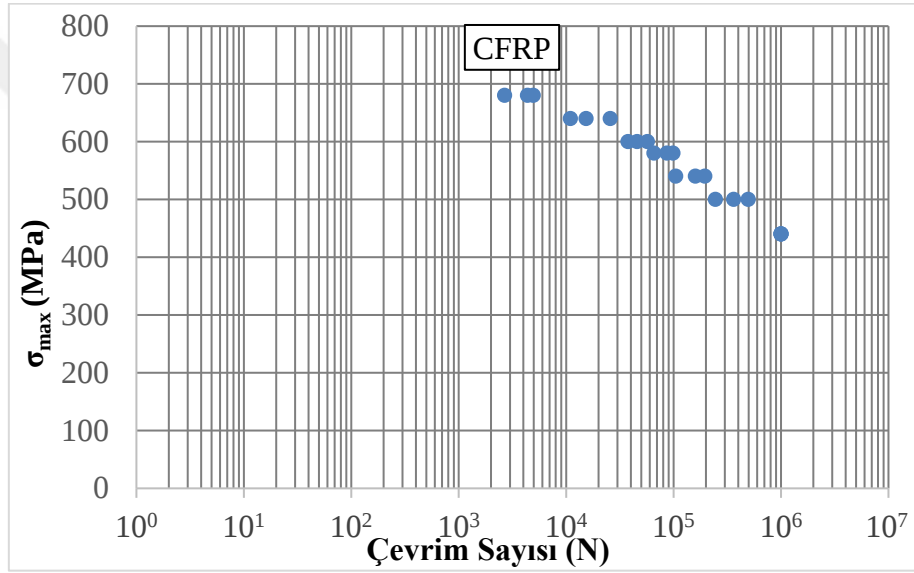
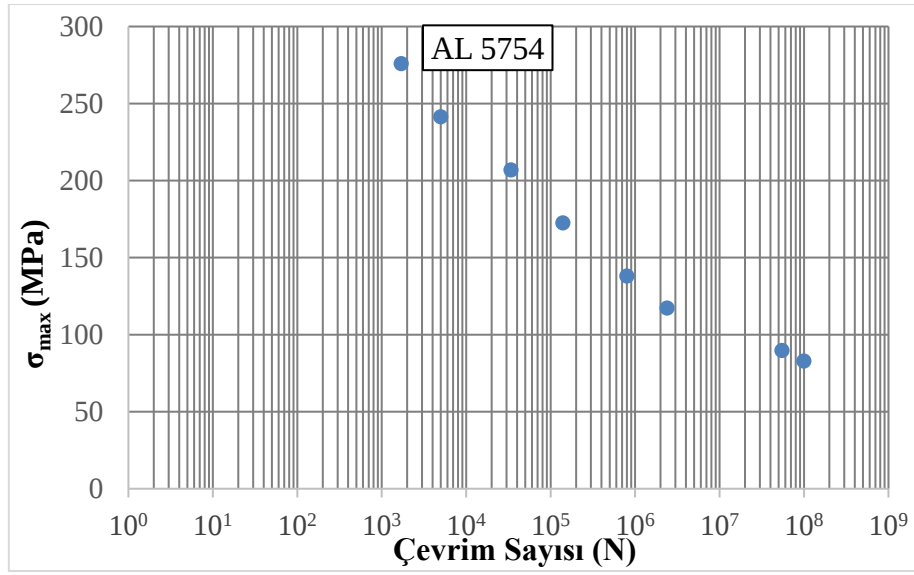


Şekil 5.12. Shimadzu Yorulma Test Cihazı

Yorulma deneyleri ile öncelikle kullanılan malzemelerin yorulma davranışları tespit edilmiştir. Yorulma testleri sırasında frekans 5 Hz seçilmiştir. Yük numunelere sinüs dalga formunda uygulanmıştır. $R=F_{\min}/F_{\max}=0.1$ seçilmiştir. Yükün bal peteği numunelere uygulanışı Şekil 5.13’de şematik olarak verilmiştir. Alüminyum, 3M 2216 yapıştırıcı ve kompozit malzemeler için statik hasar yüklerinin altındaki değerler için yorulma testleri yapılmıştır. Alüminyum 5754 yüzey malzemesi, 3M 2216 yapıştırıcı ve karbon fiber takviyeli kompozit malzeme için Uygulanan Kuvvet - Çevrim Sayısı grafikleri Şekil 5.14’de verilmiştir.



Şekil 5.13 Yorulma Yükünün Numunelere Uygulanışı



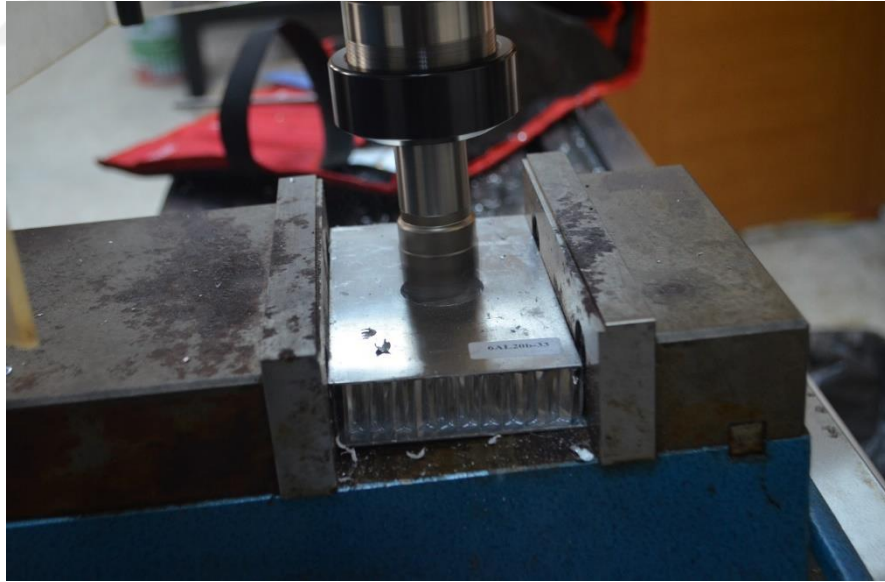
Şekil 5.14. Kullanılan Malzemelerin S-N Grafikleri

5.6 Tamir İşleminin Yapılışı

Bal peteği sandviç kompozitler tamir edilirken hasarsız malzemenin sahip olduğu mukavemete, ağırlıkta çok az artış ve aerodinamikte minimum değişiklik ile ulaşılması hedeflenir. Tamir sırasında yama ile ana parça mümkün olduğu kadar üst üste bindirilmez. Gerçekleştirilen çalışmanın bu aşamasında tamir işlemi uygulanan numunelere tamirin nasıl yapıldığı açıklanacaktır.

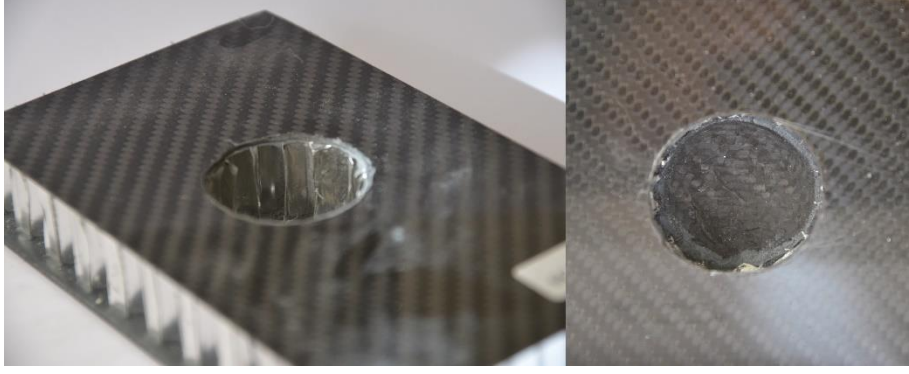
Test numuneleri 5 J darbe enerjisi ile darbe testine maruz bırakıldıktan sonra yüzey malzemesi çeşidinin tamir sonrası mukavemet ve yorulma ömrüne etkisini görmek amacıyla 6AL10b, 6GFRP10b, 6CFRP10b numuneleri tamir edilmiştir. Bal peteği çekirdeğin yüksekliğinin etkisini tespit etmek için de 6AL10b, 6AL15b, 6AL20b numuneleri tamir edilmiştir. Tamir edilen numuneler numune sayısının proje bütçesi kaynaklı kısıtlı olması nedeniyle sadece basma testine tabi tutulmuştur.

Tamir yapılırken 5 J enerji ile ön hasar verilen numunenin hasarlı yüzey malzemesi freze yardımıyla hasar bölgesi ortada kalacak şekilde 30 mm çapında delinmiştir. Şekil 5.15’de yüzey malzemesine delik açma işlemi gösterilmiştir.



Şekil 5.15. Hasarlı Yüzey Malzemesinin Freze Yardımıyla Delinmesi

Yüzey malzemesi delinen numunelerin hasarlı hücreleri açılan delik çapına uygun olarak makas yardımıyla kesilmiştir. Kesilen bal peteği hücreleri ve hasarsız yüzey malzemesi ile bal peteği hücreleri bir arada tutan yapıştırıcı malzeme dremel el frezesiyle temizlenmiştir. Şekil 5.16’da temizlenmiş numune verilmiştir.



Şekil 5.16. Hasarlı Hücre Malzemesi ve Yapıştırıcı Tabakası Temizlenmiş Numune

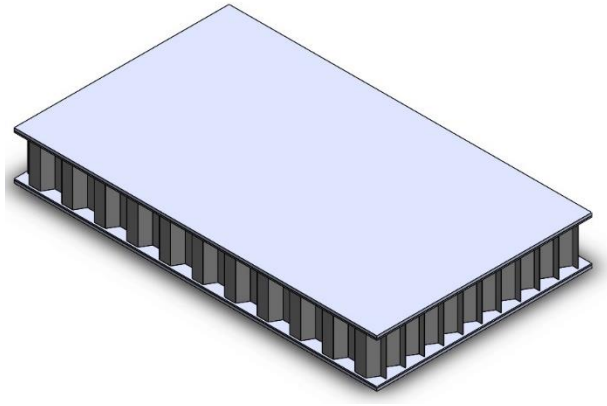
Bal peteği çekirdek malzemesi ve yapıştırıcı tabakası temizlenen numunelerin çıkartılan bölgeleri ile aynı boyutta hücre ve yüzey malzemesi kesilmiş ve çıkartılan bölgeye yerleştirilmiştir. Tamir edilmiş bir numunenin görüntüsü Şekil 5.17’de verilmiştir.



Şekil 5.17. Tamir Edilmiş Numune

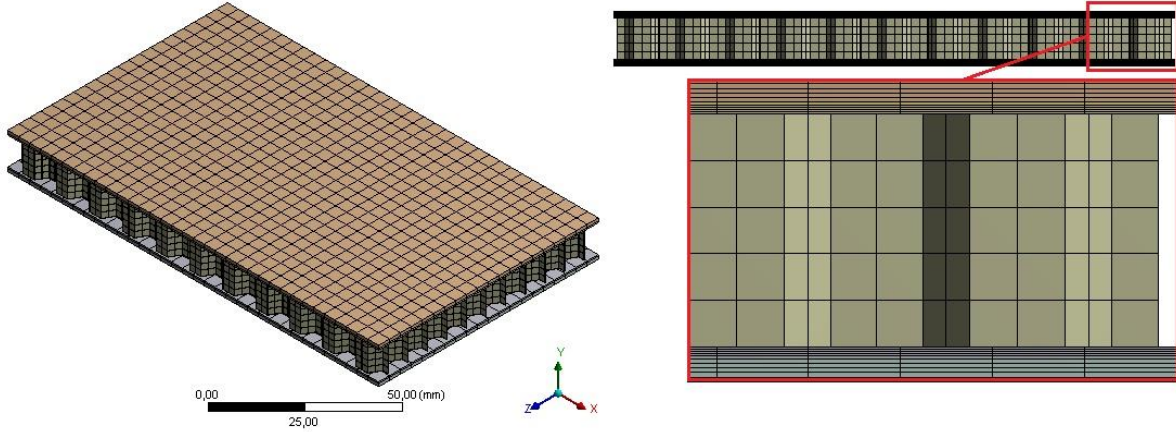
5.7 Sayısal Çalışma

Gelişen bilgisayar teknolojisi ile birlikte maliyetli ve uzun zaman alan deneysel çalışmalara alternatif olarak sonlu elemanlar metodu gibi yöntemlerin kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Çalışmanın bu aşamasında deneysel olarak yapılan çalışmaların hemen hepsi ANSYS Workbench 17.2 sonlu elemanlar paket programı yardımıyla sayısal olarak analiz edilmiştir. Ansys programının modelleme aracının uzun zaman gerektirmesi nedeniyle numuneler Solidworks 2017 programında oluşturulmuş ve ANSYS programına aktarılmıştır. Şekil 5.18’de Solidworks 2017 programında oluşturulan bir model verilmiştir.



Şekil 5.18. Solidworks 2017 Programıyla Oluşturulan 6AL15b Numunesi

Solidworks 2017 programıyla katı modeli oluşturulan numuneler ANSYS Workbench yazılımı ile sonlu elemanlara bölünmüş ve test çeşidine göre sınır şartları uygulanmıştır. Farklı test türlerinde farklı yük uygulama elemanları kullanılmıştır. Örneğin darbe testinde darbe elemanı üç nokta eğilme testinde alt ve üst destekler kullanılmıştır. Bütün test türleri için numunelerin sonlu eleman boyutları aynı tutulmuştur. Şekil 5.19’da sonlu elemanlara bölünmüş bir model verilmiştir.



Şekil 5.19. Sonlu Elemanlara Bölünmüş 6AL10b Numunesi

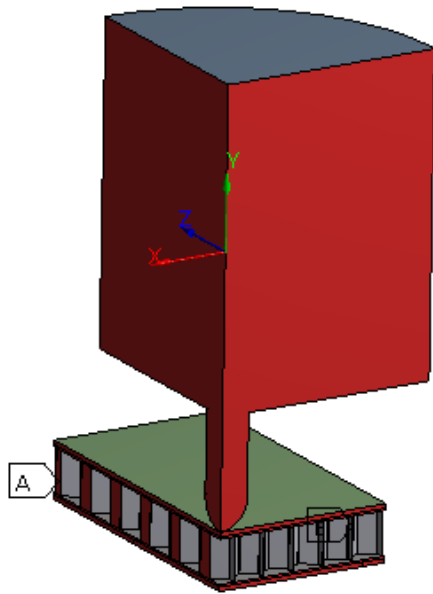
Farklı numune türlerine göre numunelerin düğüm ve eleman sayıları Tablo 5.3’de verilmiştir.

Tablo 5.4. Numunelerin Düğüm ve Eleman Sayıları

	6AL10a	6AL10b	6AL10c	6AL15b	6AL20b
Düğüm Sayısı	125545	127079	128846	164702	181642
Eleman Sayısı	21514	21878	22160	28736	31376

5.7.1 Darbe Testlerinin Sayısal Modellenmesi

Darbe analizleri ANSYS Explicit Dynamics aracılığıyla yapılmıştır. Analizlerin uzun zaman alması nedeniyle modelin simetrik olmasından dolayı çeyrek model oluşturulmuş ve simetri sınır şartları tanımlanmıştır. Darbe elemanının hızı testlerde elde edilen verilerden faydalanılarak verilmiştir. Şekil 5.20’de simetri sınır şartları uygulanmış model verilmiştir. Deneysel çalışmada kullanılan sınır şartları sayısal analiz yapılırken kullanılmıştır. Sandviç kompozit numunenin alt ve üst yüzey malzemesi 76 mm çapında üç yönde de hareketi sınırlandırılmıştır. Darbe elemanı deneysel sınır şartlarında olduğu gibi 5 J darbe enerjisi için 1.4 m/sn ve 10 J darbe enerjisi için 1.98 m/sn hızla numuneye çarpmıştır. Darbe elemanın yalnızca düşey eksen olan Y doğrultusunda hareketine izin verilmiştir.

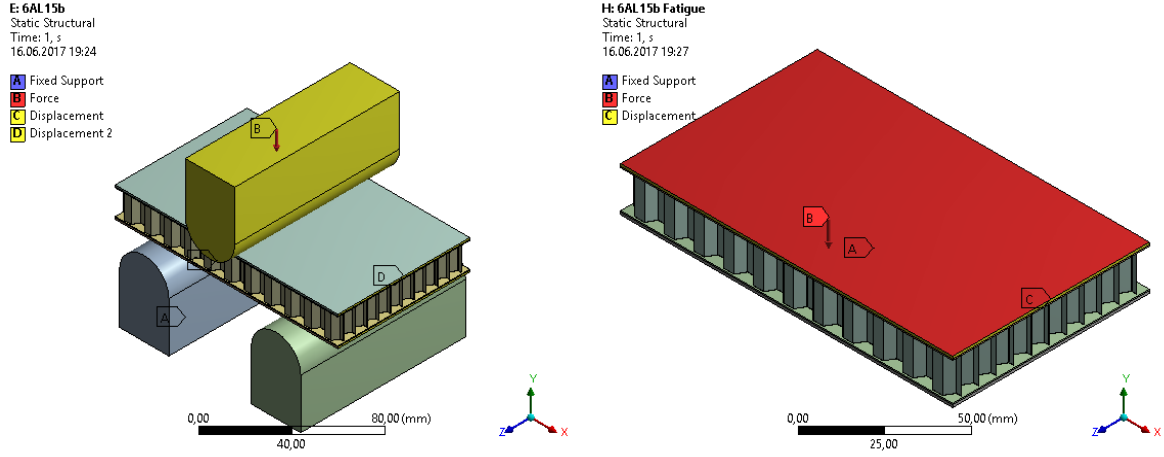


Şekil 5.20. Darbe Analizlerinde Kullanılan Simetri Sınır Şartı Uygulanmış Model

Yapılan darbe analizleri neticesinde numunelerde meydana gelen deformasyon miktarları, numunelerde meydana gelen gerilmeler ve sönümlenen enerji miktarı tespit edilebilmektedir.

5.7.2 Üç Nokta Eğilme ve Burkulma Analizlerinin Modellenmesi

Üç nokta eğilme analizleri modellenirken deneysel çalışmada olduğu gibi alt ve üst destekler 30 mm çapında modellenmiştir ve alt desteklerin arasındaki mesafe 80 mm seçilmiştir. Burkulma analizlerinde ise numunelerin alt yüzey malzemeleri sabitlenmiş ve üst yüzey malzemelerinden yük uygulanmıştır. Şekil 5.21’de üç nokta eğilme ve burkulma analizlerinde kullanılan modeller verilmiştir.



Şekil 5.21. Üç Nokta Eğilme ve Burkulma Analizleri İçin Oluşturulan Modeller

Üç nokta eğilme analizi için oluşturulan modelde üst desteğin sadece Y ekseninde hareketine izin verilmiş diğer yönlerdeki hareketleri sınırlandırılmıştır. Alt destekleri alt yüzeylerinden sabitlenmiştir. Numunenin dönmesini engellemek amacıyla şekilde “D” ile gösterilen numunenin uçlarının “Z” ekseninde hareketi sınırlandırılmıştır.

Burkulma analizlerinde uygulanan yük ile numunenin şekil değişimi ile birlikte kritik burkulma yükünü tespit etmek için Eigenvalue Buckling analizler de yapılmıştır. Eigenvalue Buckling analizi ideal elastik malzemelerin burkulma mukavemetini tahmin eder. Bu yöntem ile elde edilen sonuçlar klasik Euler çözümü ile uyumludur.

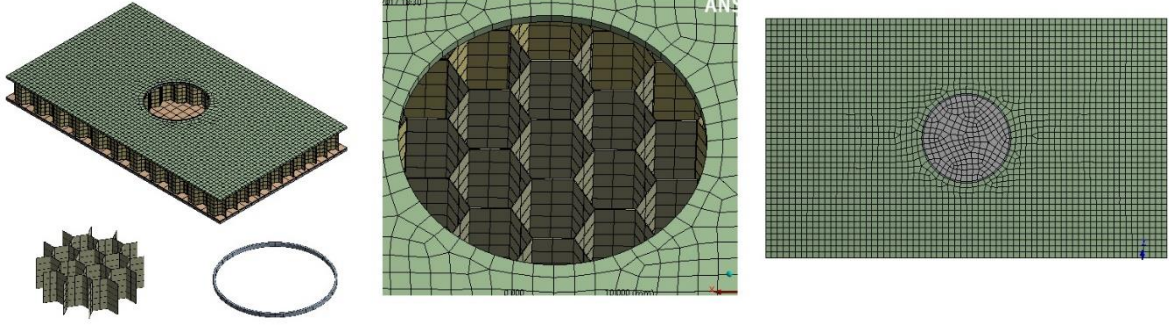
5.7.3 Yorulma Analizlerinin Modellenmesi

Yorulma analizleri yapılırken üç nokta eğilme ve burkulma için oluşturulan katı modeller kullanılmıştır. Ansys analiz kütüphanesinde yer alan “Static Structural” analizine yorulma aracı eklenmiş ve yorulma analizleri yapılmıştır. Numunelerin oluşturulması için kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri gibi yorulma değerleri de deneysel olarak tespit edilmiş ve parçalara atanmıştır. Tıpkı deneysel çalışmada olduğu gibi yorulma analizlerinde de frekans 5 Hz ve R=0.1 seçilmiştir.

5.7.4 Tamir Edilen Numunelerin Modellenmesi

Hasara uğramış numunelerin tamir edildikten sonra statik ve yorulma mukavemeti değerlerinin tespit edilmesi amacıyla numunelerin içi deneysel çalışmada olduğu gibi 30 mm çapında boşaltılmış ve yerine yeni hücre, yapıştırıcı malzeme ve yüzey malzemesi eklenmiştir. Tamir edilmiş numunelerden bir tanesinin sonlu elemanlara bölünmüş hali ve detayları Şekil

5.22’de verilmiştir. Tamir edilmiş numunelere sadece burkulma yüklemesi altında analizler gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.22. Tamir Edilmiş Numunenin Detayları

6. SONUÇLAR

Gerçekleştirilen çalışmada bal peteği sandviç kompozit üretim parametrelerinin üç nokta eğilme ve basma yüklemesi gibi statik yükler karşısında, düşük hızlı darbe davranışları karşısında ve yorulma yüklemesi durumunda numune davranışlarına etkisi incelenmiştir. Çalışma deneysel ve sayısal olmak üzere iki farklı yöntem kullanılarak yapılmıştır. Düşük hızlı darbeye maruz kalmış numunelerin statik ve yorulma davranışlarındaki değişimler incelenmiş ve hasarın numune dayanımına etkisi tespit edilmiştir.

6.1 Deneysel Çalışma

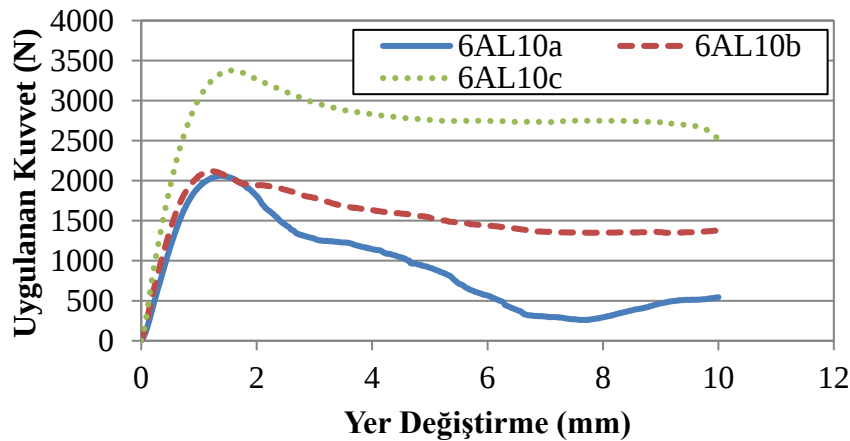
6.1.1 Statik Test Sonuçları

Üretimi gerçekleştirilen bal peteği sandviç kompozit numuneleri öncelikle üç nokta eğilme ve basma testine tabi tutulmuş ve numuneler oluşturulurken kullanılan parametrelerin dayanıma etkileri incelenmiştir.

6.1.1.1 Üç Nokta Eğilme Test Sonuçları

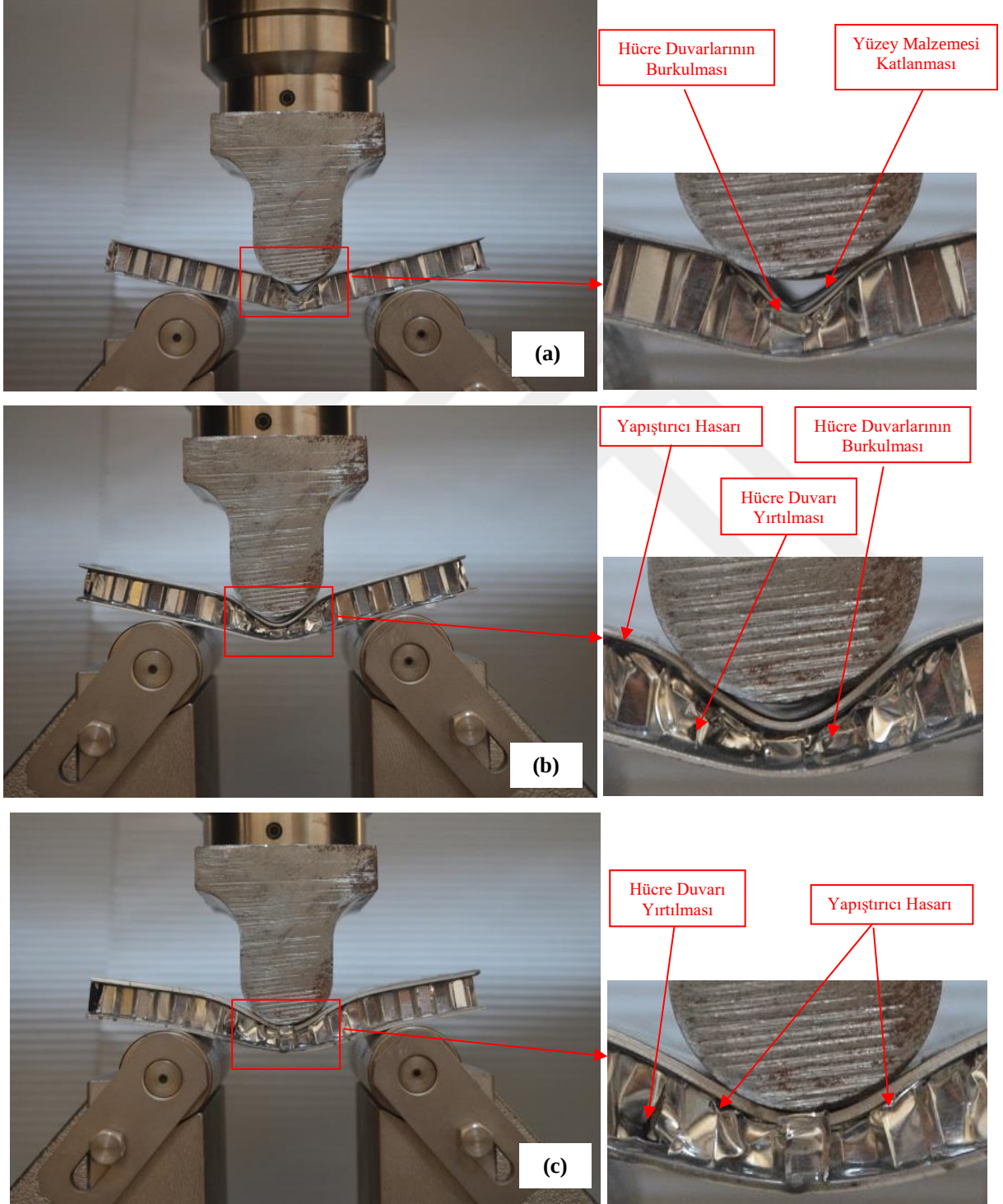
Üç nokta eğilme testleri 30 mm mandrel çapında 1 mm/dk test hızında gerçekleştirilmiştir. Test sırasında uygulanan kuvvete karşılık gelen şekil değişimi kaydedilmiş ve parametreler için karşılaştırmalı olarak verilmiştir.

Şekil 6.1. de yüzey malzemesi kalınlığının eğilme davranışına etkisi verilmiştir. Yüzey malzemesi kalınlığının artması numunelerin hasar yükünü artırmıştır. Alüminyum yüzey malzemesi kullanılan modellerde hasar yükü 0.5 mm kalınlık için 2061 N iken 1 mm kalınlık için 2118 N ve 1.5 mm kalınlık için 3377 N değerini almıştır.



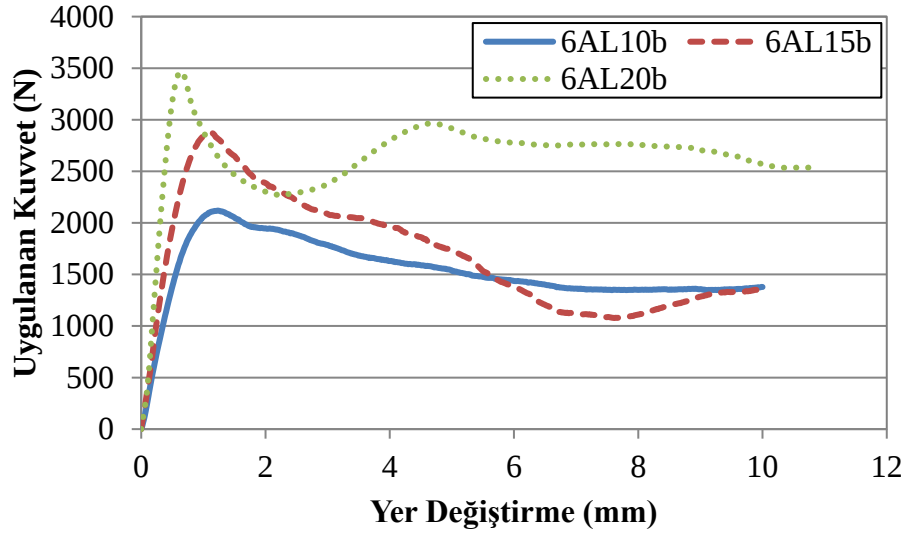
Şekil 6.1. Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Dayanımına Etkisi

Şekil 6.2’de alüminyum yüzey malzemesine sahip modellerin test sonrası görüntüsü verilmiştir. Şekiller incelendiğinde 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip modelde yükün uygulandığı silindirin numuneye ilk temas ettiği noktada belirgin bir hasar olduğu görülmektedir. Bu hasar 1 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip modelde daha az görülürken 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip modelde hiç görülmemiştir.



Şekil 6.2. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Modellerin Test Sonrası Görüntüsü (a. 0.5 mm, b. 1 mm, c. 1.5 mm)

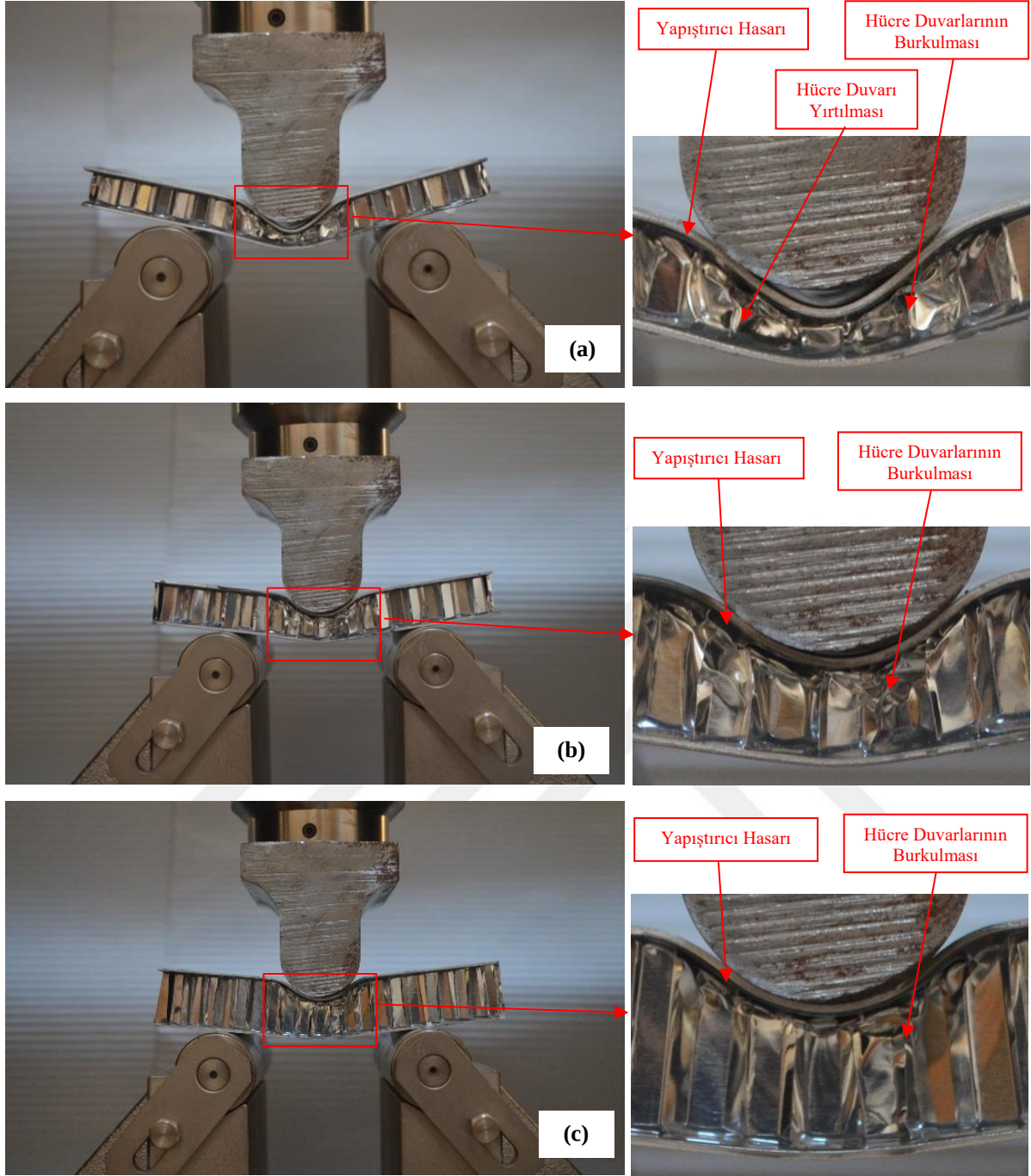
Şekil 6.3’de hücre yüksekliğinin eğilme davranışına etkisi verilmiştir. Bal peteği hücre yüksekliklerinin artması numunelerin atalet momentini arttırmış ve eğilme mukavemetleri artmıştır [44]. 10 mm hücre yüksekliği için 2118 N olan hasar yükü 15 mm ve 20 mm hücre yükseklikleri için sırasıyla 2875 N ve 3468 N değerlerini almıştır.



Şekil 6.3. Bal Peteği Hücre Yüksekliğinin Eğilme Mukavemetine Etkisi

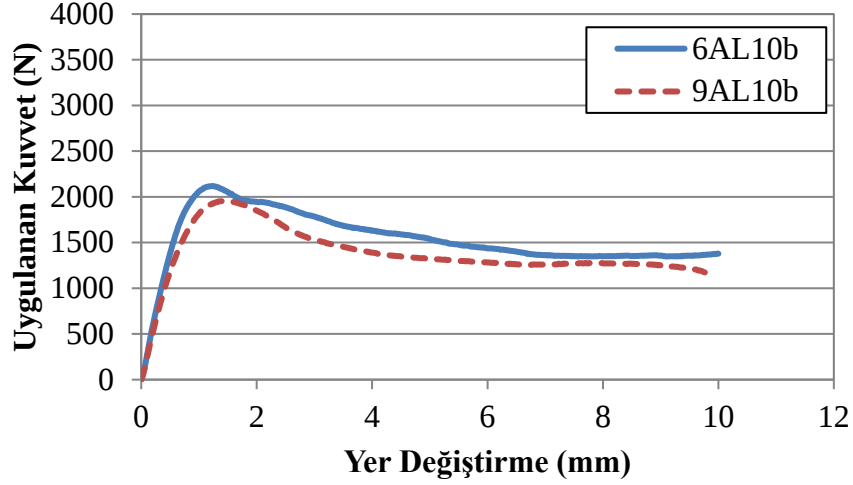
Bal peteği hücre yüksekliğinin artması numunelerin hasar yükünü arttırmasının yanında ortaya çıkan hasar türünü de değiştirmiştir. 10 mm hücre yüksekliğine sahip numunede numunenin komple eğilmesi görülürken 15 mm hücre yüksekliğine sahip numunede kısmi eğilme ve hücrelerde ezilme birlikte görülmüştür. 20 mm hücre yüksekliğine sahip numuneler de ise eğilme çok az meydana gelmiş yükün uygulandığı bölgede hücre ezilmeleri meydana gelmiştir. Bu durum Şekil 6.4’de görülmektedir.

Bal peteği çekirdek ile yüzey malzemesi arasındaki yapıştırıcı bölgenin bütün numunelerde hasara uğradığı görülmektedir. Hücre duvarlarının burkulması tüm numunelerde görülmekle birlikte en fazla 6AL20b numunesinde görülmüştür.



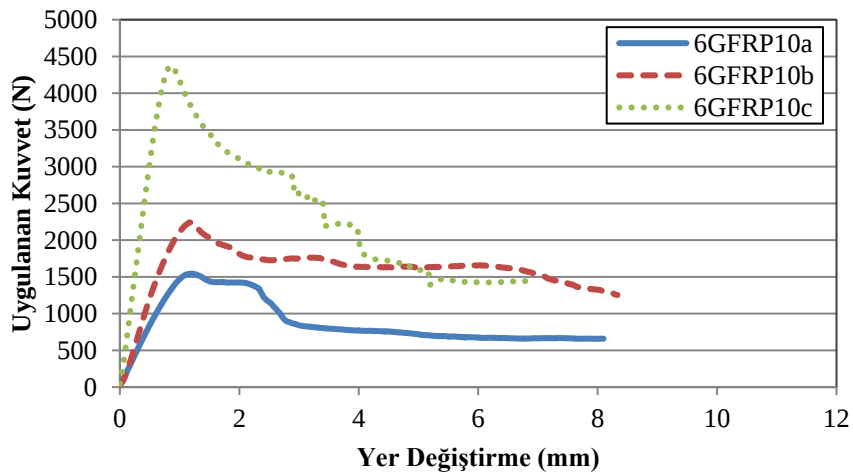
Şekil 6.4. Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Modellerin Test Sonrası Görüntüsü (a. T=10 mm, b. T=15 mm, c. T=20 mm)

Şekil 6.5’de hücre boyutunun eğilme davranışına etkisi verilmiştir. Hücre boyutunun artması numunelerin ağırlığını azaltmış ancak bununla birlikte numune mukavemetini de düşürmüştür. 6.35 mm hücre çapına sahip modelde hasar yükü 2118.75 N iken 9.525 mm hücre çapına sahip modelde ise hasar yükü 1957.031 N olmuştur.



Şekil 6.5. Bal Peteği Hücre Boyutunun Eğilme Mukavemetine Etkisi

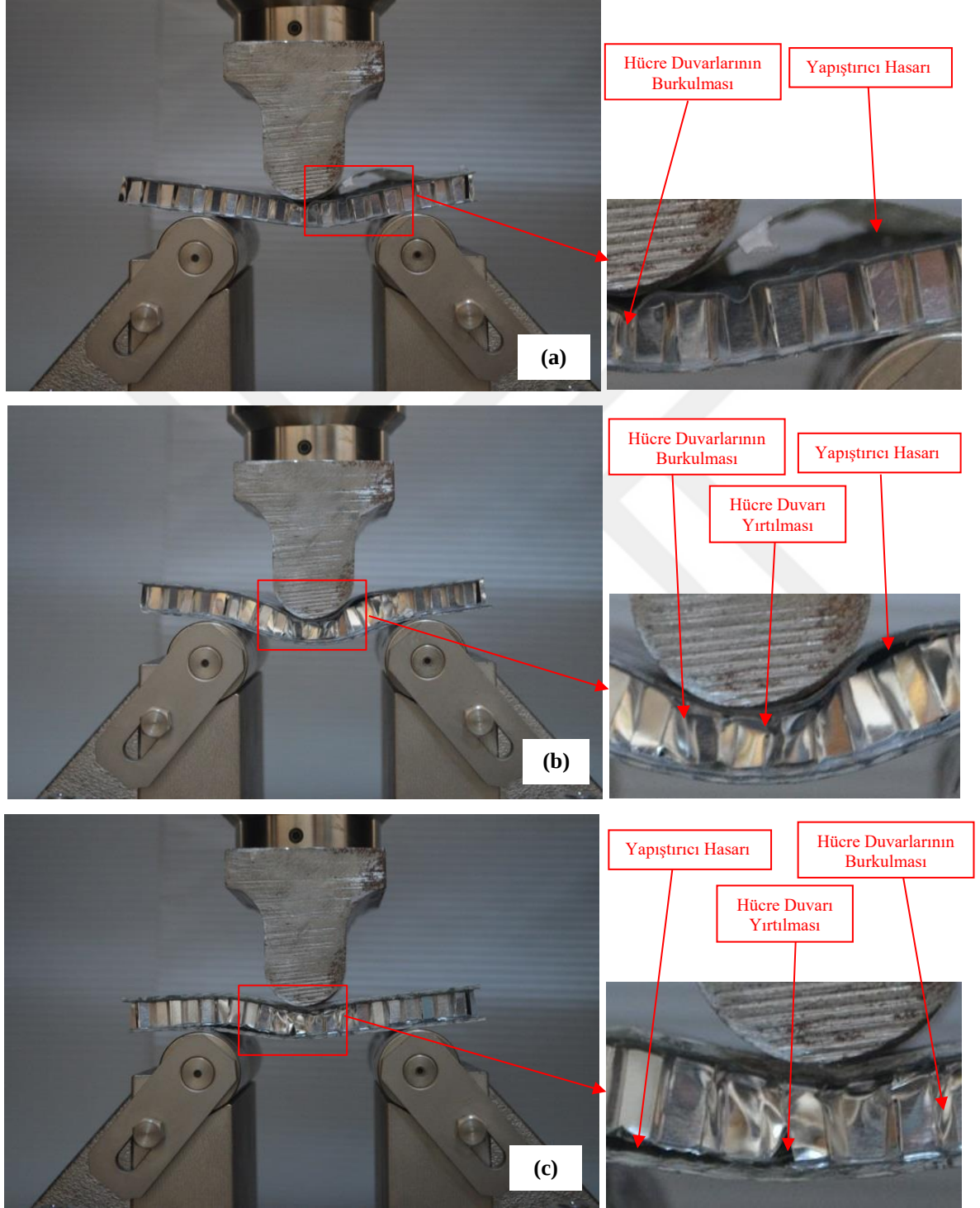
Şekil 6.6 da cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numuneler için yüzey malzemesi kalınlığının eğilme davranışına etkisi verilmiştir. Eğilme yüklemesi altında en yüksek mukavemete sahip olan 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip 6GFRP10c numunesinde maksimum yük değerinin 4377.344 N olduğu görülmüştür. Yüzey malzemesi kalınlığı düştükçe mukavemette düşmüş ve 1 mm yüzey malzemesi için maksimum yük 2240.625 N ve 0.5 mm yüzey malzemesine sahip numune için 1544.531 N olarak ölçülmüştür.



Şekil 6.6. Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi

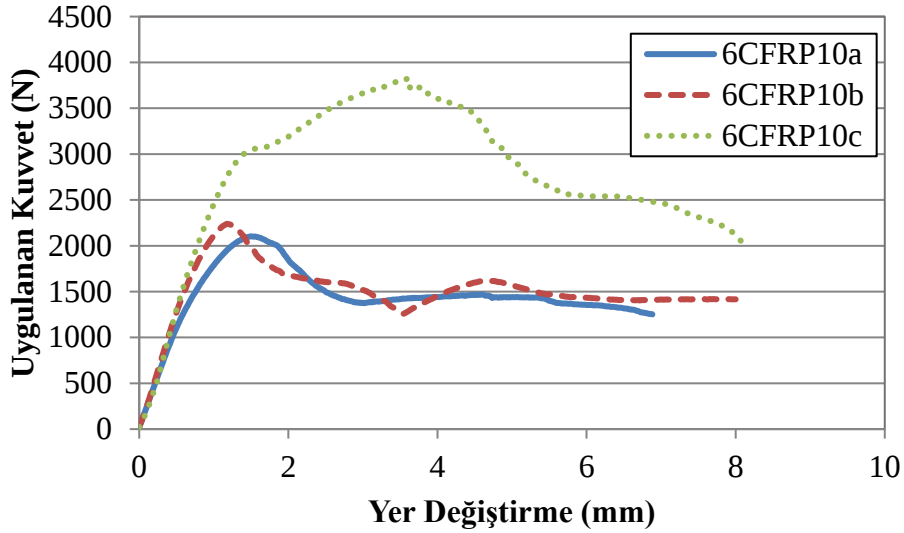
Cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerin test sonrası görüntüleri Şekil 6.7 de verilmiştir. Numunelerin tamamında hücre hasarı gözlenmiştir. Alüminyum yüzey malzemesine sahip olan numunelerde daha az görülen çekirdek ile yüzey malzemesi arasında ayrılma hasarı cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesi kullanılan numunelerde daha fazla tespit edilmiştir. 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunede

en belirgin hasar tipi yüzey malzemesi ile bal peteği hücreler arasındaki yapıştırıcının ayrılması iken 1 ve 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlıkları için hücre burkulması ve hücre duvarı yırtılması gözlemlenen temel hasar tipleridir.



Şekil 6.7. Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi (a. 0.5 mm, b. 1 mm, c. 1.5 mm)

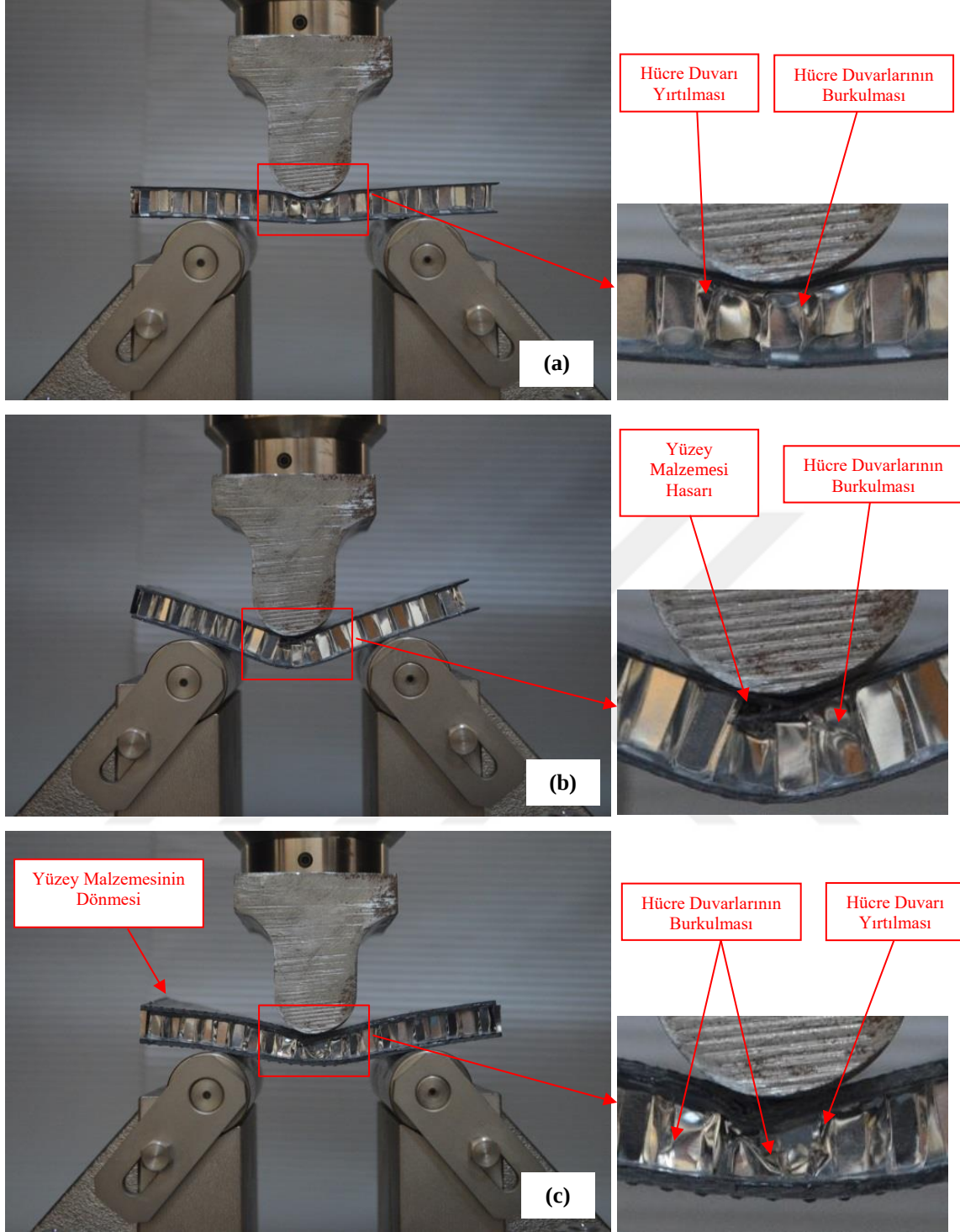
Karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesi kullanılan numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının eğilme davranışına etkisi Şekil 6.8’de verilmiştir. En düşük maksimum yük değeri en ince yüzey malzemesine sahip model olan 6CFRP10a modelinde görülmüş ve 2103.125 N değerini almıştır. 1 mm yüzey malzemesine sahip numunede 136 N artışla 2239.063 N ve 1.5 mm yüzey malzemesine sahip numunede 1mm yüzey malzemesine sahip numuneye göre 1591 N artışla 3830.469 N maksimum yük görülmüştür.



Şekil 6.8. Karbon Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Eğilme Mukavemetine Etkisi

Karbon fiber yüzey malzemesine sahip numunelerin test sonrası görüntüleri Şekil’6.9 da verilmiştir. Yüzey malzemesi 0.5 mm olan numunede yük uygulanan noktada bölgesel ezilmeler ön plana çıkmaktadır. Yüzey malzemesi kalınlığı arttıkça numunede görülen eğilme miktarı artmış ve en fazla eğilme hasarı 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip modelde görülmüştür.

Yüzey malzemesi kalınlığının 0.5 mm olduğu 6CFRP10b numunesinde yüzey hasarı görülmezken yüzey malzemesi kalınlığı 1 ve 1.5 mm olan numunelerde yüzey malzemesi hasarı tespit edilmiştir.

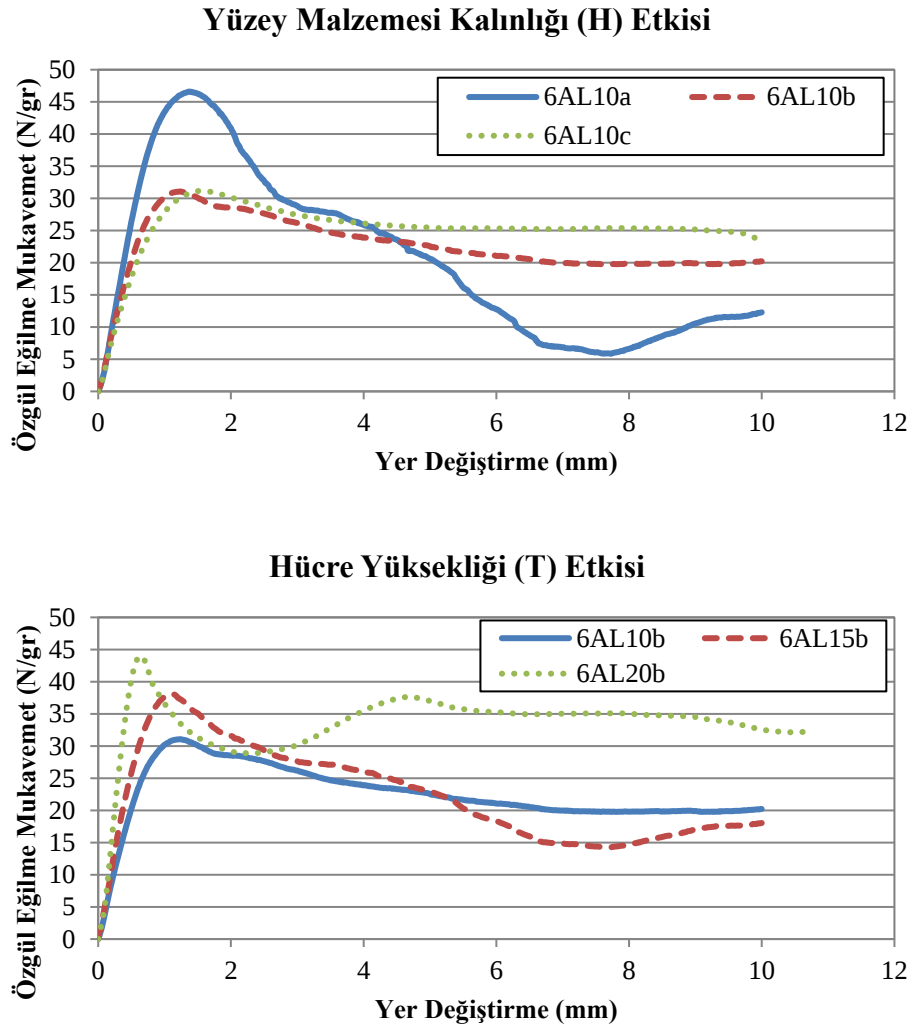


Şekil 6.9. Karbon Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin Test Sonrası Görüntüsü (a. 0.5 mm, b. 1 mm, c. 1.5 mm)

Numunelerin mukavemetlerini karşılaştırmak için yalnızca uygulanan kuvvet şekil değişimi grafiklerini incelemek yeterli değildir. Özellikle bal peteği sandviç kompozitlerin kullanım alanını oluşturan yerlerin hemen hepsinde ağırlık kritik öneme sahiptir. Bu nedenle testler sırasında numunelere uygulanan kuvvetin numune ağırlığına bölünmesi ile özgül eğilme

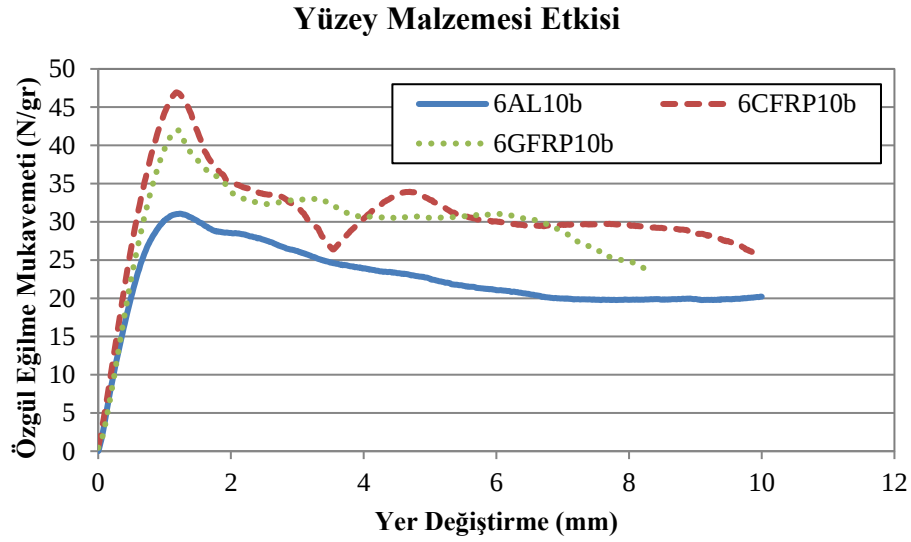
mukavemeti değerleri hesaplanmış ve grafikler zgl Eğilme Mukavemeti – Toplam şekil Değişimi şeklinde tekrar çizilmiştir.

şekil 6.10’da alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerin yüzey malzemesi kalınlığı ve hücre yüksekliğinin özgül eğilme mukavemetine etkisi verilmiştir. Numune ağırlığı dikkate alınmadığında en yüksek hasar kuvvetine sahip olan 6AL10c numunesi en düşük özgül eğilme mukavemeti değerine sahip olmuştur. En ince yüzey malzemesine ve en düşük ağırlığa sahip olan 6AL10a numunesi ise en yüksek özgül eğilme mukavemetine sahiptir. Hücre yüksekliğinin özgül eğilme mukavemetine etkisi incelendiğinde numunelerin mukavemetlerindeki sıra değişmemiştir. Ancak artan hücre yüksekliği ile numune ağırlığı arttığından numunelerin arasındaki fark bir miktar azalmıştır.



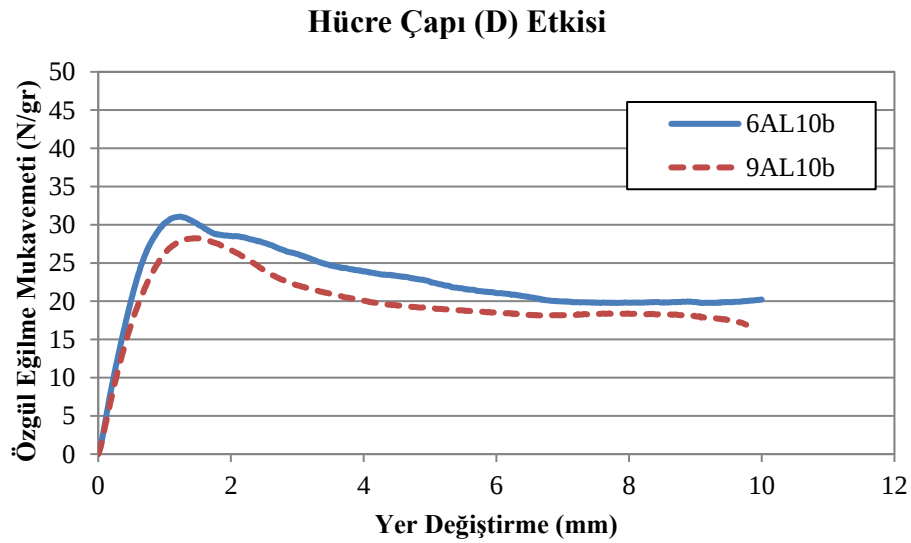
şekil 6.10. Yüzey Malzemesi Kalınlığı ve Hücre Yüksekliğinin zgl Eğilme Mukavemete Etkisi

Yüzey malzemesinin özgül mukavemete etkisi Şekil 6.11’de verilmiştir. Karbon fiber takviyeli kompozitlerin düşük ağırlıkla birlikte sağladıkları yüksek mukavemetin etkisi Şekil 6.11’de görülmektedir. En yüksek özgül mukavemete 6CFRP10b numunesi sahipken farklı yüzey malzemelerine sahip numuneler içerisinde en ağır olan numune 6AL10b en düşük özgül mukavemete sahiptir.



Şekil 6.11. Yüzey Malzemesinin Özgül Eğilme Mukavemetine Etkisi

Bal peteği hücre boyutunun özgül mukavemete etkisi Şekil 6.12’de verilmiştir. 9AL10b numunesi 6AL10b numunesinden 2.7 gram daha hafiftir. Bu iki numune arasındaki fark ağırlığın dikkate alınmadığı duruma göre bir miktar artış göstermiştir.

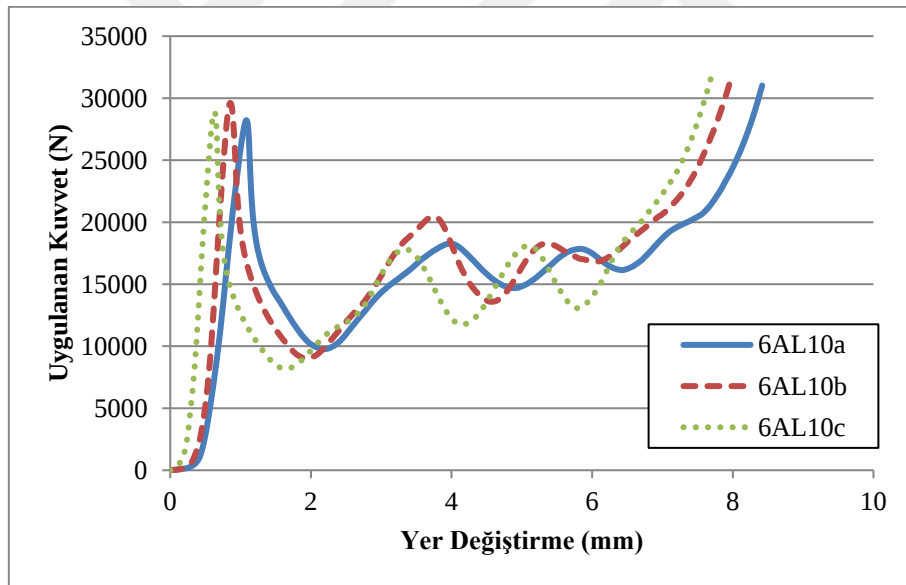


Şekil 6.12. Hücre Boyutunun Özgül Eğilme Mukavemetine Etkisi

6.1.1.2 Basma Test Sonuçları

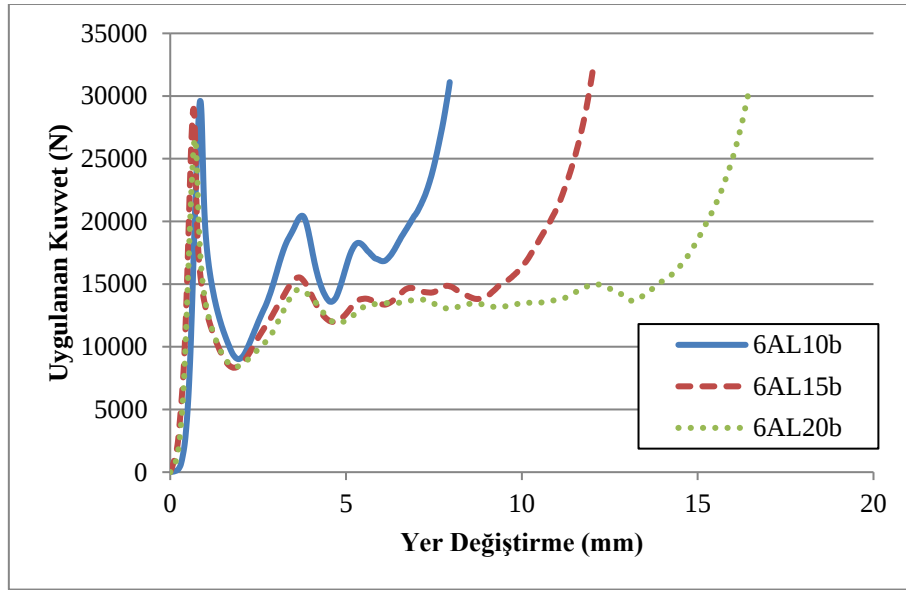
Tüm basma testleri 250 kN yük hücresiyle 1 mm/dk ilerleme hızında gerçekleştirilmiştir. Numuneler test cihazına bağlanan rijit plakalar arasına yerleştirilmiş ve yük uygulanmıştır. Basma testlerinde yükün önemli bir kısmı bal peteği çekirdek tarafından taşındığı için yüzey malzemesinin etkisi olmayacağından kompozit yüzey malzemesine sahip numuneler basma testine tabi tutulmamıştır. Basma testi sırasında elde edilen Uygulanan Kuvvet – Şekil Değiştirme grafiğinin maksimum olduğu nokta kritik burkulma yükü olarak alınmıştır [45]. Basma testleri sonucunda elde edilen sonuçlar aşağıda verilmiştir.

Yüzey malzemesi kalınlığının basma mukavemetine etkisi Şekil 6.13’de verilmiştir. Yüzey malzemesi kalınlığının numune mukavemeti üzerinde belirgin etkisi gözlenmemiştir. 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numune için hasar yükü 28226.56 N iken 1 mm yüzey malzemesine sahip numune için hasar yükü 29612.5 N ve 1.5 mm yüzey malzemesine sahip numune için hasar yükü 28871.88 N olmuştur.



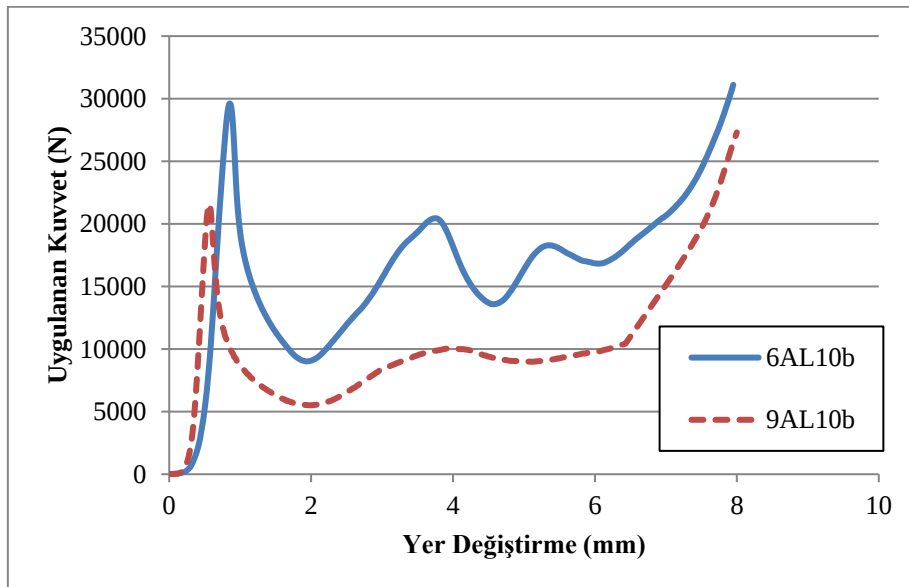
Şekil 6.13 Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Yüzey Malzemesi Kalınlığının Basma Mukavemetine Etkisi

Şekil 6.14’de hücre yüksekliğinin basma mukavemetine etkisi verilmiştir. Hücre yüksekliği arttıkça numunelerin basma mukavemeti düşmüştür. Ayrıca artan hücre yüksekliği bal peteği çekirdek ile yüzey malzemeleri arasındaki ayrılma hasarını arttırmıştır [44]. 10 mm hücre yüksekliğine sahip numune için 29612.5 N olan hasar yükü 15 mm ve 20 mm hücre yüksekliğine sahip numunelerde sırasıyla 28987.5 N ve 26606.25 N değerlerini almıştır.



Şekil 6.14 Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Hücre Yüksekliğinin Basma Mukavemetine Etkisi

Hücre boyutunun basma mukavemetine etkisi Şekil 6.15’de verilmiştir. Numune mukavemetine etkisi en belirgin olan parametre hücre boyutudur. 9.525 mm hücre çapına sahip numunede 21559.256 N olan hasar yükü 6.35 mm hücre çapına olan modelde 29612.5 N değerini almıştır. Sonuçlar irdelendiğinde bal peteği hücrelerin yoğunluğunun artması bal peteği sandviç kompozitlerin mukavemetini arttırmıştır [45, 26].

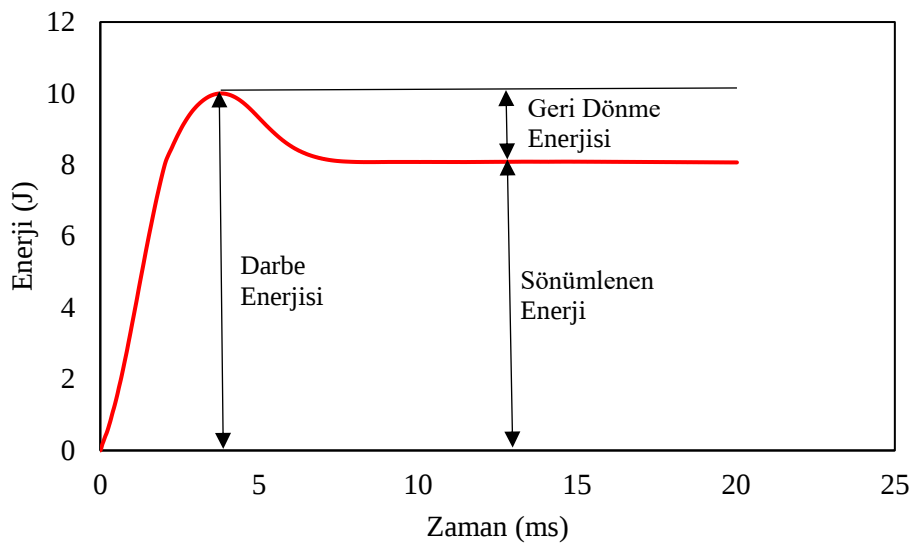


Şekil 6.15 Hücre Boyutunun Basma Mukavemetine Etkisi

6.1.2 Darbe Test Sonuçları

Darbe testleri 12.7 mm çapında darbe ucu kullanılarak yapılmıştır. Numuneler pnömatik çalışan destek elemanlarının arasına yerleştirilmiş ve farklı darbe enerjileri için testler yapılmıştır. Darbe testlerinde grafikler değerlendirilirken numunenin sönümlendiği enerji miktarı, geri dönüş enerjisi ve darbe elemanının numuneyi delip delmediğini tespit etmek mümkündür. Aşağıda bu tespitlerin nasıl yapılabileceği açıklanmıştır.

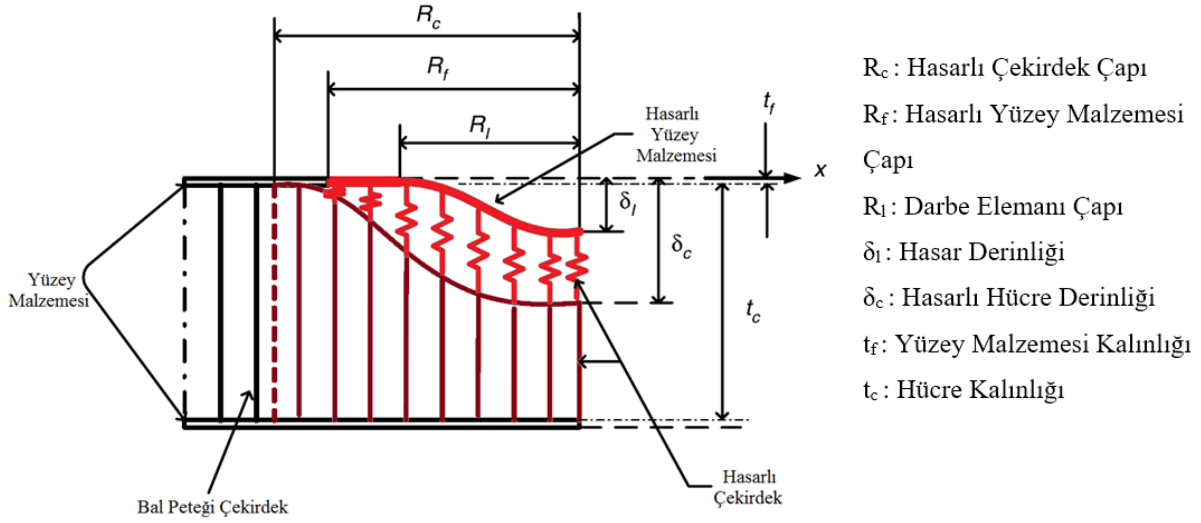
Şekil 6.16'da darbe testi sonucu elde edilen Enerji – Zaman grafiği örneği verilmiştir. Şekilde darbe enerjisi, sönümlenen enerji ve darbe elemanının geri dönüş enerjisi gösterilmiştir.



Şekil 6.16 Darbe Testi Sonrasında Enerji Miktarlarının Tespit Edilmesi

Darbe testi sonrasında numune incelendiğinde Şekil 6.17'de gösterilen şekle benzer bir yapı gözlenir. R₁ çapına sahip darbe elemanı ile yapılan test sonrasında numune üzerinde meydana gelen deformasyonlar ve hasarlar çekirdek ve yüzey malzemeleri için farklı şekillerde ortaya çıkar. Darbe elemanı ile ilk temas eden üst yüzey malzemesi darbe sonrasında malzemesinin mekanik özellikleri ile ilişkili olacak şekilde şekil değiştirir. Bu şekil değişimi darbe şiddetine göre elastik veya plastik olabilir. Üst yüzey malzemesinin sönümlendiği enerjiden kalan enerji çekirdek malzemesine iletilir ve çekirdekte deformasyon meydana gelir. Çekirdek malzemesinde görülen deformasyon darbe uygulanan noktadan başlar ve darbe doğrultusunda ilerler. Çekirdek malzemesinde görülen deformasyon yüzey malzemesinde gözlemlenen deformasyondan daha büyüktür. Çekirdek malzemesinin ince yapısı ve hücreler

arasındaki bağlantı darbeden doğrudan etkilenmeyen bölgelerde çarpılma ve kayma hasarlarına sebep olur.

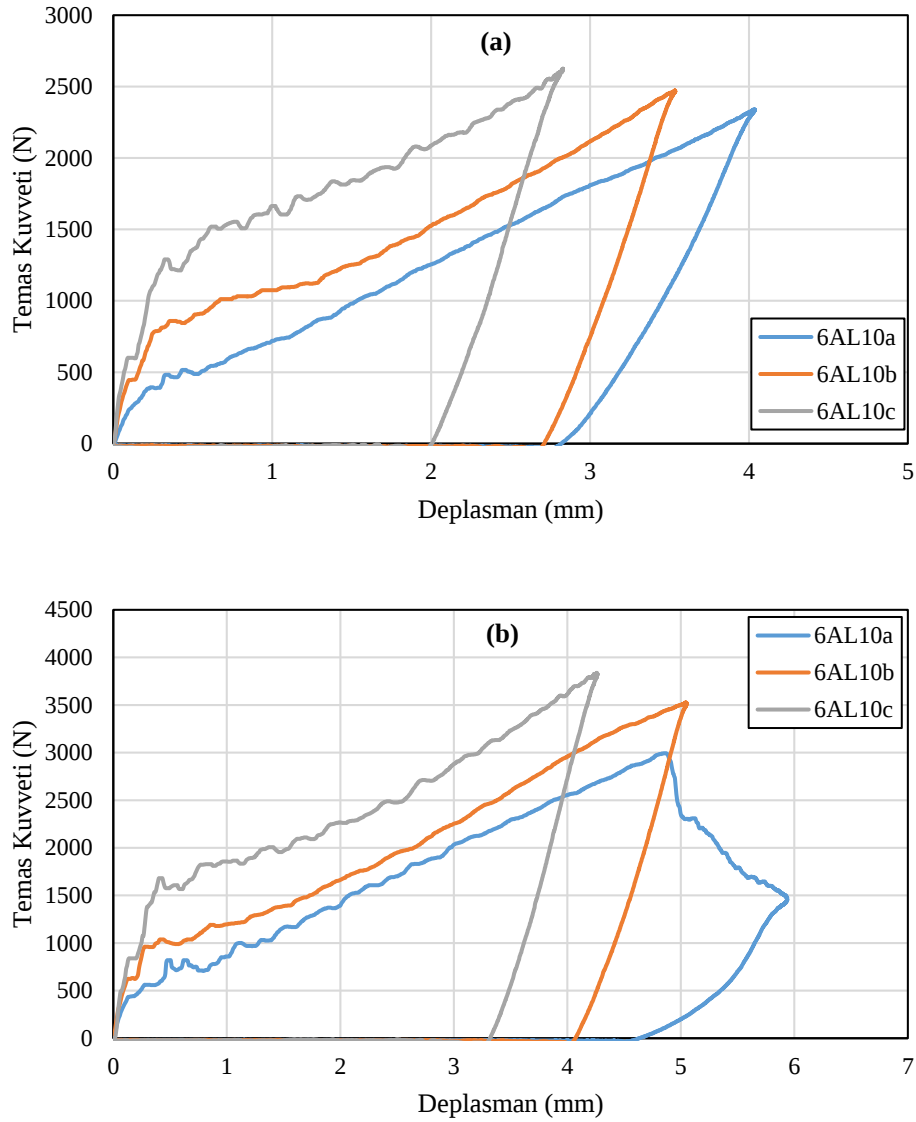


Şekil 6.17 Darbe Testi Sonrasında Numunelerde Meydana Gelen Deformasyon [47]

Şekil 6.17’de verilen şekilde R_l darbe elemanının çapını, R_f hasarlı yüzey malzemesi çapını ve R_c hücre malzemesi hasar çapını göstermektedir. Toplam numune kalınlığı t_c iken yüzey malzemesi ve hücre malzemesi çökme miktarları sırasıyla δ_l , δ_c ile gösterilmiştir.

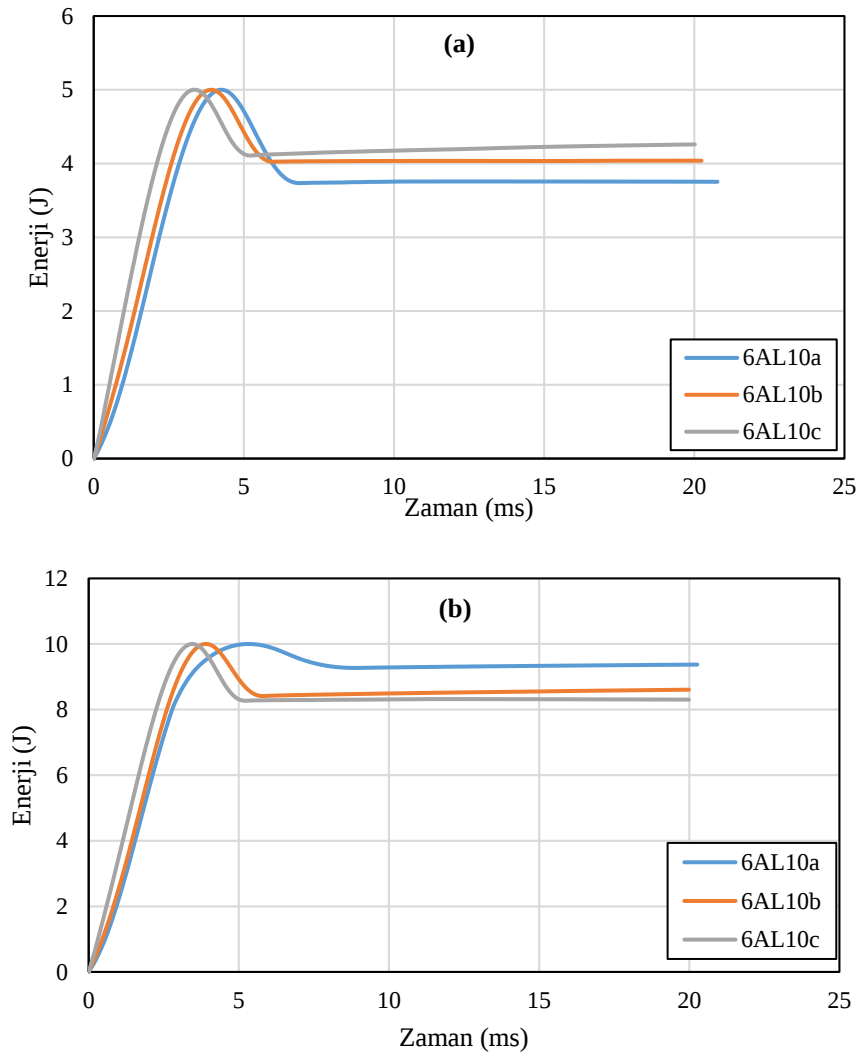
Darbe testi sonrasında Temas Kuvveti – Deplasman grafiği incelendiğinde eğrinin ilk tepe noktasından dönüşü sırasında kapanma eğilimi gösteriyorsa ((0,0) noktasına doğru ilerliyorsa) numunenin delinmediği açılma eğilimi gösteriyorsa yüzey malzemesinin delindiği anlaşılmaktadır. Eğrinin ilk tepe noktasından sonra ikinci bir tepe değere ulaşması darbe elemanının üst yüzey malzemesini deldikten sonra çekirdek malzemeyi de delerek alt yüzey malzemesine temas ettiğini göstermektedir. Tıpkı üst yüzey malzemesi ile darbe elemanının ilişkisi gibi Temas Kuvveti – Deplasman eğrisi kapanma eğilimi gösteriyorsa darbe elemanının alt yüzey malzemesini delmediğini, açılma eğilimi gösteriyorsa yüzey malzemesinin delindiği anlaşılır.

Alüminyum yüzey malzemesi kullanılan numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının temas kuvvetine etkisi Şekil 6.18’de verilmiştir. İki enerji değeri içinde yüzey malzemesi kalınlığının artması temas kuvvetini arttırmıştır. 0.5, 1 ve 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlıkları için temas kuvveti 5 J enerji için sırasıyla 2338.575 N, 2471.803 N ve 2624.873 N değerlerini almıştır. 10 J darbe enerjisi için ortaya çıkan temas kuvveti değerleri 5 J darbe enerjisi için görülen değerleri aşmıştır. 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığı için 2993.376 N, 1 mm yüzey malzemesi kalınlığı için 3526.287 N ve 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığı için 3838.097 N temas kuvveti meydana gelmiştir. Testler sonucunda yalnızca 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip model 10 J enerji değerinde delinmiştir. Darbe elemanı üst yüzey malzemesini delmiş ve numuneye saplanmıştır.



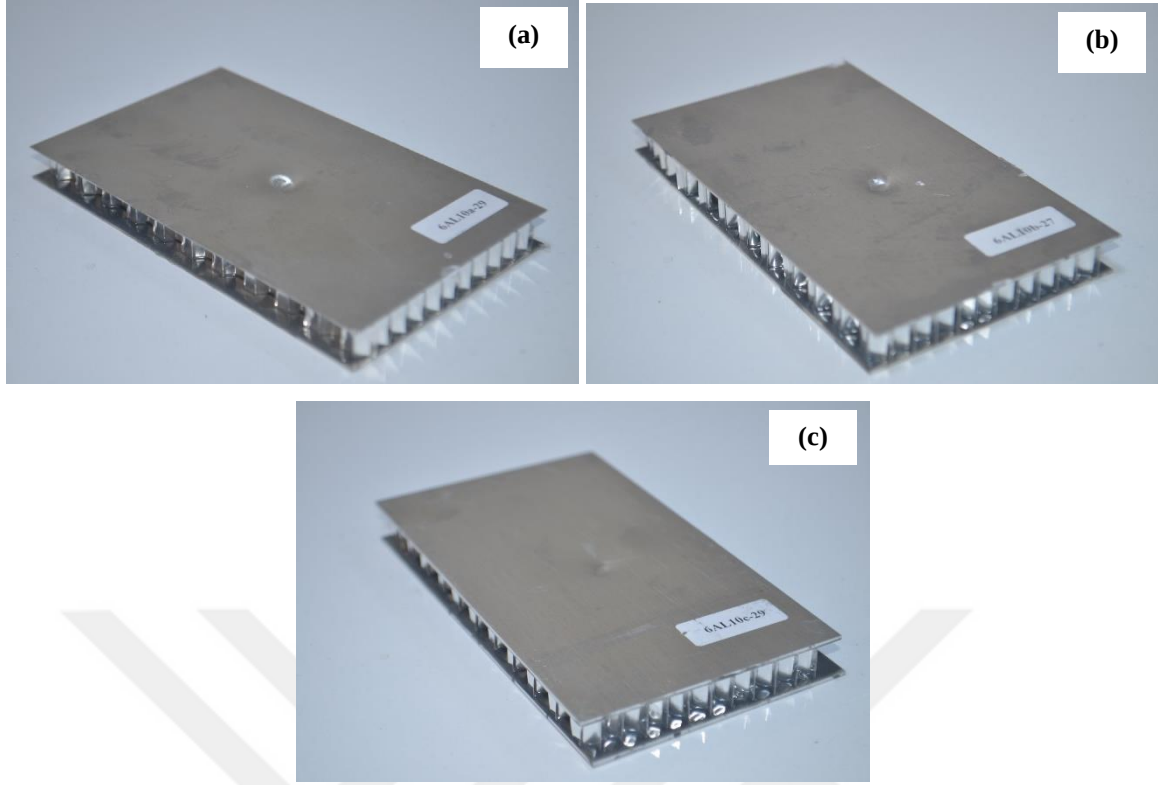
Şekil 6.18 Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi (a. 5J b. 10J)

Alüminyum yüzey malzemesi kullanılan numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının enerji davranışına etkisi Şekil 6.19'da verilmiştir. Sönümlenen enerji değerleri göz önüne alındığında 5 J darbe enerjisi için yüzey malzemesi kalınlığının artması sönümlenen enerji miktarını arttırmıştır. 10 J darbe enerjisi için yüzey malzemesi kalınlığının artması sönümlenen enerji miktarını azaltmıştır. 10 J darbe enerjisi için 0.5 mm yüzey malzemesine sahip numunenin sönümlediği enerji miktarı 9.334 J değerini almıştır. Sönümlenen enerji miktarının darbe enerjisine bu kadar yakın olmasının sebebi darbe elemanının numunenin üst yüzey malzemesini delmesi ve numuneye saplanmasıdır.

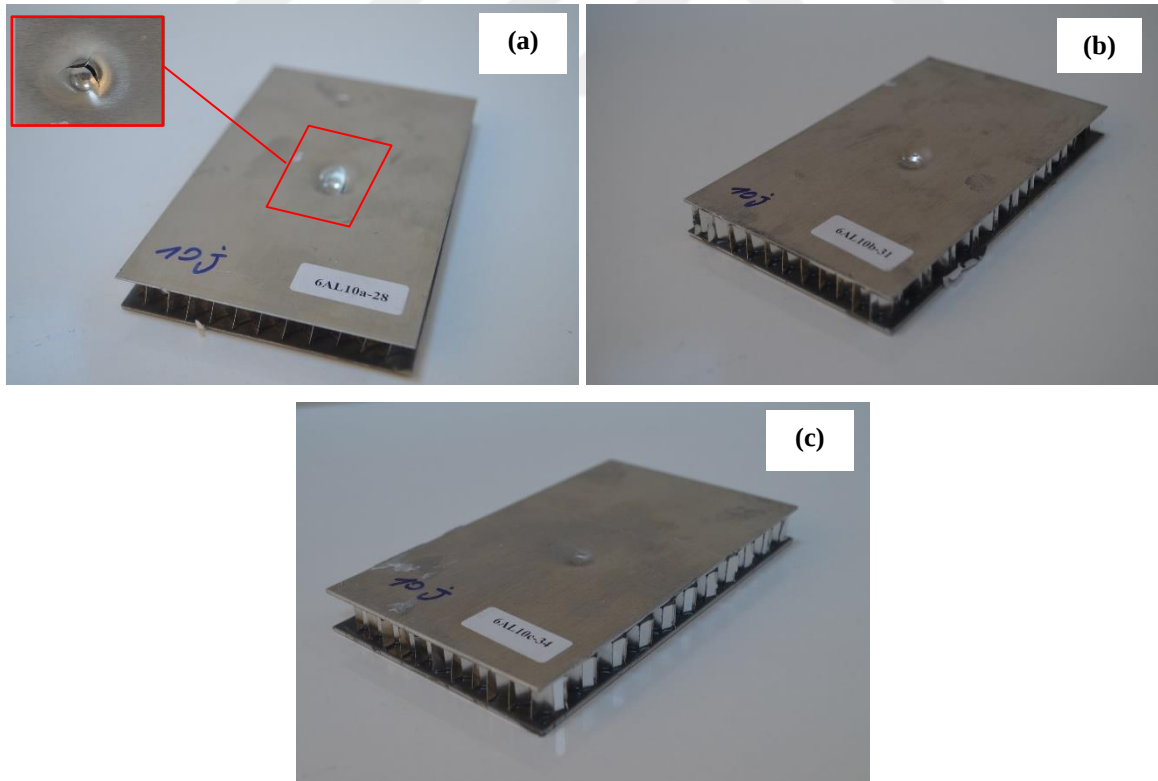


Şekil 6.19 Yüzey Malzemesi Kalınlığının Enerji Davranışına Etkisi (a. 5J b. 10J)

5 J ve 10 J darbe enerjileri için numunelerin test sonrası görüntüleri Şekil 6.20 ve Şekil 6.21'de verilmiştir.



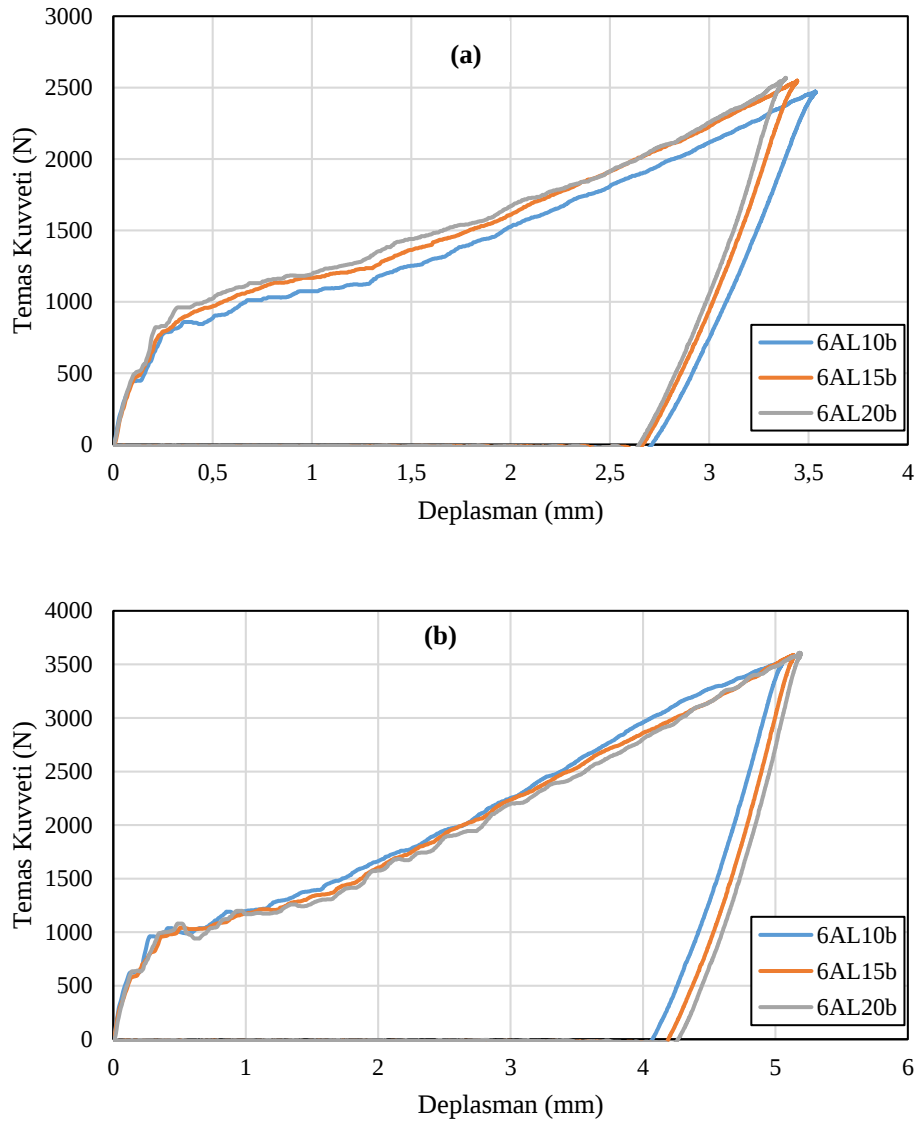
Şekil 6.20 5 J Darbe Enerjisi için Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıklarına Sahip Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri (a. H=0.5 mm, b. H=1 mm, c. H=1.5 mm)



Şekil 6.21 10 J Darbe Enerjisi için Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıklarına Sahip Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri (a. H=0.5 mm, b. H=1 mm, c. H=1.5 mm)

Hücre yüksekliğinin temas kuvvetinin değişimine etkisi Şekil 6.22’de verilmiştir. Hücre yüksekliğinin artması iki enerji değeri için de temas kuvvetinin artmasına sebep olmuştur. Temas kuvveti 5 J darbe enerjisi için 10 mm hücre yüksekliğine sahip modelde 2471.8 N, 15 mm hücre yüksekliğine sahip numunede 2548.34 N ve 20 mm hücre yüksekliğine sahip numunede 2568.18 N olmuştur.

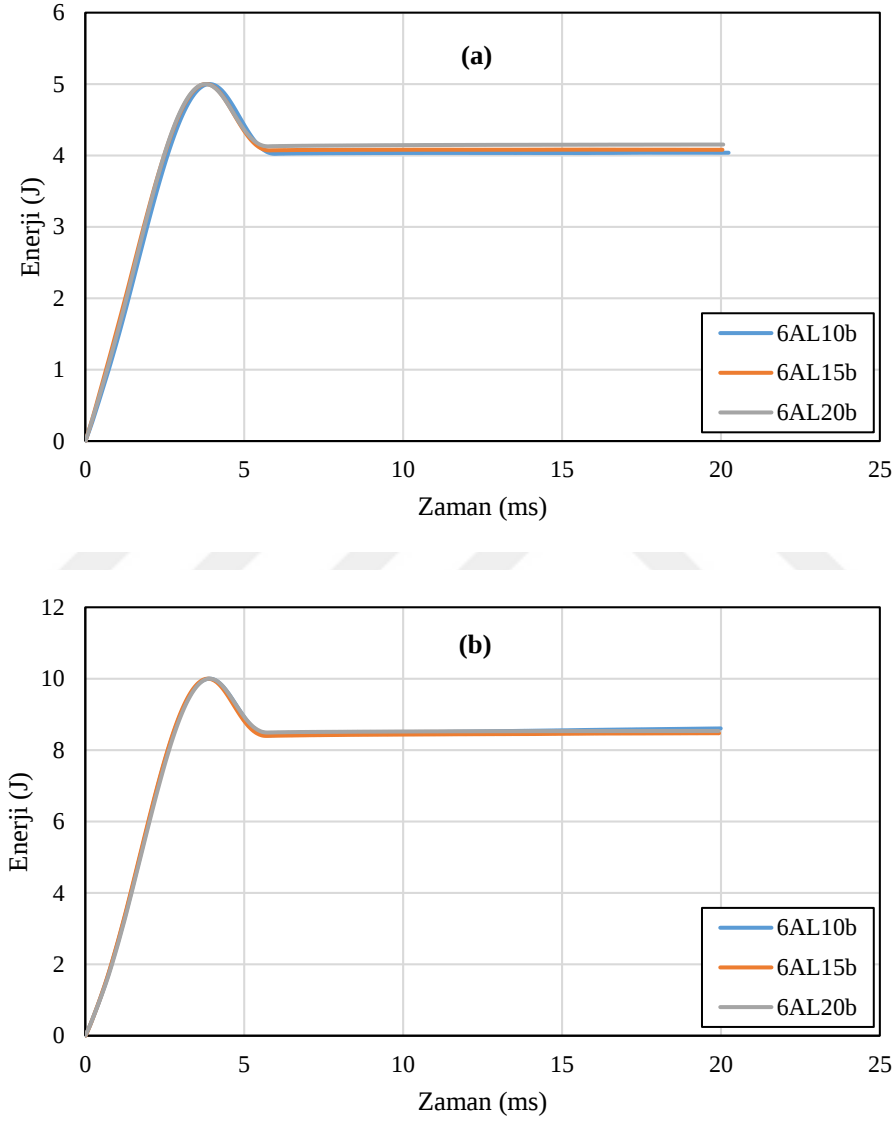
10 J darbe enerjisi için 10 mm, 15 mm ve 20 mm hücre yükseklikleri için sırasıyla 3526.29 N, 3597.15 N ve 3614.16 N temas kuvvetleri gözlenmiştir.



Şekil 6.22 Hücre Yüksekliğinin Temas Kuvveti Değişimine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Şekil 6.23’de hücre yüksekliği değişiminin Enerji – Zaman eğrisine etkisi verilmiştir. Alüminyum yüzey malzemesi kullanılarak test edilen numunelerde hücre yüksekliğinin değişimi Enerji-Zaman grafiğinde belirgin bir etki yapmamıştır. Bu durum literatürde bulunan çalışmalarla uyum göstermektedir. [44, 46, 47].

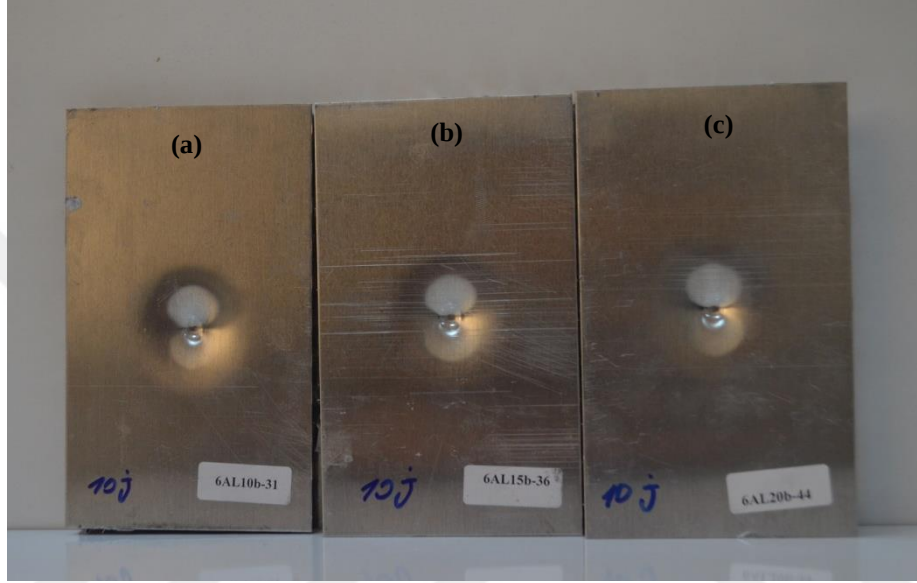
5 J darbe enerjisi için numuneler tarafından sönmölen enerji miktarı 4.15 J iken 10 J darbe enerjisi için numuneler tarafından sönmölen enerji miktarı 8.547 J değerini almıştır.



Şekil 6.23 Hücre Yüksekliğinin Enerji Zaman Eğrisine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

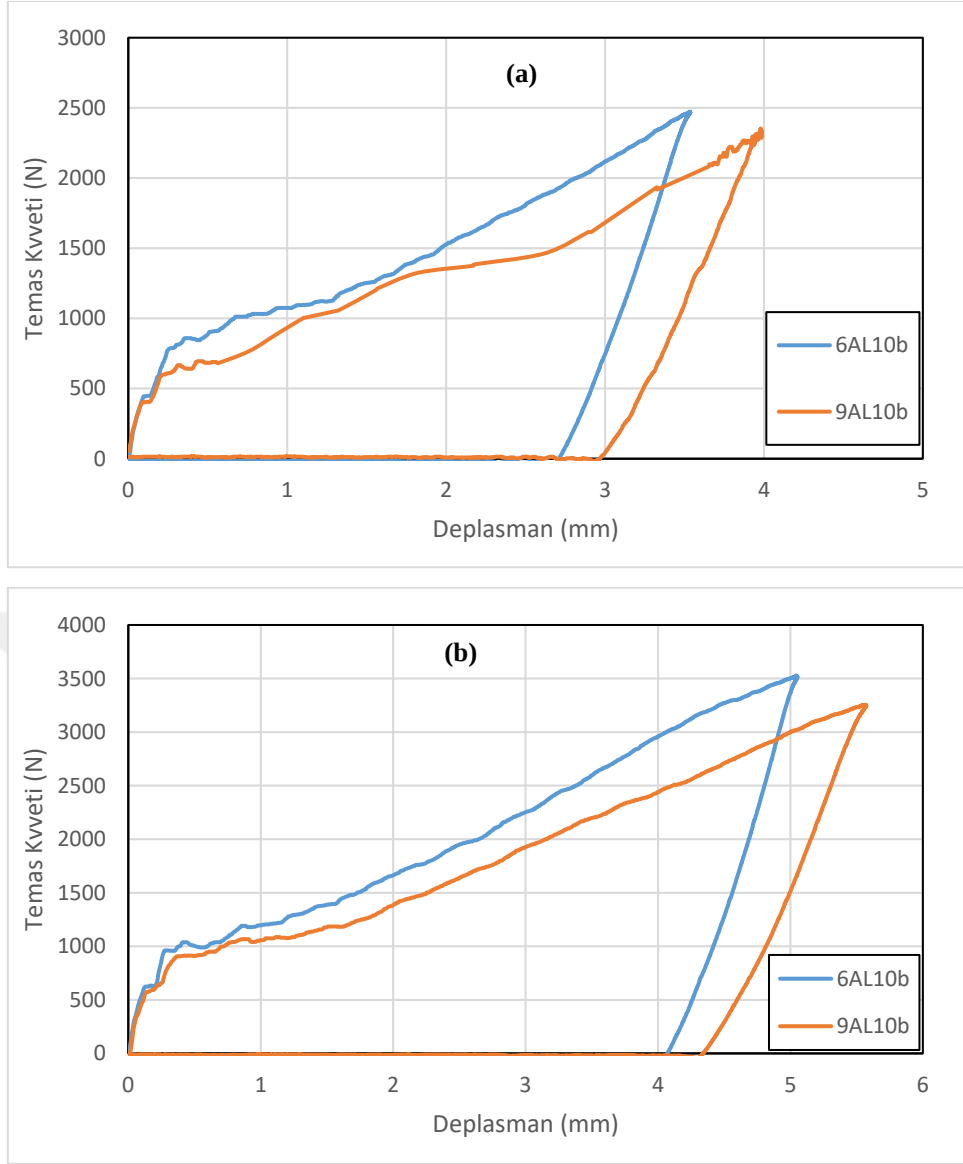
Hücre yüksekliğinin artmasının darbe davranışı üzerinde belirgin etkisinin olmaması test sonrası numune görüntülerinden de tespit edilebilmektedir. Şekil 6.24’de 10, 15, 20 mm hücre yüksekliklerine sahip modellerin 10 J darbe enerjisi ile gerçekleştirilen test sonrası

görüntüleri verilmiştir. Numuneler incelendiğinde üç numunede de meydana gelen hasar çapı ve hasar derinliğinin bir birine yakın olduğu görülmektedir. Bu durumun sebebinin darbeye maruz kalan numunelerde çekirdek ezilmesinin darbe elemanının temas noktasında başlaması ve aşağıya doğru ilerlemesi olduğu değerlendirilmektedir. Darbe enerjilerinin yüzey malzemesini delemek kadar arttırılması neticesinde hücre yüksekliğinin etkisinin ortaya çıkacağı düşünülmektedir.



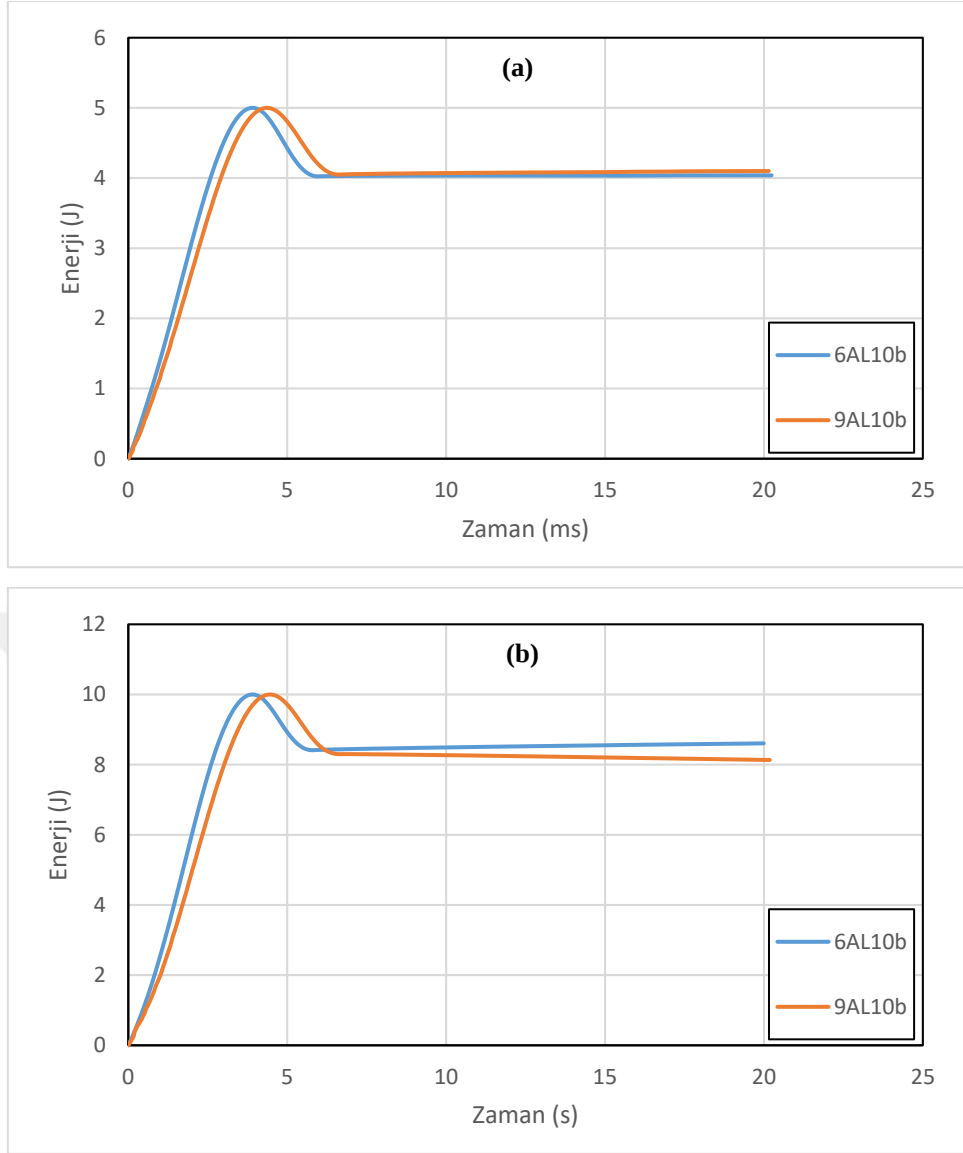
Şekil 6.24 Hücre Yüksekliği Farklı Numunelerin Darbe Testi Sonrası Görüntüleri (a. T=10 mm, b. T=15 mm, c. T=20mm)

Hücre boyutunun temas kuvveti değişimine etkisi Şekil 6.25’de verilmiştir. Hücre çapının artması ortaya çıkan temas kuvvetini azaltmıştır. 5 J darbe enerjisinde 6.35 mm hücre çapı için 2471.8 N olan temas kuvveti 9.525 mm hücre çapında 119 N düşüşle 2352.75 N değerini almıştır. 10 J darbe enerjisinde ise 6.35 mm hücre çapı için 3526.29 N olan temas kuvveti 9.525 mm hücre çapında 3254.16 N değerine düşmüştür.



Şekil 6.25 Hücre Boyutunun Temas Kuvveti Değişimine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Farklı hücre çaplarının numuneler tarafından sönmölen enerji miktarına etkisini gösteren grafikler Şekil 6.26'de verilmiştir. Hücre boyutunun artması temas kuvveti gibi numune tarafından sönmölen enerji miktarını da düşürmüştür. 5 J darbe enerjisinde hücre çapının 6.35 mm'den 9.525 mm ye çıkması sönmölen enerji miktarının 0.06 J düşmesine, 10 J darbe enerjisinde ise hücre çapının 6.35 mm'den 9.525 mm ye çıkması sönmölen enerji miktarının 0.403 J düşmesine sebep olmuştur.

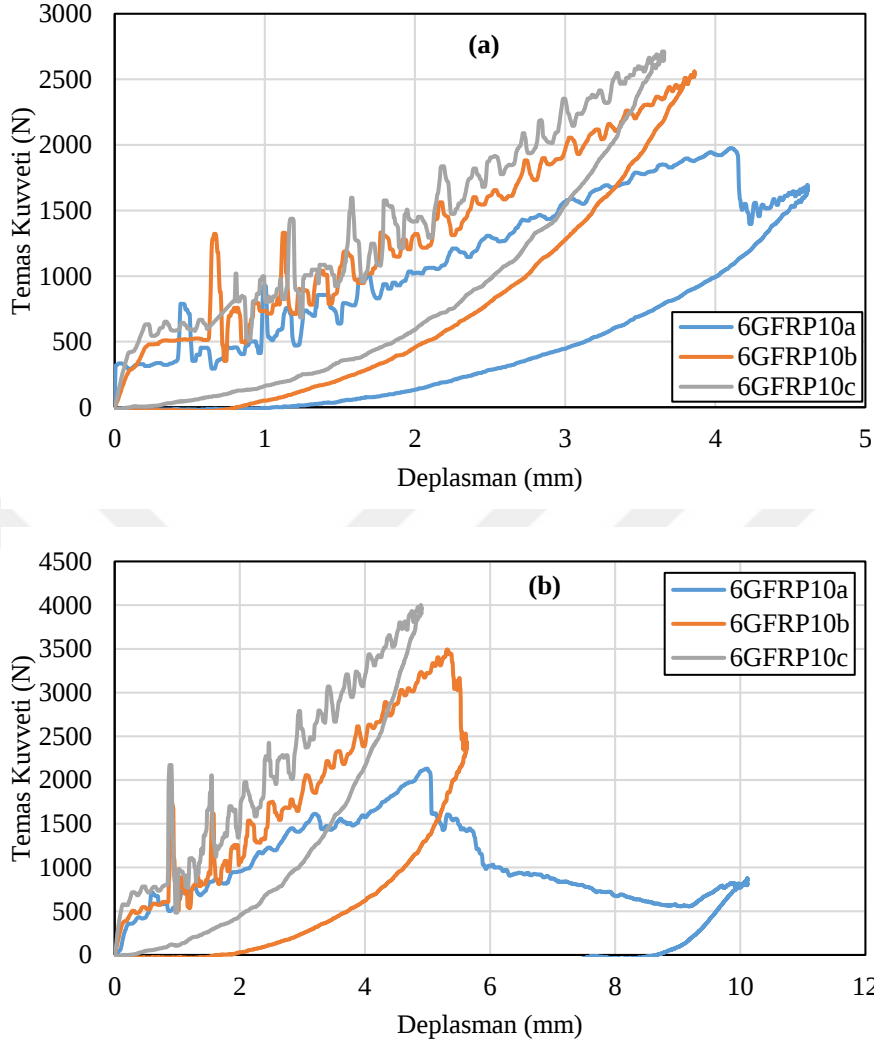


Şekil 6.26 Hücre Boyutunun Numune Tarafından Sönümlenen Enerji Miktarının Değişimine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Yüzey malzemesi olarak cam fiber takviyeli kompozit kullanılan numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının temas kuvveti üzerindeki etkisi Şekil 6.27’de verilmiştir. Grafikler alüminyum yüzey malzemesine sahip modellere göre daha dalgalı bir eğilim göstermiştir. Fiber ipliklerinin darbe testi sırasında kopması ve anlık direnç düşüşleri ve kompozit malzemelerin yüzeylerinde bulunan pürüzler bunun sebebini açıklamak için kullanılabilir.

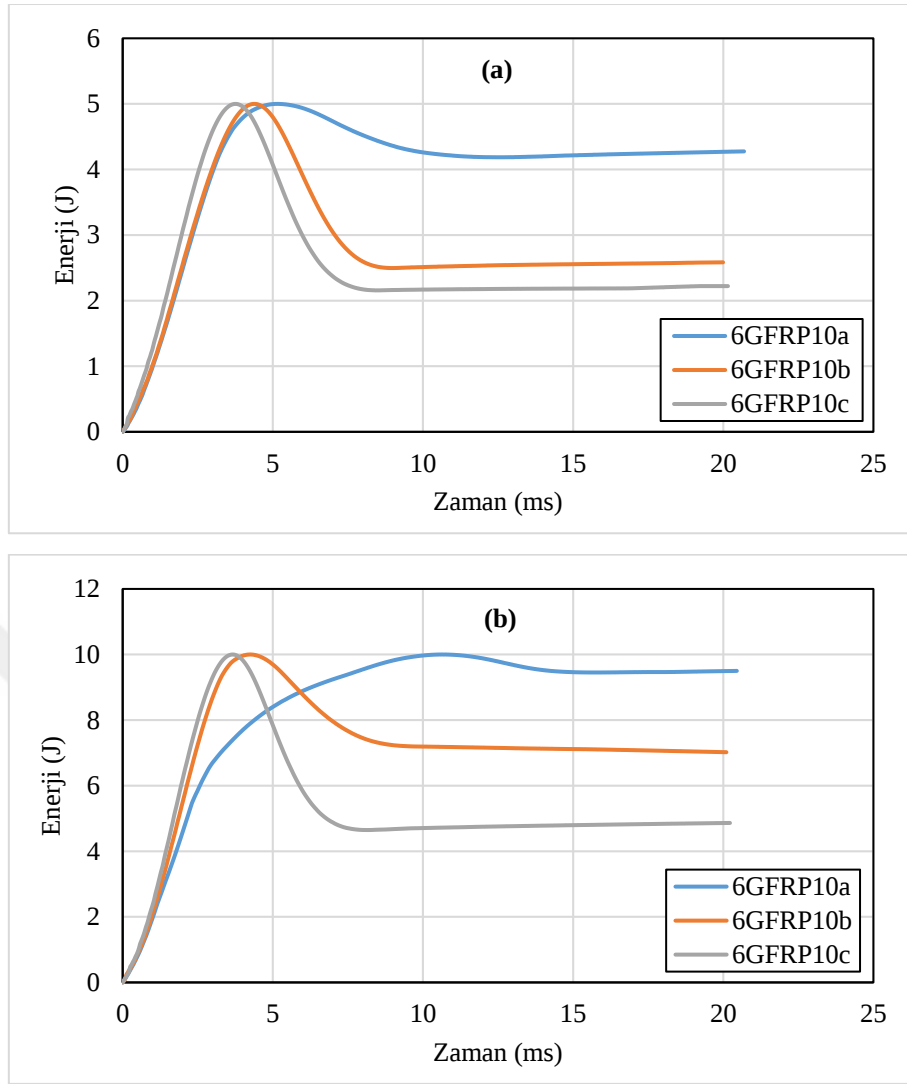
5 J darbe enerjisi için 0.5 mm yüzey malzemesine sahip numunenin maksimum temas kuvveti 1975.74 N çıkarken yüzey malzemesi kalınlığının 1 mm ye çıkması temas kuvvetini 2559.68 N ile %30 arttırmıştır. Yüzey malzemesi kalınlığının 1.5 mm ye çıkması temas kuvvetini yüzey malzemesi kalınlığı 1 mm olan numuneye göre %6 arttırmış ve 2712.75 N olmasına sebep olmuştur.

10 J darbe enerjisi için 0.5 mm, 1 mm ve 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlıklarında maksimum temas kuvvetleri sırasıyla 2128.81 N, 3492.27 N, 3999.67 N değerlerini almıştır.



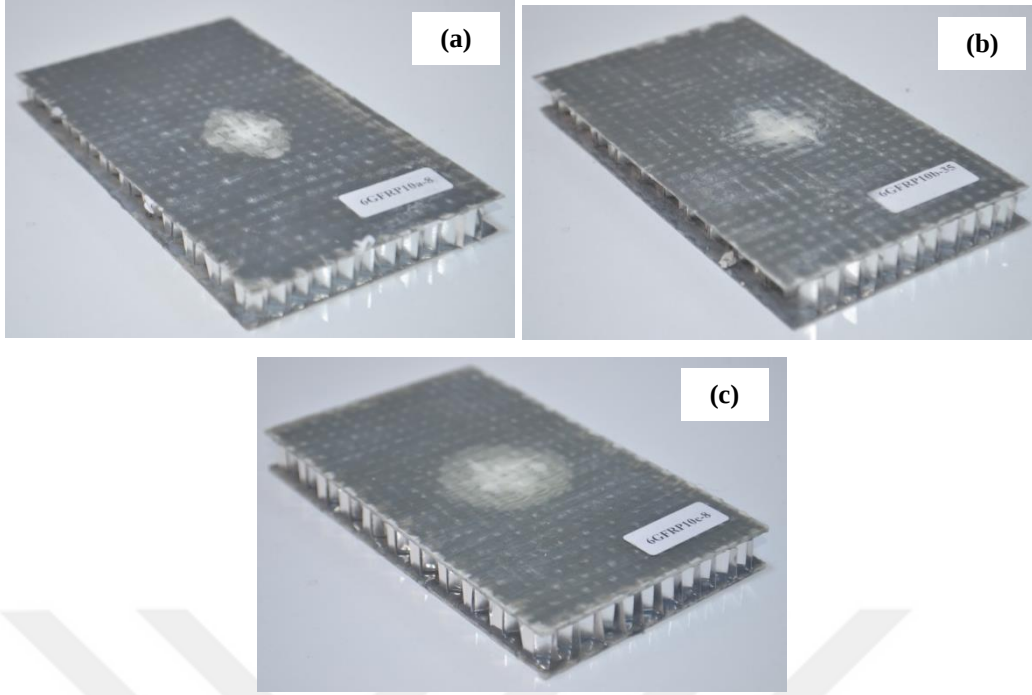
Şekil 6.27 Cam Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının değişiminin enerji davranışına etkisi Şekil 6.28’de verilmiştir. İki enerji değeri için de yüzey malzemesi kalınlığının artması sönmölenen enerji miktarını düşürmüştür. Toplam darbe enerjisinin % 95’ini sönmöleyen 6GFRP10a numunesinin üst yüzeyi büyük oranda delinmiş ve en fazla çekirdek hasarı bu numunede görölmüştür.

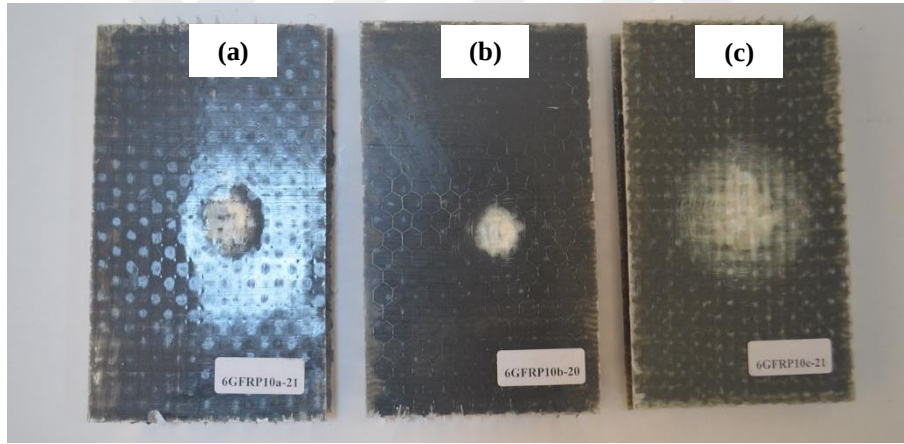


Şekil 6.28 Cam Fiber Takviyeli Yüzey Malzemesi Kalınlığının Sönümlenen Enerji Miktarının Değişimine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerin 5 J ve 10 J darbe enerjisinde test edildikten sonraki görüntüleri Şekil 6.29 ve Şekil 6.30’de verilmiştir. 0.5 mm ve 1 mm yüzey malzemesi kalınlıkları için darbe elemanının sebep olduğu hasar çapını gösteren beyaz bölge 5 J darbe enerjisinde 10 J darbe enerjisinden daha büyüktür. Ancak yüzey malzemesinde meydana gelen hasarın derinliği incelendiğinde artan darbe enerjisinin daha fazla deformasyona sebep olduğu görülmüştür. 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığa sahip numunelerde beyaz bölgenin fazla olması yüzey malzemesinin rijitliğinin artması nedeniyle çekirdek ile yüzey malzemesi arasında görülen ayrılma hasarının temel hasar tipi olmasındandır.



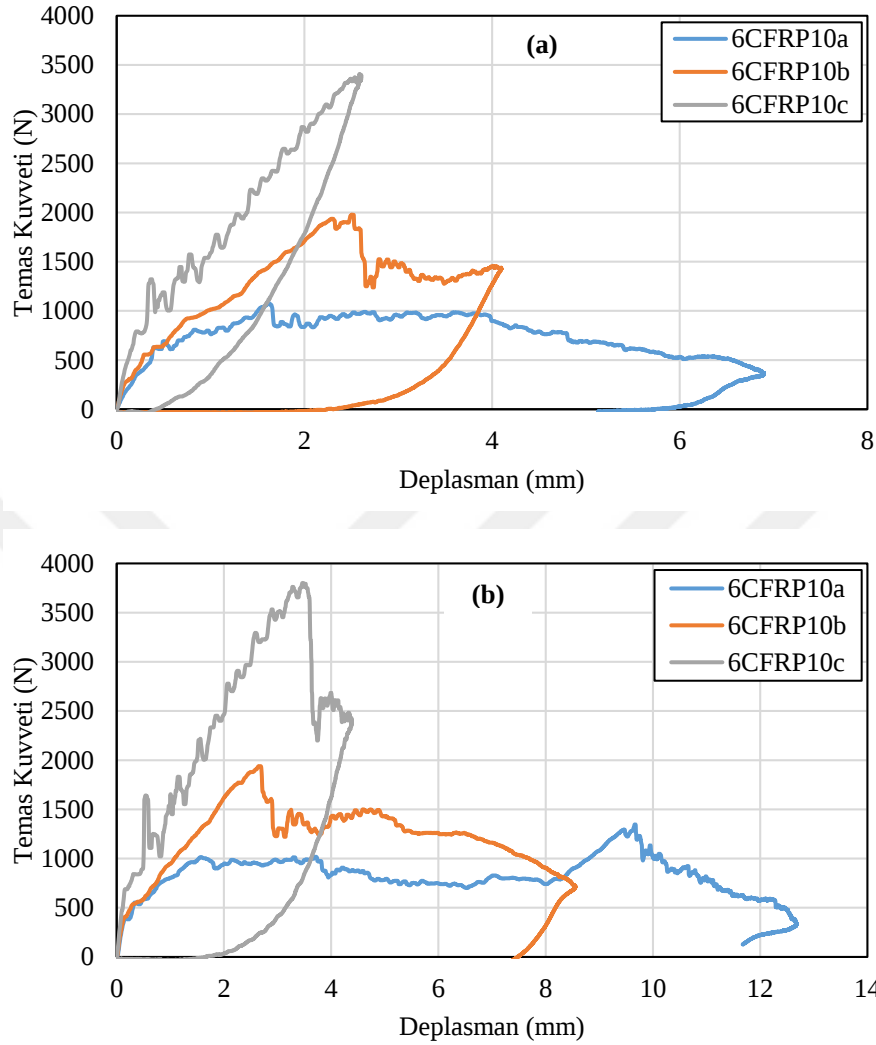
Şekil 6.29 5 J Darbe Enerjisi İle Test Edilen Numunelerin Görüntüsü (a. 6GFRP10a, b. 6GFRP10b, c. 6GFRP10c)



Şekil 6.30 10 J Darbe Enerjisi İle Test Edilen Numunelerin Görüntüsü (a. 6GFRP10a, b. 6GFRP10b, c. 6GFRP10c)

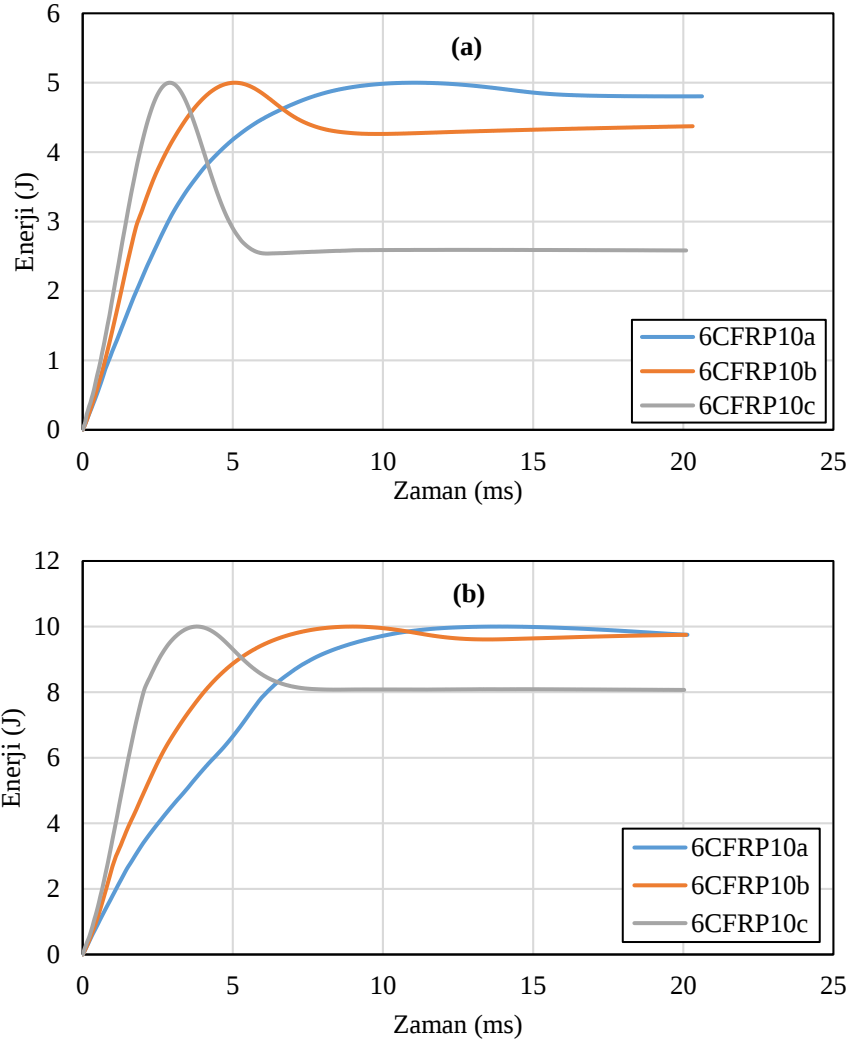
Karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerde gözlemlenen Temas Kuvveti – Deplasman eğrileri Şekil 6.31’de verilmiştir. 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunelerin üst yüzeyleri iki enerji değeri için de delinirken 10 J darbe enerjisi numunenin iki yüzeyinin de delinmesine sebep olmuştur. Karbon fiber malzemelerin gevrek yapısı nedeniyle darbe gibi ani yüklemeler karşısında fazla şekil değiştirmeden hasara uğrayacağı literatürde açıklanmıştır [50]. Yüzey malzemesi kalınlığının artması iki enerji değeri için de temas kuvvetinin artmasına yol açmıştır. En yüksek temas kuvveti 10 J darbe enerjisinde 3801.25 N ile 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunede görülmüştür. En düşük

temas kuvveti ise 1074.32 N ile 5 J darbe enerjisinde ve 0.5 mm yüzey malzemesine sahip numunede görülmüştür.



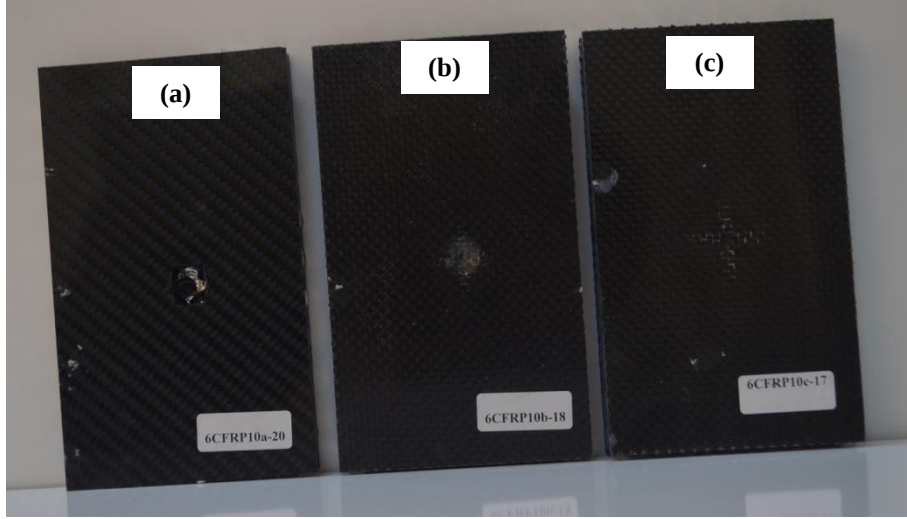
Şekil 6.31 Karbon Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Temas Kuvvetine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Karbon fiber yüzey malzemesine sahip numuneler için yüzey malzemesi kalınlığının darbe enerjisi davranışı üzerindeki etkisi Şekil 6.32’de verilmiştir. En az enerji sönümleyen model olan 1.5 mm yüzey malzemesine sahip numune 6CFRP10c 5 J darbe enerjisinde 2.591 J, 10 J darbe enerjisinde 8.084 J enerji sönümlenmiştir. 10 J darbe enerjisinde 0.5 mm yüzey malzemesine sahip numune darbe enerjisinin tamamını sönümlerken 1 mm yüzey malzemesine sahip numune 9.609 J enerji sönümlenmiştir.

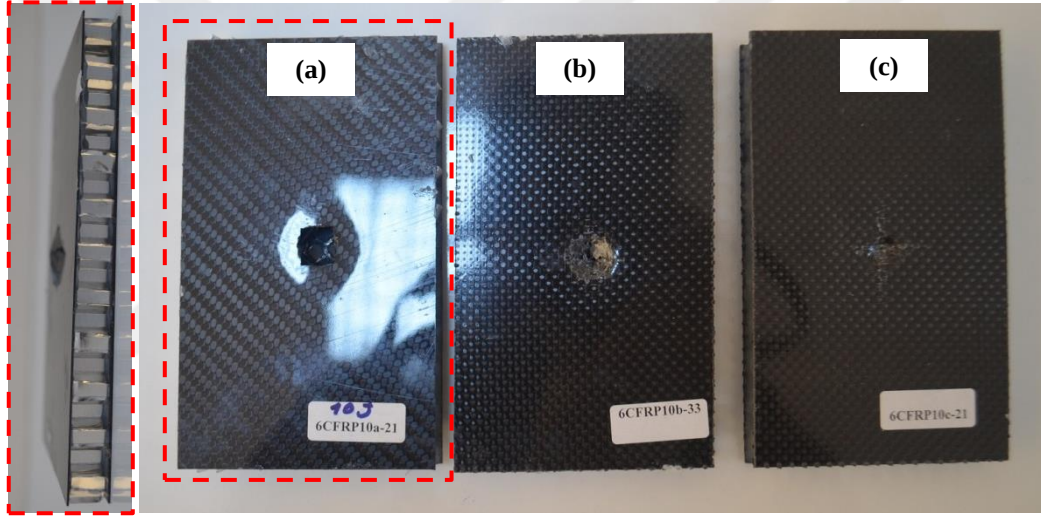


Şekil 6.32 Karbon Fiber Yüzey Malzemesi Kalınlığının Enerji Değişimine Etkisi (a. 5J, b. 10J)

Karbon fiber yüzey malzemesine sahip numunelerin 5 J ve 10 J darbe enerjisinde yapılan test sonrası görüntüleri Şekil 6.33 ve Şekil 6.34’de verilmiştir. Şekiller incelendiğinde 6CFRP10a numunesinin üst yüzeyinin iki enerji değerinde de delindiği görülmektedir. 10 J darbe enerjisinde aynı numunenin arka yüzey malzemesinin de delindiği tespit edilmiştir. 1 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunenin iki enerji değeri için de belirgin biçimde hasara uğradığı 10 J darbe enerjisinde bu hasarın tam delinme şeklinde olduğu görülmüştür. Tam delinme gerçekleşmeyen numunelerde bölgesel fiber hasarları ve tabakalar arası ayrılma hasarı tespit edilmiştir [10].



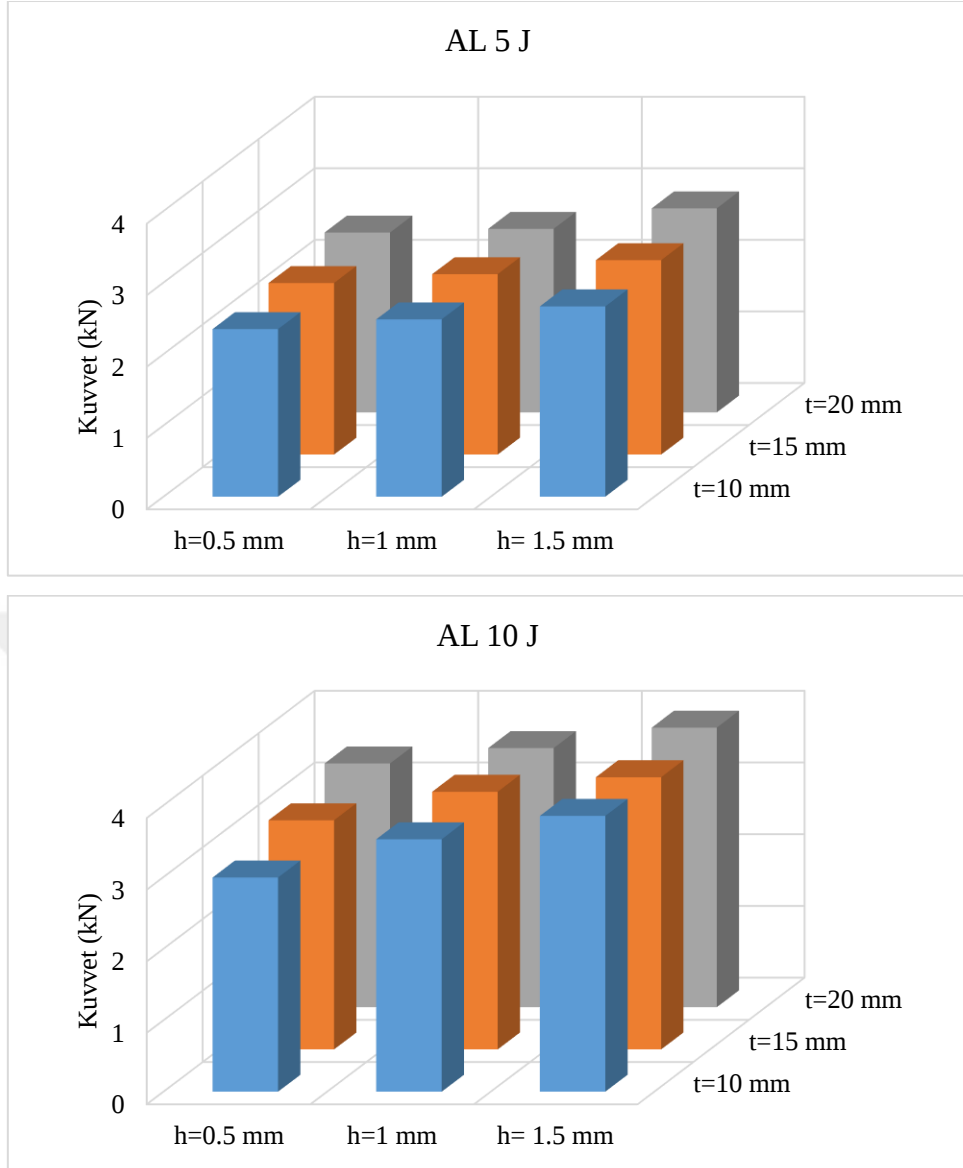
Şekil 6.33 Karbon Fiber Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin 5 J Darbe Enerjisi İle Test Yapıldıktan Sonraki Görüntüsü (a. 6CFRP10a, b. 6CFRP10b, c. 6CFRP10c)



Şekil 6.34 Karbon Fiber Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin 10 J Darbe Enerjisi İle Test Yapıldıktan Sonraki Görüntüsü (a. 6CFRP10a, b. 6CFRP10b, c. 6CFRP10c)

Alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerde 5 J darbe enerjisi için yüzey malzemesi kalınlığının artması sönmölen enerji miktarını arttırırken 10 J darbe enerjisi için azaltmıştır. Cam fiber ve karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesi kullanılan numunelerde iki enerji değeri için de artan yüzey malzemesi kalınlığı sönmölen enerji miktarını düşürmüştür. Fiber takviyeli kompozit malzemelerin alüminyumdan daha gevrek olması bu duruma sebep olarak gösterilebilir.

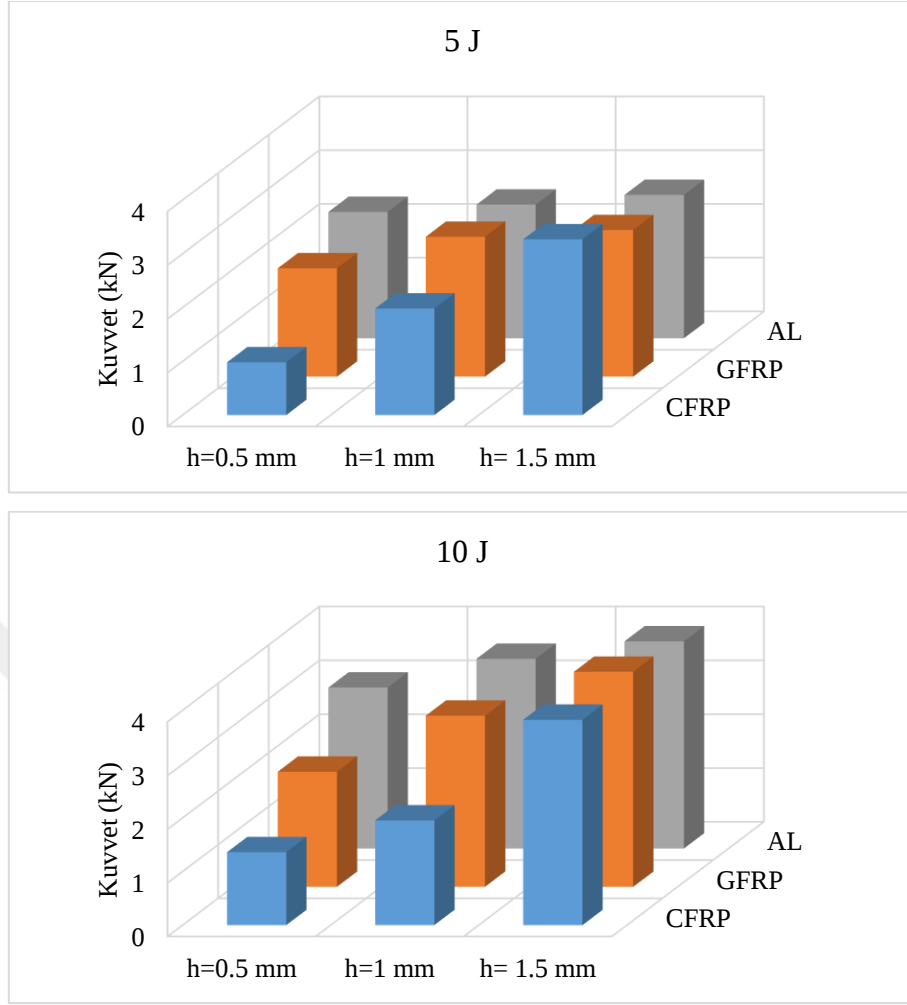
Darbe testleri sonucunda alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerde temas kuvvetinin darbe enerjisi, yüzey malzemesi kalınlığı ve hücre yüksekliği ile değişimi Şekil 6.35’de karşılaştırılmıştır.



Şekil 6.35 Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri

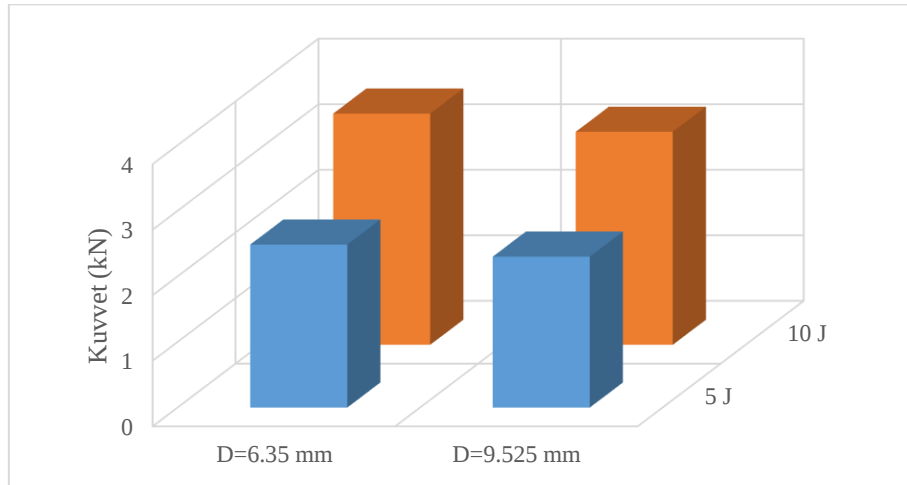
Şekil 6.35’de görüldüğü üzere iki enerji değeri için de yüzey malzemesi kalınlığı ve hücre yüksekliğinin artması meydana gelen maksimum temas kuvveti değerini arttırmıştır. Yüzey malzemesi kalınlığının temas kuvveti üzerindeki etkisi hücre yüksekliğinin etkisinden daha fazladır. 10 J darbe enerjisi değeri daha yüksek temas kuvvetinin ortaya çıkmasına sebep olmuştur.

Farklı malzemelerden üretilen yüzey malzemesi kalınlıklarının deneyler sırasında gözlemlenen maksimum temas kuvveti değerlerine etkisi Şekil 6.36’da verilmiştir.



Şekil 6.36 Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri

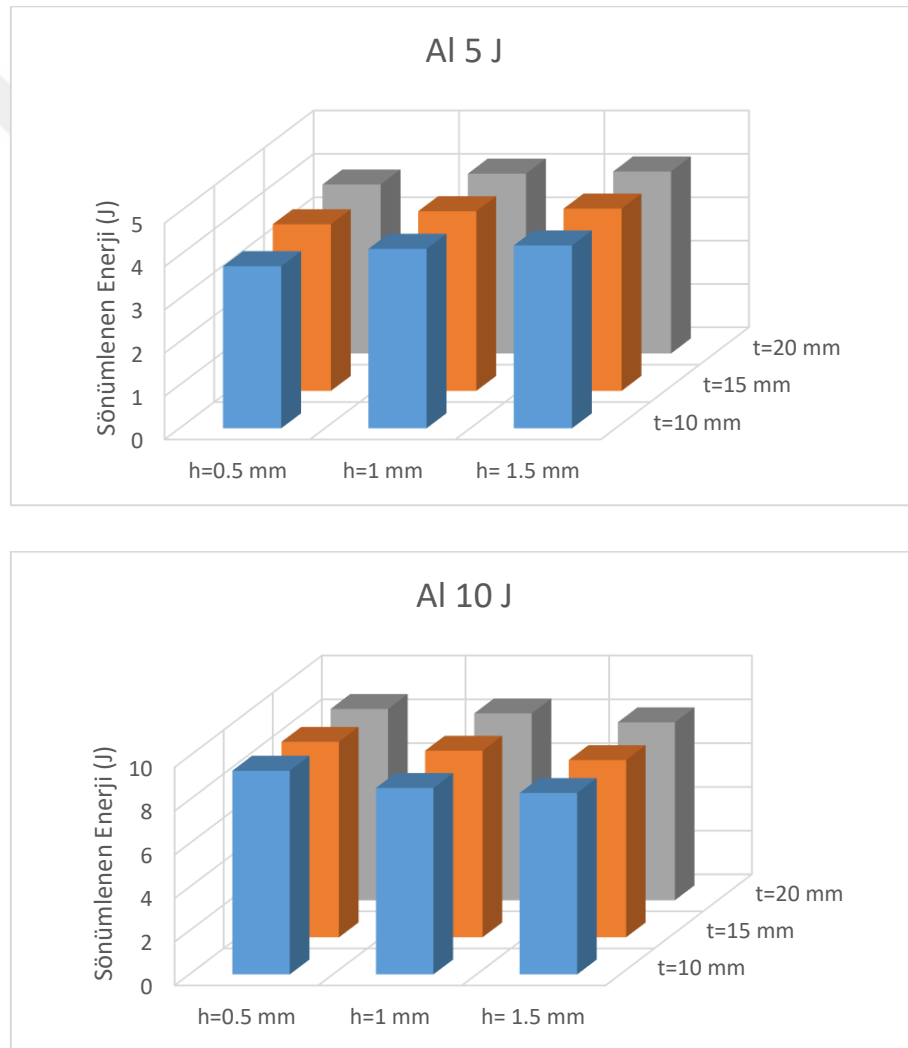
Hücre boyutunun düşük hızlı darbe testleri sırasında görülen temas kuvvetine etkisi Şekil 6.37’de verilmiştir. Artan hücre boyutunun temas kuvvetini düşürdüğü görülmüştür.



Şekil 6.37 Farklı Hücre Boyutuna Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Görülen Maksimum Temas Kuvvetleri

Bütün yüzey malzemeleri için yüzey malzemesi kalınlığının artması maksimum temas kuvvetini arttırmıştır. Bununla birlikte yüzey malzemesi kalınlığının değişmesi en çok karbon fiber kompozit yüzey malzemesine sahip numuneleri etkilemiştir. En yüksek temas kuvveti, 5 J darbe enerjisi için karbon fiber kompozit yüzey malzemesine sahip modelde görülürken 10 J darbe enerjisi için cam fiber kompozit yüzey malzemesine sahip numunede görülmüştür. En ince yüzey malzemesi kalınlığı olan 0.5 mm için iki enerji değerinde de en yüksek temas kuvvetleri alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerde görülmüştür.

Alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerin düşük hızlı darbe testlerinde sönümledikleri enerji miktarları Şekil 6.38’de karşılaştırılmıştır.

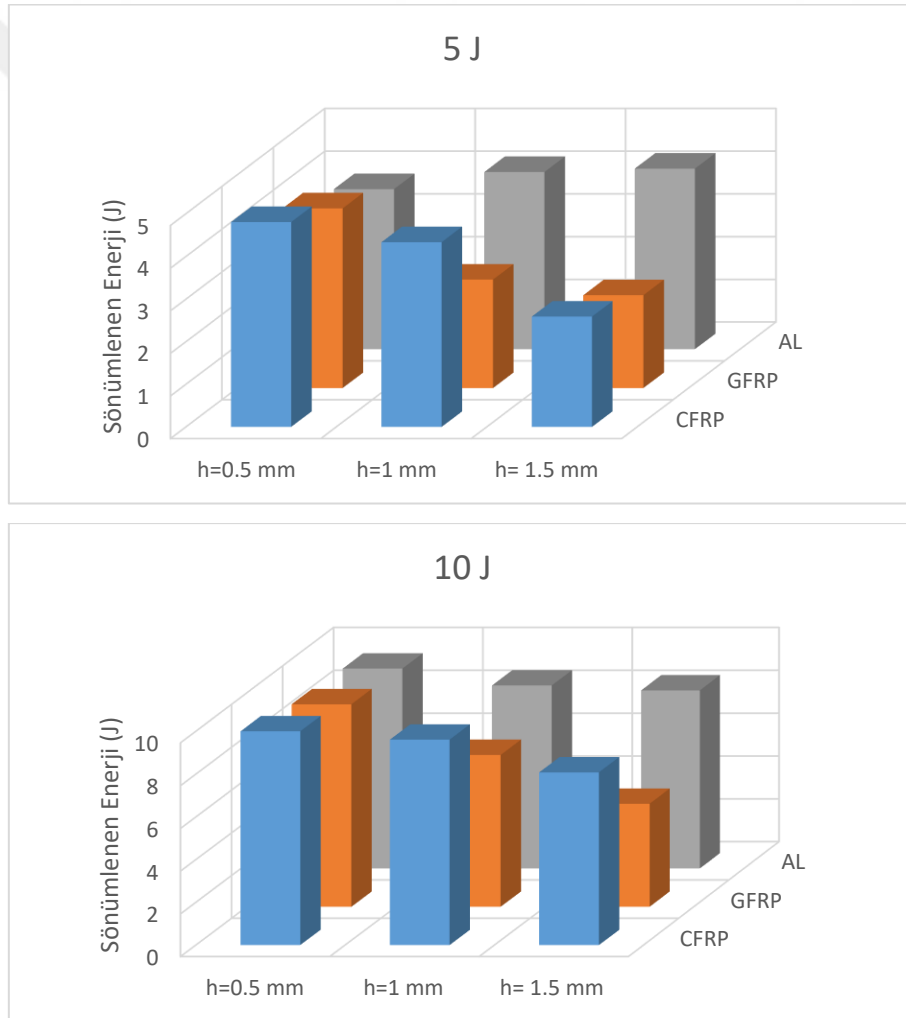


Şekil 6.38 Alüminyum Yüzey Malzemesine Sahip Numunelerin Darbe Testleri Sırasında Sönümledikleri Enerji Miktarları

Şekil 6.38’de verilen sonuçlar 5 J darbe enerjisi ile yapılan testlerde bütün hücre yükseklikleri için yüzey malzemesi kalınlığının artmasının sönümlenen enerji miktarını

arttırdığını göstermiştir. 10 J darbe enerjisi ile yapılan testlerde ise yüzey malzemesi kalınlığının artması sönümlenen enerji miktarını düşürmüştür. Bu durumun sebebinin yüksek darbe enerji değerinde darbe elemanının numune içine daha fazla girmesi ve darbeden sonra sıkışma ve sürtünme nedeniyle daha zor ilerlemesi olduğu düşünülmektedir. İnce yüzey malzemelerde deformasyon daha fazla olacağından yüzey malzemesi kalınlığının artması sönümlenen enerji miktarını düşürmüştür.

Farklı yüzey malzemelerinin kalınlıklarına göre sönümledikleri enerji miktarları Şekil 6.39'da karşılaştırılmıştır. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde yüzey malzemesi kalınlığının artması sönümlenen enerji miktarını düşürmüştür. Bu düşüş cam fiber takviyeli kompozitlerde daha belirgin bir hal almıştır.



Şekil 6.39 Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerde Darbe Deneyleri Sırasında Sönümledikleri Enerji Miktarları

6.1.3 Darbe Testi Sonrası Statik Testler

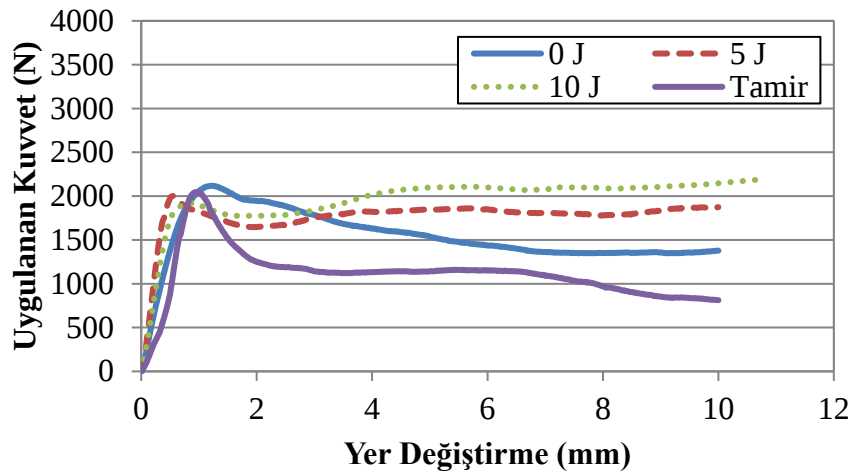
6.1.3.1 Darbe Testi Sonrası Üç Nokta Eğilme Sonuçları

Darbe deneyi sonrasında numuneler mukavemet değerlerindeki değişimlerin görülebilmesi ve yorulma deneylerinde kullanılacak yüklerin tespit edilebilmesi amacıyla statik testlere tabi tutulmuştur. Gerçekleştirilen testler sonucunda elde edilen değerler darbesiz numunelerin statik değerleri ile karşılaştırılmış ve sonuçlar aşağıda verilmiştir.

Bal peteği sandviç kompozit tasarım parametrelerinin numunelerin statik davranışlarına etkileri bölüm 6.1.1’de açıklanmıştır. Bu bölümde ise darbe deneyine tutulan ve tamir edilen numunelerin darbe deneyinden ve tamirat işleminden nasıl etkilendiği açıklanmaya çalışılmıştır.

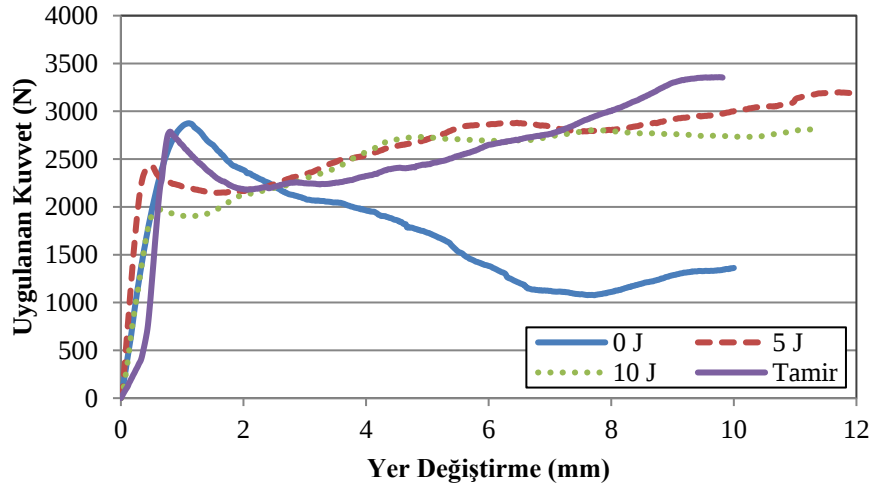
Eğilme sonuçları incelendiğinde alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerin yüzey malzemesi kalınlığının ve hücre yüksekliğinin darbe ve tamirata etkisinin sınırlı olduğu görülmüştür. Yüzey malzemesi olarak cam fiber kompozit ve karbon fiber kompozit kullanılmasının ise etkisi daha fazladır. Özellikle darbe enerjisinin 10 J olduğu numunelerde mukavemet belirgin miktarda düşmüştür.

6AL10b modelinin hasarsız, darbe hasarı sonrası ve tamir sonrasında üç nokta eğilme deneyi sonrasında elde edilen uygulanan kuvvet – toplam şekil değişimi grafiği Şekil 6.40’da verilmiştir. Hasarsız numunenin hasar yükü 2118.75 N çıkmıştır. 5 J darbe enerjisi ile hasar verilen numunenin statik hasar yükü hasarsız numuneye göre %5.5 düşüş göstermiş ve 2001.719 N değerini almıştır. 5 J darbe enerjisi ile yapılan darbe deneyi sonrasında tamir edilen numunenin hasar yükü hasarsız numuneye göre %3.5 düşüşle 2045.313 N çıkmıştır.



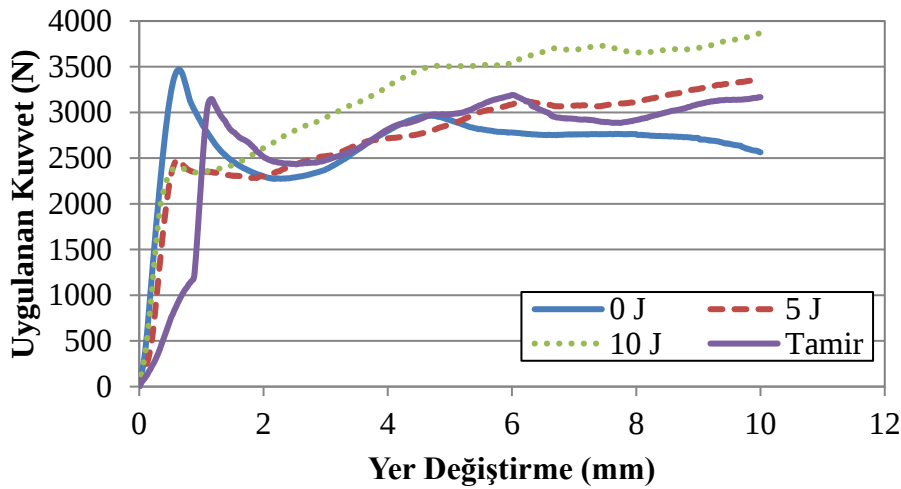
Şekil 6.40 6AL10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı

15 mm hücre yüksekliğine sahip 6AL15b numunesinin hasarsız, hasarlı ve tamir sonrasında üç nokta eğilme davranışı Şekil 6.41’de verilmiştir. Hasarlı numunelerde gözlenen hasar yükündeki düşüş miktarı 6AL10b numunesinde gözlenen düşüşten daha fazladır. Hasarsız, 5 J, 10 J ve tamir edilmiş numunelerin hasar yükleri sırasıyla 2875 N, 2430.344 N, 2120.313N ve 2786.719 N’dur. Tamir edilmiş numunenin hasar yükü hasarsız numunenin hasar yükünün %97’sidir.



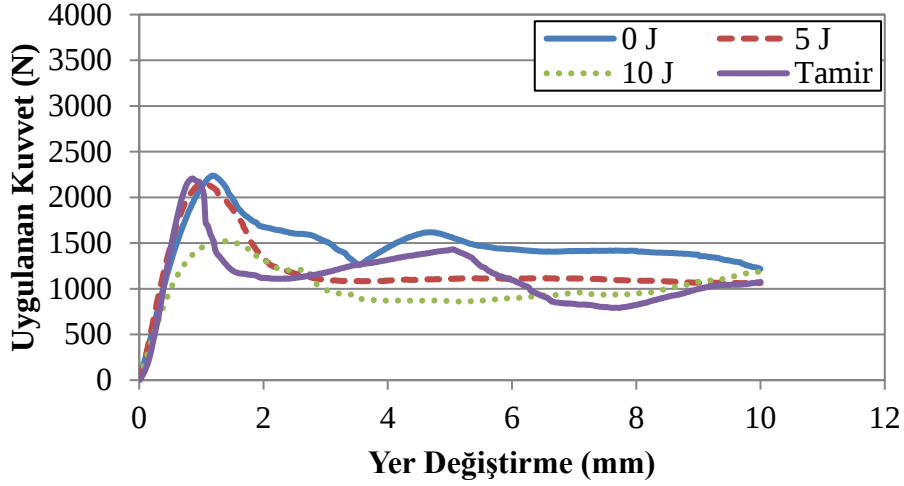
Şekil 6.41 6AL15b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı

Farklı darbe enerjileri ile darbe testine tabi tutulduktan sonra, hasarsız ve tamir edilmiş 6AL20b modelinin üç nokta eğilme davranışı Şekil 6.42’de verilmiştir. Hasarsız numunenin hasar yükü 3467.969 N tespit edilmiştir. Darbe enerjisi numunelerin mukavemetini belirgin oranda düşürmüştür ve 5 J darbe sonrasında numunenin hasar yükü 2482.813 N’a gerilerken 10 J darbe sonrasında hasar yükü 2399.219 N olmuştur. Yapılan tamir işlemi numunenin mukavemetini %27 arttırmıştır ve 3147 N hasar yükü çıkmasını sağlamıştır.



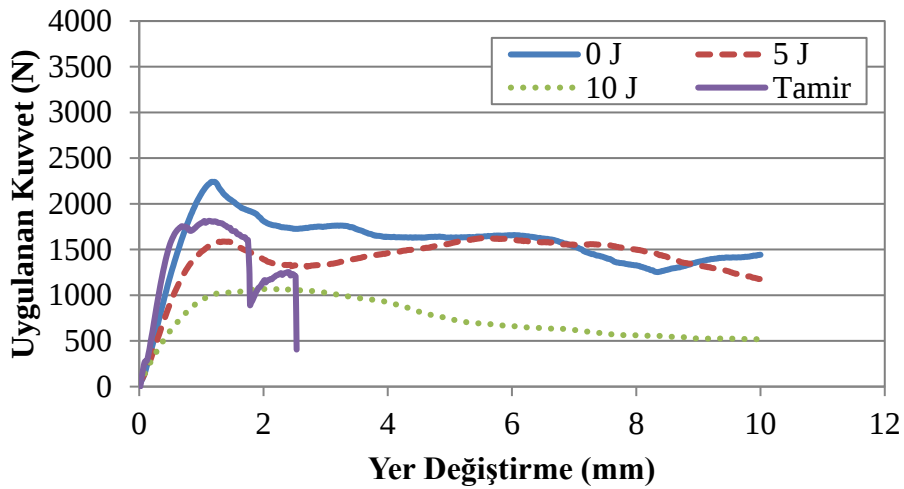
Şekil 6.42 6AL20b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı

6CFRP10b modelinin hasarsız, hasarlı ve tamir edilmiş numunelerinin üç nokta eğilme davranışı Şekil 6.43’de verilmiştir. Hasarsız numunenin hasar yükü 2239.063 N iken 5 J ve 10 J darbe testlerinden sonra hasar yükleri sırasıyla 2155.469 N ve 1146.875 N değerlerini almıştır. Numunenin mukavemetini arttırmak amacıyla yapılan tamirat sonrası hasar yükü 2206.563 N olmuştur. 5 J ve 10 J darbe enerjileri numune mukavemetini sırasıyla % 4 ve %49 düşürürken tamirat işlemi 5 J darbe enerjisi ile hasar verilmiş numuneye göre %3 mukavemet kazanımı sağlamıştır.



Şekil 6.43 6CFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı

Şekil 6.44’de cam fiber yüzey malzemesine sahip 6GFRP10b numunesinin eğilme davranışı verilmiştir. İncelenen modeller içinde darbeden en çok etkilenen model olan 6GFRP10b için hasarsız numunenin eğilme hasar yükü 2240.625 N iken 10 J darbe testi sonrası hasar yükü %53 düşüşle 1067.969 N olmuştur. 5 J darbe deneyi ve tamirat sonrası hasar yükleri sırasıyla 1587.5 N ve 1813.281 N olmuştur.



Şekil 6.44 6GFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Üç Nokta Eğilme Davranışı

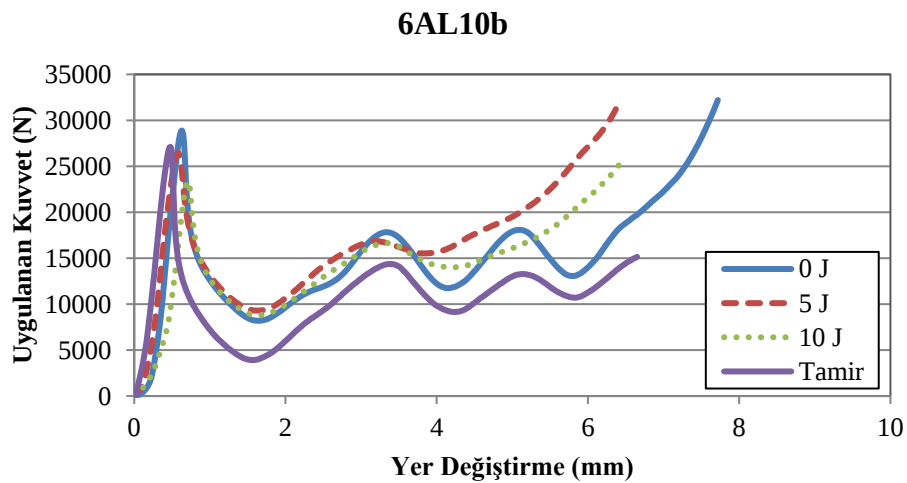
Yüzey malzemesinin darbe ve tamirat işlemi üzerindeki etkisi incelendiğinde 6GFRP10b numunesi darbeden ve tamirattan en çok etkilenen model olarak öne çıkmaktadır. Darbe neticesinde eğilme hasar yükü en az düşen numune 6CFRP10b numunesinin eğilme hasar yükünde tamirattan sonra hasarsız numuneye göre yalnızca %1 düşüş görülmüştür.

6.1.3.2 Darbe Testi Sonrası Basma Sonuçları

Basma deneyi sonuçları numunenin darbeye maruz kalmasının numune mukavemetini üç nokta eğilme deneyine göre daha az etkilediğini bütün numuneler için göstermiştir. Özellikle kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerin basma mukavemetleri darbe enerjisinin değişmesi ile çok az değişmiştir. Bunun sebebi olarak darbeye maruz kalan numunenin hücrelerinde meydana gelen deformasyonun etkisiyle mukavemet gösterememesi olduğu düşünülmektedir.

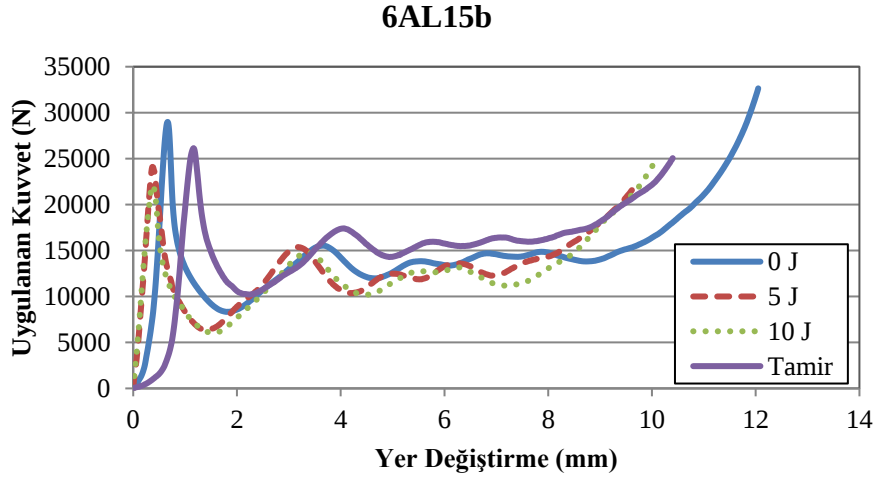
Tamirat işlemi tıpkı eğilme testlerinde olduğu gibi numune mukavemetini arttırmıştır. Ancak bal peteği hücrelerin bütünlüğü bozulduğundan hasara uğramamış numuneden daha az mukavemete sahiptir.

6AL10b numunesinin hasarsız, hasarlı ve tamirat sonrası basma davranışları Şekil 6.45’de verilmiştir. Hasarsız numunenin basma hasar yükü 29612.5 N iken 5 J ve 10 J darbe sonrasında hasar yükleri %10 ve %20 düşüşle sırasıyla 26429.69 N ve 23339.84 N olmuştur. Tamirat sonrası numunenin hasar yükü hasarsız numuneye göre %7 düşüşle 27074.22 N değerini almıştır. Tamirat işlemi ile hasarsız numune karşılaştırıldığında hasar yükü % 7 daha düşük olmasına rağmen tamir edilmiş numune 5 J ile ön hasar verilmiş numune ile karşılaştırıldığında tamirat işleminin numune mukavemetine etkisi % 3’tür.



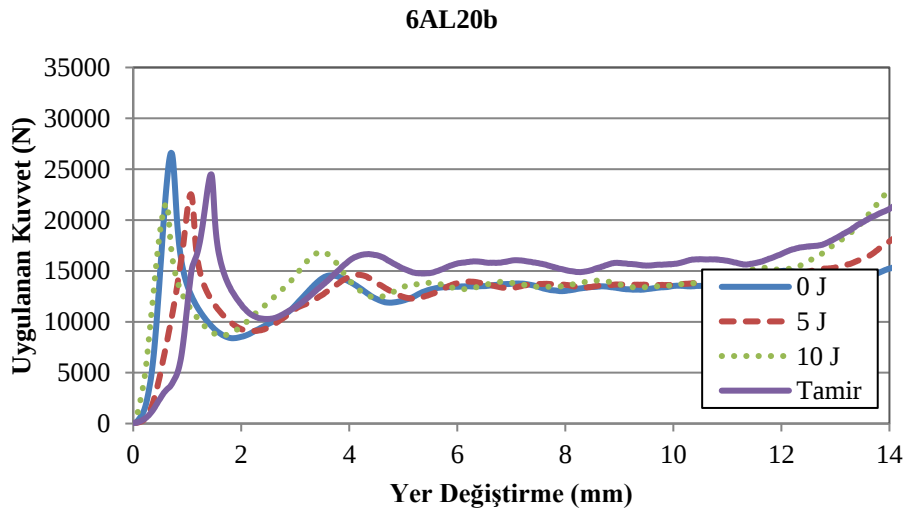
Şekil 6.45 6AL10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı

15 mm hücre yüksekliğine sahip 6AL15b numunesinin basma davranışı Şekil 6.46'da verilmiştir. Hasarsız numunenin hasar yükü 28987.5 N iken 5 J darbe enerjisi numunenin hasar yükünü 24089.81 N'a düşürmüştür. Tamir edilen numunenin hasar yükü 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numuneye göre % 8.5 artmış ve 26132.81 N değerini almıştır.



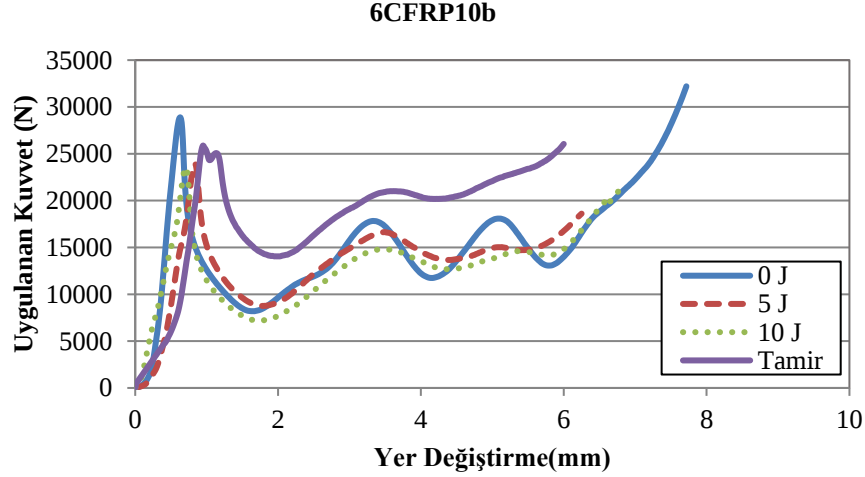
Şekil 6.46 6AL15b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı

6 AL20b numunesinin hasarsız, hasarlı ve tamir edilmiş örneklerinin basma yüklemesi karşısındaki davranışları Şekil 6.47'de verilmiştir. Hasarsız ve tamirat yapılmış numunelerin hasar yükleri sırasıyla 26606.25 N ve 24476.56 N'dur. 5 J darbeye maruz kalmış numunenin hasar yükü 22546.88 N ve en düşük hasar yüküne sahip 10 J enerjideki darbeye mazur kalmış modelin hasar yükü 21652.34 N 'dur. 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numunenin hasar yükü hasarsız numuneye göre %16 düşmüş, tamirat işlemi ile hasar yükünde %8 geri kazanım olmuştur.



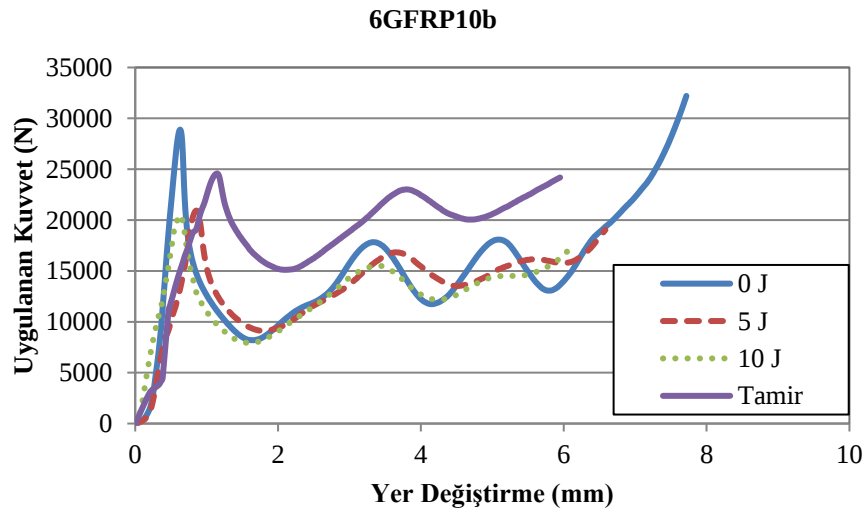
Şekil 6.47 6AL20b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı

Karbon fiber yüzey malzemesine sahip 6CFRP10b modelinin değişen darbe durumları ve tamirat sonrasında basma deneyine tabi tutulması sonucunda elde edilen Uygulanan Kuvvet – Toplam Şekil Değişimi grafiği Şekil 6.48’de verilmiştir. Hasarsız, 5 J darbe, 10 J darbe ve tamirat sonrası hasar yükleri sırasıyla 28871.88 N, 23949.22 N, 23531.25 N ve 25882.81 N değerlerini almıştır.



Şekil 6.48 6CFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı

Yüzey malzemesi olarak cam fiber kompozit kullanılan 6GFRP10b modelinin basma davranışı Şekil 6.49’da verilmiştir. hasarsız numunesinin hasar yükü 28871.88 N çıkmıştır. 5 J ve 10 J darbe enerjileri ile darbe deneyine tabi tutulan numunelerin hasar yükleri hasarsız numuneye göre %28 ve %30 düşüşle 20914.06 N ve 20488.28 N değerlerini almıştır. Tamir edilen numunenin hasar yükü hasarsız numunenin hasar yükünün %15 düşüğü olan 24582.03 N değerini almıştır.



Şekil 6.49 6GFRP10b Numunesinin Hasarlı, Hasarsız ve Tamir Sonrasında Basma Davranışı

Yüzey malzemesinin darbe hasarına uğramış numunenin ve tamir edilmiş numunenin basma yüklemesi karşısında numunenin mukavemetine etkisi incelendiğinde 6GFRP10b numunesinin darbeden en çok etkilenen numune olduğu görülmüştür. Numunelerin tamirat sonrasında mukavemet geri kazanımları üç nokta eğilme kadar olmamıştır. Hasardan en az etkilenen 6AL10b numunesidir.

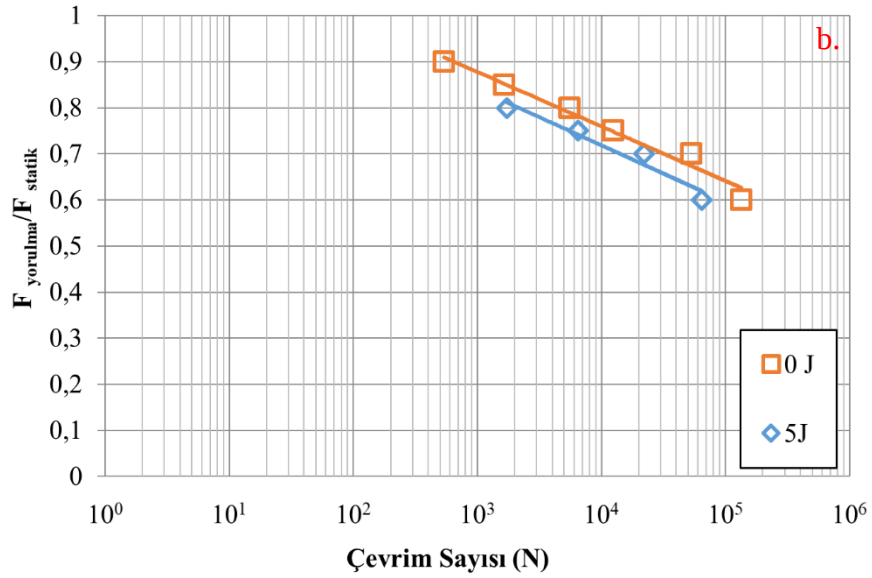
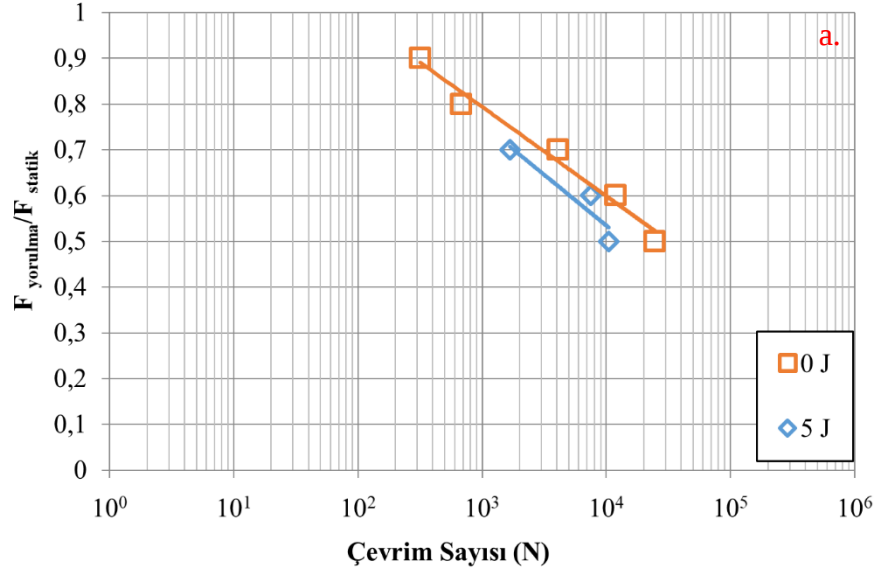
6.1.4 Yorulma Test Sonuçları

Statik testler yardımıyla mukavemet değerleri tespit edilen sandviç kompozitler hasarsız olarak, değişen darbe enerjileriyle darbe testine tabi tutulduktan sonra ve tamir edildikten sonra yorulma testlerine tabi tutulmuştur. Yorulma testlerinde yük numunelere statik testlerde uygulandığı şekilde üç nokta eğilme ve basma yüklemesi şeklinde uygulanmıştır. Hasarlı ve tamir edilmiş numuneler yorulma testine tabi tutulurken kullanılan kuvvetler hasarsız numunenin statik değerleri yardımıyla bulunan değerlerdir. Bunun sebebi çalışmanın temel düşüncesi olan hasarlı malzemelerin yorulma davranışlarının hasarsız malzemelere göre değişiminin tespit edilmesidir. Tamir edilen numuneler için de aynı durum söz konusudur.

Yorulma testlerinin çok uzun sürmesi ve elde yeterli numune olmaması nedeniyle yorulma testleri bütün numuneler için yapılamamıştır. Yorulma testi gerçekleştirilen numunelerin yorulma kuvveti/statik dayanım kuvvetine karşılık çevrim sayısı grafikleri aşağıda verilmiştir.

6.1.4.1 6AL10a Numunesinin Yorulma Davranışı

0.5 mm kalınlığında alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerin üç nokta eğilme ve basma yüklemesi altında yorulma grafikleri Şekil 6.50’de verilmiştir. Darbenin numunenin ömründeki değişime etkisini göstermek için darbe uygulanmış numunenin yorulma değerleri de aynı grafikte gösterilmiştir. Bütün yük değerleri için numunelere uygulanan darbe testinin numunenin yorulma mukavemetini düşürdüğü görülmüştür. Bu düşüş basma yüklemesinde yüksek yüklerde daha belirgin olmuş ve %70 ömür düşüşü görülmüştür. Üç nokta yüklemesi için de artan yorulma yükü yorulma mukavemetindeki düşüşü arttırmıştır. Ancak bu düşüş basma yüklemesi kadar olmamış ve en fazla ömür düşüşüne %59 ile $F_{\text{yorulma}} / F_{\text{statik}} = 0.7$ testinde ulaşılmıştır.



Şekil 6.50 6AL10a Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme Testi b. Basma Testi)

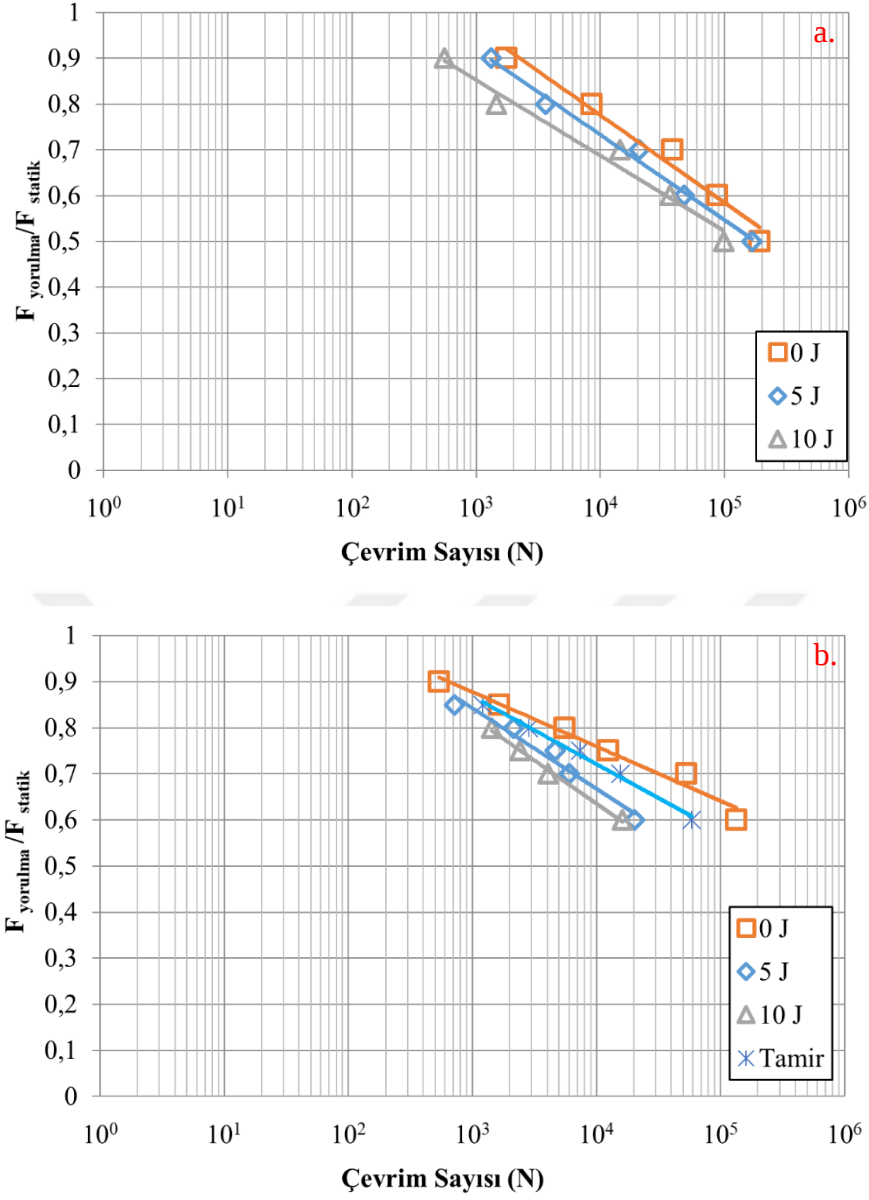
Gerçekleştirilen tüm yorulma testleri 3'er kez tekrarlanmış ve yorulma grafikleri çizilirken karışıklığa sebebiyet vermemek için ortalamaları kullanılmıştır. 6AL10a numunesi için uygulanan yükün oranına göre tespit edilen çevrim sayısı değerleri Tablo 6.1'de verilmiştir. Darbe ön hasarına uğramış numunelerin mukavemetlerinde meydana gelen düşüş nedeniyle yük oranının darbe hasarına uğramış numunenin statik hasar yükünü geçtiği değerler için yorulma testleri gerçekleştirilmemiştir. Tabloda boş olan hücreler bu nedenle gerçekleştirilmeyen testleri göstermektedir.

Tablo 6.1. 6AL10a Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Basma				Üç Nokta Eğilme			
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J
0.9	1	421		0.9	1	345	
	2	653			2	397	
	3	555			3	209	
0.85	1	1836		0.8	1	725	
	2	1534			2	631	
	3	1592			3	687	
0.8	1	6421	2019	0.7	1	4017	1824
	2	6124	1524		2	4215	1498
	3	4162	1653		3	4059	1700
0.75	1	16948	4586	0.6	1	12485	7126
	2	9093	8393		2	10954	7651
	3	11267	6392		3	12132	7612
0.7	1	61843	25843	0.5	1	26845	11368
	2	45124	26934		2	22145	10254
	3	52576	13769		3	24930	9848
0.6	1	110356	54922				
	2	147277	62356				
	3	144454	75478				

6.1.4.2 6AL10b Numunesinin Yorulma Davranışı

6AL10b numuneleri için gerçekleştirilen yorulma testleri sonrasında çizilen Yük Oranı – Çevrim Sayısı grafikleri Şekil 6.51’de verilmiştir. Grafik incelendiğinde üç nokta eğilme yüklemesinde yük oranının azalması darbe etkisini azaltmıştır. Örneğin 0.9 yük oranı için hasarsız numunenin ömrü 1767 çevrim iken 10 J darbe enerjisi ile ön hasara uğratılmış numunenin ömrü %69 düşmüş ve 556 çevrim değerini almıştır. Yük oranının 0.5 olması durumunda aynı düşüş %49 olmuştur.



Şekil 6.51 6AL10b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme Testi b. Basma Testi)

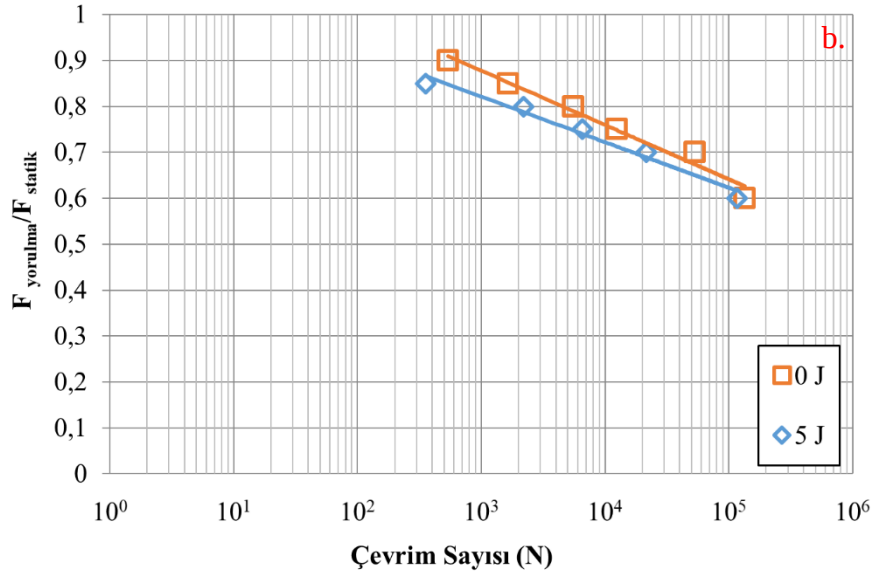
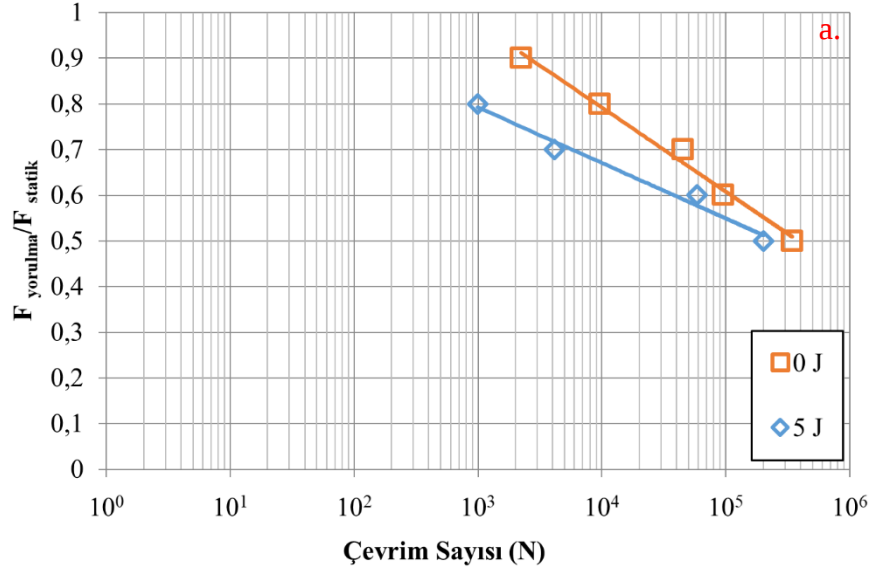
Basma test sonuçları incelendiğinde yük oranının düşmesi darbe ön hasarının ömre etkisini arttırmıştır. Bütün yük oranları için en yüksek çevrim sayısı değerleri hasarsız numunelerde görülmüştür. Artan darbe enerjisi ile çevrim sayısı değerleri düşmüştür. Tamir edilen numunelerin ömürleri 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numunelerden daha yüksek çıkmış ancak hasarsız numunenin altında kalmıştır. Yük oranının 0.6 olması durumunda ömürdeki en büyük fark 10 J darbe enerjisi ile darbe ön hasarı verilen numunede görülmüştür. Basma yüklemesi durumunda bu numunenin ömrü hasarsız modele göre %88 düşüş göstermiştir. 6AL10b numunesinin basma ve üç nokta eğilme yüklemelerinde çevrim sayısı değerleri Tablo 6.2’de verilmiştir.

Tablo 6.2. 6AL10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Basma						Üç Nokta Eğilme				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J	Tamir	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	421				0.9	1	1547	997	432
	2	653					2	1863	1432	684
	3	555					3	1891	1534	552
0.85	1	1836	524		1298	0.8	1	9324	3152	1135
	2	1534	839		1457		2	8632	3687	1763
	3	1592	788		881		3	7586	4066	1470
0.8	1	6421	2938	1923	3829	0.7	1	39952	21654	15698
	2	6124	2346	1160	2850		2	32654	19214	12547
	3	4162	1118	1195	1913		3	42204	21247	15012
0.75	1	16948	5827	2512	8063	0.6	1	83124	48632	32165
	2	9093	3973	2623	5976		2	94156	41659	38654
	3	11267	4063	2104	8029		3	85976	51264	38552
0.7	1	61843	4938	3692	12474	0.5	1	183214	168321	99752
	2	45124	5128	3245	14235		2	201265	159938	91265
	3	52576	8078	5330	20193		3	193264	170194	104048
0.6	1	110356	18349	14823	68256					
	2	147277	19457	20578	52367					
	3	144454	23349	13448	54256					

6.1.4.3 6AL10c Numunesinin Yorulma Davranışı

6AL10c numunesi için farklı yük oranlarına karşılık gelen çevrim sayısı değerlerini gösteren grafikler Şekil 6.52’de verilmiştir. Bütün yük oranları için hasarlı numunelerin ömrü daha düşük çıkmıştır. İki yükleme türü için de uygulanan yorulma yükü değerinin artması hasarlı ve hasarsız numuneler arasındaki farkı arttırmıştır. Uygulanan yükün azalması iki yükleme durumu için de hasarlı numunelerde hasarın sebep olduğu mukavemet düşüşünü azaltmıştır. Özellikle Basma yükleme durumunda yük oranının 0.6 değeri için sonuçlar birbirine çok yaklaşmış ve çevrim sayıları arasındaki fark %12.5’e düşmüştür. 6AL10c numunesi için yorulma test değerlerinin verildiği Tablo 6.3 incelendiğinde bu durum daha iyi anlaşılmaktadır.



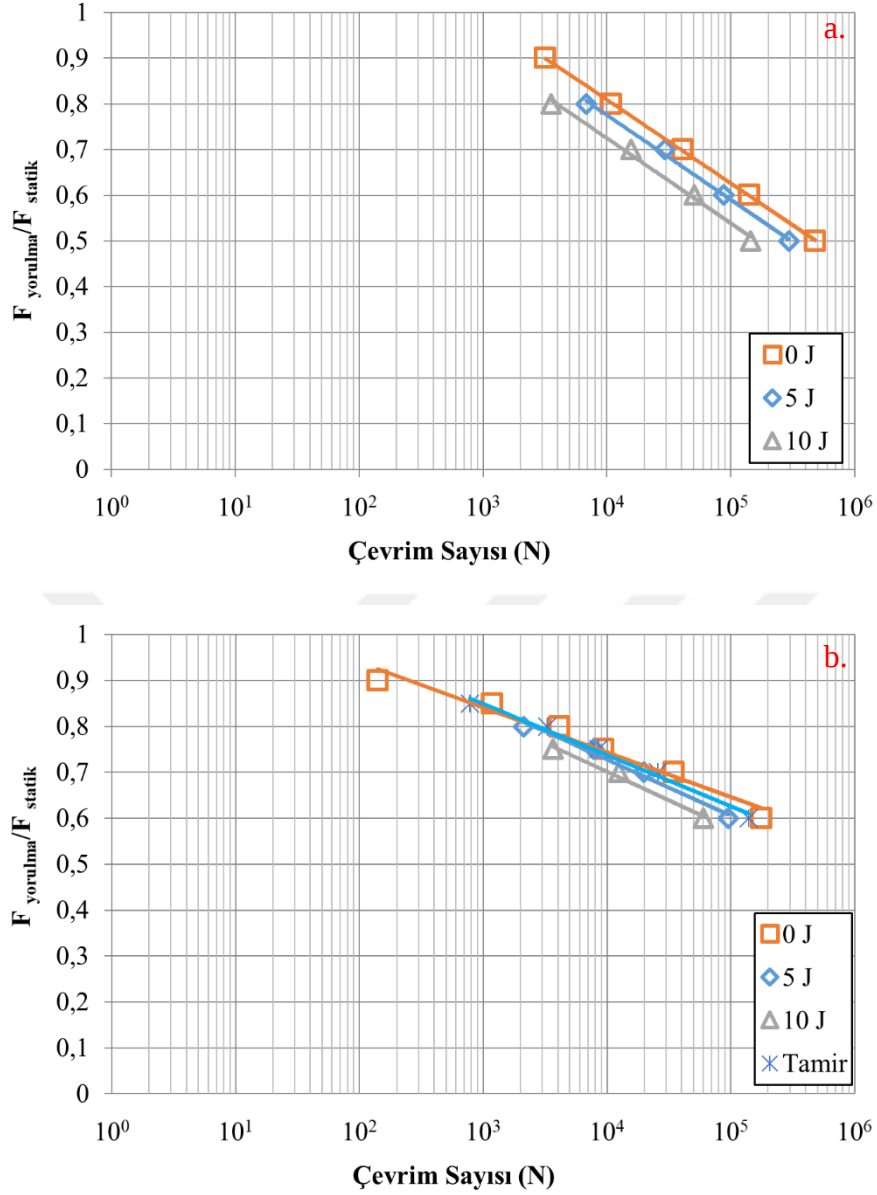
Şekil 6.52 6AL10c Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme Testi b. Basma Testi)

Tablo 6.3. 6AL10c Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Basma				Üç Nokta Eğilme			
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J
0.9	1	421		0.9	1	2165	
	2	653			2	2485	
	3	555			3	2064	
0.85	1	1836	258	0.8	1	9354	1107
	2	1534	415		2	9965	893
	3	1592	395		3	9454	988
0.8	1	6421	1923	0.7	1	46214	3995
	2	6124	2954		2	41325	4432
	3	4162	1684		3	48400	3987
0.75	1	16948	7102	0.6	1	96214	59843
	2	9093	6272		2	91249	52465
	3	11267	6237		3	97108	63060
0.7	1	61843	23734	0.5	1	334987	202468
	2	45124	22985		2	310214	198234
	3	52576	27123		3	381630	203201
0.6	1	110356	116884				
	2	147277	128345				
	3	144454	106683				

6.1.4.4 6AL15b Numunesinin Yorulma Davranışı

6AL15b numunesi için farklı yük oranlarına karşılık gelen çevrim sayısı değerlerini gösteren grafikler Şekil 6.53’de verilmiştir. Üç nokta eğilme yüklemesi göz önüne alındığında bütün yük oranları için 5 J enerji ile ön hasar verilen numunelerin çevrim sayısının hasarsız numunelerin çevrim sayısının yaklaşık %62’si olduğu görülmektedir. 5 J enerji ile ön hasar verilen numuneler ile 10 J enerji ile ön hasar verilen numuneler için aynı oran yaklaşık %50’dir. Bu durum darbe enerjisi ile ömür arasındaki ilişkinin lineer olmadığını göstermektedir.



Şekil 6.53 6AL15b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme Testi b. Basma Testi)

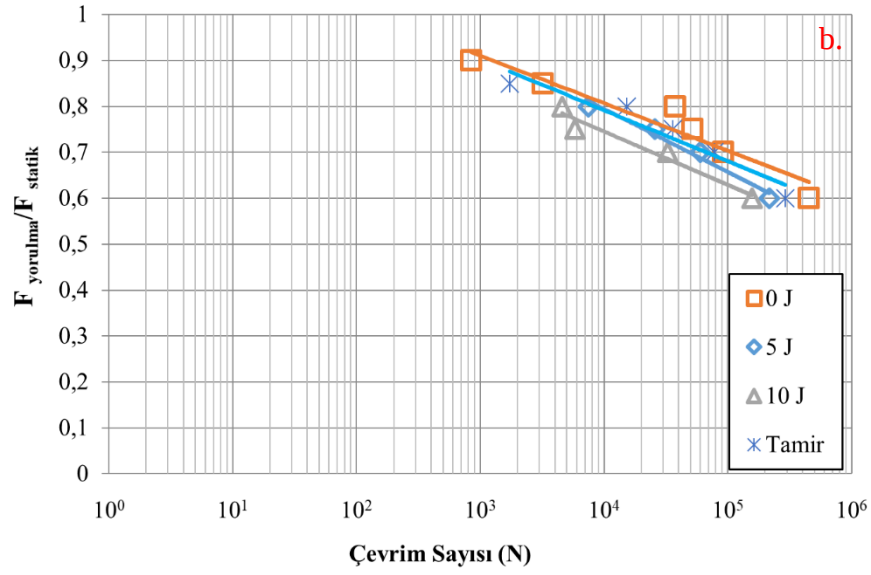
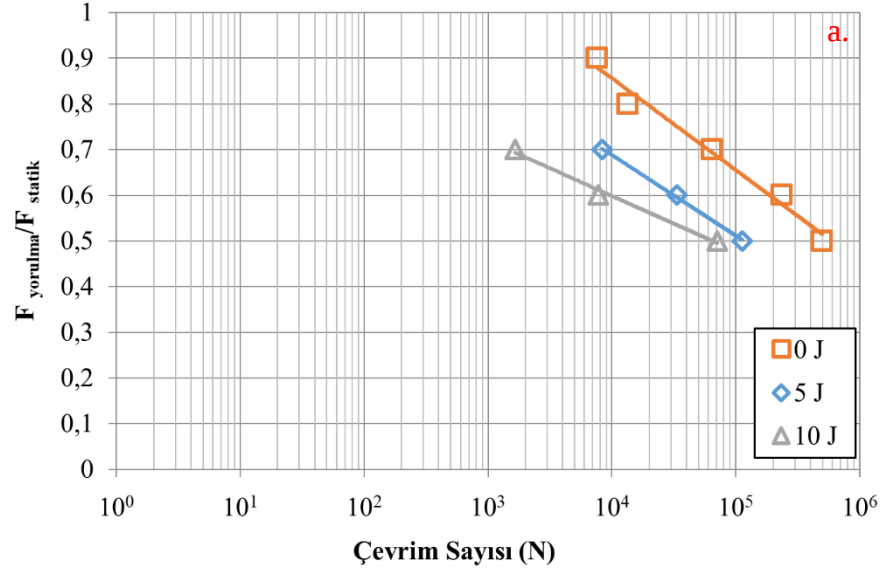
Basma yüklemesi durumunda yük oranının azalması numuneler arasındaki çevrim sayısı farkının artmasına sebep olmuştur. Bütün yük oranları için en düşük çevrim sayısı değerlerine 10 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numunelerde ulaşılmıştır. 5 J enerji ile hasar verilen numunelere yapılan tamirat işlemi numunelerin ömrünü arttırmış ancak bu artış hasarsız numunenin altında kalmıştır. En düşük yük oranı olan 0.6 için 5 J darbe enerjisi ile hasar verilen numuneler, 10 J darbe enerjisi ile hasar verilen numuneler ve tamir yapılan numunelerin çevrim sayıları sırasıyla hasarsız numunenin çevrim sayısının %54, %34, %79'u çıkmıştır. Bütün numuneler için yükleme durumuna göre çevrim sayıları Tablo 6.4'de verilmiştir.

Tablo 6.4. 6AL15b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Basma						Üç Nokta Eğilme				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J	Tamir	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	90				0.9	1	3042		
	2	132					2	3412		
	3	198					3	3137		
0.85	1	975			594	0.8	1	12065	6921	3468
	2	1324			681		2	11657	6154	3864
	3	1256			1071		3	8963	7394	3324
0.8	1	3564	1654		2895	0.7	1	40985	30954	13967
	2	3971	2165		3691		2	38654	31657	14235
	3	4795	2574		3260		3	43658	26015	18865
0.75	1	6984	9859	3785	11325	0.6	1	151697	92456	54236
	2	12897	7896	4632	4354		2	130564	81365	52469
	3	8280	5750	2599	9905		3	139695	88115	46256
0.7	1	36547	16897	9963	19642	0.5	1	482364	284634	152498
	2	28642	18645	14356	29354		2	512369	312301	134658
	3	38485	23792	13289	28491		3	443584	283406	144622
0.6	1	170962	77952	63264	110329					
	2	196254	108624	61024	163257					
	3	163574	100443	55082	147263					

6.1.4.5 6AL20b Numunesinin Yorulma Davranışı

Şekil 6.54’de 6AL20b numunesi için farklı yük oranlarına karşılık gelen çevrim sayısı değerlerini gösteren grafikler verilmiştir. Üç nokta eğilmesi için ön hasarın en fazla etkilediği numune 6AL20b’dir 5 J enerji ile verilen ön hasar ömrü yaklaşık %85 düşürürken darbe enerjisinin 10 J’e çıkması 0.7 yük oranı için ömrü hasarsız numuneden %97.5 düşüş göstermiştir. Yük oranının azalması ömrü arttırmış ve 0.5 değeri için hasarsız numuneden % 85 düşüş görülmesine sebep olmuştur.



Şekil 6.54 6AL20b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme Testi b. Basma Testi)

Basma yüklemesi durumunda bütün yük oranları için numuneler arasındaki fark oransal olarak sabit kalmıştır. 6AL20b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri Tablo 6.5’de verilmiştir.

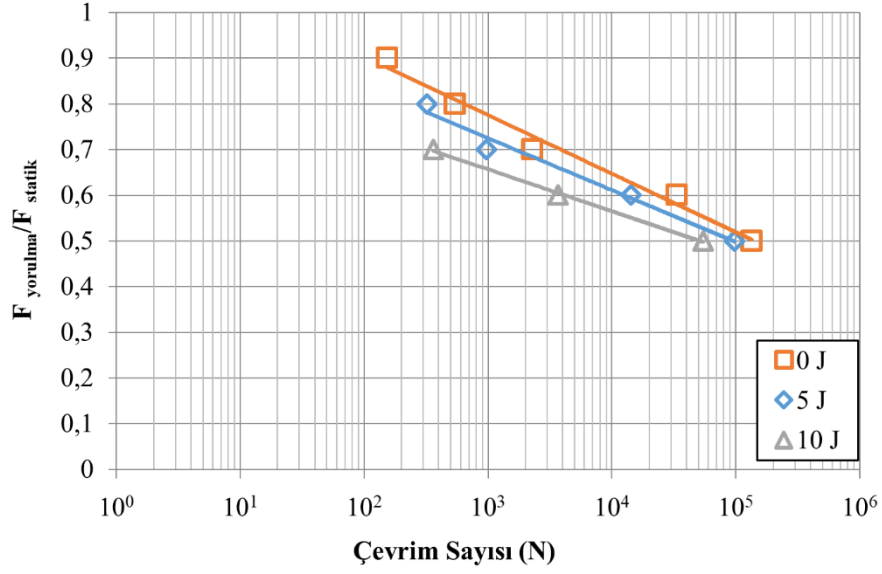
Tablo 6.5. 6AL20b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Basma						Üç Nokta Eğilme				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J	Tamir	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	752				0.9	1	7862		
	2	934					2	7124		
	3	861					3	7880		
0.85	1	3641			1536	0.8	1	12498		
	2	2336			1936		2	15698		
	3	3674			1715		3	11854		
0.8	1	34265	6932	4963	11326	0.7	1	63128	8412	1607
	2	42651	8126	4079	14369		2	60125	7921	1804
	3	36550	7445	4686	20001		3	70574	8750	1569
0.75	1	44652	29624	5012	39874	0.6	1	249017	31546	7914
	2	49321	27656	6325	31665		2	214698	34015	7238
	3	61514	20168	6087	35930		3	239071	34561	8254
0.7	1	86314	56324	30785	91326	0.5	1	501368	126942	72952
	2	96379	51368	38364	74125		2	511036	99324	66412
	3	92224	71678	28912	69575		3	484221	112245	74371
0.6	1	501964	198654	149657	246278					
	2	431964	210697	146951	280321					
	3	423221	236684	175541	347139					

6.1.4.6 9AL10b Numunesinin Yorulma Davranışı

Şekil 6.55’de 9AL10b numunesinin üç nokta eğilme yüklemesi durumunda yük oranlarına karşılık gelen çevrim sayısı değerleri verilmiştir. 5 J darbe enerjisi ile hasar verilen numunenin statik hasar yükü 1739 N iken darbe enerjisinin 10 J olması durumunda statik hasar yükünün 1539 N olduğu yukarıda verilmişti. Hasarsız numunenin statik hasar yükünün % 90’ı ve %80’i ile yorulma deneyi yapılması durumunda uygulanması gereken kuvvetler sırasıyla 1750 N ve 1550 N olur. Görüleceği gibi darbe testi uygulanmış numunelerin statik hasar yükleri 5 J darbe enerjisi için hasarsız numunenin statik hasar yükünün %90 ve 10 J darbe enerjisi için ise hasarsız numunenin statik hasar yükünün %90 ve %80’inin altında kalmaktadır. Bu nedenle bu yük oranları için yorulma deneyleri yapılmamıştır.

Yük oranının azalması çevrim sayısı değerlerinin bir birine yaklaşmasına bir diğer ifade ile darbe ön hasarının numunenin ömrü üzerindeki etkisinin azalmasına sebep olmuştur. Yorulma testlerinde uygulanan yük oranına karşılık gelen çevrim sayısı değerleri Tablo 6.6’da verilmiştir.



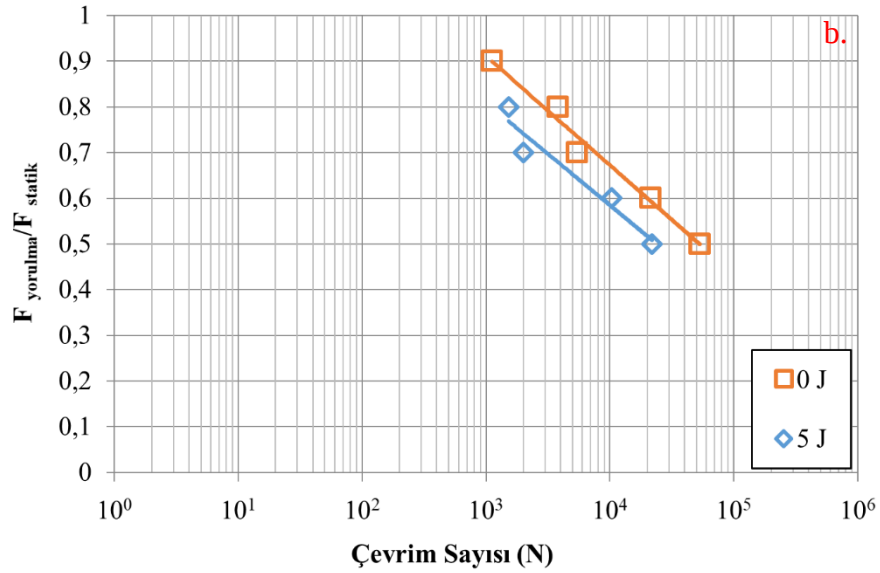
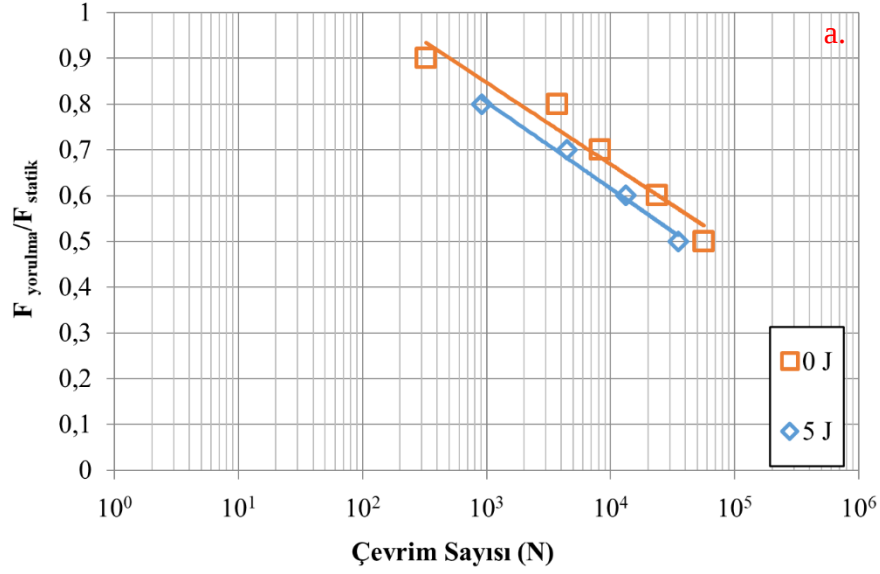
Şekil 6.55 9AL10b Numunesi İçin Üç Nokta Eğilme Yorulma Grafiği

Tablo 6.6. 9AL10b Numunesinin Üç Nokta Eğilme Yüklemesinde Yük Oranı – Çevrim Sayısı değerleri

Üç Nokta Eğilme				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	120		
	2	183		
	3	159		
0.8	1	522	278	
	2	636	312	
	3	465	376	
0.7	1	2946	976	251
	2	1935	826	365
	3	1983	1120	470
0.6	1	41157	14902	3894
	2	31948	14022	3104
	3	27989	13718	3985
0.5	1	110643	92038	49364
	2	165292	102347	57938
	3	129440	98097	55859

6.1.4.7 6CFRP10a ve 6CFRP10c Numunelerinin Yorulma Davranışı

6CFRP10a ve 6CFRP10c numuneleri için basma testleri yapılmamış sadece üç nokta eğilme testleri gerçekleştirilmiş ve sonuçları birlikte verilmiştir (Şekil 6.56).



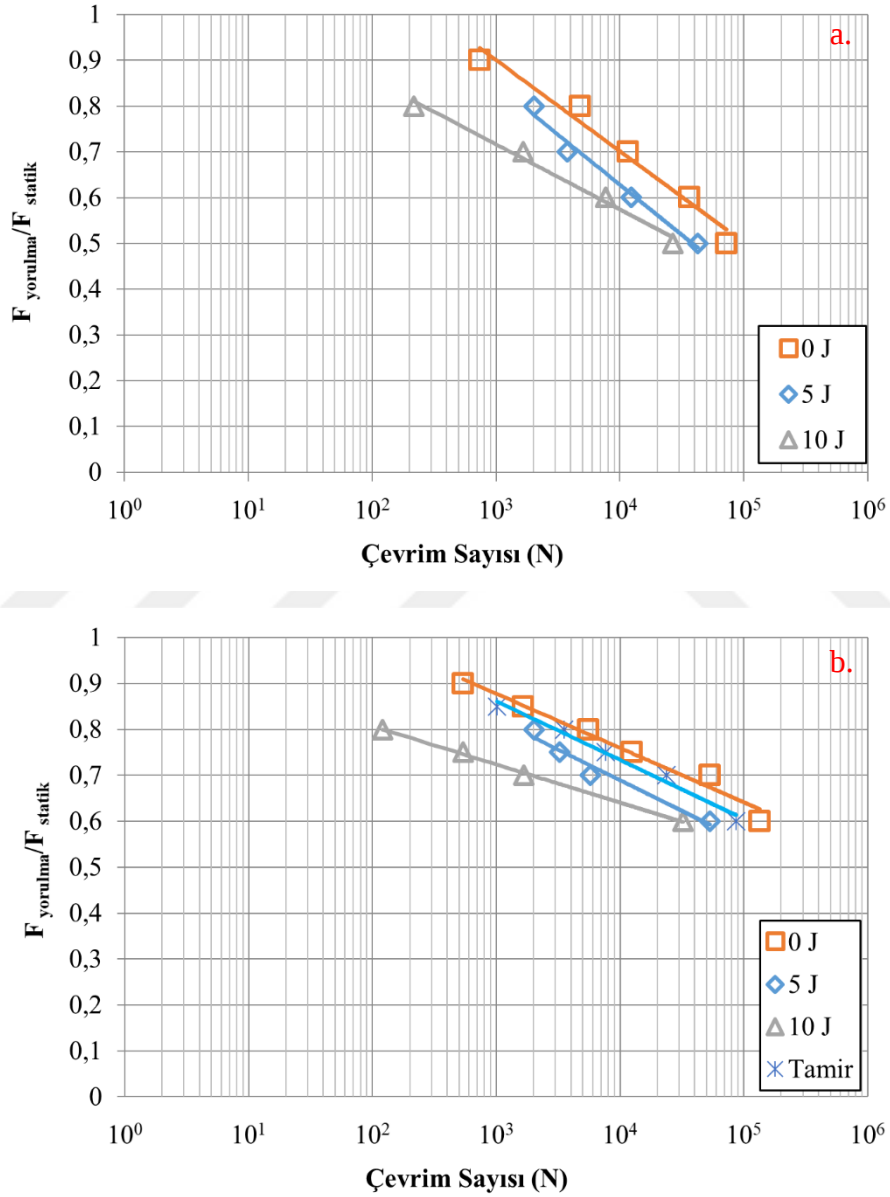
Şekil 6.56 6CFRP10a ve 6CFRP10c Numuneleri İçin Yorulma Grafikleri (a. 6CFRP10a b. 6CFRP10c)

İki numune için de darbe ön hasarı numune mukavemetini düşürmüştür. Yük oranı değişimi çevrim sayıları değişimindeki doğrusal ilişkiyi değiştirmemiştir. İki doğru paralel bir eğilim göstermiştir.

6.1.4.8 6CFRP10b Numunesinin Yorulma Davranışı

6CFRP10b numunesinin yorulma grafikleri Şekil 6.57’de verilmiştir. Üç nokta yüklemesi durumunda 5 J darbe enerjisi ile darbe hasarı verilen numunelerde tespit edilen çevrim sayısı değerleri yük oranının düşmesi ile hasarsız numunenin çevrim sayısından uzaklaşmıştır. 10 J enerji ile ön hasar verilen numunelerin yük oranı çevrim sayısı grafiği hasarsız numuneye paralel seyretmiştir.

Basma yüklemesi durumunda yük oranının azalması 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen ve tamirat yapılan numunelerin çevrim sayısı değerlerinin hasarsız numuneden uzaklaşmasına sebep olmuştur. 10 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numunelerin ise üç nokta eğilme yüklemesinde olduğu gibi hasarsız numuneye paralel bir eğilim gösterdiği tespit edilmiştir. İki yükleme durumu için de yük oranına karşılık gelen çevrim sayısı değerleri Tablo 6.7’de verilmiştir.



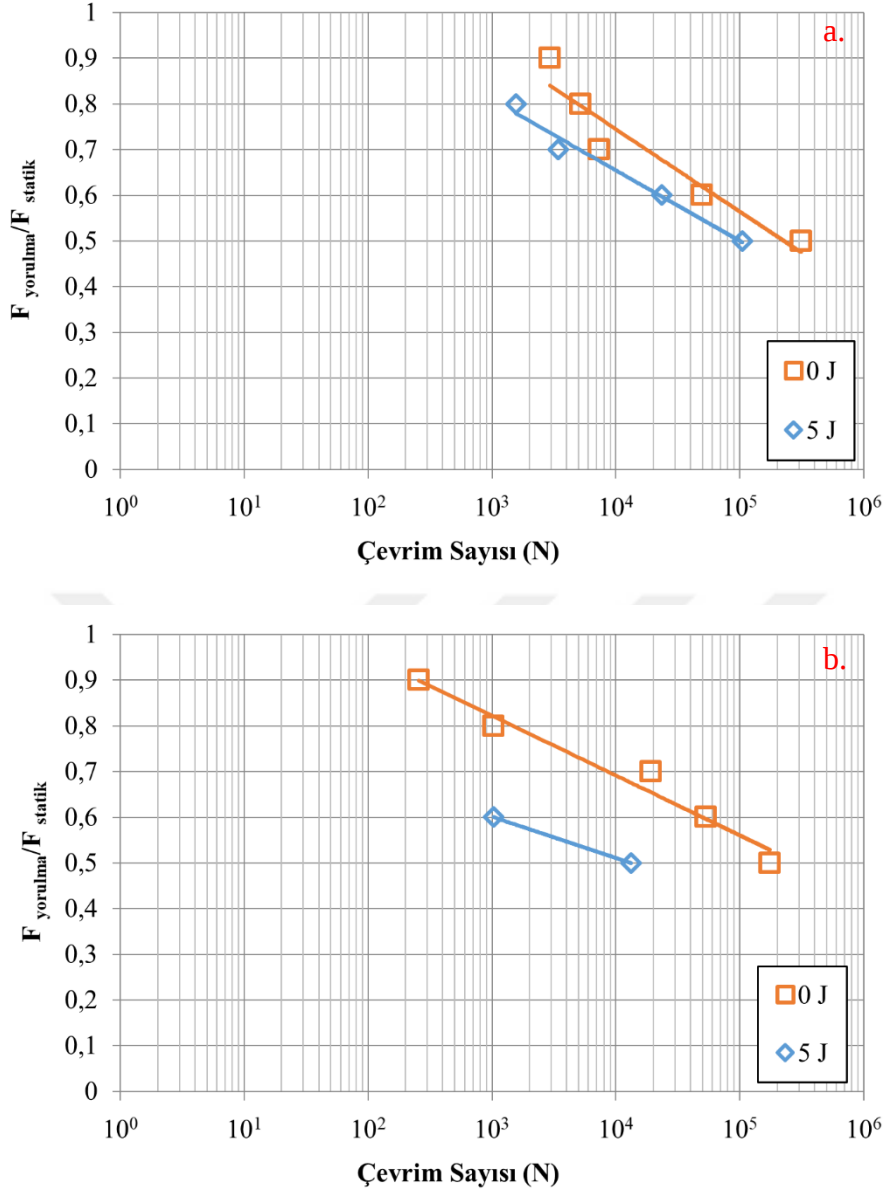
Şekil 6.57 6CFRP10b Numunesinin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme b. Basma)

Tablo 6.7 6CFRP10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı Değerleri

Basma						Üç Nokta Eğilme				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J	Tamir	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	421				0.9	1	1364		
	2	653					2	1204		
	3	555					3	1383		
0.85	1	1836			865	0.8	1	2416		
	2	1534			1136		2	2841		
	3	1592			1035		3	2687		
0.8	1	6421	1648	98	3078	0.7	1	7246	1374	
	2	6124	2364	115	3965		2	8165	1421	
	3	4162	2078	150	3595		3	7581	2107	
0.75	1	16948	3641	497	7946	0.6	1	22460	6892	1932
	2	9093	3141	637	7024		2	25641	6734	1624
	3	11267	3010	495	7956		3	23173	7323	2054
0.7	1	61843	6324	1423	19865	0.5	1	59124	9102	3267
	2	45124	4865	1865	28764		2	54325	10241	3142
	3	52576	6097	1701	22405		3	59906	10564	4223
0.6	1	110356	59366	24365	91365					
	2	147277	50154	38621	79255					
	3	144454	50875	33482	89006					

6.1.4.9 6GFRP10a ve 6GFRP10c Numunelerinin Yorulma Davranışı

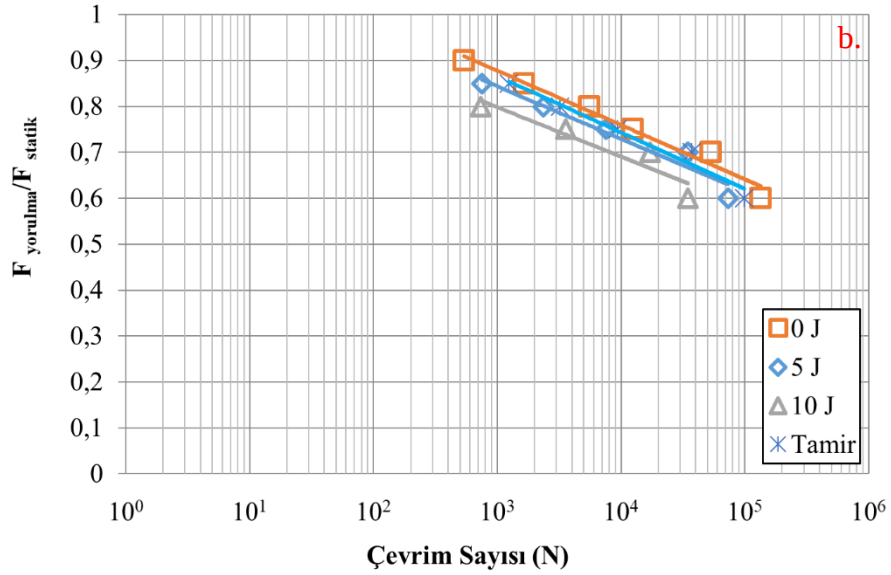
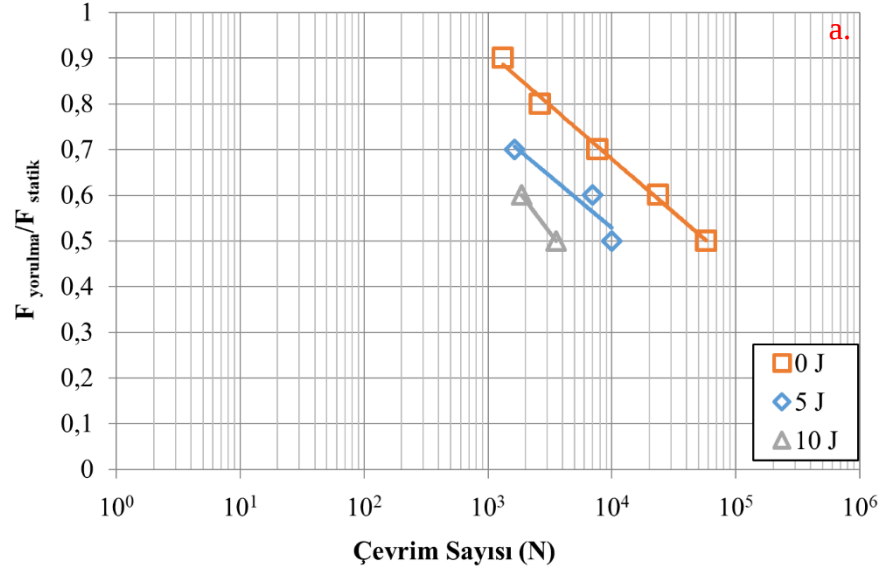
6GFRP10a ve 6GFRP10c numunelerinin üç nokta eğilme yüklemesi karşısında yorulma davranışlarını gösteren grafikler Şekil 6.58’de verilmiştir. 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen 6GFRP10a numunelerinin çevrim sayısının yük oranı azaldıkça hasarsız numunelere yaklaştığı görülmektedir. 6GFRP10c numuneleri ise 5 J darbe enerjisinden en çok etkilenen numune olarak görülmektedir. Darbe deneyi numunelerin eğilme mukavemetini belirgin bir biçimde düşürmüştür. Bunun nedeninin darbe enerjisinin yüzey malzemesini delemek kadar yüksek olmaması ve numunede meydana gelen gerilmeler nedeniyle yapıştırıcı bölgenin hasara uğraması olduğu değerlendirilmektedir. Bütün modeller için bal peteği çekirdek ile yüzey malzemeleri arasındaki ayrılma hasarının en çok görüldüğü modelin cam fiber yüzey malzemesine sahip modeller olmasının da bu duruma sebep olacağı değerlendirilmiştir.



Şekil 6.58 6GFRP10a ve 6GFRP10c Numuneleri İçin Yorulma Grafikleri (a. 6GFRP10a b. 6GFRP10c)

6.1.4.10 6GFRP10b Numunesinin Yorulma Davranışı

Şekil 6.59’da 6GFRP10b numunesinin üç nokta eğilme ve basma yüklemesi karşısında gösterdiği yorulma davranışı verilmiştir. Tıpkı 6GFRP10c modelinde olduğu gibi darbe ön hasarından en çok etkilenen yükleme tipinin üç nokta eğilme yüklemesi olduğu görülmektedir. Üç nokta yüklemesi ile yapılan yorulma testleri sonucunda elde edilen grafik incelendiğinde değişen darbe enerjileri için elde edilen yük oranı – çevrim sayısı grafikleri arasında paralellik olduğu görülmektedir.



Şekil 6.59 6GFRP10b Numunesi İçin Yorulma Grafikleri (a. Üç Nokta Eğilme b. Basma)

Basma yüklemesi karşısında darbe ön hasarı numunenin yorulma davranışında sınırlı bir değişime sebep olmuştur. Değişen darbe enerjilerinin numune ömürlerine etkisi dikkate alındığında 0.7 yük oranı için hasarsız numunelerin çevrim sayısının ortalama 12436 olduğu görülmektedir. Aynı yük oranı için 5 J enerji ile ön hasar verilen numunenin çevrim sayısının hasarsız numunenin %60'ına düşerek 7543 olduğu, 10 J darbe enerjisi için ise hasarsız numunenin %29'u olan 3567'ye düşmüştür. Yapılan tamirat işlemi 5 J darbe enerjisi ile ön hasar verilen numunelerin ömrünü %15 arttırmıştır. 6GFRP10b numuneleri için yük oranlarına karşılık gelen çevrim sayısı değerleri Tablo 6.8'de verilmiştir.

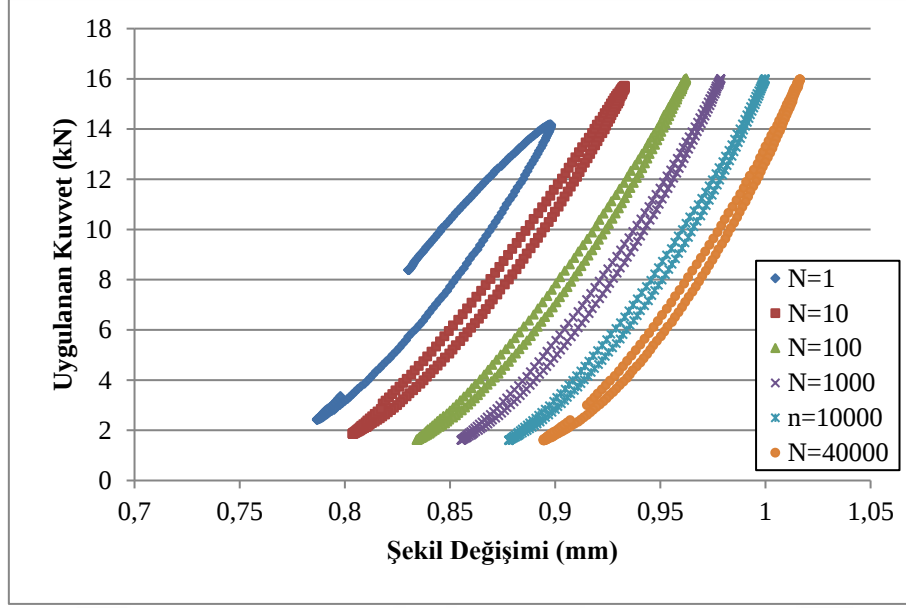
Tablo 6.8 6GFRP10b Numunesinin Yük Oranı – Çevrim Sayısı Değerleri

6GFRP10b						6GFRP10b				
Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J	Tamir	Yük Oranı	Test No	Hasarsız	5 J	10 J
0.9	1	421				0.9	1	1364		
	2	653					2	1204		
	3	555					3	1383		
0.85	1	1836	714		1182	0.8	1	2416		
	2	1534	695		1432		2	2841		
	3	1592	850		1121		3	2687		
0.8	1	6421	1936	691	3410	0.7	1	7246	1374	
	2	6124	2465	715	3009		2	8165	1421	
	3	4162	2667	796	3217		3	7581	2107	
0.75	1	16948	7123	3152	8463	0.6	1	22460	6892	1932
	2	9093	8632	3965	11231		2	25641	6734	1624
	3	11267	6874	3584	8338		3	23173	7323	2054
0.7	1	61843	32145	16325	38689	0.5	1	59124	9102	3267
	2	45124	36984	19874	33527		2	54325	10241	3142
	3	52576	34479	15302	40128		3	59906	10564	4223
0.6	1	110356	70125	31032	96745					
	2	147277	82116	38215	104365					
	3	144454	68493	34445	94366					

6.1.5 Sönümlleme Oranı

Malzemelerin yorulma yüklemesi karşısında sönümlleme oranı (damping ratio) değerlerindeki değişimin hesaplanması için test sonrasında elde edilen verilerden yararlanılarak çizilen histerisiz eğrileri kullanılabilir [51]. Histerisiz eğrileri çizildikten sonra maksimum ve minimum noktaları birleştirilerek elde edilen doğrunun eğimindeki değişim malzemenin sönümlleme oranındaki değişimi verir. Şekil 6.60'da 6AL20b numunesinin 0.7 yük oranında basma yüklemesi neticesinde elde edilen histerisiz eğrileri verilmiştir. Histerisiz eğrilerinin verdiği bir diğer veri de test sırasında ilgili çevrim sırasında malzeme tarafından sönümlenen enerji miktarıdır. Numunelerin yorulma testi başlangıcında histerisiz eğrilerinin aralığı ileriki çevrimlerden daha büyüktür. Bunun sebebi olarak numunenin ilk çevrimlerde daha fazla şekil değiştirmesi gösterilebilir.

6AL20b numunesi basma yüklemesi karşısında 0.7 yük oranı için 91639 çevrim sayısında hasara uğramıştır. Şekil 6.60'da görüleceği gibi 1. çevrimde eğrinin arasında kalan alan maksimumdur. Çevrim sayısı arttıkça aradaki alan azalmıştır. Bu azalmanın ilerleyen çevrim sayılarında malzemenin şekil değiştirmesinin azalmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Eğrilerin maksimum ve minimum değerleri arasında çizilecek doğrunun eğimi dikkate alındığında artan çevrim sayısı ile doğrunun eğiminin azaldığı yani rijitliğinin düştüğü görülmektedir.



Şekil 6.60 6AL20b Numunesinin Basma Yüklemede 0.7 Yükleme Oranında Histerisiz Eğrileri

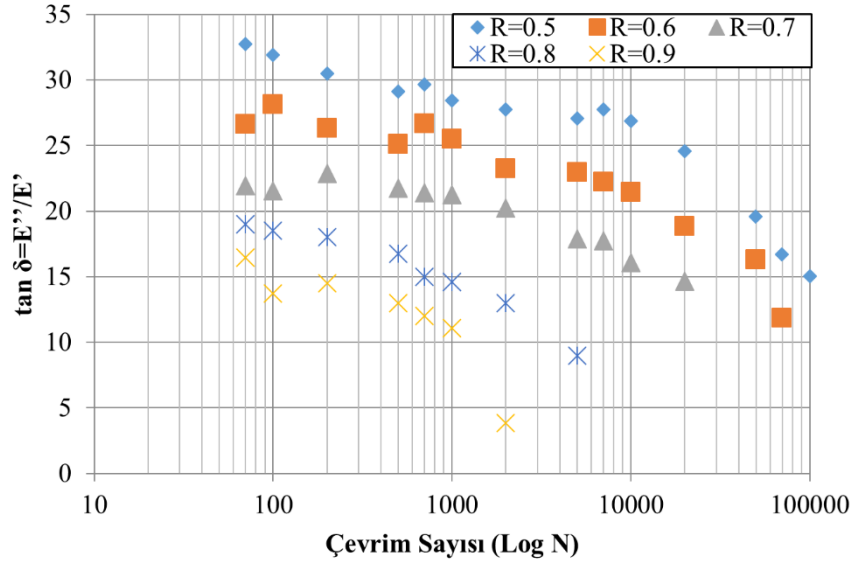
Numunenin sönümlenme oranında meydana gelen değişimin tespiti için kullanılan diğer bir yöntem Damping değişimidir [52]. Damping döngüsel gerilme altında malzemenin sönümlendiği enerji miktarı olarak tanımlanır. Damping üç ana mekanizmaya ayrılır; malzeme dampingi, yapısal damping ve akışkan dampingi [53].

Malzeme dampingi neredeyse bütün mühendislik malzemelerinde döngüsel deformasyon sırasında enerji sönümlenme nedeniyle ortaya çıkar, yapısal damping yapıyı oluşturan elemanlar arasında göreceli hareketi nedeniyle meydana gelen sürtünmelerden oluşur, akışkan dampingi ise akışkan içerisinde hareket eden cisim etkiyen sürüklenme kuvvetinin cisim tarafından sönümlenmesi ile oluşur.

Malzemeye uygulanan gerilme ile malzemenin tepkisi arasındaki farktan kaynaklanan faz açısı δ ile gösterilir. Faz açısının tanjantı dinamik mekanik analizin en önemli özelliklerinden birisi olan dampingi tanımlar. Damping malzemenin iç sürtünmeler nedeniyle moleküllerinin yeniden dizilmesi için gereken enerji miktarının göstergesidir. Malzemenin iç sürtünme ve hareketleri nedeniyle harcadığı enerjiye kayıp modülü (E''), malzemenin uygulanan etki nedeniyle gösterdiği tepkiye harcadığı enerjiye ise sönüm modülü (E''') adı verilir. $\tan(\delta) = E'''/E'$ formülü ile hesaplanır ve geometrik etkilerden bağımsızdır.

Yorulma testleri sonrasında numuneler tarafından sönümlenen enerji miktarlarının tespit edilebilmesi için $\tan(\delta)$ – Çevrim sayısı (Log N) grafikleri aşağıda verilmiştir.

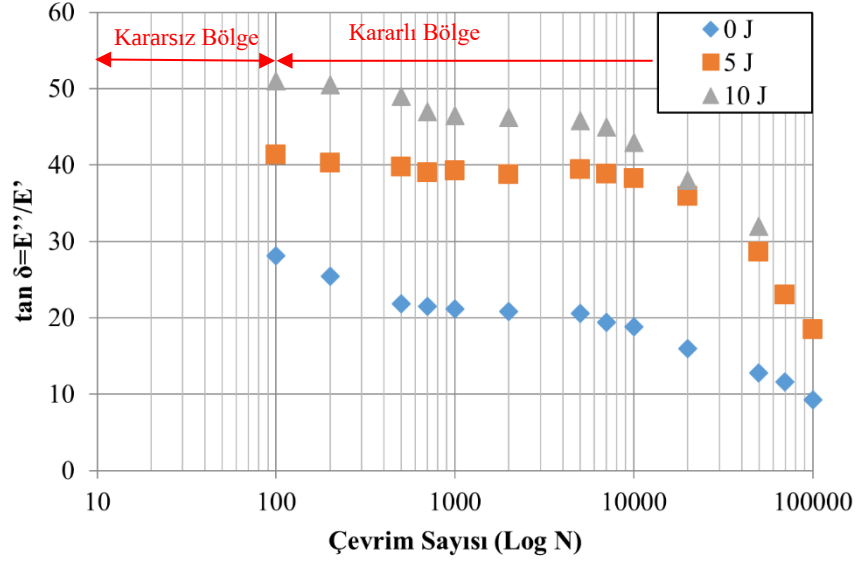
6AL10b numunesinin üç nokta eğilme yüklemesi altında hasarsız numunenin sönümleme oranına farklı yük oranlarının etkisi Şekil 6.61’de verilmiştir. Artan yük oranının numune ömrünü kısalttığı yukarıda açıklanmıştır. Artan yük oranının numune sönüm oranını düşürdüğü tespit edilmiştir. Yük oranlarının artmasıyla numune sönüm oranı ilk çevrim sayılarından itibaren düşük değerler almış ve çevrim sayısı arttıkça sönüm oranı düşerek yorulma hasarının meydana geldiği çevrim sayısına ulaşıldığında minimum değerini almıştır.



Şekil 6.61 6AL10b Numunesinin tan (δ) – Log (N) Grafiği

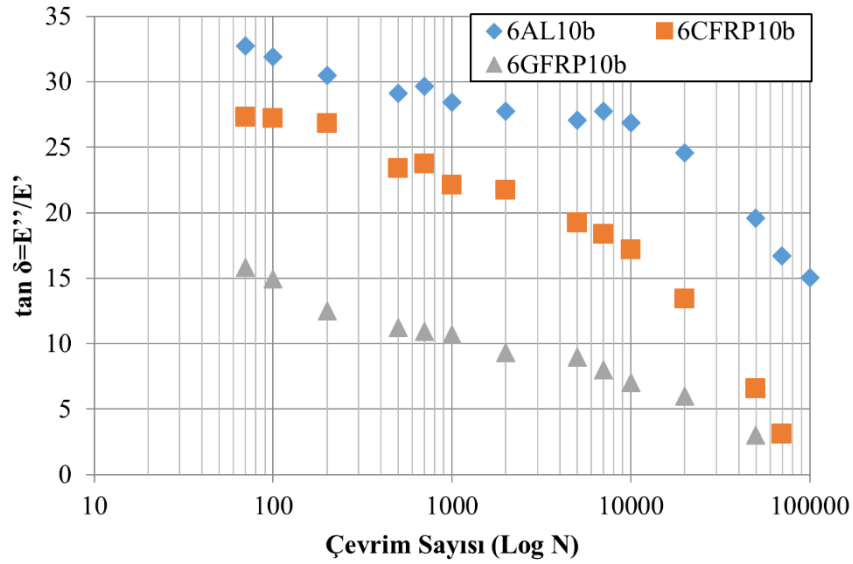
9AL10b numunesinin sönüm oranına darbe enerjisinin etkisi Şekil 6.62’de verilmiştir. Artan darbe enerjisinin numune sönüm oranının arttırdığı tespit edilmiştir. Numune sönüm oranının kararlı rejime geçtiği $N=100$ çevriminden sonra düşüş darbe testine tabi tutulmuş numunelerde daha az olmuştur. Hasarsız numunelerin ise $N=500$ çevrim sayısından sonra sönüm oranı $N=10^4$ çevrim sayısına kadar yatay seyretmiştir.

Hasarlı numunelerin sönüm oranının daha yüksek olmasının sebebi olarak numunelerin hasarlı bölgelerinin darbe etkisiyle sıkışarak daha rijit bir yapı sergilemesi olduğu düşünülmektedir. Idriss ve arkadaşları yaptıkları çalışmada hasarsız sandviç malzemelerin sönüm oranı (damping) değerlerinin hasarlı malzemelerden düşük olduğunu bunun sebebinin de hasarsız yapının titreşimi daha fazla iletmesi olduğunu belirtmişlerdir [54].



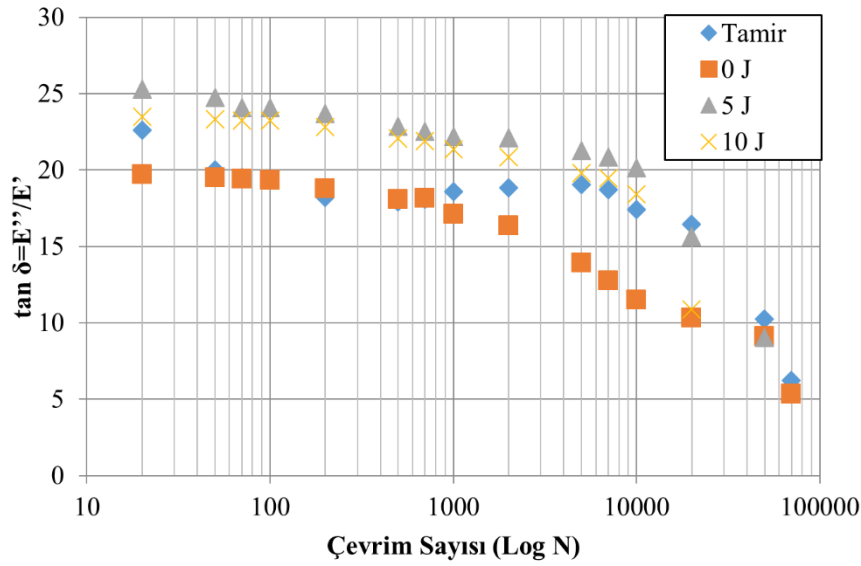
Şekil 6.62 9AL10b Numunesinin $\tan (\delta) - \text{Log (N)}$ Grafiği

Farklı yüzey malzemelerinin numune sönüm oranına etkisini göstermek amacıyla 6AL10b, 6CFRP10b ve 6GFRP10b numunelerinin 0.5 yük oranı için üç nokta eğilme yüklemesinde $\tan (\delta) - \text{Log (N)}$ grafiği Şekil 6.63’de verilmiştir. İlk çevrim sayısı değerlerinden başlayarak en yüksek sönüm oranı değerlerine 6AL10b numunesinde ulaşılmıştır. En düşük sönüm oranı değerleri ise 6GFRP10b numunesinde görülmüştür.



Şekil 6.63 Farklı Yüzey Malzemelerine Sahip Numunelerin $\tan (\delta) - \text{Log (N)}$ Grafiği

6AL20b numunesinin farklı darbe enerjileri ve tamir durumlarında 0.5 yük oranı için basma yüklemesi karşısında sönüm oranı değişimi Şekil 6.64’de verilmiştir. Üç nokta eğilme yüklemesinden farklı olarak basma yüklemesinde yüksek yük değerleri nedeniyle sönüm oranı değerleri daha erken çevrim sayılarında kararlı hale gelmiştir. Tıpkı üç nokta eğilme yüklemesinde olduğu gibi hasarlı numunelerin sönüm oranı değerleri hasarsız numunelerden yüksek çıkmıştır. Tamir edilmiş numunelerin rijitliği başlangıçta hasarsız numunelerden düşük olmasına rağmen artan çevrim sayıları ile birlikte hasarsız numunelerden yüksek çıkmıştır.



Şekil 6.64 6AL20b Numunesinin tan (δ) – Log (N) Grafiği

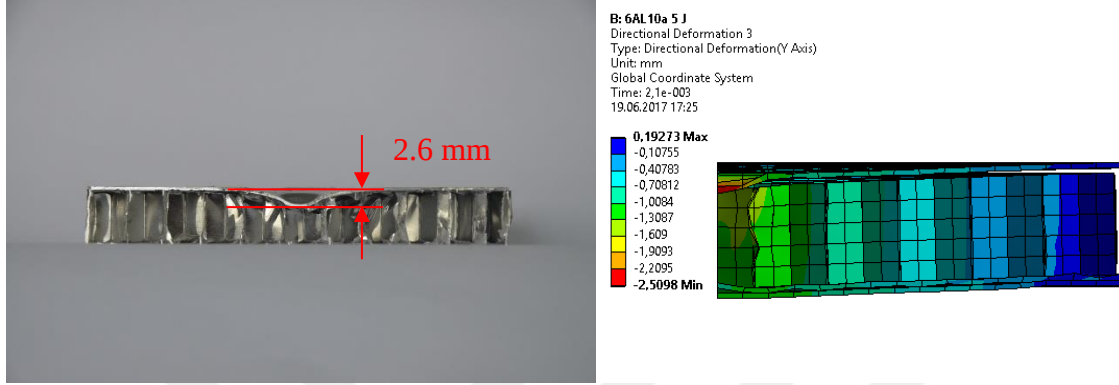
6.2 Sayısal Analiz Sonuçları

6.2.1 Darbe Analizi Sonuçları

Darbe analizleri gerçekleştirilirken deneysel çalışmada olduğu gibi 12.7 mm çapa sahip çelik darbe elemanı deneysel verilerden elde edilen çarpışma anındaki hızlarla aynı hız değerlerinde numuneler ile çarpıştırılmıştır. Analiz sonuçları sayısal çalışma sonuçlarının deneysel çalışma sonuçları ile uyumlu olduğunu göstermiştir.

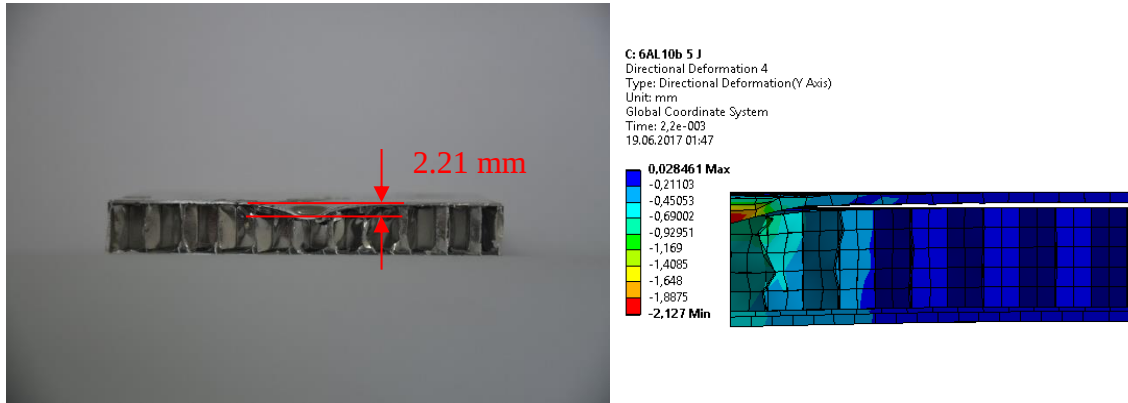
Darbe analizi sonrası numunelerde meydana gelen deformasyon deneysel çalışma sonucunda numunelerde meydana gelen deformasyon ile karşılaştırılmış ve elde edilen sonuçlar görüntülerle birlikte aşağıda verilmiştir. Sayısal çalışma sonuçlarında üst yüzey malzemesi ile çekirdek malzemesi arasındaki yapıştırıcı tabakada meydana gelen deformasyon miktarı yüksek olduğu için yüzey malzemesinin deformasyon miktarının gösterilmesi amacıyla aradaki yapıştırıcı bölge gizlenerek görüntüler kaydedilmiştir.

6AL10a numunesinin 5 J darbe enerjisi ile darbe testine maruz bırakıldıktan sonraki görüntüsü ve yapılan analiz neticesinde numunenin görüntüsü Şekil 6.65’de verilmiştir. Deneyisel çalışmada numunede görülen maksimum şekil değişiminin 2.6 mm olduğu buna karşılık sayısal çalışma sonucunda numunenin 2.5098 mm şekil değiştirdiği görülmüştür. Sayısal çalışma ile deneyisel çalışma arasındaki yaklaşım % 97’dir.



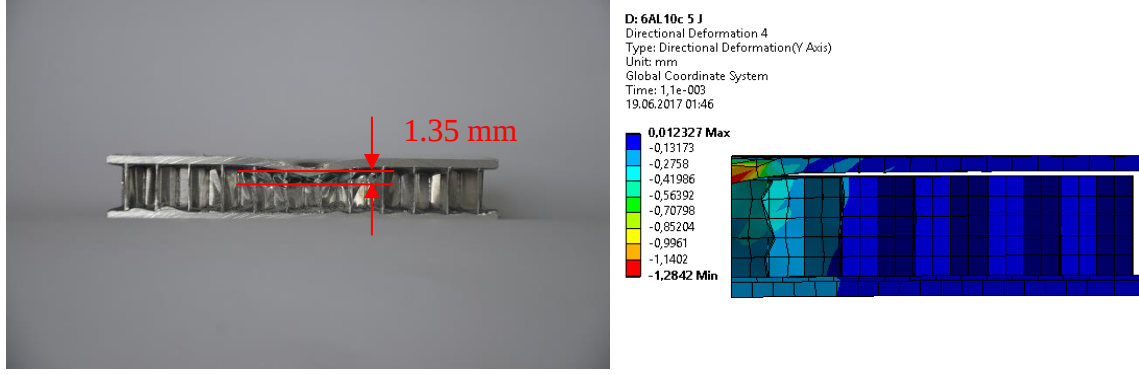
Şekil 6.65 6AL10a Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü

Şekil 6.66’da 6AL10b numunesinin 5 J enerji ile darbe testi uygulanmış hali ve sayısal modelin analiz sonrası görüntüsü verilmiştir. Deneyisel çalışma neticesinde elde edilen maksimum çökme miktarı 2.21 mm, sayısal modelin maksimum çökme miktarı 2.127 mm olmuştur. İki değer arasındaki yaklaşım %96’dır.



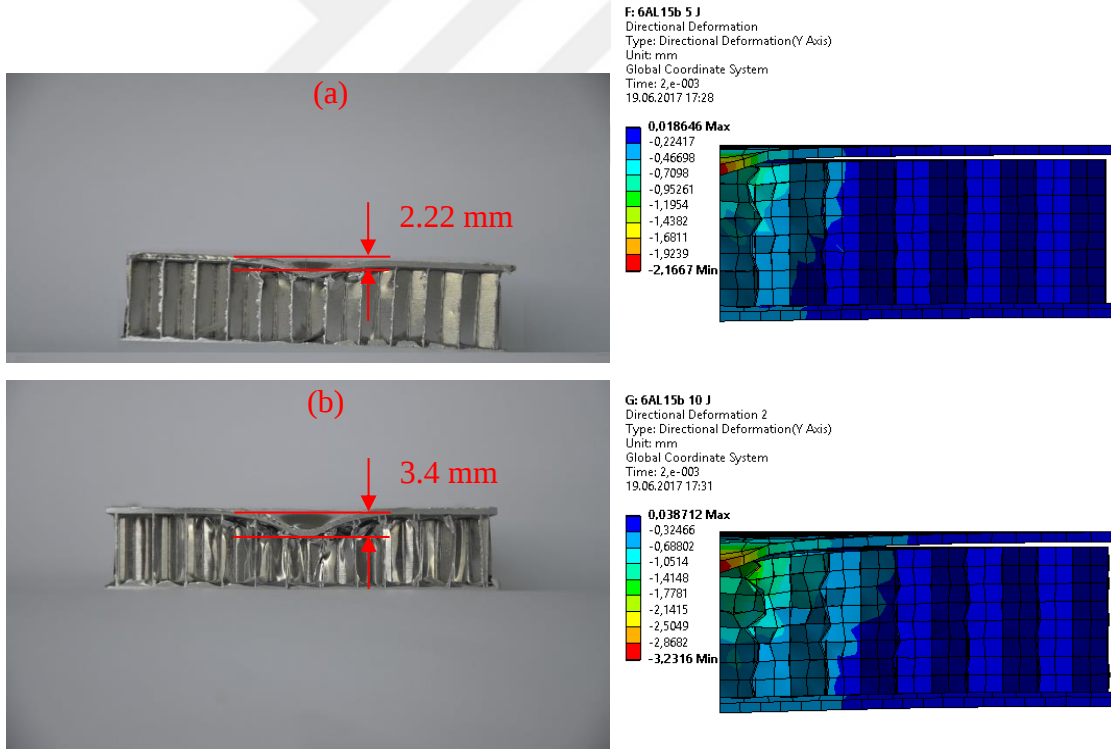
Şekil 6.66 6AL10b Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü

6AL10c numunesinin darbe testi ve analiz sonrası görüntüleri Şekil 6.67’de verilmiştir. Numunede görülen maksimum çökme miktarı deneyisel çalışmada 1.35 mm iken sayısal çalışmada %95 yaklaşımla 1.2842 mm olmuştur.



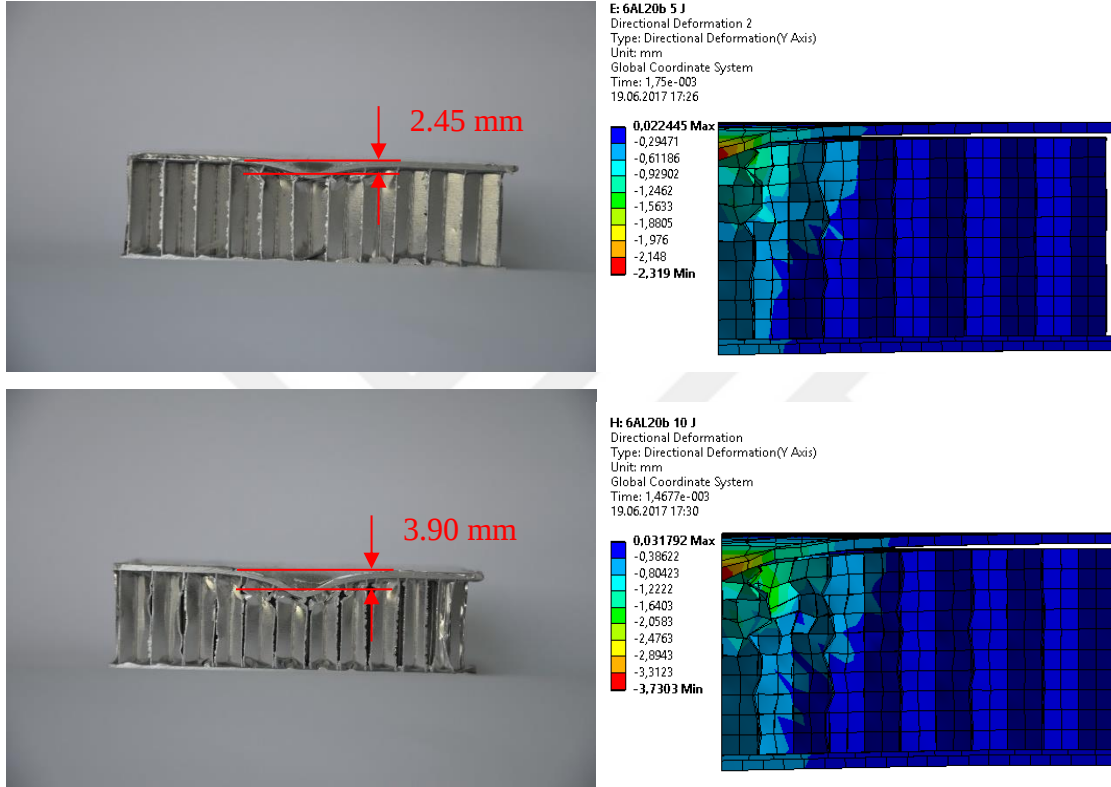
Şekil 6.67 6AL10c Numunesinin Darbe Testi Sonrası Görüntüsü

6AL15b numunesinin 5 J ve 10 J darbe enerjileri ile darbe testine ve analize tabi tutulduktan sonraki görüntüleri Şekil 6.68’de verilmiştir. Deneysel çalışma neticesinde maksimum çökme miktarları 5 J darbe enerjisi için 2.22 mm iken 10 J darbe enerjisi için 3.4 mm’dir. Sayısal çalışma için maksimum çökme miktarları 5 J darbe enerjisi için 2.1667 mm, 10 J darbe enerjisi için 3.2316 mm’dir. Deneysel çalışma ile sayısal çalışma arasındaki uyum 5 J darbe enerjisi için %98 ve 10 J darbe enerjisi için %95’dir.



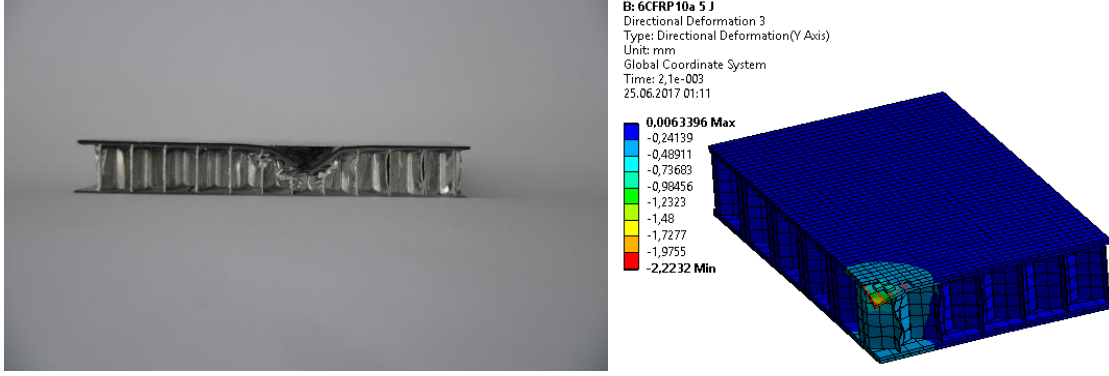
Şekil 6.68 6AL15b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri (a. 5J b. 10J)

6AL20b numunesinin 5 J ve 10 J darbe enerjileri ile darbe testine ve analize tabi tutulduktan sonraki görüntüleri Şekil 6.69’de verilmiştir. Deneysel çalışma neticesinde maksimum çökme miktarları 5 J darbe enerjisi için 2.45 mm iken 10 J darbe enerjisi için 3.90 mm’dir. Sayısal çalışma için maksimum çökme miktarları 5 J darbe enerjisi için 2.319 mm, 10 J darbe enerjisi için 3.7303 mm’dir. Deneysel çalışma ile sayısal çalışma arasındaki uyum 5 J darbe enerjisi için %95 ve 10 J darbe enerjisi için %96’dır.

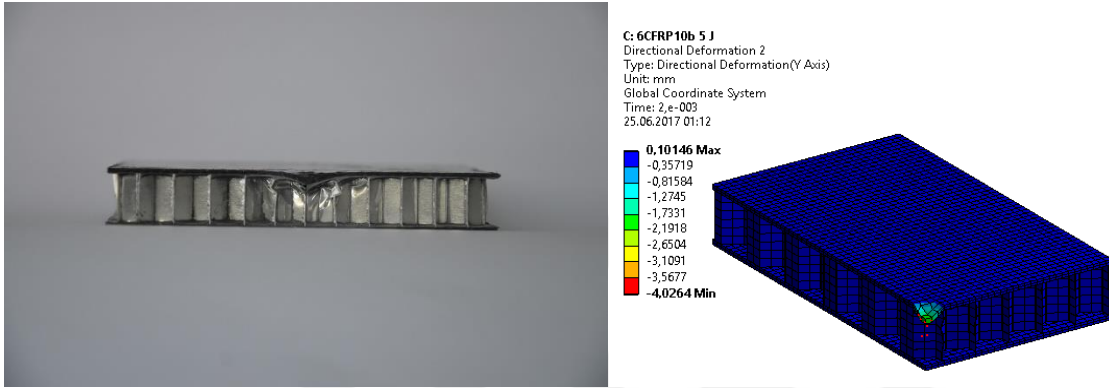


Şekil 6.69 6AL20b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri (a. 5J b. 10J)

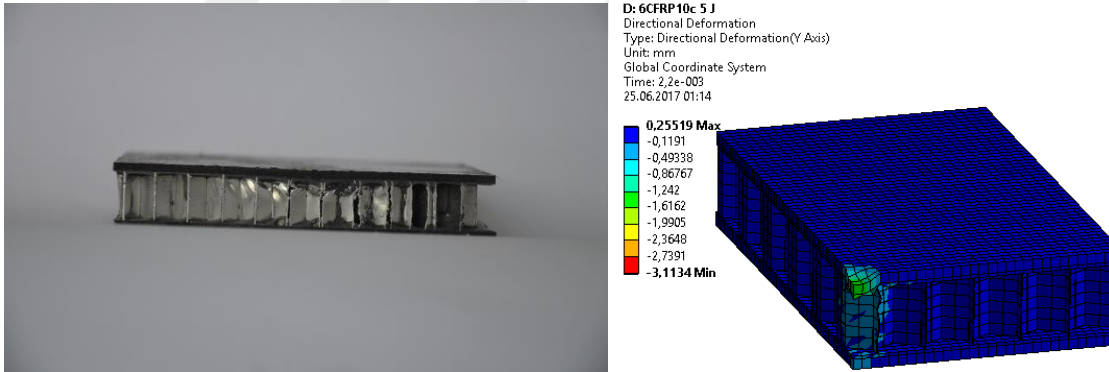
Karbon fiber kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerin 5 J darbe enerjisi ile test edildikten sonraki görüntüleri ve analiz sonuçlarının görüntüleri Şekil 6.70, Şekil 6.71 ve Şekil 6.72’de verilmiştir. Yüzey malzemesi kalınlığının artmasının numunenin darbe mukavemetini arttırdığı ve yüzey malzemesi kalınlığı azaldıkça darbe elemanının girinti miktarının arttığı görülmüştür. Analiz görüntülerinde kırmızı noktalar ile görünenler darbe sonucunda hasara uğrayan elemanları göstermektedir. Hasara uğrayan elemanlar nedeniyle maksimum şekil değişimi miktarları arasında bir bağlantı bulunmamaktadır.



Şekil 6.70 6CFRP10a Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri



Şekil 6.71 6CFRP10b Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri

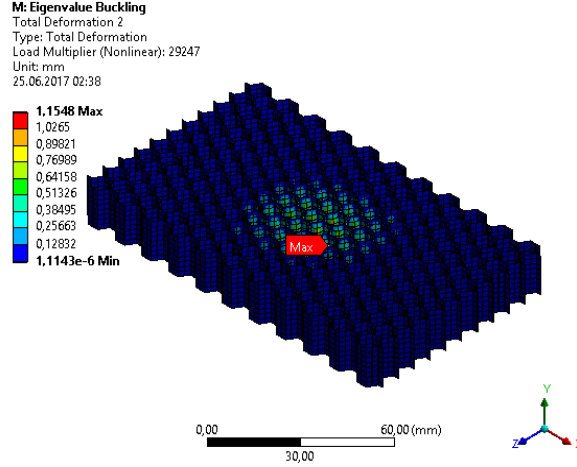


Şekil 6.72 6CFRP10c Numunesinin Darbe Testleri Sonrası Görüntüleri

6.2.2 Burkulma Analiz Sonuçları

Burkulma analizleri gerçekleştirilirken ANSYS programı uygulamalarından “Eigenvalue Buckling” kullanılmıştır. Oluşturulan modele yük olarak 1 N uygulanmış ve bu değerin kaç katı değerinde numunenin burkulacağı tespit edilmiştir. Şekil 6.73’de 6AL15b numunesinin burkulma analizi sonrası görüntüsü verilmiştir.

6AL10b numunesi için deneysel burkulma yükü 29612.5 N iken sayısal çalışma neticesinde tespit edilen burkulma yükü 30424 N olmuştur. 6AL15b ve 6AL20b numuneleri için deneysel burkulma yükleri sırasıyla 28987.5 N ve 26606.25 N, sayısal burkulma yükleri ise sırasıyla 29247 N ve 26977 N değerlerini almıştır. Analizler üç numune için de burkulma hasarının bal peteği çekirdeğin orta bölgesinde başladığını göstermiştir.

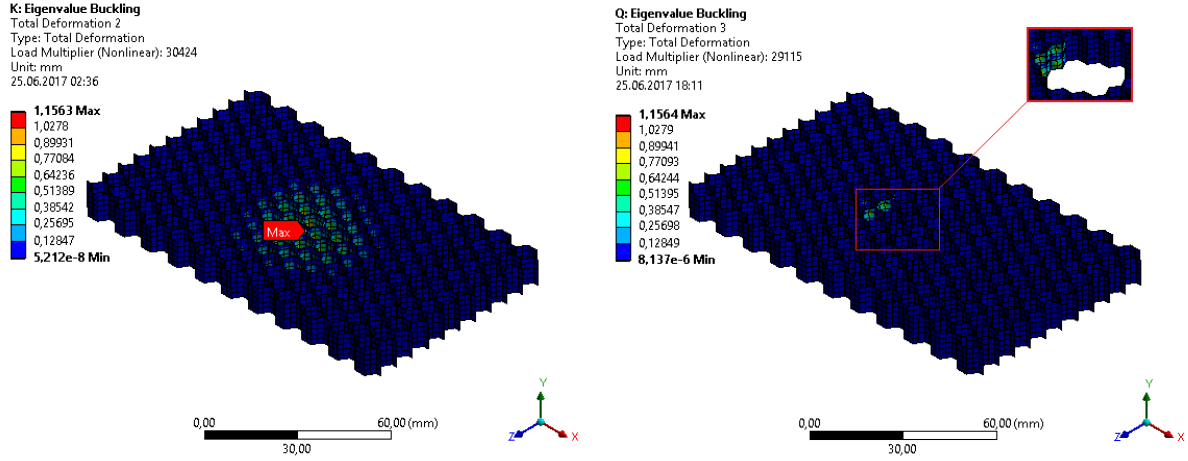


Şekil 6.73 6AL15b Numunesinin Burkulma Analizi Sonrası Görüntüsü

Tamir edilmiş numuneler ile hasarsız numuneler arasındaki farkı göstermek amacıyla 6AL10b modelinin hasarsız ve tamir edilmiş numunelerinin burkulma analizi sonrası görüntüleri Şekil 6.74’de verilmiştir. Hasar bölgesinin daha iyi görülebilmesi için bal peteği çekirdek içerisine yerleştirilen bölge gizlenmiştir.

Hasarsız 6AL10b numunesinin analiz neticesinde tespit edilen burkulma yükü 30424 N iken tamirat sonrası numunenin burkulma yükü 29115 N değerini almıştır. 6AL15b modelinin tamir edilmiş numunesinin analiz sonucunda tespit edilen burkulma yükü 27192 N ve 6AL20b modelinin tamir edilmiş numunesinin burkulma yükü 24923 N değerlerini almıştır.

Tamir edilmiş numunelerde dikkat çeken bir ayrıntı da burkulma hasarının darbe hasarı nedeniyle hasarlı bölgesi çıkarılan malzeme sınırında başlamış olmasıdır. Şekil 6.74’de de görüldüğü gibi burkulma hasarı tamir edilen çekirdek malzemesi ile tamir için kullanılan ek malzeme arasında başlamıştır.



Şekil 6.74 6AL10b Modelinin Hasarsız ve Tamir Edilmiş Numunelerinin Burkulma Analizi Sonrası Görüntüleri

6.2.3 Yorulma Analiz Sonuçları

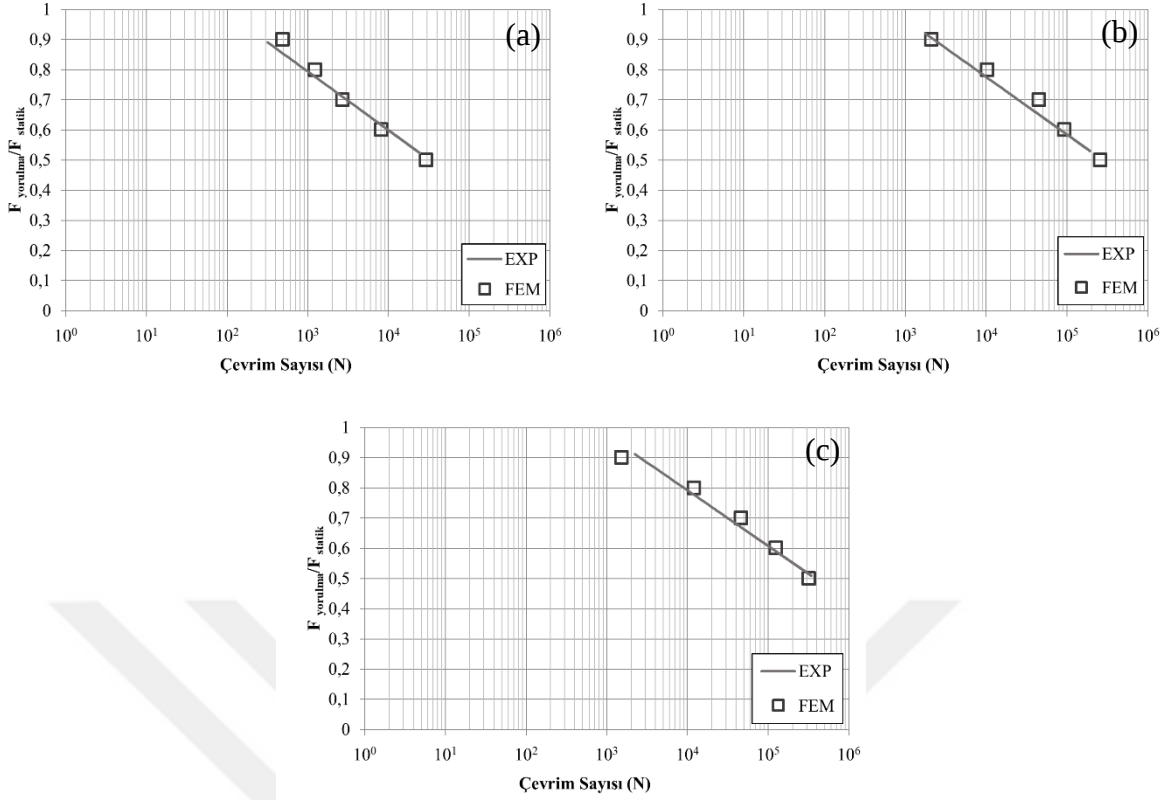
Deneyisel çalışma ile aynı malzeme özellikleri ve sınır şartları kullanılarak yapılan yorulma analizleri neticesinde elde edilen sonuçlar deneyisel çalışmanın sonuçları ile karşılaştırmalı olarak aşağıda verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde deneyisel çalışma ve sayısal çalışma sonuçlarının uyumlu olduğu görülmüştür.

6.2.3.1 Üç Nokta Eğilme Yükleme

Farklı yüzey malzemesi kalınlıkları için elde edilen Yük Oranı – Çevrim Sayısı grafikleri Şekil 6.75’de verilmiştir. Yüzey malzemesi kalınlığının artmasının numune ömrünü arttırdığı daha önceki bölümlerde açıklanmıştı. Sayısal sonuçlarda da benzer bir durum tespit edilmiştir.

Statik test sonuçlarıyla benzer şekilde yorulma sonuçlarının da büyük bir kısmında sayısal çalışma sonuçları daha yüksek çıkmıştır. Deneyisel çalışma için üretilen numunelerde meydana gelen kusurlar ve numune üretim hataları sayısal çalışmada bulunmaz. Bu da sayısal çalışmalar neticesinde elde edilen sonuçların deneyisel sonuçlardan daha yüksek olmasına neden olmuştur.

Yüzey malzemesi kalınlığının yorulma ömrüne etkisi deneyisel sonuçların ortalaması ve sayısal sonuçları ile yaklaşım oranları Tablo 6.9’da verilmiştir. % sapma hesaplanırken $\% = (\text{deneyselsonuç} - \text{sayısalsonuç}) / \text{deneyselsonuç} * 100$ formülü kullanılmıştır. Artan yük oranı sonuçlar arasındaki % sapma miktarını arttırmıştır.



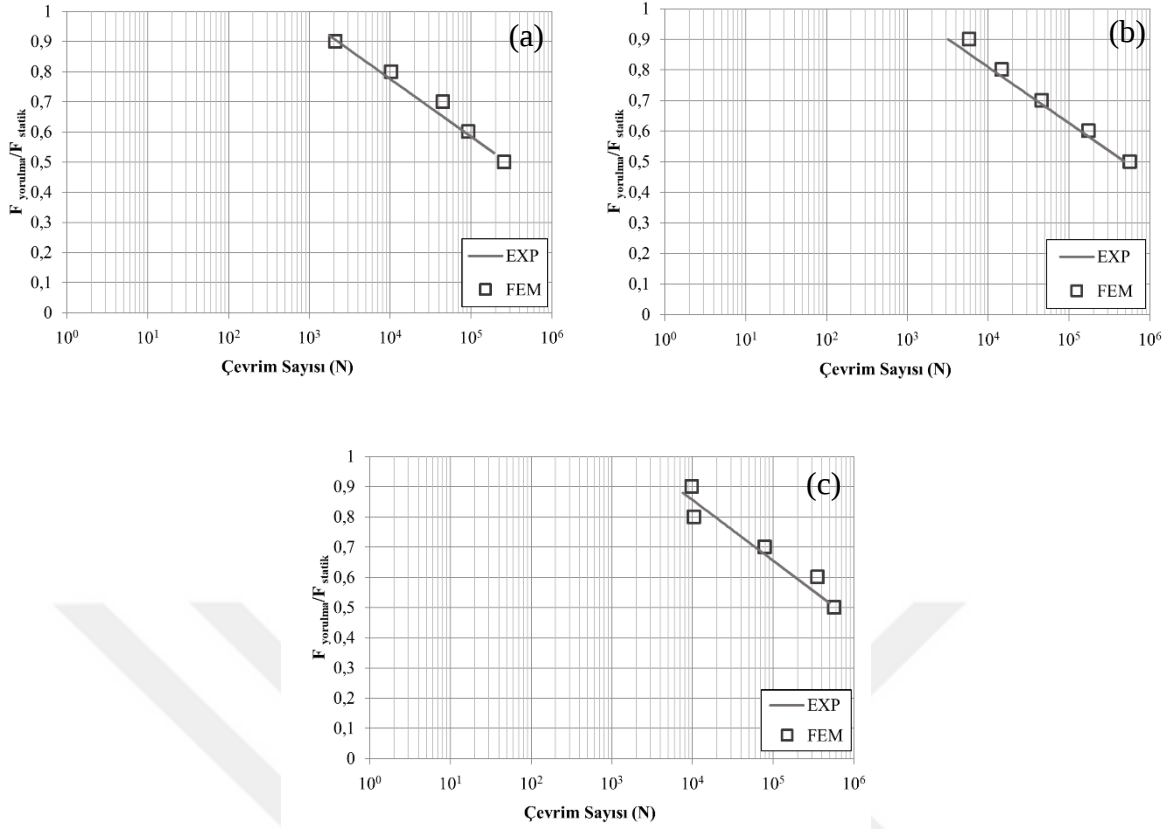
Şekil 6.75 Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıkları İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri (a-6AL10a, b-6AL10b, c-6AL10c)

Tablo 6.9 Farklı Yüzey Malzemesi Kalınlıkları İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri

6AL10a				6AL10b			6AL10c		
Yük Oranı	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma
0.9	317	489	54.26	1767	2104	19.07	2238	1523	31.95
0.8	681	1231	80.76	8514	10373	21.83	9591	12047	25.61
0.7	4097	2683	34.51	38270	45245	18.23	45313	45923	1.35
0.6	11857	8143	31.32	87752	93616	6.68	94857	125023	31.80
0.5	24640	29574	20.02	192581	259375	34.68	342277	320528	6.35

Hücre yüksekliği değişiminin Yük Oranı – Çevrim Sayısı değişimine etkisi Şekil 6.76’da verilmiştir. Hücre yüksekliğinin artması tıpkı yüzey malzemesi kalınlığının artması gibi numune ömrünü arttırmıştır.

Sayısal çalışma ile deneysel çalışma arasındaki fark artan hücre yüksekliği ile artmıştır. Bunun sebebi olarak deneysel çalışma için üretilen numunelerde artan hücre yüksekliğinde daha fazla kusur oluşması gösterilebilir.



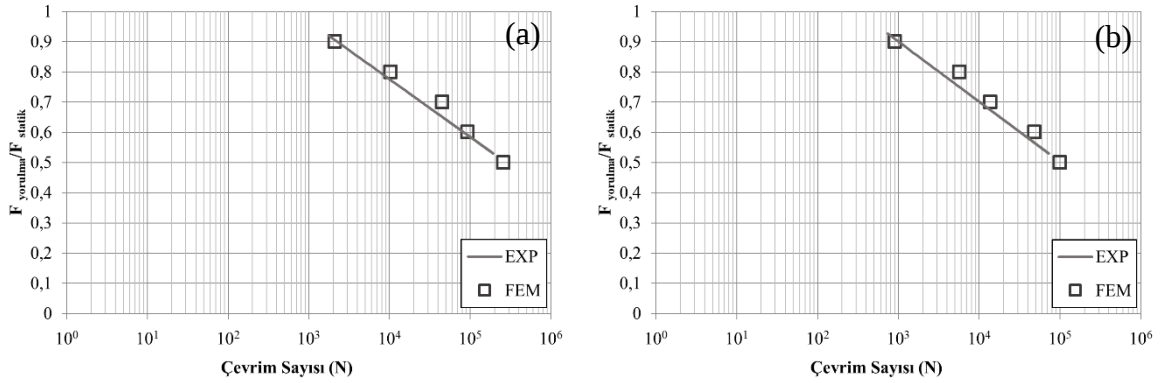
Şekil 6.76 Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri (a-6AL10b, b-6AL15b, c-6AL20b)

Hücre yüksekliğinin değişiminin yorulma ömrüne etkisini gösteren değerler Tablo 6.10'da verilmiştir. Tıpkı yüzey malzemesi kalınlığı gibi artan yük oranı deneysel ve sayısal sonuçlar arasındaki farkı arttırmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar arasındaki farkın en az olduğu durum 6AL10b numunesi için 0.6 yük oranı iken en fazla olduğu durum ise 6AL15b numunesinin 0.9 yük oranı ile test edildiği durumdur.

Tablo 6.10 Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri

6AL10b				6AL15b			6AL20b		
Yük Oranı	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma
0.9	1767	2104	19.07	3197	5863	83.39	7622	9864	29.41
0.8	8514	10373	21.83	10895	14797	35.81	13350	10453	21.70
0.7	38270	45245	18.23	41099	45963	11.83	64609	78646	21.73
0.6	87752	93616	6.68	140652	174324	23.94	234262	356432	52.15
0.5	192581	259375	34.68	479439	564245	17.69	498875	576213	15.50

Farklı yüzey malzemeleri kullanılması neticesinde elde edilen Yük Oranı – Çevrim Sayısı grafikleri Şekil 6.77’de verilmiştir. Karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden imal edilmiş yüzey malzemeleri kullanılan numunelerde deneysel çalışma ile sayısal çalışma arasındaki fark alüminyum malzeme kullanılan numunelere göre daha fazladır. Kompozit malzemelerin heterojen yapısı ve üretiminin hatalara imkân tanınmasından dolayı bu farkın olduğu düşünülmektedir.



Şekil 6.77 Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri (a-6AL10b, b-6CFRP10b)

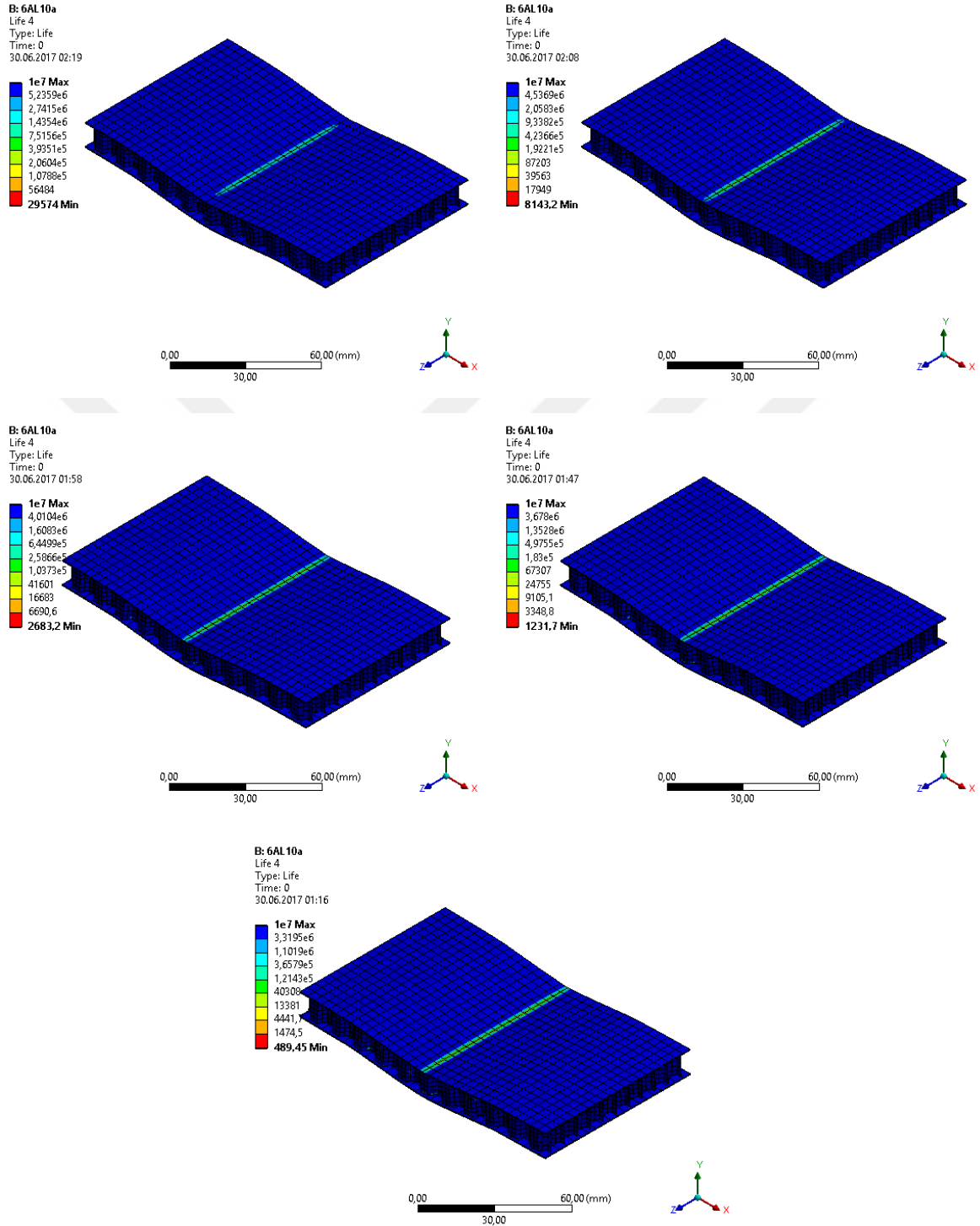
Yüzey malzemesinin numune ömrüne etkisi ve deneysel ve sayısal sonuçlar arasındaki yaklaşım oranı değerleri Tablo 6.11’de verilmiştir. Karbon fiber yüzey malzemesi kullanılan numunelerde yük oranının düşmesi sapma miktarını arttırmıştır.

Tablo 6.11 Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri

Yük Oranı	6AL10b			6CFRP10b		
	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma
0.9	1767	2104	19.07	740	903	22.03
0.8	8514	10373	21.83	4781	5682	18.85
0.7	38270	45245	18.23	11639	13769	18.30
0.6	87752	93616	6.68	36423	48530	33.24
0.5	192581	259375	34.68	72654	99657	37.17

6AL10a numunesinin yorulma analizleri neticesinde çevrim sayısını gösteren görüntüler Şekil 6.78’de verilmiştir. Şekil 6.78’de görüldüğü gibi hasar numunenin ortasından başlamış ve uygulanan yük arttıkça kenarlara doğru ilerlemiştir.

Yük oranının 0.5 olması halinde çevrim sayısı 29574 değerini almıştır. En büyük kuvvetin uygulandığı yük oranının 0.9 olması halinde ise çevrim sayısı 489 olmuştur.

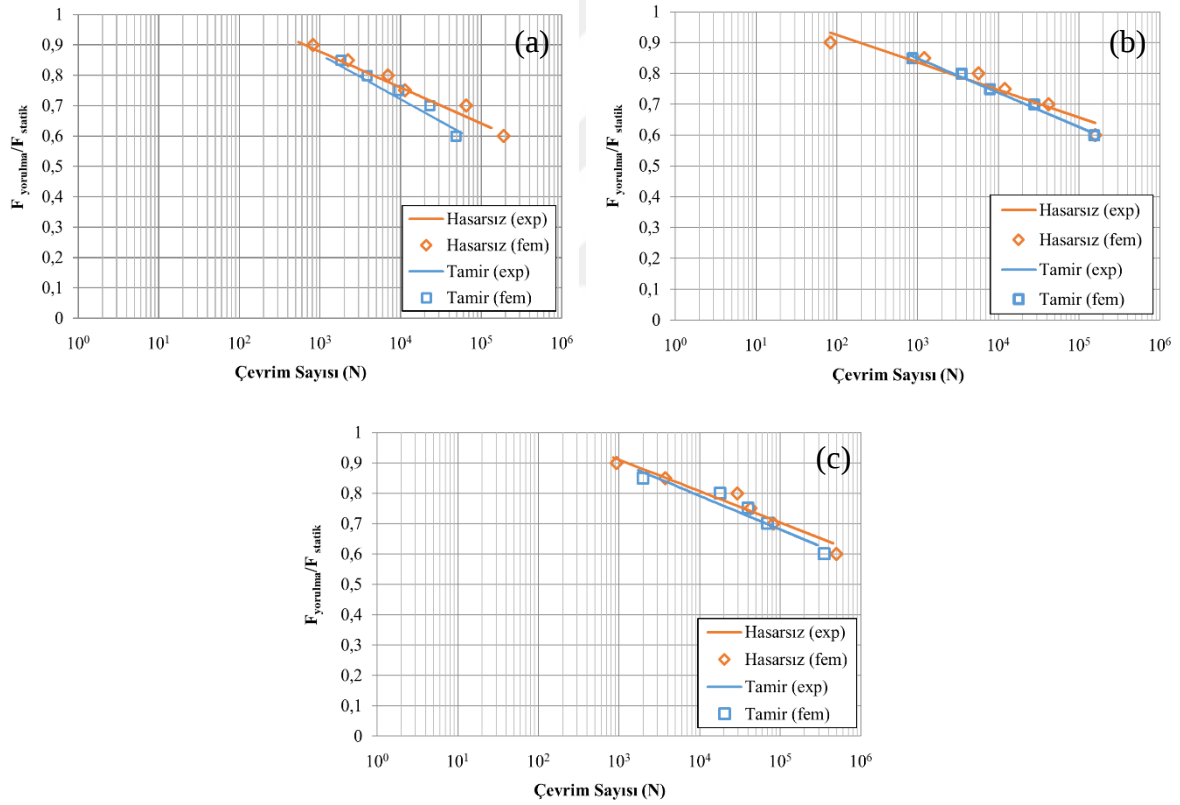


Şekil 6.78 6AL10a Numunesinin Üç Nokta Eğilme Yükleme Altında Yorulma Analizi Sonrası Görüntüleri

6.2.3.2 Basma Yüklemesi

Farklı hücre yüksekliklerinin basma yüklemesi altında Yük Oranı – Çevrim Sayısı değişimine etkisi Şekil 6.79’da verilmiştir. Bütün modeller için hasarsız numunelerin ömrü tamir edilmiş numunelerden daha yüksek çıkmıştır. Hücre yüksekliğinin artması hasarsız numunelerle tamir edilmiş numunelerin ömrünü birbirine yaklaştırmıştır. Numune ömürleri arasındaki en büyük fark 6AL10b numunesinde düşük yük oranlarında görülmüştür.

Sayısal çalışma ile deneysel çalışma arasındaki fark hasarsız numuneler için artan hücre yüksekliği ile azalırken tamir edilen numunelerde artmıştır (Tablo 6.12). En düşük hücre yüksekliğine sahip 6AL10b modelinde sayısal sonuçların tamamına yakını deneysel çalışmadan yüksek çıkarken 6AL20b modelinde sayısal sonuçların yarısı deneysel çalışma ile elde edilen sonuçlardan düşük çıkmıştır.



Şekil 6.79 Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri (a-6AL10b, b-6AL15b, c-6AL20b)

Hücre yüksekliğinin değişimi ile numune ömrünü değişimini gösteren değerler Tablo 6.12’de verilmiştir. Deneysel sonuçlar ile sayısal sonuçlar arasındaki yaklaşım oranının en düşük olduğu değerler 6AL15b numunesinin tamir edilmiş olanlarında görülmüştür. Tamir

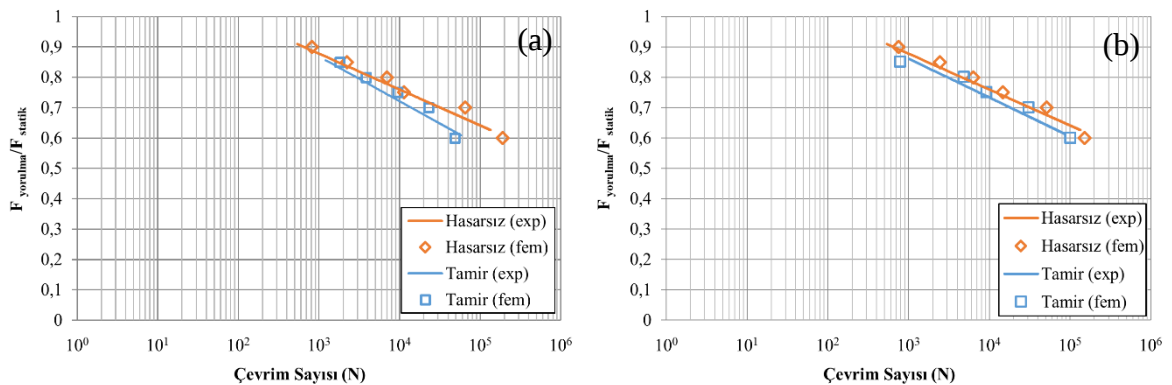
işlemi sırasında yüzey malzemesi ve bal peteği hücrelerin çıkarılması numunelerde şekil bozulmalarına yol açmaktadır. Bu şekil değişimleri düşük hücre yüksekliğine sahip modelde daha belirgin etki göstermiştir.

Tablo 6.12 Farklı Hücre Yükseklikleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri

	Yük Oranı	6AL10b			6AL15b			6AL20b		
		Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma
Hasarsız	0.9	543	823	51.57	140	83	40.71	849	932	9.78
	0.85	1654	2210	33.62	1185	1209	2.03	3217	3750	16.57
	0.8	5569	6959	24.96	4110	5682	38.25	37822	29375	22.33
	0.75	12436	11358	8.67	9387	12027	28.12	51829	42928	17.17
	0.7	53181	65061	22.34	34558	41826	21.03	91639	82733	9.72
	0.6	134029	189050	41.05	176930	159282	9.97	452383	498204	10.13
Tamir Edilmiş	0.85	1212	1990	64.19	782	863	10.36	1729	1980	14.52
	0.8	2864	3217	12.33	3282	3485	6.19	15232	17829	17.05
	0.75	7356	8717	18.50	8528	7829	8.20	35823	39738	10.93
	0.7	15634	23216	48.50	25829	27833	7.76	78342	69373	11.45
	0.6	58293	50141	13.98	140283	152937	9.02	291246	350264	20.26

Farklı yüzey malzemelerine sahip numunelerin hasarsız modelleri ile tamir edilmiş modellerinin yorulma davranışına etkisi Şekil 6.80’de verilmiştir. Karbon fiber yüzey malzemesine sahip numunelerin yaklaşım oranları hasarsız numuneler için alüminyum yüzey malzemesi kullanılan numunelerden daha yüksek çıkmıştır.

Sayısal çalışma ile deneysel çalışma arasındaki farkın en az olduğu model 6CFRP10b numunesidir. Özellikle hasarsız numuneler için 6CFRP10b modelinin deneysel ve sayısal çalışmaları arasında % sapma en düşük değerlerini almıştır.



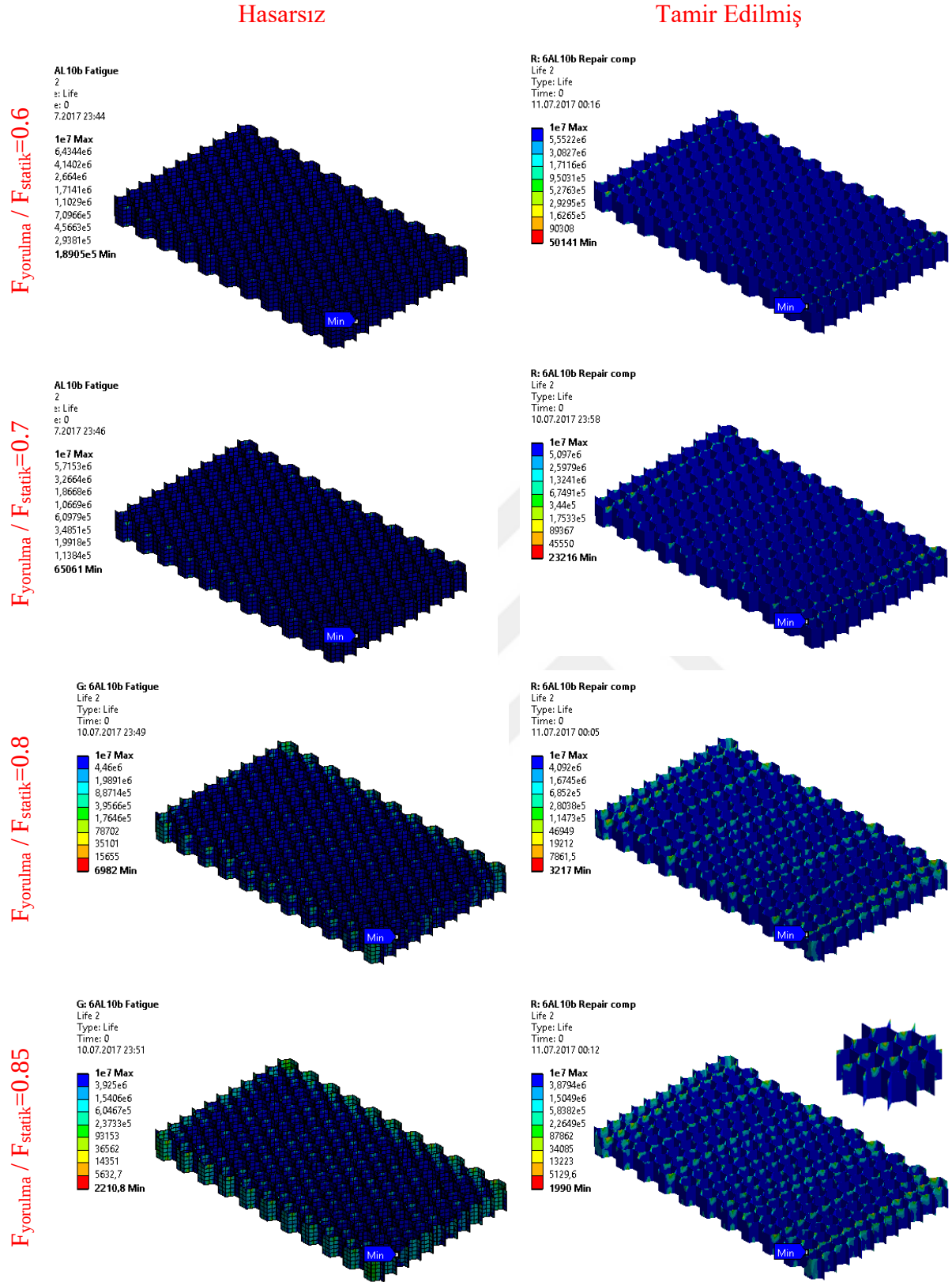
Şekil 6.80 Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Grafikleri (a-6AL10b, b-6CFRP10b)

Yüzey malzemesi olarak alüminyum ve karbon fiber takviyeli kompozit kullanılması durumunun hasarsız ve tamir edilmiş numunelerin deneysel ve sayısal sonuçlarına etkisi tablo 6.13’de verilmiştir.

Tablo 6.13 Farklı Yüzey Malzemeleri İçin Yük Oranı - Çevrim Sayısı Değerleri

	Yük Oranı	6AL10b			6CFRP10b		
		Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma	Deneysel Çevrim Sayısı	Sayısal Çevrim Sayısı	% Sapma
Hasarsız	0.9	543	823	51.57	543	755	39.04
	0.85	1654	2210	33.62	1654	2434	47.16
	0.8	5569	6959	24.96	5569	6324	13.56
	0.75	12436	11358	8.67	12436	14653	17.83
	0.7	53181	65061	22.34	53181	51346	3.45
	0.6	134029	189050	41.05	134029	152457	13.75
Tamir Edilmiş	0.85	1212	1990	64.19	1012	784	22.53
	0.8	2864	3217	12.33	3546	4834	36.32
	0.75	7356	8717	18.50	7642	9234	20.83
	0.7	15634	23216	48.50	23678	30614	29.29
	0.6	58293	50141	13.98	86542	100345	15.95

6AL10b modelinin hasarsız ve tamir edilmiş modellerinin yorulma analizi sonrası görüntüleri farklı yük oranları için Şekil 6.81’de verilmiştir. Hasarsız modellerde düşük yük oranları için yorulma hasarı numune dış yüzeylerinden başlamış ve yük oranı arttıkça iç kısımlara doğru ilerlemiştir. Tamir edilmiş numunelerde ise yorulma hasarı numunenin enine doğru ilerleyen bölgeler şeklinde meydana gelmiştir. Yük oranının artması tamir edilmiş numunelerde yorulma hasarı oluşan bölgelerin yoğunlaşmasına sebep olmuştur.



Şekil 6.81 6AL10b Modeline Ait Hasarsız ve Tamir Edilmiş Numunelerin Yorulma Analizi Sonrası Görüntüleri

7. DEĞERLENDİRMELER

Gerçekleştirilen çalışmada bal peteği sandviç kompozitlerin üretim parametrelerinin üç nokta eğilme, basma, düşük hızlı darbe, darbe sonrası üç nokta eğilme ve basma, yorulma ve darbe sonrası yorulma davranışlarına etkisi sayısal ve deneysel olarak araştırılmıştır. Deneysel çalışma ile aynı malzeme özellikleri ve sınır şartlarına sahip modeller ANSYS Workbench 17.2 programında oluşturulmuş ve sonlu elemanlar analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmada bal peteği hücre yüksekliği, yüzey malzemesi kalınlığı, yüzey malzemesi cinsi ve hücre boyutu değiştirilmiş ve belirtilen testlere etkileri incelenmiştir.

Hasara uğramış bal peteği sandviç kompozitlerin hasar tespit edildikten sonra hasarın boyutu da dikkate alınarak hasarsız ve tamir edilmiş numune ile hasarlı numunenin statik ve yorulma yükleri altındaki davranışları incelenmiştir.

Gerçekleştirilen deneysel ve sayısal çalışmalar neticesinde elde edilen sonuçlar ışığında yapılan değerlendirmeler maddeler halinde aşağıda verilmiştir.

- Üç nokta eğilme yüklemesi durumunda hücre yüksekliğinin artması numune hasar yükünü arttırmıştır. Basma yüklemesi durumunda ise hücre yüksekliğinin artması hasar yükünü azaltmıştır. Üç nokta eğilme yüklemesi durumunda hücre yüksekliği arttıkça hasar temas noktasında yoğunlaşmıştır. Üç hücre yüksekliği değerinde de çekirdek ile yüzey malzemesi ayrılma hasarı görülürken hücre duvarlarının burkulması numune hasarının temel sebebidir.
- Yüzey malzemesi kalınlığının artması üç malzeme türü için de numunelerin eğilme mukavemetini arttırmıştır. Bu artış yüzey malzemesi olarak fiber takviyeli kompozit kullanılan numunelerde daha fazla görülmüştür.
- Numune ağırlıklarının dikkate alındığı özgül mukavemet değerleri göz önüne alındığında ise 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip 6AL10a numunesinin 1 ve 1.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunelere göre özgül mukavemet değerinin daha yüksek olduğu tespit edilmiştir.
- Hücre yüksekliği ve hücre boyutunun özgül eğilme mukavemeti üzerine olan etkisi normal eğilme mukavemeti ile paralel bir davranış göstermiştir.
- Yüzey malzemesi olarak cam fiber kullanılan numunelerde üç nokta eğilme yüklemesi durumunda en çok görülen hasar tipi bal peteği hücre ile yüzey malzemesi arasındaki ayrılma hasarıdır. Karbon fiber takviyeli kompozit kullanılan numunelerde üst yüzey

malzemesi hasarı görülürken üç yüzey malzemesi türü için de bal peteği çekirdek duvarlarında yırtılma hasarı görülmüştür.

- Farklı hücre boyutuna sahip numuneler incelendiğinde küçük hücre boyutuna sahip numunenin iki yükleme türü için de daha yüksek mukavemete sahip olduğu görülmektedir. Ancak basma yüklemesi durumunda 6.35 mm hücre boyutu ile 9.525 mm hücre boyutu arasındaki fark daha fazladır.
- Darbe testleri incelendiğinde bal peteği hücre yüksekliğinin numunenin darbe karşısındaki davranışına belirgin bir etkisinin olmadığı görülmüştür. Hücre yüksekliğinin değişmesi numunelerin sönmledikleri enerji miktarlarını hemen hemen hiç değiştirmemiştir.
- Üç yüzey malzemesi türü için de yüzey malzemesi kalınlığının artması temas kuvvetini arttırmıştır. En yüksek temas kuvveti değeri 1.5 mm kalınlığında karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesi kullanılan numunede görülürken en az temas kuvveti değeri de 0.5 mm kalınlığında karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunede görülmüştür. Bu durum artan yüzey malzemesi kalınlığından en çok etkilenen sonuçların karbon fiber yüzey malzemesine sahip numuneler olduğunu göstermektedir. Hücre yüksekliği değişmesine rağmen sonuçlar arasında en yakın değere sahip olanlar alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerdir.
- Alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerin 5 J darbe enerjisi ile test edilmesi dışındaki tüm testlerde yüzey malzemesi kalınlığının artması numunelerin sönmledikleri enerjileri düşürmüştür.
- 10 J darbe enerjisi ile test yapılması durumunda 0.5 mm yüzey malzemesi kalınlığına sahip numunelerin hepsinin üst yüzeyi delinmiştir. Alt yüzeyi delinen numune sadece karbon fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip olandır. Üç yüzey malzemesi türü için de 10 J darbe enerjisi neticesinde numunelerin sönmledikleri enerji değerlerinin darbe enerjisine oranla çok yüksek olması bu delinmeden kaynaklanmıştır.
- İki enerji değeri için de hücre boyutunun artması ortaya çıkan temas kuvvetini azaltırken sönmlenen enerji değeri üzerinde bir etki göstermemiştir. Küçük hücre boyutuna sahip numunenin üst yüzeyi 10 J darbe enerjisinde delinirken büyük hücre boyutuna sahip numunede hasar görülmemiştir. Ortaya çıkan temas kuvvetinin artan hücre boyutu ile düşmesi bu durumu açıklamaktadır.

- Darbe ön hasarı verilen numunelerin hepsinde artan darbe enerjisi numunelerin eğilme mukavemetini düşürmüştür. Gerçekleştirilen tamir işlemi numune mukavemetlerini bir miktar arttırmış ancak hiçbir numunede hasarsız numunenin mukavemetine ulaşılammıştır. Darbe ön hasarından en çok 6AL20b numunesi etkilenirken darbe hasarının etkisi en az 6AL10b numunesinde olmuştur.
- Basma testlerinde de eğilme testlerinde olduğu gibi artan darbe enerjisi numune mukavemetini düşürmüştür. Bu düşüş en fazla 6GFRP10b numunesinde görülürken hasar yükü değişen darbe enerjisinden en az etkilenen numune 6AL10b'dir.
- Basma testleri gerçekleştirilen bütün numuneler için 5 J ve 10 J ile test edilen numunelerin hasar yükleri yakın çıkmıştır. Bu durum bal peteği hücrelerde hasar oluşturacak değeri aşan darbe enerjisi değerinin artmasının hasara uğramış hücre sayısını çok değiştirmedini göstermektedir. Tamirat işlemi sırasında hasarlı çekirdek yapıların çıkarılması nedeniyle tamirat numune mukavemetlerini belirgin bir şekilde arttırmıştır. Ancak numunelerin çekirdek malzemesi bütünlüğü bozulduğundan hasarsız numune en yüksek hasar yüküne sahip olarak kalmıştır.
- Yorulma testleri gerçekleştirilirken numunelere uygulanan yük söz konusu numunenin statik hasar yükü kullanılarak tespit edilmiştir. Bu durum çalışmada kullanılan parametrelerin yorulma davranışına etkisinin sınırlı kalmasına neden olmuştur. Tüm numunelere aynı büyüklükte yük uygulanması kullanılan parametrelerin numunelerin yorulma davranışına etkisini daha da belirgin hale getirecektir.
- Üç nokta eğilme yüklemesi ve basma yüklemesi dikkate alındığında hücre yüksekliğinin arttırılması tıpkı statik yüklemede olduğu gibi numunelerin yorulma mukavemetini en çok arttıran parametre olarak tespit edilmiştir.
- Üç nokta eğilme testi ile gerçekleştirilen yorulma deneylerinde yük oranı düştükçe hasarsız, hasarlı ve tamir edilmiş numunelerin yorulma ömürlerinin birbirine yaklaştığı görülürken, basma testlerinde ise bu durumun tersi bir durum söz konusudur.
- Darbe ön hasarı sonrasında yorulma testine tabi tutulan numunelerin sonuçları incelendiğinde üç nokta eğilme yüklemesi durumunda numunelerin yorulma ömürlerindeki değişimin basma yüklemesine göre daha fazla olduğu tespit edilmiştir.
- Darbe ön hasarı sonrasında statik ve yorulma mukavemetleri en çok düşen numuneler cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerdir.

- Diğer yüzey malzemelerinin aksine cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerde yüzey malzemesi kalınlığının artması darbe hasarı sonrasında numunenin yorulma ömrünü düşürmüştür. Numunelerin darbe sonrası kesiti incelendiğinde artan yüzey malzemesi kalınlığı ile bal peteği çekirdekte meydana gelen hasar çapı artarken hasarın derinliği azalmıştır.
- Hasara uğramış numunelere uygulanan tamir işlemi neticesinde numunelerin yorulma ömrü ve statik hasar yükleri artmıştır. Bu artış hasarlı numunelere göre belirgin bir oranda olsa da hasarsız numunelerin değerleri yakalanamamıştır.
- Gerçekleştirilen tamirat işlemi en düşük hücre yüksekliği olan 10 mm değerinde en fazla mukavemet artışını sağlamıştır. Hücre yüksekliği arttıkça tamirattan elde edilen statik ve yorulma mukavemeti artışı azalmıştır.
- Numunelerin yorulma testleri sırasında sönümledikleri enerji ve rijitlikleri ile ilişkili olan sönüm oranı (damping ratio) değeri artan darbe enerjisi ile artmıştır. Hasarsız ve hasarlı numuneler için sönümleme oranı kararlı rejime geçtikten sonra bir süre yatay seyretmiş, hasar çevrimine yaklaştıkça düşmüş ve numunenin kalıcı hasara uğraması neticesinde minimum değerini almıştır.
- Bütün çevrim sayısı değerleri için en yüksek sönümleme oranları alüminyum yüzey malzemesine sahip numunelerde görülmektedir. En düşük çevrim sayısı değerleri ise cam fiber takviyeli kompozit yüzey malzemesine sahip numunelerde görülmüştür.
- Darbe analizi sonuçlarının deneysel sonuçlarla uyumlu olduğu görülmüştür. Deneysel sonuçlara en yakın sonlu elemanlar modeli 5 J darbe enerjisi test edilen 6AL15b numunesidir. Bu modelde deneysel sonuçlar ile sayısal sonuçlar arasındaki sapmanın % 2 olduğu görülmüştür.
- Karbon fiber yüzey malzemesine sahip numunelerde yüzey malzemesi iki enerji değeri içinde hasara uğradığından deformasyon miktarı ölçülememiştir. Ancak numunelerin test ve analiz sonrası görüntüleri incelendiğinde deformasyon biçimlerinin uyumlu olduğu tespit edilmiştir.
- Ansys Workbench programının eklentisi şeklinde çalışan “Eigenvalue Buckling” modülü ile yapılan burkulma analizlerinin sonuçları deneysel basma hasar yükleri ile uyumlu değerler almıştır. Tamir edilmiş numunelerde yapılan analizler burkulma hasarının tamir gerçekleştirilen bölgede başladığını göstermiştir.

- Sayısal çalışma sonuçları ile deneysel çalışma sonuçları arasındaki en büyük fark yorulma analizlerinde görülmüştür. Bu farka rağmen hasar bölgeleri incelendiğinde sayısal ve deneysel sonuçların bir biriyle uyumlu olduğu görülmüştür.
- Sayısal sonuçlar ile deneysel sonuçlar karşılaştırıldığında sayısal çalışmanın darbe ve statik yükleme durumları için elverişli olduğu ancak yorulma analizleri için gereken parametrelerin fazlalığı nedeniyle yorulma analizlerinde sapma miktarının fazla olduğu tespit edilmiştir. Gerçekleştirilen tamirat işlemi ile hasarsız numune kadar mukavemet artışı sağlanamamasının nedeni olarak seçilen tamirat yöntemi gösterilebilir. Farklı tamirat yöntemlerinin seçilmesi daha yüksek mukavemet ve ömür artışlarına sebep olacağı düşünülmektedir.



KAYNAKLAR

- [1] Xiong J, Vaziri A, Ma L, Papadopoulos J, Wu L (2012) Compression and impact testing of two-layer composite pyramidal-core sandwich panels. *Composite Structures* 94:793–801. doi: 10.1016/j.compstruct.2011.09.018
- [2] Jen YM, Ko CW, Lin H Bin (2009) Effect of the amount of adhesive on the bending fatigue strength of adhesively bonded aluminum honeycomb sandwich beams. *International Journal of Fatigue* 31:455–462. doi: 10.1016/j.ijfatigue.2008.07.008
- [3] Herup EJ, Palazotto AN (1998) Low-velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/Nomex honeycomb-sandwich plates. *Composites Science and Technology* 57:1581–1598. doi: 10.1016/S0266-3538(97)00089-4
- [4] Yi-Ming Jen L-YC (2009) Effect of thickness of face sheet on the bending fatigue strength of aluminum honeycomb sandwich beams. *Engineering Failure Analysis* 16:1282–1293. doi: 10.1016/j.engfailanal.2008.08.004
- [5] Tan CY, Akil HM (2012) Impact response of fiber metal laminate sandwich composite structure with polypropylene honeycomb core. *Composites Part B: Engineering* 43:1433–1438. doi: 10.1016/j.compositesb.2011.08.036
- [6] Bianchi G, Aglietti GS, Richardson G (2012) Static and fatigue behaviour of hexagonal honeycomb cores under in-plane shear loads. *Applied Composite Materials* 19:97–115. doi: 10.1007/s10443-010-9184-5
- [7] Belouettar, S., Abbadi, A., Azari, Z., Belouettar, R., & Freres P (2009) Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests. *Composite Structures* 87:265–273.
- [8] Abbadi A, Tixier C, Gilgert J, Azari Z (2015) Experimental study on the fatigue behaviour of honeycomb sandwich panels with artificial defects. *Composite Structures* 120:394–405. doi: 10.1016/j.compstruct.2014.10.020
- [9] Liu L, Wang H, Guan Z (2015) Experimental and numerical study on the mechanical response of Nomex honeycomb core under transverse loading. *Composite Structures* 121:304–314. doi: 10.1016/j.compstruct.2014.11.034

- [10] Akatay A, Bora MÖ, Çoban O, Fidan S, Tuna V (2015) The influence of low velocity repeated impacts on residual compressive properties of honeycomb sandwich structures. *Composite Structures* 125:425–433. doi: 10.1016/j.compstruct.2015.02.057
- [11] Schubel PM, Luo J-J, Daniel IM (2007) Impact and post impact behavior of composite sandwich panels. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 38:1051–1057. doi: 10.1016/j.compositesa.2006.06.022
- [12] Belingardi G, Martella P, Peroni L (2007) Fatigue analysis of honeycomb-composite sandwich beams. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 38:1183–1191. doi: 10.1016/j.compositesa.2006.06.007
- [13] Choi HS, Jang YH (2010) Bondline strength evaluation of cocure/precured honeycomb sandwich structures under aircraft hygro and repair environments. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 41:1138–1147. doi: 10.1016/j.compositesa.2010.04.012
- [14] Shi SS, Sun Z, Hu XZ, Chen HR (2014) Carbon-fiber and aluminum-honeycomb sandwich composites with and without Kevlar-fiber interfacial toughening. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 67:102–110. doi: 10.1016/j.compositesa.2014.08.017
- [15] Demelio G, Genovese K, Pappalettere C (2001) An experimental investigation of static and fatigue behaviour of sandwich composite panels joined by fasteners. *Composites Part B: Engineering* 32:299–308. doi: 10.1016/S1359-8368(01)00007-5
- [16] Galehdari SA, Kadkhodayan M, Hadidi-Moud S (2015) Low velocity impact and quasi-static in-plane loading on a graded honeycomb structure; experimental, analytical and numerical study. *Aerospace Science and Technology* 47:425–433. doi: 10.1016/j.ast.2015.10.010
- [17] Banghai J, Zhibin L, Fangyun L (2015) Failure mechanism of sandwich beams subjected to three-point bending. *Composite Structures* 133:739–745. doi: 10.1016/j.compstruct.2015.07.056
- [18] Li YM, Hoang MP, Abbes B, Abbes F, Guo YQ (2015) Analytical homogenization for stretch and bending of honeycomb sandwich plates with skin and height effects. *Composite Structures* 120:406–416. doi: 10.1016/j.compstruct.2014.10.028

- [19] Freeman B, Schwingler E, Mahinfalah M, Kellogg K (2005) The Effect of Low-Velocity Impact on the Fatigue Life of Sandwich Composites. *Composite Structures* 70:374–381. doi: 10.1016/j.comstruct.2004.09.027
- [20] Baba BO (2017) Curved sandwich composites with layer-wise graded cores under impact loads. *Composite Structures* 159:1–11. doi: 10.1016/j.compstruct.2016.09.054
- [21] Zhang T, Yan Y, Jin C (2015) Experimental and Numerical Investigations of Honeycomb Sandwich Composite Panels with Open-Hole Damage and Scarf Repair Subjected to Compressive Loads. *The Journal of Adhesion* 8464:150608132203001. doi: 10.1080/00218464.2015.1036042
- [22] Boukharouba W, Bezazi A, Scarpa F (2014) Identification and prediction of cyclic fatigue behaviour in sandwich panels. *Measurement: Journal of the International Measurement Confederation* 53:161–170. doi: 10.1016/j.measurement.2014.03.041
- [23] Shi S, Sun Z, Hu X, Chen H (2014) Flexural strength and energy absorption of carbon-fiber-aluminum-honeycomb composite sandwich reinforced by aluminum grid. *Thin-Walled Structures* 84:416–422. doi: 10.1016/j.tws.2014.07.015
- [24] Lu C, Zhao M, Jie L, Wang J, Gao Y, Cui X, Chen P (2015) Stress Distribution on Composite Honeycomb Sandwich Structure Suffered from Bending Load. *Procedia Engineering* 99:405–412. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.554
- [25] Keskes B (2013) Static and Fatigue Characterization of Nomex Honeycomb Sandwich Panels. *Pamukkale University Journal of Engineering Sciences* 19:287–292. doi: 10.5505/pajes.2013.07279
- [26] Kaman MO, Solmaz MY, Turan K (2010) Experimental and Numerical Analysis of Critical Buckling Load of Honeycomb Sandwich Panels. *Journal of Composite Materials* 44:2819–2831. doi: 10.1177/0021998310371541
- [27] Bitzer T (1997) *Honeycomb Technology: Materials, Design, Manufacturing, Applications And Testing*. Chapman & Hall, London. doi: 10.1007/978-94-011-5856-5
- [28] Schütz W (1996) A history of fatigue. *Engineering Fracture Mechanics* 54:263–300. doi: 10.1016/0013-7944(95)00178-6

- [29] J. A. Ewing JCWH (1903) The fracture of metals under repeated alternations of stress. Philosophical Transactions of the Royal Society A 200:321–330.
- [30] Schijve J (2009) Fatigue of Structures and Materials Fatigue of Structures and Materials.
- [31] Demirci AH (2004) Malzeme Bilgisi ve Malzeme Muayenesi. Alfa Basım Yayın Dağıtım
- [32] Omurtag MH (2011) Mukavemet-II. Birsen Yayınevi
- [33] Özmen D (2007) Yarı otomatik av tüfeği mekanizmasının yorulma dayanımının analizi. Marmara Üniversitesi
- [34] Topkaya H (2013) Dental implant uygulamalarında yorulmanın sayısal olarak incelenmesi, Yüksek Lisans Tezi. Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [35] Richard G. Budynas JKN (2011) Shigley's mechanical engineering design, Ninth edition. Mc Graw Hill
- [36] CURTIS PT, MOORE BB (1985) Comparison of the fatigue performance of woven and nonwoven CFRP laminates. In: Proceedings of the Fifth International Conference on Composite Materials (ICCM5). San Diego, pp 293–314
- [37] OWEN MJ (1970) Fatigue. In: Parkyn B (ed) Glass Reinforced Plastics. pp 251–267
- [38] RAMANI S V., WILLIAMS DP (1976) Failure Modes in Composite. In: Metallurgical Society of AIME. Newyork, pp 115–140
- [39] Courant R (1943) Variational Methods for Solution of Problems of Equilibrium and Vibrations. Bulletin of the American Mathematical Society 49:1–23.
- [40] ASTM International (2000) ASTM D 3039M - Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. Annual Book of ASTM Standards 15.03:1–13. doi: 10.1520/D3039_D3039M-08
- [41] ASTM International (2005) ASTM D7078 / D7078M - 12 Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method. 1–12. doi: 10.1520/D7078_D7078M-12
- [42] ASTM International (2009) ASTM C393/C 393 M - 06 Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam. Annual Book of ASTM Standards i:1–8. doi: 10.1520/C0393

- [43] ASTM International (2003) ASTM Standard C365/C365M, 2003, “Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores.” Current i:2–4. doi: 10.1520/C0365
- [44] Kee Paik J, Thayamballi AK, Sung Kim G (1999) The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels. *Thin-Walled Structures* 35:205–231. doi: 10.1016/S0263-8231(99)00026-9
- [45] Bentouhami A, Keskes B (2015) Experimental Analysis and Modeling of the Buckling of a Loaded Honeycomb Sandwich Composite. *Materiali in tehnologije / Materials and technology* 49:235–242.
- [46] Satastega O, Nega S, Bentouhami A, Keskes B (2015) Experimental Analysis and Modeling of the Buckling of a Loaded Honeycomb Sandwich Composite. 49:235–242. doi: 10.17222/mit.2014.039
- [47] Lacy TE, Hwang Y (2003) Numerical modeling of impact-damaged sandwich composites subjected to compression-after-impact loading. *Composite Structures* 61:115–128. doi: 10.1016/S0263-8223(03)00034-5
- [48] Sharma RS, Raghupathy VP, Abhishek A, Abhiraj M (2011) Investigation of Low Velocity Impact Response of Aluminium Honeycomb Sandwich Panels. 6:7–14.
- [49] Gunes R, Arslan K (2015) Development of numerical realistic model for predicting low-velocity impact response of aluminium honeycomb sandwich structures. *Journal of Sandwich Structures and Materials* 18. doi: 10.1177/1099636215603047
- [50] Chung DDL (2010) *Composite Materials Science and Applications*. Springer
- [51] Karcı A (2009) Uçak Yapısal Parçalarında Kullanılan Karbon/Epoksi Kompozit Malzemelerin Yorulma Davranışı. Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [52] Menard KP (2008) *Dynamic Mechanical Analysis: A Practical Introduction*. CRC Press
- [53] De Silva CW (1983) *Dynamic Testing and Seismic Qualification Practice*. Lexington Books

- [54] Idriss M, El Mahi A, Assarar M, El Guerjouma R (2013) Damping analysis in cyclic fatigue loading of sandwich beams with debonding. *Composites Part B: Engineering* 44:597–603. doi: 10.1016/j.compositesb.2012.02.024



ÖZGEÇMİŞ

Tolga TOPKAYA 07/04/1984 yılında Kars Sarıkamış'ta doğdu. İlk ve orta öğrenimini Sarıkamış'ta lise öğrenimini ise İzmir Çiğli Milli Piyango Anadolu Lisesi'nde tamamladı. Fırat Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden 2007 yılında mezun oldu. 2010 yılından beri Batman Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde Araştırma Görevlisi olarak çalışıyor. 2012 yılında yüksek lisansını tamamlayıp aynı yıl doktora eğitimine başladı. Tolga TOPKAYA evli iki çocuk babasıdır.

