

**T.C.
İNÖNÜ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT Balsa Yapıların Mekanik Özelliklerinin
İncelenmesi**

DOKTORA TEZİ

Tuğberk ÖNAL

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

ARALIK 2020

**T.C.
İNÖNÜ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT Balsa Yapıların Mekanik Özelliklerinin
İncelenmesi**

DOKTORA TEZİ

**Tuğberk ÖNAL
(23614180301)**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ

ARALIK 2020

TEŞEKKÜR

Doktora çalıŐmamın planlanması, araştırılması, yürütölmesi ve oluşumunda engin bilgi ve tecrübelerini benden esirgemeyen değerli hocam Sayın Prof. Dr. Şemsettin Temiz'e;

Tüm eğitim hayatım boyunca yanımda olan ve desteklerini esirgemeyen babam Prof. Dr. Mehmet ÖNAL ve annem Memunune ÖNAL'a;

ÇalıŐmam boyunca sabırla göstermiŐ olduğu ilgi ve desteklerinden dolayı eŐim Öğr. Gör. Merve KESİM ÖNAL'a;

Tezin uygulama aşamasında vermiŐ oldukları maddi ve manevi destekten dolayı, İnönü Üniversitesi BAP birimine;

teşekkür ederim.

ONUR SÖZÜ

Doktora veya yüksek lisans tezi olarak sunduğum “Kompozit balsa yapıların mekanik özelliklerinin incelenmesi” başlıklı bu çalışmanın bilimsel ahlak ve geleneklere aykırı düşecek bir yardıma başvurmaksızın tarafımdan yazıldığına ve yararlandığıın bütün kaynakların hem metin içinde hem de kaynakçada yöntemine uygun biçimde gösterilenlerden oluştuğunu belirtir, bunu onurumla doğrularım.

Tuğberk ÖNAL



İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
ONUR SÖZÜ	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ÇİZELGELER DİZİNİ	v
ŞEKİLLER DİZİNİ	vi
SEMBOLLER VE KISALTMALAR.....	xiv
ÖZET	xv
ABSTRACT	xvi
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür Özeti	2
1.2 Sandviç Malzemeler	6
1.2.1 Sandviç yapı elemanları	8
1.2.1.1 Yüzeyler	9
1.2.1.2 Çekirdek	9
1.2.1.3 Yapıştırıcılar	13
1.2.2 Sandviç malzemelerin kullanım alanları	13
2. KAYNAK ÖZETLERİ	16
2.1 Kompozit Malzemeler	16
2.1.1 Kompozit malzemelerin tanımı	16
2.1.2 Matris.....	17
2.1.2.1 Polimer matris kompozitler (PMK).....	18
2.1.2.2 Metal matris kompozitler (MMK).....	21
2.1.2.3 Seramik matris kompozitler (SMK)	23
2.1.2.4 Karbon-karbon kompozitler (KKK)	24
2.1.3 Takviye elemanları	25
2.1.3.1 Elyaf takviyeli kompozitler	26
2.1.3.2 Parçacık (partikül) takviyeli kompozitler	34
2.1.3.3 Tabakalı kompozitler.....	35
2.1.3.4 Hibrit (karma) kompozitler	35
2.1.4 Polimer matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri.....	36
2.1.4.1 Vakum infüzyon yöntemi (VARTM).....	36
2.1.4.2 El yatırma yöntemi	40
2.1.4.3 Püskürtme yöntemi.....	41
2.1.4.4 Reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemi	42
2.1.4.5 Pres kalıplama yöntemi	42
2.1.4.6 Helisel sarma yöntemi	43
2.1.4.7 Pultrüzyon yöntemi	44
2.1.5 Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler ile karşılaştırılması	44
2.1.6 Kompozit malzemelerin makromekanik analizi.....	47
2.1.6.1 Ortotropik malzemelerin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri	49
2.1.6.2 Üç boyutlu hooke kanununun iki boyuta indirgenmesi.....	51
2.1.6.3 Ortotropik malzemelerin keyfi doğrultulardaki gerilme-şekil değiştirme ilişkisi. 52	
2.1.6.4 Klasik laminasyon teorisi (KLT).....	55
2.1.7 Kompozit malzemelerin mukavemet hasar teorileri	61
2.1.7.1 Maksimum gerilme hasar teorisi	62
2.1.7.2 Maksimum şekil değiştirme hasar teorisi	63
2.1.7.3 Tsai-Hill hasar teorisi	64
2.1.7.4 Tsai-Wu hasar teorisi.....	65
2.1.7.5 Hoffman hasar teorisi	65

2.1.7.6	Hashin hasar teorisi	66
2.2	Balsa	67
2.2.1	Balsa ahşabının mikro yapısı.....	68
2.2.2	Balsa ahşabının mekanik özellikleri.....	69
3.	MATERYAL VE YÖNTEM	72
3.1	Test Numunelerinin Üretimi	72
3.1.1	Kompozit malzemelerin üretimi.....	73
3.1.2	Sandviç kompozit malzemelerin üretimi.....	78
3.2	Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	83
3.2.1	Tek yönlü tabakalı kompozit bir yapının mikromekanik analizi	83
3.2.2	Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin deneysel olarak belirlenmesi	88
3.3	Balsa Odununa Uygulanan Mekanik Testler.....	100
3.4	Sandviç Kompozitlere Uygulanan Testler	104
3.4.1	Üç nokta eğilme testi.....	104
3.4.1.1	Sandviç kompozitlerin eğilme davranışları.....	107
3.4.1.2	Sandviç kompozitlerin eğilme yükü altındaki hasar mekanizmaları.....	110
3.4.2	Düşük hızlı darbe testi.....	110
3.4.3	Kenar basma testi	113
3.5	Nümerik Çalışma.....	115
3.5.1	Sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme modeli	116
4.	ARAŞTIRMA BULGULARI	119
4.1	Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Tespiti	119
4.2	Balsa Odununa Uygulanan Mekanik Test Sonuçları	126
4.3	Sandviç Kompozitlerin Test Sonuçları.....	130
4.3.1	Eğilme test sonuçları	130
4.3.2	Düşük hızlı darbe test sonuçları	151
4.3.3	Kenar basma test sonuçları.....	174
5.	TARTIŞMA VE SONUÇ	186
6.	KAYNAKLAR	190
	EKLER	196
	ÖZGEÇMİŞ	205

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 1.1 Sandviç yapı verimliliği [30].	7
Çizelge 1.2 Bazı çekirdek malzemelerin mekanik özellikleri [10, 16].	12
Çizelge 2.1 Bazı termoplastik ve termoset polimerlerin mekanik ve fiziksel özellikleri [38].	21
Çizelge 2.2 E-camı, C-camı ve S-camının kimyasal bileşimlerinin ağırlıkça dağılımı.	30
Çizelge 2.3 Polimer matrisli kompozit malzemelerde kullanılan fiberlerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması [39].	34
Çizelge 2.4 Farklı fiber, kompozit ve metallere ait özgül mukavemet ve özgül modül değerleri [39].	46
Çizelge 2.5 Farklı yoğunluk aralıklarındaki balsa ahşabının mekanik özellikleri [80].	71
Çizelge 3.1 Matris malzemede kullanılan epoksi ve sertleştiricinin oda sıcaklığındaki fiziksel özellikleri [81].	73
Çizelge 3.2 L160-H160 epoksi setinin mekanik özellikleri [81].	73
Çizelge 3.3 Deneysel çalışmada kullanılan sandviç yapı elemanlarının kalınlık değerleri. 82	
Çizelge 3.4 Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde kullanılan ASTM metotları ve geometrileri [68].	89
Çizelge 3.5 Sandviç numunelerin düğüm ve eleman sayıları.	117
Çizelge 4.1 Üretilen kompozit malzemelerin fiziksel özellikleri	119
Çizelge 4.2 [0] ₈ kompozit malzemelerin mekanik özellikleri.	120
Çizelge 4.3 8 tabakalı kompozit malzemelerin çekme, basma ve kayma test sonuçları. ..	120
Çizelge 4.4 %12 nem içeren balsa'nın ait elastik ve poisson oranları [79].	127
Çizelge 4.5 Balsa'nın mekanik özellikleri.	128
Çizelge 4.6 Üç nokta eğilme deney sonuçları.	132
Çizelge 4.7 Kenar basma testi deney sonuçları	176

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 Sandviç malzeme ana elemanları.	6
Şekil 1.2 Eğilme durumundaki sandviç kirişlerde oluşan gerilmeler.....	8
Şekil 1.3 a) Oluklu formda b) Katı formda c) Hücresel formdaki çekirdek yapıları [30]... 10	
Şekil 1.4 Oluklu Çekirdek yapıları a) Kare b) Trapezoid c) Üçgen d) Yuvarlak [32].....	11
Şekil 1.5 Balsa odununun mikroskopik görüntüsü [10].	11
Şekil 1.6 Boing 787 yolcu uçağının malzeme kombinasyonu [46].....	14
Şekil 1.7 RAH-66 Comanche askeri helikopterin malzeme kombinasyonu [47].	14
Şekil 1.8 Snowboard sandviç yapısı a) Yapı bileşenleri b) Alüminyum balpeteği çekirdekli yapı uygulaması [48].	15
Şekil 1.9 75m kanat uzunluğuna sahip rüzgâr türbini [48].	15
Şekil 2.1 a) Cam fiber gövdeli kayak [51] b) Cam fiber takviyeli Chevrolet Corvette araç kasası [50].....	17
Şekil 2.2 a) Sürekli fiber, b) süreksiz fiber ve c) partikül takviyeli MMK [64].....	22
Şekil 2.3 Metal matris kompozitlerin kullanıldığı güç iletim kabloları [66].....	23
Şekil 2.4 Tipik polimer, metal ve seramik matrislerin sıcaklık dayanımları [50].	24
Şekil 2.5 Boeing 767 uçağında kullanılan bir karbon/karbon fren takımı [66].....	24
Şekil 2.6 Kompozit malzemelerin takviye elemanlarına göre sınıflandırılması [68].....	25
Şekil 2.7 Karbon fiberde çap artışının fiber mukavemeti zerindeki etkisi [66].	26
Şekil 2.8 cam elyaf takviyeli kompozit bir yapıda elyaf uzunluğunun gerilme üzerindeki etkisi [50].....	27
Şekil 2.9 Cam fiber takviyeli epoksi kompozitin tekil yük altında fiber oryantasyonunun gerilme üzerindeki etkisi [50].....	29
Şekil 2.10 Cam fiberlerin üretim şeması [66].	31
Şekil 2.11 a) Kırpılmış cam b) Sürekli cam c)Fital d) Kumaş formunda imal edilen cam elyaf örnekleri [66].	32
Şekil 2.12 Vakum infüzyon yöntemi üretim ana elemanları ve üretim şeması [73].	39
Şekil 2.13 El yatırma yöntemi [60].	41
Şekil 2.14 Püskürtme Yöntemi [66].	41
Şekil 2.15 Reçine transfer kalıplama yöntemi üretim şeması [68].....	42
Şekil 2.16 Pres kalıplama yöntemi [68].	43
Şekil 2.17 Helisel sarma yöntemi üretim şeması [75].....	43
Şekil 2.18 Pultrüzyon yöntemi üretim şeması [60].	44
Şekil 2.19 Tabakalı kompozit malzemelerin analiz şeması [39].....	48
Şekil 2.20 Elyaf takviyeli bir kompozite lamina'nın gerçek yapı ve modelinin şematik gösterimi [68].	50

Şekil 2.21 Tek yönlü fiber takviyeli bir laminanın temel malzeme yönleri	50
Şekil 2.22 Açılı bir kompozite ait lokal ve global eksenler	52
Şekil 2.23 Tabakalı bir kompozitin x-z düzlemindeki yer değiştirmeleri [68].	55
Şekil 2.24 Bileşik tabaklı levha üzerindeki kuvvet ve momentlerin gösterimi [68].	58
Şekil 2.25 N tabakadan oluşan kompozit geometrisi [77].....	59
Şekil 2.26 Balsa ahşabını oluşturan hücrelerin mikroskop altındaki doğal görüntüsü [2]..	68
Şekil 2.27 Trakeid ve orta lamelin basitleştirilmiş mikro yapısı [11].	69
Şekil 2.28 Balsa modeli üzerinde yapı hücrelerinin ve temel eksenlerin görünümü [13]..	70
Şekil 3.1 Matris malzemesi olarak kullanılan epoksi seti	74
Şekil 3.2 Cam fiber kumaşların ve sızdırmazlık bandının gösterimi.	75
Şekil 3.3 Peel Ply kumaş, akış filesi ve spiral hortumların gösterimi.	75
Şekil 3.4 VARTM üretim hattı.....	76
Şekil 3.5 VARTM ile sandviç plaka üretim şeması.	78
Şekil 3.6 Sandviç plaka üretmende kullanılan sarf malzeme, balsa odunu ve cam fiber kumaşların dizilimi.	79
Şekil 3.7 Sandviç plaka üretiminde vakum ortamındaki reçine karışımının ilerlemesi.	80
Şekil 3.8 Kompozit ve sandviç malzemelerin kesim işleminin gerçekleştirildiği dekupaj makinesi.....	81
Şekil 3.9 Fiber doğrultusundaki gerilme durumu [30].....	84
Şekil 3.10 Fibere dik doğrultudaki gerilme durumu [30].....	85
Şekil 3.11 Fiber ve matrisin kayma gerilimi altındaki durumu [30].	88
Şekil 3.12 Çekme numune geometrisi.....	89
Şekil 3.13 Elyaf doğrultusunda ve elyafa dik doğrultuda hazırlanan çekme numuneleri. ..	90
Şekil 3.14 Çekme testlerinin yapıldığı Shimadzu marka test cihazı	91
Şekil 3.15 a) 0° yönlenme açılı 8 tabakalı çekme numunesi b) 90° yönlenme açılı 8 tabakalı çekme numunesi.	92
Şekil 3.16 Stain gauge kullanılarak ölçüm yapılan çekme test sistemi.	92
Şekil 3.17 0° yönlenme açılı 8 tabakalı kompozitlerin elastisite modülü ve poisson oranı tespiti.	93
Şekil 3.18 90° yönlenme açılı 8 tabakalı kompozit malzemelerin elastisite modülü tespiti.	94
Şekil 3.19 a) $[\pm 45^\circ]_4$ ve b) $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı çekme numuneleri.	94
Şekil 3.20 V çentikli kayma test numune ölçüleri.....	95
Şekil 3.21 Kayma mukavemetinin belirlenmesinde kullanılan çene aparatı ve test düzeneği.	96
Şekil 3.22 V çentikli test numuneleri.	96
Şekil 3.23 Tek eksenli kompozit numunenin elastisite modülü tespiti.	97

Şekil 3.24 Basma numune geometrisi.....	98
Şekil 3.25 Tek eksenli kompozitlerde lif doğrultusunda ve life dik doğrultuda hazırlanan basma numuneleri.....	98
Şekil 3.26 $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ kompozit malzemelerden hazırlanan basma numuneleri.....	99
Şekil 3.27 Basma test düzeneği.....	99
Şekil 3.28 Kompozit numunelere basma testinin uygulanması.	100
Şekil 3.29 Çalışmada kullanılan 4, 6, 8 ve 10mm kalıģına sahip balsa odunları.	101
Şekil 3.30 Balsa odunun çekme testlerinde kullanılan numune ölçüleri [85].	101
Şekil 3.31 Lazer kesim tezgâhında çekme numunelerinin hazırlanması.....	101
Şekil 3.32 Eksenel çekme numuneleri.	102
Şekil 3.33 Balsa odununa uygulanan çekme testi.	102
Şekil 3.34 Eksenel basma testi için hazırlanan balsa numuneleri.	103
Şekil 3.35 Eksenel basma testi.	103
Şekil 3.36 V çentikli balsa kayma numuneleri.....	104
Şekil 3.37 Balsa odununa kayma testinin uygulanması.	104
Şekil 3.38 Üç nokta eğilme testinin görünümü.	105
Şekil 3.39 Üç nokta eğilme test numuneleri.....	105
Şekil 3.40 Eğilme test düzeneği.	107
Şekil 3.41 Sandviç yapının kesit detayları [86].....	107
Şekil 3.42 Üç nokta eğilme yüklemesi altında sandviç kirişlerdeki Kesme ve Moment diyagramları [86].	109
Şekil 3.43 a) Darbe test cihazı, b) Vurucu uç ekipmanı.....	112
Şekil 3.44 Darbe test numuneleri.	113
Şekil 3.45 Dış yüzeylerde $[\pm 45^\circ]_4$ kompozitlerin kullanıldığı, balsa çekirdekli darbe test numuneleri.....	113
Şekil 3.46 Kenar basma test düzeneği.....	114
Şekil 3.47 Kenar basma testinde kullanılan sandviç numuneler.	115
Şekil 3.48 6mm balsa kullanılan sandviç model.	117
Şekil 3.49 8mm balsa kullanılan sandviç numunelerin sonlu elemanlara bölünmüş modeli.	117
Şekil 3.50 $[0/90^\circ]$ yönlenme açılı elyafların model üzerindeki görüntüsü.....	118
Şekil 3.51 Sandviç yapının sonlu elemanlara modeline ait sınır koşulları.....	118
Şekil 4.1 Çekme testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.	121
Şekil 4.2 Basma testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.....	121
Şekil 4.3 Kayma testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.....	122
Şekil 4.4 $[0^\circ]_8$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	122

Şekil 4.5 $[90^\circ]_8$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	123
Şekil 4.6 $[0/90^\circ]_4$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b)yan görüntüleri. ..	123
Şekil 4.7 $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri. ..	124
Şekil 4.8 $[0^\circ]_8$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	124
Şekil 4.9 $[90^\circ]_8$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	125
Şekil 4.10 $[0/90^\circ]_4$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b)yan görüntüleri.	125
Şekil 4.11 $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	125
Şekil 4.12 a) $[0^\circ]_8$, b) $[0/90^\circ]_4$ ve c) $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin kayma testi sonrası görüntüleri.	126
Şekil 4.13 Çekme testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.	128
Şekil 4.14 Basma testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.	129
Şekil 4.15 Kayma testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.	129
Şekil 4.16 8mm balsa numunenin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	129
Şekil 4.17 10mm balsa numunenin kenar basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.	130
Şekil 4.18 6mm balsa numunenin kayma testi sonrası hasar görüntüsü.	130
Şekil 4.19 $[0^\circ]_8$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri	133
Şekil 4.20 $[0^\circ]_{12}$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.	133
Şekil 4.21 $[0/90^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri	133
Şekil 4.22 $[0/90^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.	134
Şekil 4.23 $[\pm 45^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.	134
Şekil 4.24 $[\pm 45^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.	134
Şekil 4.25 Eğilme yükü altında 8 tabakalı sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a)DeneySEL, b) Nümerik.	136
Şekil 4.26 Eğilme yükü altında 12 tabakalı sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a)DeneySEL, b) Nümerik.	136
Şekil 4.27 Sandviç yapıda tabaka sayısı değişimine göre Kuvvet-Çekirdek kalınlığı grafiği.	137
Şekil 4.28 8 tabakalı kompozit malzemelerin kullanıldığı sandviç numunelerin dENEYSEL ve nümerik hasar yük değerlerinin karşılaştırılması.	138
Şekil 4.29 12 tabakalı kompozit malzemelerin kullanıldığı sandviç numunelerin dENEYSEL ve nümerik hasar yük değerlerinin karşılaştırılması.	138
Şekil 4.30 Sandviç yapıların çekirdek kalınlığı artışının Yüzey Gerilmesi üzerindeki etkisi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.	139
Şekil 4.31 Sandviç yapıda tabaka sayısı artışının yüzey gerilmesi üzerindeki etkisini gösteren grafik.	140
Şekil 4.32 Sandviç yapıların çekirdek kalınlığı artışının Çekirdek Kayma Gerilmesi üzerindeki etkisi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.	141

Şekil 4.33 Sandviç yapıda tabaka sayısı artışının çekirdek Kayma Gerilmesi üzerindeki etkisini gösteren grafik.	141
Şekil 4.34 B4-C[0°] ₈ kodlu modelin dış yüzeylerinde 760N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	143
Şekil 4.35 B4-C[0/90°] ₄ kodlu modelin dış yüzeylerinde 696N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	143
Şekil 4.36 B4-C[±45°] ₄ kodlu modelin dış yüzeylerinde 475N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	144
Şekil 4.37 B4-C[±45°] ₄ numunenin eğilme test sonra üstten görüntüsü.....	145
Şekil 4.38 B4-C[0°] ₁₂ kodlu modelin dış yüzeylerinde 1020N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	145
Şekil 4.39 B4-C[0/90°] ₆ kodlu modelin dış yüzeylerinde 910N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	145
Şekil 4.40 B4-C[±45°] ₆ kodlu modelin dış yüzeylerinde 745N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	145
Şekil 4.41 B8-C[0°] ₈ kodlu modelin çekirdek elemanında 1360N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.	146
Şekil 4.42 B8-C[0°] ₈ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.....	146
Şekil 4.43 B10-C[0°] ₁₂ kodlu modelin çekirdek elemanında 1970N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.....	147
Şekil 4.44 B10-C[0°] ₁₂ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.	147
Şekil 4.45 B8-C[0/90°] ₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 1192N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.....	148
Şekil 4.46 B8-C[0/90°] ₄ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.....	148
Şekil 4.47 B6-C[0/90°] ₆ kodlu modelin çekirdek elemanında 1190N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.....	148
Şekil 4.48 B6-C[0/90°] ₆ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.	148
Şekil 4.49 B6-C[±45°] ₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 700N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.	149
Şekil 4.50 B6-C[±45°] ₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 700N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.	150
Şekil 4.51 B6-C[±45°] ₄ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.	150
Şekil 4.52 B6-C[±45°] ₆ kodlu modelin çekirdek elemanında 1010N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.....	150
Şekil 4.53 B6-C[±45°] ₆ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.	150
Şekil 4.54 a) B6-C[0°] ₈ , b) B6-C[0°] ₁₂ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.	152
Şekil 4.55 a) B4-C[±45°] ₄ , b) B4-C[±45°] ₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.	152
Şekil 4.56 15J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	153

Şekil 4.57	30J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	153
Şekil 4.58	45J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	154
Şekil 4.59	60J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	154
Şekil 4.60	15J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	155
Şekil 4.61	30J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	156
Şekil 4.62	45J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	156
Şekil 4.63	60J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.....	156
Şekil 4.64	a) B10-C[0°] ₈ , b) B10-C[0°] ₁₂ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri...	157
Şekil 4.65	a) B10-C[0/90°] ₄ , b) B10-C[0/90°] ₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.	157
Şekil 4.66	a) B10-C[±45°] ₄ , b) B10-C[±45°] ₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.	158
Şekil 4.67	[0°] _{2s} dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka.	159
Şekil 4.68	[0/90°] _s dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka. ...	159
Şekil 4.69	[±45°] _s dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka.....	159
Şekil 4.70	15J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.	160
Şekil 4.71	30J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.	160
Şekil 4.72	45J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.	160
Şekil 4.73	60J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.	161
Şekil 4.74	B8-C[0°] ₈ kodlu numunenin 15J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b)kesit.	162
Şekil 4.75	B4-C[0°] ₈ kodlu numunenin 30J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey c)kesit.	162
Şekil 4.76	B6-C[0°] ₈ kodlu numunenin 45J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey.	163
Şekil 4.77	B10-C[0°] ₈ kodlu numunenin 60J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey.	163
Şekil 4.78	[0°] ₈ dizilimli numunelerin 45J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4- C[0°] ₈ b) B6-C[0°] ₈ c) B8-C[0°] ₈ d) B10-C[0°] ₈	165
Şekil 4.79	[0°] ₈ dizilimli numunelerin 60J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4- C[0°] ₈ b) B6-C[0°] ₈ c) B8-C[0°] ₈ d) B10-C[0°] ₈	165
Şekil 4.80	a)15J darbe enerjisinde B8-C[0°] ₁₂ b)30J darbe enerjisinde B10-C[0°] ₁₂ c)45J darbe enerjisinde B6-C[0°] ₁₂ d)60J darbe enerjisinde B4-C[0°] ₁₂ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.	166
Şekil 4.81	a)15J darbe enerjisinde B8-C[0/90°] ₄ b)30J darbe enerjisinde B6-C[0/90°] ₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.	168
Şekil 4.82	a)45J darbe enerjisinde B6-C[0/90°] ₄ b)60J darbe enerjisinde B10-C[0/90°] ₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.	168

Şekil 4.83 $[0/90^\circ]_4$ dizilimli numunelerin 45J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4-C $[0/90^\circ]_4$ b) B6-C $[0/90^\circ]_4$ c) B8-C $[0/90^\circ]_4$ d) B10-C $[0/90^\circ]_4$	169
Şekil 4.84 $[0/90^\circ]_4$ dizilimli numunelerin 60J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4-C $[0/90^\circ]_4$ b) B6-C $[0/90^\circ]_4$ c) B8-C $[0/90^\circ]_4$ d) B10-C $[0/90^\circ]_4$	169
Şekil 4.85 a)15J darbe enerjisinde B6-C $[0/90^\circ]_6$ b)30J darbe enerjisinde B10-C $[0/90^\circ]_6$ c)45J darbe enerjisinde B4-C $[0/90^\circ]_6$ d)60J darbe enerjisinde B8-C $[0/90^\circ]_6$ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.....	170
Şekil 4.86 a)15J darbe enerjisinde B8-C $[\pm 45^\circ]_4$ b)30J darbe enerjisinde B4-C $[\pm 45^\circ]_4$ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.....	171
Şekil 4.87 a)45J darbe enerjisinde B10-C $[\pm 45^\circ]_4$ b)60J darbe enerjisinde B6-C $[\pm 45^\circ]_4$ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.....	172
Şekil 4.88 $[\pm 45^\circ]_4$ dizilimli numunelerin 45J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4-C $[\pm 45^\circ]_4$ b) B6-C $[\pm 45^\circ]_4$ c) B8-C $[\pm 45^\circ]_4$ d) B10-C $[\pm 45^\circ]_4$	173
Şekil 4.89 $[\pm 45^\circ]_4$ dizilimli numunelerin 60J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a)B4-C $[\pm 45^\circ]_4$ b) B6-C $[\pm 45^\circ]_4$ c) B8-C $[\pm 45^\circ]_4$ d) B10-C $[\pm 45^\circ]_4$	173
Şekil 4.90 a)15J darbe enerjisinde B6-C $[\pm 45^\circ]_6$ b)30J darbe enerjisinde B10-C $[\pm 45^\circ]_6$ c)45J darbe enerjisinde B8-C $[\pm 45^\circ]_6$ d)60J darbe enerjisinde B4-C $[\pm 45^\circ]_6$ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.....	174
Şekil 4.91 $[0^\circ]_8$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	177
Şekil 4.92 $[0^\circ]_{12}$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	177
Şekil 4.93 $[0/90^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	177
Şekil 4.94 $[0/90^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	178
Şekil 4.95 $[\pm 45^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	178
Şekil 4.96 $[\pm 45^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.....	178
Şekil 4.97 Basma yükü altında sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.....	179
Şekil 4.98 Sandviç yapılarda basma testi sonucu tabaka sayısı değişimine göre Kuvvet-Çekirdek kalınlığı grafiği.....	180
Şekil 4.99 Basma yükü altında sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-basma gerilmesi değişimi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.....	181
Şekil 4.100 Sandviç yapılarda basma testi sonucu tabaka sayısı değişimine göre basma gerilmesi-Çekirdek kalınlığı grafiği.....	181
Şekil 4.101 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B4-C $[0/90^\circ]_4$, b) B4-C $[\pm 45^\circ]_4$	182
Şekil 4.102 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B4-C $[0/90^\circ]_6$, b) B4-C $[0^\circ]_{12}$	183
Şekil 4.103 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B6-C $[\pm 45^\circ]_4$, b) B6-C $[\pm 45^\circ]_6$	183
Şekil 4.104 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B8-C $[0^\circ]_8$, b) B8-C $[0^\circ]_{12}$	184

Şekil 4.105 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B8-C[±45°]₄, b) B8-C[0/90°]₄..... 184

Şekil 4.106 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B10-C[±45°]₈, b) B10-C[±45°]₁₂ 185



SEMBOLLER VE KISALTMALAR

L	: Uzunluk
σ	: Gerilme
τ	: kayma gerilmesi
d	: Çap
P	: Yük
A	: Alan
E	: Elastisite modülü
G	: Kayma modülü
ρ	: Yoğunluk
ε	: Normal şekil değiştirme
γ	: Kayma açısı
ν	: Poisson oranı
C	: Rijitlik matrisi
U	: Şekil değiştirme enerjisi
V	: Virtüel iş
M_x, M_y, M_{xy}	: Moment Bileşenleri
N_x, N_y, N_{xy}	: Kuvvet Bileşenleri
u, v, w	: Yer değiştirme bileşenleri

ÖZET

Doktora Tezi

KOMPOZİT Balsa Yapıların Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi

Tuğberk ÖNAL

**İnönü Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

206+XVI sayfa

2020

Danışman: Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ

Bu çalışmada, farklı konfigürasyonlarda üretilen bio çekirdekli sandviç kompozit yapıların mekanik özellikleri deneysel ve nümerik olarak araştırılmıştır. Çekirdek elemanda 4, 6, 8 ve 10 mm kalınlıklardaki balsa odunları kullanılmıştır. Sandviç yapının alt ve üst yüzeylerinde $[0^\circ]$, $[0/90^\circ]$ ve $[\pm 45^\circ]$ fiber oryantasyon dilimlerinde, 8 ve 12 tabakalı cam elyaf/epoksi kompozitler kullanılmıştır. Vakum infüzyon yöntemi ile üretilen sandviç yapıların dış yüzey fiber dizilimi değişimi ile birlikte tabaka sayısı ve çekirdek kalınlığı artışının eğilme, darbe ve basma dayanımı üzerine etkileri incelenmiştir. Bu amaçla, sandviç numunelere üç nokta eğilme, düşük hızlı darbe ve kenar basma testleri uygulanmıştır.

ASTM C-393 standardına uygun olarak gerçekleştirilen üç nokta eğilme testi sonucu maksimum hasar yükü, yüzey gerilmesi ve çekirdek kayma gerilmesi değerleri belirlenmiştir. ANSYS paket programında oluşturulan sonlu elemanlar modeli ile deneysel ve nümerik veriler karşılaştırılmıştır. Düşük hızlı darbe deneyinde 15, 30, 45 ve 60 J enerji değerinde testler gerçekleştirilmiştir. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak maksimum temas kuvveti, deplasman ve absorbe edilen enerji değerleri karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Kenar basma testleri ASTM C-364 standartına uygun olarak yapılmıştır. Elde edilen maksimum hasar yükü ve basma gerilmesinin belirlenen sandviç parametrelerine göre değişimleri incelenmiştir. Her üç test sonucunda hasarlı numuneler görüntülenmiş, balsa odunu ve kompozit elemanda oluşan hasar tipleri belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Sandviç kompozit, balsa odunu, cam elyaf kompozit, eğilme testi, düşük hızlı darbe, basma testi.

ABSTRACT

Phd. Thesis

INVESTIGATION OF MECHANICAL PROPERTIES OF COMPOSITE Balsa STRUCTURES Tuğberk ÖNAL

**Inonu University
Graduate School of Nature and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering**

206+XVI sayfa

2020

Supervisor: Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ

In this study, the mechanical properties of the bio-core sandwich composite structures produced in different configurations were investigated experimentally and numerically. Balsa woods of 4, 6, 8 and 10 mm thickness are used in the core element. Glass fiber / epoxy composites with 8 and 12 layers were used in $[0]$, $[0/90^\circ]$ and $[\pm 45^\circ]$ fiber orientation slices on the top and bottom surfaces of the sandwich structure. The effects of the increase in the number of layers and core thickness together with the outer surface fiber orientation change of the sandwich structures produced by vacuum infusion method on the bending, impact and compression strength were investigated. For this purpose, three point bending, low velocity impact and edge compression tests were applied to the sandwich samples.

The maximum damage load, surface stress and core shear stress values were determined as a result of the three point bending test performed in accordance with the ASTM C393 standard. Experimental and numerical data were compared with the finite element model created in the ANSYS program. In the low velocity impact test, tests with energy values of 15, 30, 45 and 60 J were carried out. Depending on the increase in impact energy, the values of maximum contact force, displacement and absorbed energy were examined comparatively. Edge compression tests were carried out in accordance with ASTM C364 standard. Variations of the obtained maximum damage load and compression stress according to the determined sandwich parameters were examined. Damaged samples were imaged in all three tests, Damage types in balsa wood and composite element were determined.

Keywords: Sandwich composite, balsa wood, glass fiber composite, bending test, low velocity impact, compression test.

1. GİRİŞ

Gelişen teknoloji ile beraber konvansiyonel malzemelerin yerine geçebilecek, üstün mekanik ve fiziksel özelliklere sahip, çok fonksiyonlu malzemelere ihtiyaç duyulmaya başlanmıştır. Başta uzay endüstrisi olmak üzere havacılık, denizcilik ve savunma sanayii gibi birçok alanda kullanılan kompozit malzemeler bu ihtiyaca cevap verebilmektedir.

Kompozit malzemeler, birbiri içerisinde çözünmeyen iki veya daha çok sayıdaki malzemenin makro düzeyde bir araya gelerek oluşturdukları yapılardır. Yüksek mukavemet, rijitlik, darbe dayanımı, korozyon direnci ve yorulma dayanımı gibi özellikleri sayesinde ön plana çıkmaktadırlar.

Kompozit malzemelerin uygulama örneklerinden biri de sandviç yapılardır. İnce ve yüksek mukavemetli alt ve üst yüzeyler ile hafif ve düşük mukavemetli çekirdek adı verilen ara parçanın birleştirilmesi ile elde edilirler. Sandviç malzemeler yüksek “dayanım/ağırlık” oranı, hafiflik, enerji sönmeme kabiliyeti ve yüksek eğilme rijitliği gibi özellikleri sayesinde teknolojinin birçok alanında tercih edilmektedir.

Bu çalışmada, bio kaynaklı çekirdek malzemelerin kullanıldığı sandviç yapıların mekanik özellikleri deneysel ve nümerik olarak incelenmiştir. Çekirdek malzeme olarak balsa odunu kullanılmış olup, alt ve üst yüzeylerde cam fiber takviyeli kompozit malzemeler seçilmiştir. Literatürden farklı olarak, çekirdek kalınlığı (4, 6, 8 ve 10 mm), cam fiber tabaka sayısı (8 ve 12) ve oryantasyon açısı $[0^{\circ}]_{2s}$, $[0^{\circ}/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ değişiminin mekanik özellikler üzerindeki etkileri incelenmiştir. Vakum infüzyon yöntemi ile üretimi yapılan sandviç yapılara üç noktalı eğilme, düşük hızlı darbe ve kenar basma deneyleri uygulanmıştır. Nümerik analiz için sonlu elemanlar yöntemi ile analizlerin yapıldığı ANSYS 18.1 paket programı kullanılmıştır.

Son yıllarda sandviç kompozit yapıların mekanik ve dinamik davranışları üzerine birçok çalışma yapılmıştır. Aşağıda literatürde yapılan bazı çalışmalara yer verilmiştir.

1.1 Literatür Özeti

Dai ve Hahn, sandviç kompozit yapılara 3 ve 4 noktalı eğilme testleri uygulamıştır. Çekirdek malzeme olarak balsa odunu ve PVC köpük kullanmıştır. Balsa çekirdekli sandviçlerin eğilme yüklerinden kaynaklanan hasarların çoğunlukla yüksek kayma gerilmesinden meydana geldiği gözlenmiştir [1].

Silva ve Kyriakides, balsa ahşabına basma ve eğilme yükleri uygulanmış ve odunların kesim yönüne bağlı olarak sonuçlar karşılaştırmıştır. Ayrıca yapının enerji absorbe etme kabiliyetleri incelemiştir. Malzemenin teğet ve radyal yönlerde kesildiğinde daha yumuşak ve düşük dayanım gösterdiği gözlenmiştir. Mukavemet/ağırlık oranının sandviç yapılarda kullanılan diğer çekirdek malzemelerle karşılaştırılabilir olduğu belirlemiştir [2].

Tagarielli ve diğ., sandviç kompozit yapılara farklı hızlardaki darbe deneyi uygulamıştır. Çekirdek malzemesi olarak PVC köpük ve balsa odunu kullanmıştır. Çekirdek yapı yoğunluğu ve kalınlığının sonuçlar üzerindeki etkilerini incelemiştir. İki çekirdek malzeme için de benzer görülen hasar tipi ara yüzey ayrılmasıdır. Düşük darbe hızlarında balsa odunu, PVC köpük çekirdekli yapıya göre daha iyi sonuçlar vermiştir [3]. Tagarielli ve diğ., bir önceki çalışmada kullanılan sandviç kompozit malzemelere farklı şekil değiştirme hızlarında tek eksenli basma yükü uygulamıştır. Deneysel çalışma sonucunda şekil değiştirme hızına bağlı olarak maksimum basma dayanımlarını belirlemiştir. Şekil değiştirme hızının 10^{-4} s^{-1} 'den 10^{-3} s^{-1} 'e çıkması sonucunda H250 PVC köpüğün balsa odunu kullanılan yapının maksimum gerilme değerlerinin iki katına çıktığını gözlemlemiştir. Bununla birlikte H100 PVC köpüklü numunelerin diğerlerine göre %30 daha düşük bir artış gösterdiğini saptamıştır [4]. Tagarielli ve diğ., daha önceki çalışmalarında kullanılan yapılara tekil dinamik yükler uygulamış ve sonuçları sonlu elemanlar yöntemi (FEM) kullanarak karşılaştırmıştır. Dinamik yüklemelerin sonucunda meydana gelen hasarları tatmin edici bir doğrulukla tahmin edebilen bir FEM modeli geliştirmiştir. Sandviç yapı tasarımında anahtar parametrelerin çekirdek malzeme sünekliği ve tokluğu olduğunu belirtmiştir [5].

Atas ve Sevim, balsa ve PVC köpük çekirdekli sandviç kompozit yapılara farklı enerji değerlerinde düşük hızlı darbe testleri uygulamıştır. Darbe testleri sonucunda meydana gelen hasarları incelemiştir. Balsa çekirdekli yapılarda meydana gelen baskın hasar tipinin ara yüzey ayrılması olduğunu belirtmiştir. PVC köpük ile karşılaştırıldığında aynı enerji

değerleri için balsa çekirdekli numunelerde daha yüksek temas kuvveti meydana geldiğini gözlemiştir. Ayrıca numunelerin kesit görünümünü çıkartarak çekirdek yapıda meydana gelen hasarları incelemiştir [6].

Chen ve diğ., sandviç kompozit malzemelerin kullanım alanlarında maruz kaldıkları yüklemeleri canlandırmak amacıyla yapıya gaz tabancası ile köpük mermiler ateşlemiştir. Mermilerin hızı 30 ile 60 m/sn arasında değişmektedir. Deneysel çalışmayı dijital kamera ile kayıt altına almış ve numunelerde meydana gelen hasarları incelemiştir. En belirgin hasarların ara yüzey ayrılması yanı sıra çekirdek ezilmesi olduğunu belirtmiştir [7].

Duigou ve diğ., vakum infüzyon yöntemi kullanarak Ketan elyafı PLLA matrisli kompozit malzeme üretmiştir. Üretilen kompozitler dış yüzeylerde kullanarak balsa çekirdekli sandviç malzemeler elde etmiştir. Yapılara üç noktalı eğilme testleri uygulamış ve sonuçları cam fiber kullanılan sandviç yapılarla karşılaştırmıştır. Üretilen bio-sandviçlerin eğilme mukavemetlerinin cam fiber yapılara göre %30 daha düşük olduğunu saptamıştır [8].

Kepler, sandviç kompozit yapılarda balsa odunun maruz kaldığı kayma gerilmesinin tayin edilebilmesi için yeni bir model oluşturmuştur. Bu kapsamda numunelere üç noktalı eğilme ve kayma deneyleri uygulamıştır. Düşük yoğunluklu balsa odununu ortotropik olarak modellemiş ve yapıya ait malzeme özelliklerini hesaplamıştır. Analitik sonuçlarla deneysel verileri karşılaştırmıştır [9].

Fathi ve diğ., oluklu çekirdek yapıların kullanıldığı sandviç yapıların eğilme davranışlarını incelemiştir. Çekirdek malzeme olarak balsa, polivinil klorür, polietilen tereftalat ve poliüretan köpük kullanmıştır. Yapının kayma gerilmeleri ve enerji absorpsiyonunu karşılaştırmıştır. Oluklu kısımların reçine ile doldurulmasının kayma gerilmelerini arttırdığını belirlemiştir [10].

Osei-Antwi ve diğ., balsa odununun yoğunluk ve lif doğrultusu değişiminin kayma gerilmesi üzerindeki etkilerini incelemiştir. Yoğunluk artışının kayma gerilmesini arttırdığını belirtmiştir. Odunun kesim bölgesinin lif yönlenmesini belirlediği ve balsa mekanik özellikleri üzerinde doğrudan etkili olduğunu gözlemiştir [11]. Osei-Antwi ve diğ., çekirdek yapılarda farklı yoğunluklu balsa odunlarının birbirine yapıştırılarak oluşturulduğu sandviç malzemelerin eğilme deneylerini yapmıştır. Hasarın beklenildiği gibi düşük yoğunluklu bölgelerde başladığını gözlemlenmiştir [12]. Shishkina ve diğ., balsa odununun

yoğunluk değişiminin elastik sabitler ve mikroyapısal özellikleri üzerindeki etkilerini incelemiştir. Malzeme özelliklerinin yoğunluk ile doğrudan ilişkili olduğunu belirtmiştir [13]. Borrega ve Gibson, 60 ile 380 kg/m³ arası yoğunluktaki balsa odunlarına eğilme, basma ve burkulma deneyleri uygulamıştır. Daha önceki çalışmalarda belirtildiği gibi balsa odunu yoğunluğunun mekanik özellikler üzerinde doğrudan etkili olduğunu saptamıştır [14].

Fathi ve diğ., dijital görüntü korelasyonu kullanarak sandviç yapıların kayma gerilmelerini incelemiştir. Balsa, PET ve PVC köpük malzemeler sandviç yapıda çekirdek malzeme olarak kullanılmıştır. En yüksek kayma gerilmesini balsa odunu kullanılan yapılarda elde etmiştir. Fakat balsanın hücre yapısından ve lokal yoğunluk farklarından dolayı sonuçlarda büyük farklılıklar oluştuğunu belirtmiştir [15].

Karaduman ve Önal, Sandviç yapıların alt ve üst yüzeylerinde değişen oranlarda jüt kullanmıştır. Çekirdek malzeme olarak balsa, polyester köpük ve polipropilen balpeteği kullanmıştır. Numunelere eğilme, düşük hızlı darbe ve basma deneyleri uygulanmıştır. Sonuçları, çekirdek malzeme kalınlığı ve jüt oranı değişimine göre incelemiştir [16].

Gren ve diğ., Sandviç yapıların kayma gerilmelerini karşılaştırmak için farklı çekirdek malzemeler kullanmıştır. Bunun için balsa, polimer köpük ve aramid balpeteği çekirdekli yapıların eğilme yükü altındaki maksimum kayma gerilmelerini, kırılma ve hasar tiplerini belirlemiştir. En yüksek kayma gerilmesine balsa çekirdekli sandviç kompozit yapılarda elde etmiştir [17]. Wang ve diğ., düşük ve yüksek yoğunluklu balsa, mantar, polipropilen bal peteği ve polistiren köpüğün çekirdek yapıda kullanıldığı sandviç kompozit malzemelere darbe deneyi uygulamıştır. Çekirdek malzemenin darbe dayanımındaki etkilerini incelemiştir. Çalışma sonucunda en iyi sonuçların polistiren köpük ile elde etmiştir [18].

Yaman ve Önal, farklı oryantasyon açılı cam fiber kompozitlerin alt ve üst yüzeylerde kullanıldığı sandviç kompozitlerin dinamik özelliklerini incelemiştir. Çekirdek malzeme de farklı kalınlıklarda balsa odunları kullanmıştır. Çekirdek malzeme kalınlığı, kompozit tabaka sayısı ve fiber oryantasyon açısı değişimine göre doğal frekanslarını ve sönüm oranları üzerindeki etkilerini deneysel ve nümerik olarak incelemiştir. Nümerik analiz için ANSYS paket programı kullanmıştır [19].

Kaboğlu ve diğ., balsa, Tycor ve polyethylene terephthlate kullanılan cam fiber takviyeli sandviç yapıların dört noktalı eğilme davranışlarını incelemiştir. Dijital görüntü

korelasyonu kullanarak hasar tiplerini incelemiştir. En yüksek kayma gerilmesinin balsa çekirdekli yapılarda olduğunu belirlemiştir [20].

Mohammadi ve Nairn, balsa çekirdekli sandviç yapıların ara yüzey ayrılması, ara yüzey yapışma özellikleri ve kayma gerilmelerini incelemiştir. Klasik tek parça balsa ile birden fazla balsa bloğunun yapıştırılmasıyla elde edilen iki yapıyı deneysel olarak incelemiştir [21].

Zaharia ve diğ., alt ve üst yüzeylerde karbon fiber kompozitlerin kullanıldığı sandviç yapılara üç noktalı eğilme, darbe ve yorulma deneyleri uygulamıştır. Balsa çekirdekli yapılara ait hasar tiplerini belirlemiş ve S-N eğrilerini oluşturmuştur. Yapıya ait maksimum normal gerilme ve maksimum kayma gerilemelerini belirlemiştir [22].

Shi ve diğ., dış yüzeylerde cam fiber kompozitlerin kullanıldığı balsa çekirdekli sandviç malzemelerin dört noktalı eğilme ve yorulma deneylerini yapmıştır. Deneysel çalışma sonucunda hasarın kayma gerilmesi ve ara yüzey ayrılmasından meydana geldiğini gözlemiştir. Servis yükünün %60'ı uygulandığı durumda yorulma ömrünün 10^5 çevrime ulaştığını belirlemiştir [23].

Özdemir ve diğ., farklı çekirdek kalınlıklarındaki (15 ve 20 mm) balsa odunlarının kullanıldığı sandviç kompozitlere tekil ve tekrarlı düşük hızlı darbe deneyi uygulamıştır. Çekirdek kalınlığı ve enerji absorpsiyonu arasındaki ilişkiyi incelemiştir. Maksimum çökme değerinin belirlenmesinde kullanılabilecek bir formülasyon geliştirmiştir [24].

Li ve diğ., sandviç kompozit yapılara üç noktalı eğilme ve sürünme testleri uygulamıştır. Öncelikle yapıya ait maksimum eğilme kuvvetini belirlemiştir. Ardından bu kuvvet değerine bağlı olarak %20, %40, %60 ve %80 yük oranlarında sürünme testlerini gerçekleştirmiştir. Sonuçta %40'ın üstündeki değerlerde iki hasar tipinin olduğunu gözlemiştir. Ayrıca %40'ın altındaki sürünme ömrünü belirlemede kullanılabilecek bir yöntem önermiştir [25].

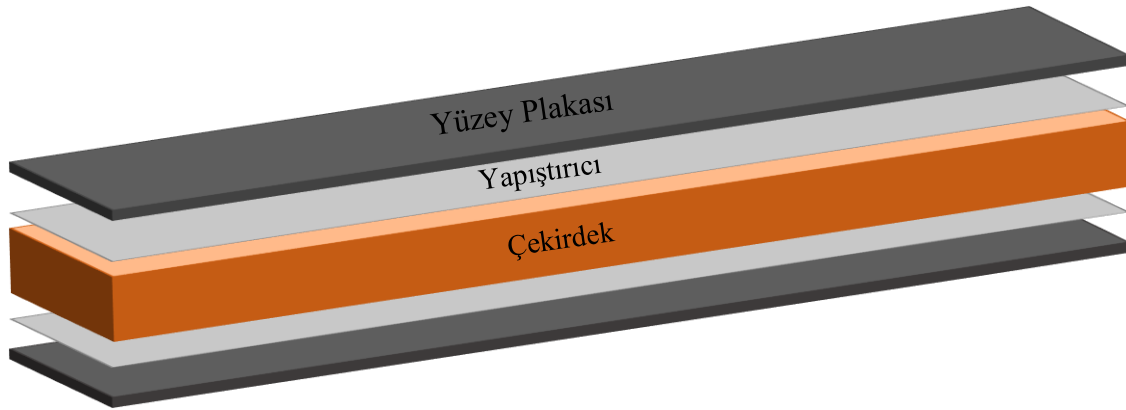
Najafi ve diğ., balsa çekirdekli sandviç yapılarda dış yüzeylerde kullanılan klasik cam fiber kompozitlere alternatif olarak yeni bir konsept uygulamıştır. Kompozit malzemenin takviye elemanı hibrit olarak Alüminyum ve cam fiberleri birlikte kullanmıştır. Hibrit yapı ile klasik yüzey malzemelerini eğilme, burkulma, charpy ve yüksek hızlı darbe deneyleri ile karşılaştırmıştır. Önerilen yüzey malzemesinin daha yüksek mekanik özellikler

sergilediğini belirtmiştir. Hasar modları incelendiğinde baskın hasar tipinin delemantasyon olduğunu gözlemiştir [26].

1.2 Sandviç Malzemeler

Sandviç yapılar, kullanım alanlarına bağlı olarak ihtiyaç duyulan mekanik özellikleri sağlamak amacıyla farklı malzemelerin heterojen olarak bir araya getirilmesi ile elde edilir. Bu yapılar, yüksek “dayanım/ağırlık” oranı, eğilme direnci, darbe dayanımı, ısı yalıtımı ve akustik sönümlenme gibi özellikleri sayesinde başta uzay endüstrisi olmak üzere havacılık, denizcilik, kara taşıtları ve çeşitli mühendislik uygulamalarında sıklıkla kullanılmaktadır [27, 28].

Sandviç malzemeler Şekil 1.1’de görüldüğü gibi üç ana elemandan oluşmaktadır. Orta kısımda, kalın, düşük yoğunluklu ve göreceli olarak düşük mukavemetli çekirdek adı verilen yapı bulunmaktadır. Alt ve üst yüzeylerde yüksek mukavemetli ve ince malzemeler kullanılmaktadır [29]. Ayrıca bu iki yapıyı bir arada tutan adhesive katman mevcuttur [19]. Yapının mekanik özelliklerini, çekirdek ve dış yüzey malzemeleri ve geometrisi belirlemektedir. Düşük ağırlıklarına karşın yüksek dayanım özellikleri sayesinde sandviç yapılar, geleneksel malzemelerin yerine tercih edilmektedir [30].

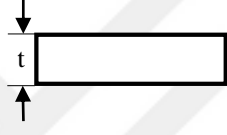

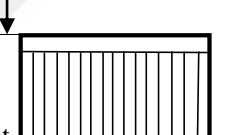


Şekil 1.1 Sandviç malzeme ana elemanları.

Yüksek dayanımın yanı sıra hafifliğin önem arz ettiği mühendislik uygulamalarında sıklıkla fiber takviyeli kompozit malzemeler tercih edilmektedir [31]. Kompozit malzemelerin yeterli eğilme rijitliği sağlayamadığı durumlarda ise kalınlık artışına

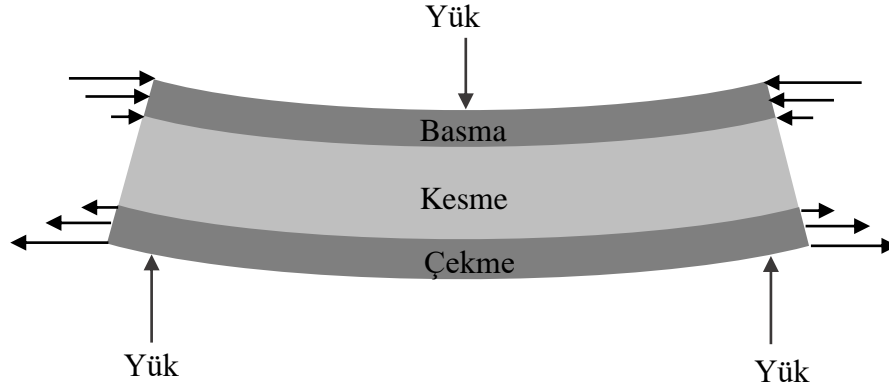
gidilmektedir. Bu durum eğilme rijitliğini istenilen seviyeye getirirken yapı ağırlığını arttırmaktadır. Bu sorunun çözümü için, farklı malzeme kombinasyonları ile yüksek dayanıma karşı düşük ağırlık performansı sağlayan sandviç yapılar tercih edilmektedir [29]. Yapı içerisinde bulunan düşük yoğunluklu çekirdek malzeme, alt ve üst yüzeyler arasındaki mesafeyi muhafaza etmektedir. Bu sayede sandviç yapının kesit alanına ait atalet momenti ve eğilme rijitliğinin yüksek olmasını sağlamaktadır. Çizelge 1.1’de görüldüğü gibi katı malzemelerle kıyaslandığında sandviç yapılar, düşük ağırlıklarına rağmen yüksek rijitlik ve eğilme dayanımı göstermektedirler [32].

Çizelge 1.1 Sandviç yapı verimliliği [30].

	t kalınlıklı katı malzeme	2t kalınlıklı sandviç yapı	4t kalınlıklı sandviç yapı
			
Rijitlik	1.0	7.0	37.0
Eğilme mukavemeti	1.0	3.5	9.2
Ağırlık	1.0	1.03	1.06

Eğilme yükü altında sandviç malzemelerin üst yüzeylerinde bası kuvvetleri, alt yüzeylerinde çeki kuvvetleri meydana gelmektedir. Çekirdek ise kesme gerilmelerine maruz kalırken aynı zamanda yüzeyler arası mesafeyi muhafaza ederek yapı rijitliğini korur [32]. Şekil 1.2’de eğilme durumunda sandviç yapı elemanlarında meydana gelen gerilmeler görülmektedir. Dış yüzeyler, çekirdek ve yapıştırıcı bağlantısı yüklemeye altında uniform bir yapı gibi davranırlar. Böylece sandviç kompozit malzemeler, yüksek burulma ve eğilme dayanımına sahip bir yapı oluştururlar [33].

Sandviç malzemeler, sağladıkları yüksek darbe dayanımı sayesinde uçak, uydular, savunma araçları, gemi ve kara taşıtlarında darbe sönümleyici olarak darbe dayanımının artırılmasında kullanılmaktadırlar [34].



Şekil 1.2 Eğilme durumundaki sandviç kirişlerde oluşan gerilmeler.

Havacılık endüstrisinde öngörülemeyen kazalardan biri yabancı cisimlerin dinamik olarak çarpması sonucu meydana gelmektedir. Çarpma sonucu meydana gelen deformasyonun doğru bir şekilde analiz edilmesi, hasara etki eden parametrelerin anlaşılması açısından önem arz etmektedir [35]. Yapıya ait hasar direncinin artırılması can güvenliğinin sağlanması açısından kilit rol oynamaktadır. Bu sebeple, mühendislik tasarımında öncelikli olarak yapı mukavemetine dikkat edilmektedir. Darbe sırasında açığa çıkan kinetik enerjinin yapı içerisinde sönmülmesi, meydana gelen hasarı en aza indirmektedir [36]. Bununla birlikte, yapı ağırlığının minimumda tutulması amaçlanmaktadır.

Hafifliğin yanı sıra yüksek darbe dayanımına ihtiyaç duyulan mühendislik uygulamalarında sandviç malzemelerin geniş kullanım alanları mevcuttur. Yüzey ve çekirdek malzeme çeşitliliği sayesinde darbe sönmüleyici olarak kullanılan sandviç yapı elemanları tasarlanabilmektedir. Dinamik yüklemelerin etkisi ile sandviç yapıda meydana gelen hasar tiplerinin belirlenmesi tasarım açısından en önemli parametrelerden biridir [32]. Darbe sonucu yapıda gözlenen başlıca hasar tipleri; yüzey hasarları, kabuk ve çekirdek ara yüzey ayrılması ve çekirdek deformasyonlarıdır. Bu hasarlar sandviç malzemelere zarar vererek yapı bütünlüğünü bozmaktadır.

1.2.1 Sandviç yapı elemanları

Sandviç yapılar, kullanım alanları ve çalışma şartları göz önünde bulundurularak tasarlanmaktadır. Bu amaçla, çekirdek ve dış yüzey elemanları ihtiyaca cevap verebilecek şekilde farklı malzeme tipleri ve geometrilerde seçilmektedir. Çekirdek ve dış yüzeyler

birlikte üretilebildiği gibi ara yüzeyde ayrı bir yapıştırıcı eleman kullanılarak yapı bütünlüğü sağlanabilir. Bu durumda adhesive katman ayrı bir eleman olarak değerlendirilir [37].

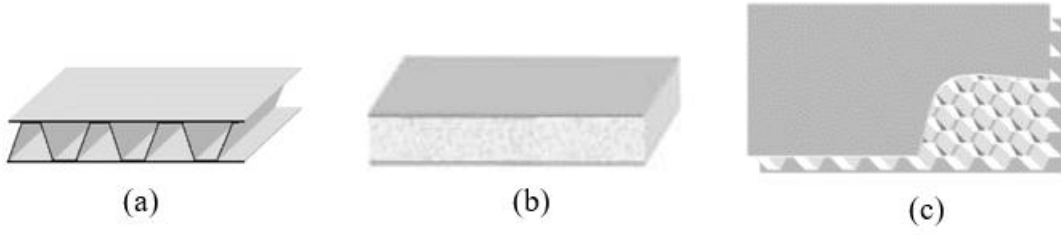
1.2.1.1 Yüzeyler

Sandviç yapıların alt üst yüzeylerini oluşturan bu elemanlar “kabuk” olarak da adlandırılmaktadır. Sert, ince ve yüksek mukavemetli özellikleri sayesinde yapı içerisinde yüksek eğilme dayanımı ve darbe yüklerine karşı dayanıklıdırlar. Kullanım alanlarına bağlı olarak başta fiber takviyeli kompozitler olmak üzere alüminyum, titanyum ve çelik alaşımları tercih edilmektedir.

Mekanik performans, maliyet, kolay şekillendirilebilirlik ve üretim sonrası tamirat kolaylığı gibi hususların önemli olduğu yapılarda metalik malzemeler kullanılmaktadır. Bununla birlikte düşük yoğunluğu, yüksek özgül mukavemeti, ısı direnç ve yüksek korozyon direnci gibi özellikleri sayesinde fiber takviyeli kompozit malzemeler en çok tercih edilen sandviç yapı malzemeleridir [32]. Cam elyaf, karbon elyaf, aramid elyaf, bor elyaf ve silisyum karbür elyaflar kompozit malzeme içerisinde en çok kullanılan takviye elemanlarıdır. Matris malzemesi olarak Epoksi, Polyester, Vinilester ve Fenolik reçineler kullanılmaktadır [38]. Yüzey malzemesi olarak kullanılan kompozit malzemeler bir sonraki bölümde detaylı olarak açıklanacaktır.

1.2.1.2 Çekirdek

Alt ve üst yüzeylerin arasında bulunan, düşük mukavemetli ve hafif malzemelerdir. Yapı içerisindeki temel görevleri yük altında alt ve üst yüzeyler arasındaki mesafeyi koruyarak sandviç panel rijitliğini muhafaza etmektir. Dikdörtgen kesitli kirişlerde eğilme direnci çekirdek kalınlığının küpü ile orantılıdır. Yani çekirdek kalınlığı artışı eğilme direncini arttırmaktadır. Bununla birlikte eğilme yükü altında sandviç yapının çekirdek bölgesinde maksimum kesme kuvveti meydana gelmektedir [39].



Şekil 1.3 a) Oluklu formda b) Katı formda c) Hücresel formdaki çekirdek yapıları [30].

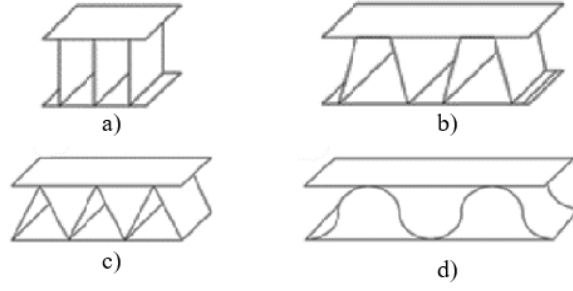
Kullanım alanlarına bağlı olarak çekirdek yapılar, farklı yoğunluk ve geometriye sahip olarak farklı malzeme türleri seçilerek kullanılabilirler. Şekil 1.3’de belirtildiği gibi çekirdek yapılar üç ana grupta sınıflandırılmaktadır [37].

- a. Oluklu formdaki çekirdekler: Kiriş, oluklu levhalar.
- b. Katı formdaki çekirdekler: Köpükler, balsa odunu ve diğer ağaç çeşitleri.
- c. Hücre formundaki çekirdekler: Bal peteği, ağ çekirdek.

a) Oluklu Çekirdek Yapılar

Aynı geometriye sahip olukların sürekli tekrar ederek oluşturulduğu çekirdek yapılarıdır [40]. Her birim hücrenin mekanik performansı, bütün yapının mekanik davranışlarını temsil etmektedir. Düşük ağırlık, imalat kolaylığı, düşük maliyet ve üstün mekanik özellikler sayesinde uzay ve havacılık endüstrilerinde sıklıkla tercih edilmektedir [32]. Yüksek darbe dayanımı ve enerji sönümlene kabiliyeti ile birlikte yalıtım, yük taşıma kapasitesi ve ısı aktarım gibi özellikleri sayesinde balpeteği ve köpük çekirdekli yapılar ile kıyaslanabilen mekanik özellikler gösterebilmektedir.

Kâğıt, metal ve kompozit malzemeler kullanılarak Şekil 1.4’de görüldüğü gibi, kare, trapezoid, üçgen ve yuvarlak geometride üretilebilmektedir. Yapıdaki oluklanma yönü eğilme dayanımı ve kayma mukavemeti gibi sandviç malzeme çekirdeğinde aranan birçok mekanik özelliği doğrudan etkilemektedir [32]. En çok kullanılan oluk tipi trapezoid geometrili çekirdeklerdir. Sandviç yapı içerisinde yüksek darbe dayanımının yanı sıra kontrollü deformasyona imkân sağlamaktadır.

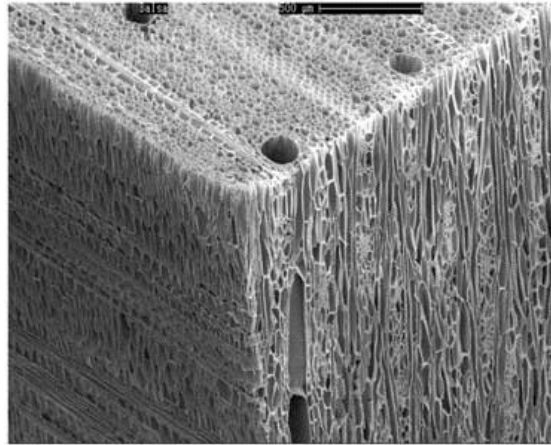


Şekil 1.4 Oluklu Çekirdek yapıları a) Kare b) Trapezoid c) Üçgen d) Yuvarlak [32].

b) Katı Çekirdekli Yapılar

Yapı içerisinde sentetik malzemelerden üretilen vinilester ve poliüretan köpük, metal ve metal alaşımlarının kullanıldığı metalik köpükler ve bio kaynaklı malzemelerden olan balsa odunu en sık kullanılan katı formlu çekirdek malzemeleridir. Kullanım alanlarına ve sandviç kirişlerden beklenen mekanik performansa bağlı olarak farklı malzeme tipleri yapı içerisinde tercih edilmektedir.

Sentetik köpük malzemeleri düşük yoğunluklu, kolay ulaşılabilir, ucuz ve yüksek ısı yalıtımı sayesinde havacılık, kara taşıtları ve denizcilik endüstrisinde sıklıkla tercih edilmektedir [41].



Şekil 1.5 Balsa odununun mikroskopik görüntüsü [10].

Bio kaynaklı malzemelerden olan balsa odunu, Orta ve Güney Amerika yağmur ormanlarında yetişmektedir. Düşük yoğunluğuna karşın nispeten yüksek mekanik özellikleri sayesinde rüzgâr türbinleri ve gemi gibi farklı kullanım alanları mevcuttur. Ağacın hafif olmasının ana sebebi Şekil 1.5’de görüldüğü gibi, kapalı bir hücre yapısına ve tranelere sahip

olup doku liflerinden oluşmasından dolayıdır [14]. Yoğunluk ve kesim yönü, yapının mekanik özellikleri üzerinde etkili parametrelerdir [15]. Balsa odunu sentetik köpük yapılar ile kıyaslandığında Çizelge 1.2’de görüldüğü gibi daha yüksek mekanik özellikler göstermektedir [6].

Çizelge 1.2 Bazı çekirdek malzemelerin mekanik özellikleri [10, 16].

	Balsa	PET köpük	PVC köpük	PP Balpeteği
Yoğunluk (kg/m ³)	94	60	105	80
Çekme Muk. (MPa)	6,25	1,3	2,3	-
Çekme Mod. (MPa)	1912	45	110	-
Basma Muk. (MPa)	5,14	0,9	1,4	1,6
Basma Mod. (MPa)	1628	69	90	70
Kayma Muk. (MPa)	1,8	0,85	0,9	0,5
Kayma Mod. (MPa)	106	22	21	12

Diğer bir çekirdek malzemesi olan metalik köpükler, %75-90 oranında hava içeren metal ve metal alaşımlarından elde edilen yapılardır. Düşük ağırlıklarına karşın yüksek eğilme mukavemeti, termal performans, titreşim ve darbe sönümlenme özellikleri sayesinde Savunma sanayii ve kara taşıtlarında tercih edilmektedir [42].

c) Hücre Çekirdekli Yapılar

Altıgen geometrilili birim hücrelerin bir araya gelerek oluşturulduğu balpeteği yapılar, çeşitli mühendislik uygulamalarında sandviç kırıç çekirdeği olarak kullanılmaktadır. Genel olarak Polipropilen (PP) ve Alüminyum kullanılarak üretimi gerçekleştirilen balpeteği yapıların mekanik özellikleri malzeme tipine, hücre boyutuna ve hücre duvarı kalınlığına göre değişmektedir. Yüksek mukavemete nazaran hafifliğin önemli olduğu mühendislik tasarımlarında genellikle PP balpeteği yapılara yer verilmektedir. Bununla birlikte sertlik, yüksek darbe dayanımı, yüksek kayma ve eğilme rijitliğini gibi mekanik performansın önem teşkil ettiği sandviç yapılarda başta alüminyum olmak üzere metal esaslı balpeteği malzemeler kullanılmaktadır [32]. Üretim güçlüğü ve yüksek maliyete rağmen hafif olmaları sebebiyle uzay, havacılık ve kara taşıtlarında tercih edilmektedir [43].

1.2.1.3 Yapıştırıcılar

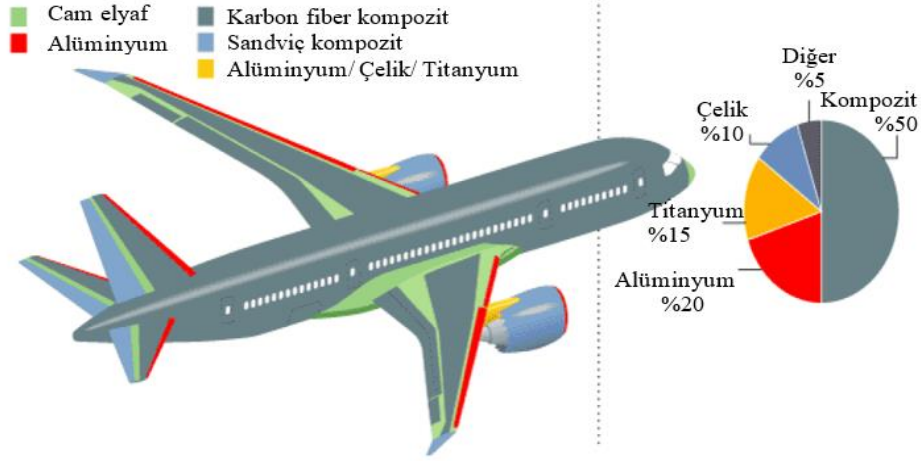
Sandviç malzeme üretiminde çekirdek ile alt ve üst yüzeylerin bir araya getirilmesinde en sık kullanılan yöntem, basınç altında temas yüzeylerinden yapıştırılarak birleştirme işlemidir. Lehim, kaynak, cıvata ve perçin gibi birleştirme yöntemlerine göre tasarım ve imalat kolaylığı, üniform bir yük dağılımı, sızdırmazlık, korozyon direnci, yorulma dayanımı, ısı ve ses yalıtımı avantajlarından dolayı yapıştırıcılar kullanılmaktadır [44]. Yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmiş malzemelerde yapı dayanımı; yapışma yüzey alanına, yapışma yüzeyi ön hazırlığına, birleştirilecek parça boyutuna, çalışma şartları ve maruz kaldığı yüklemeye koşullarına bağlı olarak değişmektedir [30].

Başta epoksi olmak üzere, anaerobikler, syanoakrilikler, poliüretan ve toklaştırılmış yapıştırıcılar teknolojik uygulamalarda kullanılmaktadır. Çekirdek ve dış yüzeylerde metalik malzemelerin kullanıldığı sandviç kirişlerde kaynaklı birleştirme uygulamaları mevcuttur. Fakat yüksek maliyet ve üretim güçlüğü sebebiyle tercih edilmemektedir [45].

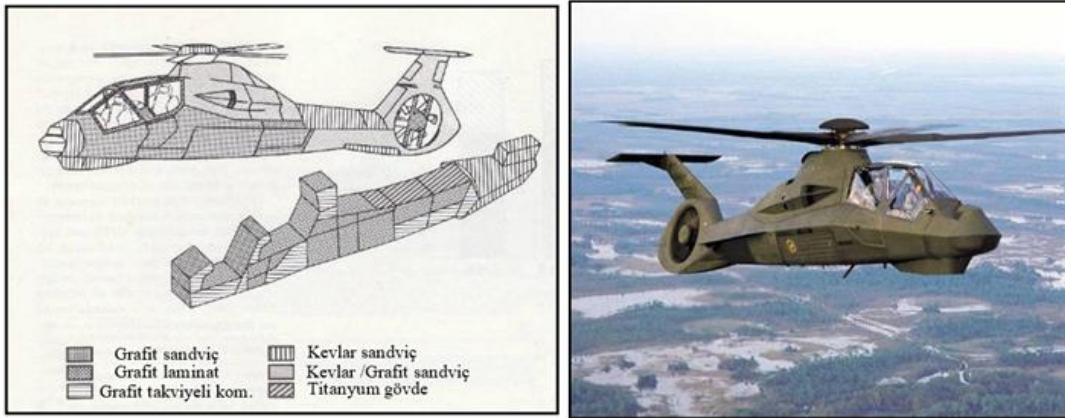
1.2.2 Sandviç malzemelerin kullanım alanları

Mühendislik uygulamalarında yakıt tasarrufu, maliyet düşüşü ve araç performansını etkileyen ana parametrelerden biri yapı ağırlığıdır. Bununla beraber havacılık, uzay endüstrisi, savunma ve otomotiv sanayi gibi yüksek yapı mukavemetinin ön planda olduğu teknoloji alanlarında sandviç malzemeler, düşük ağırlıklarına karşın yüksek dayanım değerleri sayesinde sıklıkla tercih edilmektedir.

Boing 777 ticari amaçlı kullanılan yolcu uçağının silindirik gövde yüzeyi, zeminler, yan paneller, tavan bölmeleri ve dikey kumanda yüzeylerinde Nomex aramid takviyeli balpeteği sandviç paneller kullanılmıştır. Boing 787 Dreamliner modelinin yaklaşık %50'lik kısmını karbon fiber takviyeli kompozitler ve sandviç yapılar oluşturmaktadır (Şekil 1.6). Kuyruk ve motor dış yüzeylerinde karbon fiber takviyeli balpeteği yapılar bulunmaktadır. Başta kompozitler ve sandviç malzemeler gibi gelişmiş malzemelerin kullanımı, üretim maliyetini ve uçak ağırlığını düşürmenin anahtarıdır. Boing 787 Dreamliner uçağı Boing 777'e kıyasla %20 oranında daha yüksek yakıt verimliliğine sahiptir [46]. RAH-66 Comanche tipi askeri helikopterde Şekil 1.7'de görüldüğü gibi grafit ve kevlar takviyeli kompozit malzemeler ve balpeteği çekirdekli sandviç yapılar kullanılmıştır [47].



Şekil 1.6 Boing 787 yolcu uçağının malzeme kombinasyonu [46].

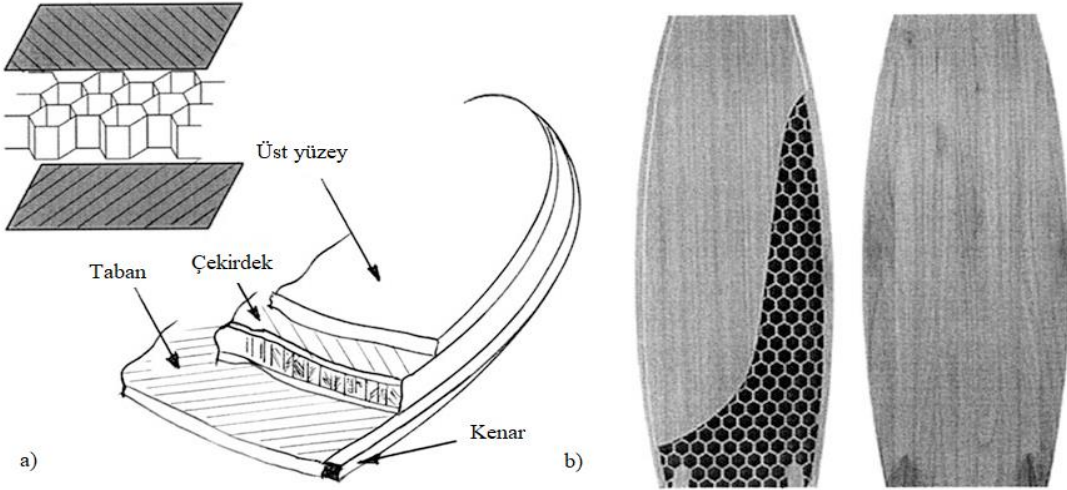


Şekil 1.7 RAH-66 Comanche askeri helikopterin malzeme kombinasyonu [47].

Sandviç paneller düşük yoğunluk, yüksek eğilme ve kayma rijitliği, darbe ve titreşim sönümlenme kabiliyeti, farklı malzeme kombinasyonları ile ucuz yapı eldesi, ısı ve ses yalıtım özellikleri sayesinde geleneksel endüstriyel malzemelerin yerini almaya başlamıştır.

Hafiflik ve yüksek mukavemetin yanı sıra esnekliğe ihtiyaç duyulan snowboard gibi kayak malzemelerinde de sandviç yapılar tercih edilmektedir. Snowboard ekipmanlarının orta kısımlarında kavak, dişbudak ve kayın gibi sert ahşaplar, poliüretan köpükler ve alüminyum balpeteği yapılar seçilmektedir (Şekil 1.8). Dış kısımlarında ise cam, karbon ve kevlar takviyeli kompozit malzemeler ile birlikte yapı bütünlüğünü sağlamak amacıyla kenar

kısımlarına çelik ve titanyum alaşımları eklenmektedir. Ayrıca darbe yüklerini sönmölemek amacıyla çekirdek yapıya kauçuk malzemeler eklenmektedir [48].



Şekil 1.8 Snowboard sandviç yapısı a) Yapı bileşenleri b) Alüminyum balpeteği çekirdekli yapı uygulaması [48].

Sandviç yapıların diğör bir kullanım alanı rüzgâr türbini kanat uygulamalarıdır. Kanat dış yüzeylerinde ve perde ara kesitinde köpük, ahşap ve balpeteği çekirdekli kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Bu sayede düşük ağırlık artışlarına karşın yüksek eğilme dayanımı ve yapı rijitliği elde edilmektedir [49]. Şekil 1.9’da 2012 yılında Siemens firması tarafından Almanya’da üretilen kanat açıklı 75 m olan rüzgâr türbininde kompozit ve sandviç malzemeler kullanılmıştır [48].



Şekil 1.9 75m kanat uzunluğuna sahip rüzgâr türbini [48].

2. KAYNAK ÖZETLERİ

2.1 Kompozit Malzemeler

2.1.1 Kompozit malzemelerin tanımı

Yeni malzemelerin bulunması ve geliştirilmesi, günümüz teknolojisine ulaşmada en önemli adımlardan biri olmuştur. Bunlardan biri de 20. Yüzyılın başlarında üretilmeye başlanan modern kompozit yapılardır. İki veya daha fazla sayıdaki malzemenin makroskopik düzeyde bir araya getirilmesi ile elde edilen heterojen yapılardır. Kompozit malzeme üretimindeki temel amaç, monolitik metaller ve türevi alaşımlardan elde edilemeyen özelliklerin, farklı malzeme kombinasyonlarının bir araya getirilmesi ile yeni, üstün mekanik ve fiziksel özelliklere sahip bir malzeme elde edilmesidir.

Günümüzde hala kullanılmakta olan kil ve saman karışımından elde edilen kerpiç yapılar tarihteki ilk kompozit uygulamalarıdır. Ayrıca Mısırda M.Ö. 1500'lü yıllarda kullanılan çamur yapılara takviye edilmiş bambu çubuklar, gemilerde kullanılmış tabakalı ahşaplar ve tabakalandırılmış metallerin kullanıldığı dövme kılıçlar diğer kompozit örnekleridir [39].

İkinci Dünya savaşı sırasında başta havacılık ve askeri alanlarda kullanılan geleneksel malzemelere göre daha yüksek dayanım/ağırlık oranına sahip malzemelere ihtiyaç duyulmaya başlanmıştır. 1930'lu yıllara gelindiğinde cam fiberlerin keşfedilmesi ve polimer teknolojisi üzerindeki gelişmeler modern kompozit malzemelerin ortaya çıkmasını sağlamıştır. Bunların başında cam fiber takviyeli polimer (GFRP) kompozitler gelmektedir. Başta uçak ve helikopter parçaları olmak üzere Şekil 2.1'de görüldüğü gibi tekne gövdeleri, araç kasaları ve radar antenlerinde kullanımları farklı uygulama örneklerindedir [50].

Fiberler konusunda yapılan çalışmalar sonucunda 1970'li yıllarda boron, karbon ve aramid gibi malzemeler takviye elemanı olarak kullanılmaya başlanmıştır. Bu sayede cam fibere alternatif olarak yeni nesil kompozit uygulamalarının önü açılmıştır. Yüksek sıcaklık ve düşük genleşme kabiliyetleri sayesinde metal ve seramik esaslı malzemeler yapı

içerisinde matris malzemesi olarak seçilerek Uzay endüstrisinde geniş bir kullanım alanı bulmuştur [39].



Şekil 2.1 a) Cam fiber gövdeli kayak [51] b) Cam fiber takviyeli Chevrolet Corvette araç kasası [50].

Kompozit malzemeler birbiri içerisinde çözünmeyen iki elemandan oluşmaktadır. Bunlar takviye elemanı ve matris fazıdır. Takviye elemanları geometrisine bağlı olarak elyaf, parçacık, tabakalı ve hibrit olarak cam, aramid, grafit, boron ve karbon gibi malzemelerden imal edilirler. Diğer bir eleman matristir. Kullanım alanına bağlı olarak genellikle polimer, seramik ve metal malzemeler tercih edilmektedir. Matris malzemeler de takviye elemanına göre daha düşük mekanik özellikler görülmektedir. Bununla birlikte genel olarak sürekli bir yapıya sahiptir. Takviye elemanını bir arada tutmanın yanı sıra uygulanan yükün takviye elemanına aktarılmasını sağlamaktadır. Kırılgan ve gevrek bir yapıya sahip olan takviye elemanını dış ortam ve çevresel etmenlere karşı muhafaza etmektedir [38].

2.1.2 Matris

Kompozit malzemelerin ana elemanlarında biri olan matris, takviye elemanına bağlı olarak farklı görevler üstlenir. Partikül takviyeli kompozitlerde matris fazı, parçacıkları bir arada tutarak yapı bütünlüğünü sağlar. Elyaf takviyeli kompozitlerde ise, fiberlerin uygun dizilimde bir arada durmasını sağlayarak, yapıya uygulanan yükü homojen bir şekilde liflere iletir. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde yük fiberler tarafından taşınmaktadır. Yükün çok küçük bir kısmı matris faz üzerindedir. Bununla birlikte yapı rijitliğini sağlayan matris, genel olarak homojen ve sünek bir yapıya sahiptir. Ayrıca kullanılan fiberlerden daha düşük elastisite modülü değerine sahiptir [38, 50, 52].

Matris fazın ikinci görevi, takviye elemanlarını mekanik aşınma, çevresel etmenler ve kimyasal reaksiyonlardan korumaktır. Bu etkiler matris sayesinde kompozit yapıda yüzey kusurları olarak görülür. Diğer bir görevi ise, fiberlerde iyi bir ıslanma meydana getirerek

lifler arasındaki mesafeyi muhafaza etmektir. Bu sayede fiberlerde meydana gelen çatlakların diğer fiberlere aktarılmasını engelleyerek kırılmasının ilerlemesini durdurur. Malzeme yük altındayken küçük çatlaklar sonucunda büyük kırılmaların önüne geçilmiş olur. Gevrek olan elyafların oluşturduğu yapıya süneklik ve plastiklik özellikleri katarak kritik gerilme değerine ulaşana kadar kompozit bütünlüğünü korumaya devam eder [50, 52, 53].

Matris elamanlarında kullanım yeri ve ortam şartları göz önünde bulundurularak malzeme seçimi yapılmaktadır. Matris malzemesine göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması aşağıdaki gibi yapılmaktadır.

1. Polimer matris kompozitler (PMK)
2. Metal matris kompozitler (MMK)
3. Seramik matris kompozitler (SMK)
4. Karbon-Karbon kompozitler (KKK)

2.1.2.1 Polimer matris kompozitler (PMK)

Monomer adı verilen küçük moleküllerin bir araya gelmesiyle elde edilen zincirlerin oluşturduğu sentetik malzemelerdir. Amorf bir yapıya sahiptir. Düşük maliyeti ve kolay işlenebilir olmasından dolayı kompozitlerin %90'ında matris malzemesi olarak kullanılmaktadır. Karmaşık geometrilerde bile kolay üretim imkânı, yüksek dayanım/ağırlık oranı, yüksek korozyon direnci, düşük elektriksel ve ısıl iletkenlik gibi özellikleri sayesinde başta sağlık sektörü olmak üzere otomotiv endüstrisi, deniz taşıtları, yapı ve inşaat sektörü gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Bununla birlikte düşük elastik modül, düşük çalışma sıcaklığı ve yük altında viko-elastik özellik göstermesinden dolayı kullanımında sınırlamalar getirilmiştir [38, 54, 55].

Kompozit malzemelerde matris elemanı olarak üç tip polimer kullanılmaktadır.

1. Termoplastikler

Doğrusal bir zincir yapısına sahip olan termoplastikler, matris malzemesi olarak en az kullanılan polimer çeşididir. Üretimi sırasında reaksiyona girmediği için “reaktif olmayan katılar” olarak daadlandırılır. En önemli özelliği, yüksek sıcaklıklarda yumuşar veya erir, soğutulduğunda ise eski halini geri alır. Yüksek sıcaklıklarda kolay şekillendirilebilir. Molekül yapılarında çapraz bağlar bulunmadığından bu tip polimerlerin erime özelliği

vardır. Bu sayede geri dönüşümü mevcuttur. Bağ yapılar zayıf Van der Waals şeklindedir. Rijit yapılı değildir. Yarı kristal veya amorf yapıda bulunurlar [38, 50, 56].

Termoplastiklerin mekanik ve fiziksel özellikleri incelendiğinde çok düşük çekme mukavemeti ve sertliği sahip olduğu görülmektedir. Bununla birlikte kuvvet altında oda sıcaklığında malzemede sünme ve şekil değişimleri meydana gelmektedir. Çok yüksek termal uzama görülmektedir. Düşük erime sıcaklıklarına rağmen ısı ve elektriksel olarak yalıtıcıdır. Bu özellikleri ile termoplastikler, polimer endüstrisinde üretimin %70'lik kısmı ile en çok kullanılan polimer çeşididir [38]. Çeşitli mühendislik uygulamalarında matris malzemesi olarak kullanılan termoplastikler; poliamid 6, poliamid 66, polikarbonat, polistiren, polietilen, polieterimid, polipropilen, polifenilensülfür, polisülfon ve polietereterketon olarak sıralanmaktadır [50].

2. Termosetler

Polimer matrisli kompozitlerde en çok kullanılan matris malzemesidir. Termosetler iki kademeli polimerizasyon ile elde edilmektedir. İlk olarak Monomer moleküllerinin bir araya gelerek oluşturduğu lineer zincir ile başlar. Devamında reaksiyona girmeyen moleküllerin sıcaklık ve basınç altında üç boyutlu bir molekül zinciri oluşturması ile son halini alır [38, 57].

Molekül yapısında çapraz bağlar bulunmaktadır. Bundan dolayı Termoplastiklerin aksine ısı ve basınç yolu ile sadece bir defa şekillendirilebilir ve tekrar eritilerek şekil verilip kullanılamaz. Molekül zincirlerinde güçlü kovalent bağlar bulunmaktadır. Uzun ömürlü, rijit ve ısıya dayanıklıdır. Molekül büyüklüğü, çapraz bağ yapısı ve yoğunluğu polimerin mekanik ve fiziksel özelliklerini belirleyen en önemli etmenlerdir. Çapraz bağ sayısının artırılması elastik modül ve yapı sertliğini yükseltmektedir [52, 58, 59].

Termoplastikler ile karşılaştırıldığında yüksek mekanik dayanım, düşük üretim sıcaklığı ve yüksek fiber ıslatma performansı göstermesine rağmen raf ömründeki sınırlamalar, yüksek sıcaklıklarda sınırlı çalışma, kırılabilirlik ve uzun üretim prosesleri başlıca dezavantajları arasındadır. Çizelge 2.1'de bazı termoplastik ve termoset malzemelerin karşılaştırılması verilmiştir. Epoksi reçine, polyester, fenolik reçine, vinilester, poliüretan ve amino reçineler polimer matrisli kompozitlerde kullanılan matris malzeme örnekleridir [50].

Epoksi Reçine

Düşük molekül ağırlıklı ve epoksi grupları içeren epoksi reçine, en çok tercih edilen matris malzemesidir. Aromatik aminler ve fenol ile oluşturduğu kürlenme reaksiyonu sonucu kullanılır. Genel kürlenme sıcaklık aralığı 50-150°C dir ve kürlenme işlemi sonucunda yan ürün ortaya çıkmaz. Kullanılan sertleştirici ve karışım oranına bağlı olarak mekanik özellikleri değişmektedir. Yüksek mukavemet, fiberleri iyi ıslatma, yapışma, kürlenme sonrası düşük büzülme, kimyasal etkilere karşı yüksek dayanım, üretim esnasında düşük akma hızları ve düşük uçuculuk öne çıkan üstün özellikleridir. Bununla birlikte dezavantajları olarak diğer polimerler ile karşılaştırıldığında yüksek maliyet, yüksek sıcaklık sınırlamaları ve kırılma sayılmaktadır [39, 50, 52].

Polyester Reçineler

Matris malzemesi olarak kullanılan diğer bir polimer çeşiti, doymamış reçine olarak da adlandırılan polyesterdir. Normal basınç ve farklı sıcaklık değerlerinde sertleşebilmektedir. Kolay şekillendirilebilmesi, çevresel etmenlere karşı direnç ve fiberleri iyi ıslatabilmesinden dolayı kompozit yapı içerisinde başta denizcilik sektörü olmak üzere geniş bir kullanım alanı mevcuttur [50, 60]. Bununla birlikte, kürlenme esnasında meydana gelen büzülme sebebiyle düzgün yüzeyler elde edilememekte ve yapı içerisindeki fiberlerde basma gerilmeleri meydana getirmektedir [52].

Fenolik Reçineler

Fenol ve formaldehit'in polimerizasyonu sonucunda meydana gelen bir termoset çeşitidir. Gevrek olmasına rağmen yüksek sıcaklara dayanımı diğer polimerlere göre çok iyidir. Kimyasallara karşı direnç, yük altında boyutsal kararlılık, yüksek alev dayanımı ve iyi izolasyon özellikleri sayesinde fren ve debriyaj balatalarında, ahşap kaplamada ve izolasyon malzemesi olarak kullanılmaktadır. Yüksek viskozite değerlerinden dolayı, yüksek basınç değerlerinde üretimi gerçekleştirilerek yapı içerisindeki gözenek oluşumu engellenmektedir [38, 52, 61].

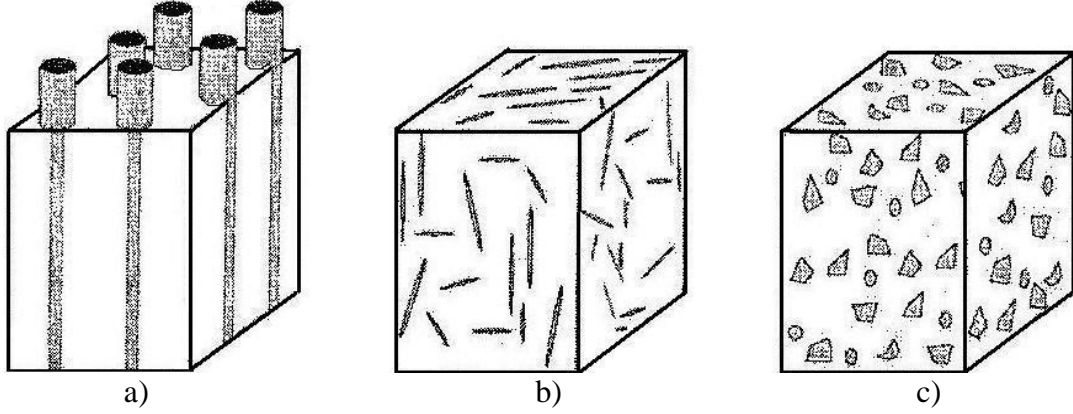
Çizelge 2.1 Bazı termoplastik ve termoset polimerlerin mekanik ve fiziksel özellikleri [38].

	Yoğunluk (gr/cm³)	Elastisite modülü (MPa)	Çekme dayanımı (MPa)	Kopma Uzaması (%)
Polietilen	0,95	1000	30	10-1200
Politetratken	0,92	22	14-34	100-650
Polipropilen	0,90	1400	35	10-500
Epoksi	1,11	7000	70	3-6
Polyester	1,04-1,46	3400	41-90	42
Fenolik	1,24-1,32	4800	34-62	1,5-2,0

2.1.2.2 Metal matris kompozitler (MMK)

Başta yüksek sıcaklık uygulamaları olmak üzere belirli mekanik ve fiziksel özellikleri elde etmek amacıyla metal ve alaşımlarının matris malzemesi olarak kullanıldığı kompozit yapılardır. Çalışma sıcaklıkları genel olarak 200-800°C aralığında değişmektedir [50].

Takviye elemanlarına göre Şekil 2.2’de görüldüğü gibi sürekli, süreksiz ve partikül takviyeli metal matrisli kompozitler kullanılmaktadır. Nispeten düşük erime sıcaklıkları sayesinde fiberlere zarar vermemesi ve düşük yoğunluklarından dolayı alüminyum, titanyum, magnezyum, demir, bakır ve alaşımları en çok tercih edilen matris malzemeleridir. Sürekli fiber takviyeli kompozitlerde karbon, bor, grafit, silisyum karbür (SiC) ve alümina (Al₂O₃) en çok kullanılan takviye elemanlarıdır. Partikül takviyeli ve süreksiz fiber takviyeli yapılarda ise silisyum karbür (SiC), bor karbür (B₄C), titanyum karbür (TiC) ve alümina (Al₂O₃) en çok kullanılan takviye malzemeleridir [62, 63].



Şekil 2.2 a) Sürekli fiber, b) süreksiz fiber ve c) partikül takviyeli MMK [64].

Sürekli fiber takviyeli kompozitlerde yapının mekanik özelliklerini belirleyen en önemli parametrelerden biri fiber dayanımıdır. Fiber ve matris arasındaki reaksiyon, fiberde meydana gelen korozyon ve üretim esnasında fiberlerde meydana gelen deformasyon sürekli fiberlerin kullanıldığı metal matrisli kompozitlerin üretim seçeneklerini sınırlamaktadır. Bu durum da üretim maliyetini arttırmaktadır. Genel olarak sürekli fiber takviyeli metal matrisli kompozitlerin üretiminde sıvı infiltrasyon, toz metalürjisi ve buhar biriktirme yöntemleri tercih edilmektedir. Sürekli ve partikül takviye kompozitlerde, sürekli fiberlerde karşılaşılan sınırlandırmalar gözlenmemektedir. Üretim maliyetleri ucuz ve kolaydır. Sıvı infiltrasyon, karıştırma döküm, toz metalürjisi ve yerinde reaksiyon yöntemleri en çok kullanılan üretim yöntemleri arasındadır [62, 63].

Yüksek elastik modül, yüksek mekanik performans, yüksek sıcaklıklarda çalışabilme, yüksek süneklik ve tokluk, tekrar üretilebilirlik, yüksek özgül modül, sıcaklık değişimlerine karşı boyutsal kararlılık, yüksek ısı ve elektriksel iletkenlik metal matrisli kompozitlerin öne çıkan özelliklerindedir. Bu sayede uzay ve havacılık endüstrileri, askeri alanlar ve ulaşım sektöründe geniş kullanım alanları mevcuttur [65].

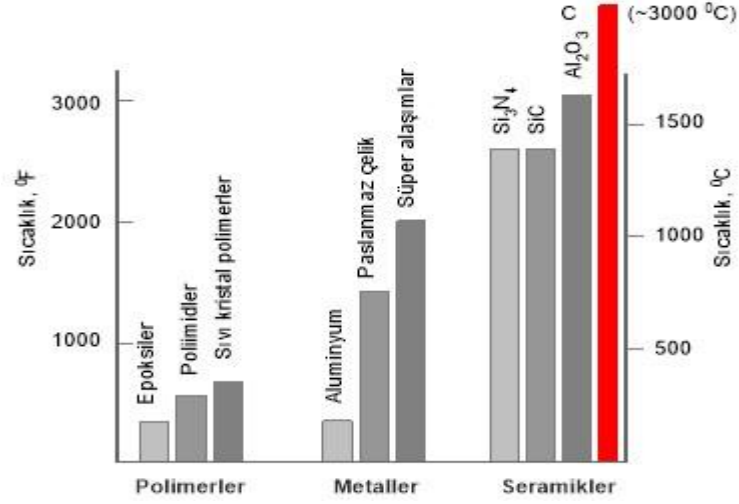


Şekil 2.3 Metal matris kompozitlerin kullanıldığı güç iletim kabloları [66].

2.1.2.3 Seramik matris kompozitler (SMK)

Seramik matrisli kompozitler, polimer ve metal matrisli yapıların yetersiz kaldığı yüksek sıcaklık uygulamalarında tercih edilmektedir. Yüksek çalışma sıcaklığının yanı sıra yüksek aşınma direnci, sertlik, düşük yoğunluk, kimyasal kararlılık ve yüksek korozyon direnci gibi özellikler sergilemektedir [39, 67].

Seramik malzemeler yüksek basma dayanımına rağmen, çekme dayanımı düşük, darbeli yüklemelerde başarısız ve gevrek bir yapı sergiler. Bu dezavantajlarını en aza indirmek için karbon ve silisyum karbür gibi malzemelerin fiberde kullanılmasıyla yapının kırılma tokluğu değeri artırılabilir [39]. Şekil 2.4’de en çok kullanılan matris malzemelerinin sıcaklık dayanımları verilmiştir.



Şekil 2.4 Tipik polimer, metal ve seramik matrislerin sıcaklık dayanımları [50].

2.1.2.4 Karbon-karbon kompozitler (KKK)

Hem matris hem de takviye elemanında karbonun kullanıldığı çok yüksek sıcaklıklarda mekanik ve boyutsal kararlılık gösteren kompozitlerdir. 3315°C sıcaklıktaki ortamlarda dahi kullanılabilen bu kompozitler; yüksek çatlama dayanıklılığı, düşük yoğunluk, yüksek çekme ve basma mukavemeti, yüksek yorulma ömrü, termal şok direnci, düşük termal genişleme ve boyutsal kararlılık gibi özellikleri sayesinde uzay araçları burun kısmı ve uçak frenleri gibi spesifik öneme sahip parçalarda kullanılmaktadır [39, 50]. Şekil 2.4’de kırmızı renkli kısımda görüldüğü gibi matris malzemeleri arasında en yüksek sıcaklık dayanımına sahip matris malzemesidir.



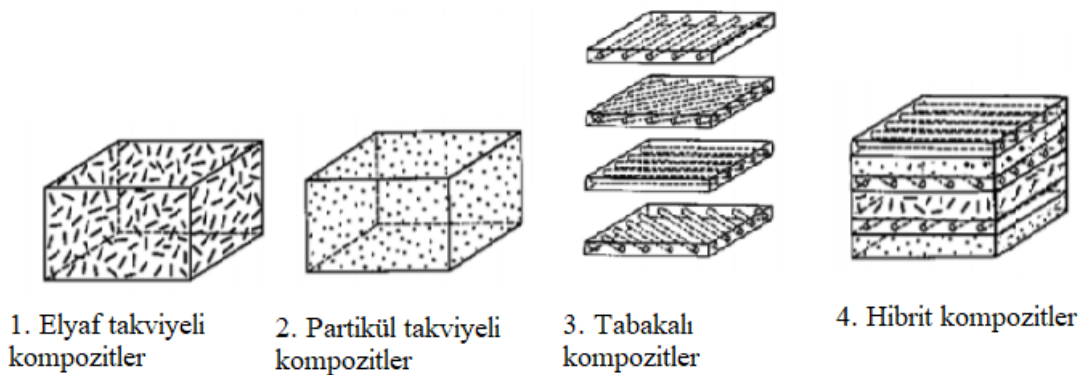
Şekil 2.5 Boeing 767 uçağında kullanılan bir karbon/karbon fren takımı [66].

2.1.3 Takviye elemanları

Takviye elemanları, matris içerisinde yer almakta ve kompozit malzemeye istenilen özelliklerin kazandırılması amacıyla kullanılmaktadır. Kompozit içerisindeki temel görevi yapı mukavemetini arttırmaktır. Uygulanan yükün yaklaşık %90'ı takviye elemanları tarafından taşınmaktadır. Rijitlik, sertlik, yüksek elastik modül, yüksek sıcaklık dayanımı, darbe dayanımı, yüksek yorulma ömrü, elektriksel iletkenlik ve yalıtkanlık gibi özellikler takviye elemanları ile yapıya kazandırılır. Takviye elemanından beklenen bu özelliklerin yapıya kazandırılması için matris ile arasındaki bağ kuvvetinin iyi olması ve ayrıca matris ile fiziksel ve kimyasal olarak uyum sağlaması gerekmektedir. Bununla birlikte doğru takviye malzemesi seçimi, takviye geometrisi, matris tarafından iyi ıslatılması, fiber elyaf dizilimi ve yönlendirilmesi gibi parametreler, yapı mekaniğine etki eden diğer unsurlar arasındadır [52].

Kompozit malzemelerde kullanılan takviye elemanlarının büyük çoğunluğu lifli bir yapıya sahiptir. Lifli form, düşük ağırlığının yanı sıra yapı dayanımını büyük ölçüde arttırmaktadır [66]. Kompozitlerin takviye elemanı geometrisi ve yerleştirme biçimine göre sınıflandırmak mümkündür. Aşağıda takviye elemanına göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması verilmiştir.

1. Elyaf takviyeli kompozitler
2. Parçacık (Partikül) takviyeli kompozitler
3. Tabakalı kompozitler
4. Hibrit (Karma) kompozitler

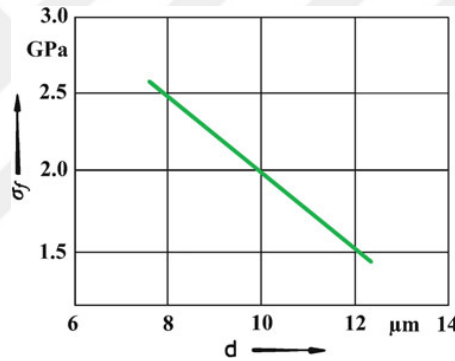


Şekil 2.6 Kompozit malzemelerin takviye elemanlarına göre sınıflandırılması [68].

2.1.3.1 Elyaf takviyeli kompozitler

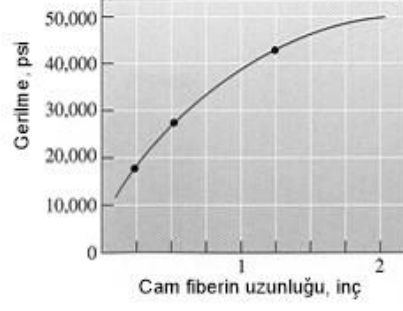
Mühendislik uygulamalarında birçok malzeme kütleli formda düşük mekanik performans ve gevrek bir yapı sergilediği için tercih edilmemektedir. Cam, bor, karbon ve silisyum karbür gibi malzemelerin kütleli formdaki kusurları, lif haline getirilerek kompozit içerisinde kullanıldığında ortadan kalkmaktadır. Lifli formda kullanılan malzemeler, kütleli formlarının aksine hafifliklerinin yanı sıra yüksek mekanik özelliklere ve rijitliğe sahiptir [38, 66].

Elyaf takviyeli kompozitlerde fiberler; yapının çekme, eğilme, darbe dayanımı ve yorulma ömrü gibi mekanik özelliklerini arttırmaktadır. Bununla birlikte fiberlerin performansı fiber çapına, fiber uzunluğuna, doğru malzeme seçimine, oryantasyon açısına, matris ile arasında oluşan bağın gücüne ve fiber-matris hacim oranına bağlı olarak değişmektedir [50, 52].



Şekil 2.7 Karbon fiberde çap artışının fiber mukavemeti üzerindeki etkisi [66].

Kompozit malzemelerde kullanılan elyafların çapı 10-150μm arasında değişmektedir. Yapı içerisinde kullanılan fiber çapı düştükçe kompozit mukavemeti artmaktadır. Bunun iki nedeni vardır. Öncelikle fiber çapı düştükçe yüzey alanı azalmaktadır. Bu sayede elyafta bulunan yüzey kusurları en aza iner ve fiber mukavemeti artar. Şekil 2.7'de karbon fiberlerin çap artışına bağlı olarak mukavemet değerindeki azalma görülmektedir. Diğer bir sebebi, matris yapının küçük çaplı fiberleri daha iyi ıslatmasıdır. Böylece fiber ile matris arasında daha güçlü bir bağ kuvveti meydana gelir ve uygulanan yükün homojen olarak matristen fiberlere taşınması sağlanarak yapı mukavemeti artırılır [52, 66].



Şekil 2.8 cam elyaf takviyeli kompozit bir yapıda elyaf uzunluğunun gerilme üzerindeki etkisi [50].

Fiber uzunluğu, kompozit yapının mekanik özelliklerin etkileyen diğer bir parametredir. Uzunluk/çap oranının yükselmesi yapı dayanımını arttırmaktadır. Fiber takviyeli kompozitlerde yükü taşıyan elyafların en zayıf bölgesi uç kısımlarıdır. Fiber uzunluğunun artması uç kısımların taşıdığı yükü an aza indirmekte ve yapı dayanımını arttırmaktadır [50, 66]. Şekil 2.8’de cam elyaf takviyeli kompozit bir yapıda elyaf uzunluğu değişiminin gerilme üzerindeki etkisi görülmektedir.

Kompozit yapı tasarımında uygun fiber uzunluğunun (L) büyüklüğü, kritik fiber uzunluğu (L_c) değerinin hesaplanması ile belirlenmektedir. Denklem (2.1) kullanılarak L_c değeri hesaplanmaktadır.

$$L_c = \frac{\sigma_f d}{2\tau_c} \quad (2.1)$$

Burada,

σ_f : Fiberdeki normal gerilme

d: fiber çapı

τ_c : Fiber-matris ara yüzey kayma gerilmesi

Fiber uzunluğunun kritik uzunluğa eşit, büyük veya küçük olması kompozitin dayanımını etkilemektedir. Kompozit yapıda kullanılan fiberlerin uzunluğunun, ($L > 15L_c$) büyüklüğünü sağlaması durumunda sürekli (uzun) fiber takviyeli kompozitler ve ($L < 15L_c$) durumunda ise süreksiz veya kısa fiber takviyeli kompozitler olarak adlandırılır [50, 69].

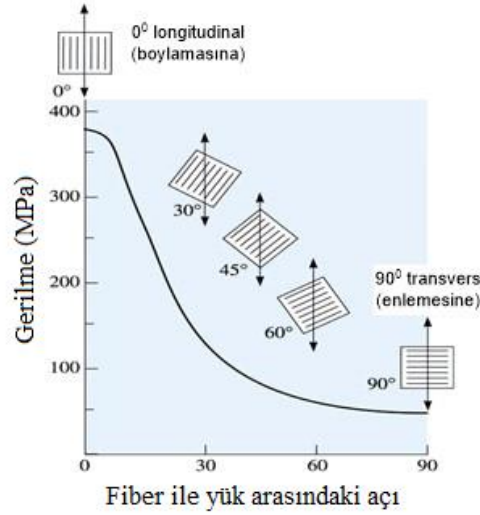
Sürekli (kısa) fiber takviyeli kompozitler

Rastgele veya istenilen yönlendirme açılarında hazırlanabilen kısa fiberlerin en çok kullanılan tipleri whiskerlerdir. Fiber uzunlukları 3-55µm arasında ve uzunluk/çap oranı 50-10000 arasında değişmektedir. Grafit, SiC, Si₃N₄, Al₂O₃, bakır ve demir başta metal ve seramik matrisli yapılarda olmak üzere kompozit malzemelerde kısa fiber malzemesi olarak kullanılmaktadır [50, 66]. Yapıya kazandırdığı, esneklik, sıcaklık dayanımı, korozyon direnci ve yüksek mekanik performansa rağmen liflerin yönlendirilmesindeki zorluklar, liflerin boyut ve özelliklerinde değişikliklerin görülmesi dezavantajları arasındadır [66, 70].

Sürekli (uzun) fiber takviyeli kompozitler

Matris içerisindeki sürekli formlarından dolayı kısa fiber takviyeli kompozitlerden daha yüksek mekanik özelliklere sahiptir. İlk örnekleri cam elyaflar olmakla beraber metal ve seramik esaslı elyaflar sıklıkla kullanılmaktadır. 3-150µm arasındaki çaplarda üretilebilen fiberler düşük yoğunluklarının yanı sıra yapıya yüksek mekanik özellikler kazandırmaktadır [50, 70].

Tekstil endüstrisinin gelişmesine bağlı olarak fabrikasyon kolaylığı ile birlikte ihtiyaca cevap verebilmek için spesifik özelliklere sahip tek eksenli veya multiaxial fiber yapılar üretilebilmektedir [50]. Kompozit malzemeler anizotropik yapıdır. Yani mekanik özellikleri yöne bağlı olarak değişmektedir. Bununla birlikte yapı içerisinde yük lifler tarafından taşındığından dolayı oryantasyon açısı, yapı mekaniğini doğrudan etkilemektedir. Tek eksenli yüklemelerde yük, elyaf doğrultusunda yüklendiğinde kompozit yapı yüksek dayanım göstermektedir. Fakat Şekil 2.9'de görüldüğü gibi fiber eksenini ile yüklemeye doğrultusu arasındaki açı artmaya başladığında gerilme değeri düşmektedir. Tek eksenli yüklemelerde kompozitin en zayıf olduğu konum, fiber ile dik doğrultulu yüklemenin gerçekleşmesidir. Mühendislik uygulamalarında parçalar tekil yüklerden çok bileşik yüklemelere maruz kalmaktadır. Fiber takviyeli kompozitlerin bileşik yüklemelerde kullanılabilmeleri için multiaxial yönlendirmeler kullanılmaktadır. Bu sayede kompozit farklı yönlerde de yüksek dayanım değerlerine ulaşabilmektedir.



Şekil 2.9 Cam fiber takviyeli epoksi kompozitin tekil yük altında fiber oryantasyonunun gerilme üzerindeki etkisi [50].

Başta seramik ve metal esaslı malzemeler olmak üzere birçok malzeme fiber olarak tercih edilmektedir. Bio kaynaklı organik malzemeler arasında pamuk, keten, jüt, kenevir, sisal ve rami lifli yapılarından dolayı takviye elemanı olarak kullanılmaktadır [66]. Bunlarla birlikte kompozitlerde en sık kullanılan fiber malzemeleri ise; cam, grafit, aramid, alüminyum oksit ve silisyum karbürdür.

1. Cam fiber

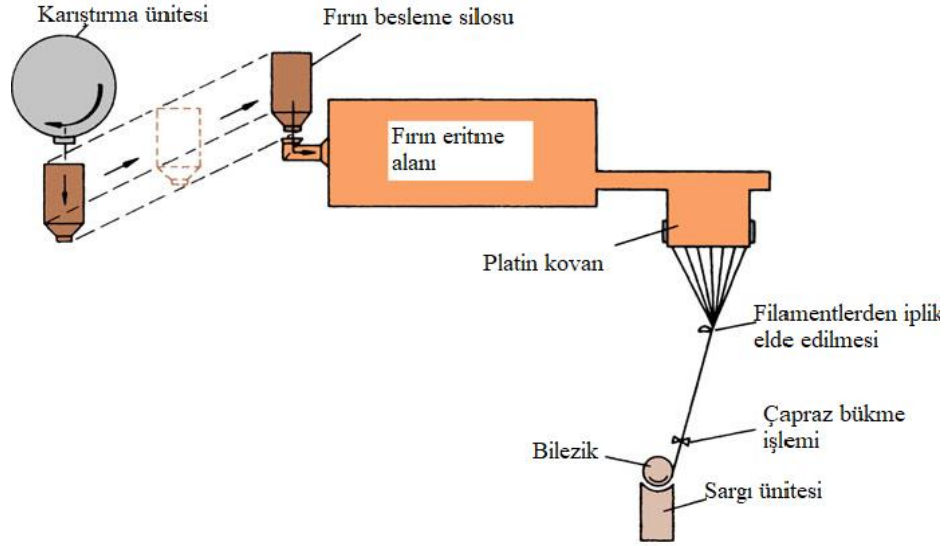
Cam elyaflar; %55-65 oranında SiO_2 içeren ucuz ve elyaf takviyeli kompozitlerde en çok kullanılan fiber malzemesidir. SiO_2 'in yanı sıra alüminyum, kalsiyum, magnezyum, sodyum, potasyum ve bor elementlerinin oksitli bileşikleri bulunur. Çizelge 2.2'de bazı cam çeşitlerinin ağırlıkça % kimyasal bileşenleri verilmiştir [38, 66].

Hafiflik, düşük maliyet, iyi yalıtım, yüksek korozyon ve mukavemet dayanımı gibi özelliklerinden dolayı polimer matrisli kompozitlerde en çok tercih edilen takviye elemanıdır. Neme bağlı olarak dayanımın azalması, düşük yorulma mukavemeti ve polimer matrise yapışmadaki zayıflıkları, cam elyafların kullanımındaki sınırlayıcı hususlardır. Ayrıca yüksek dayanım/ağırlık oranına rağmen düşük elastik modül ve yüksek sıcaklarda yumuşamasından dolayı havacılık endüstrisinde diğer fiber malzemelerin gerisinde kalmaktadır [39, 66].

Çizelge 2.2 E-camı, C-camı ve S-camının kimyasal bileşimlerinin ağırlıkça dağılımı.

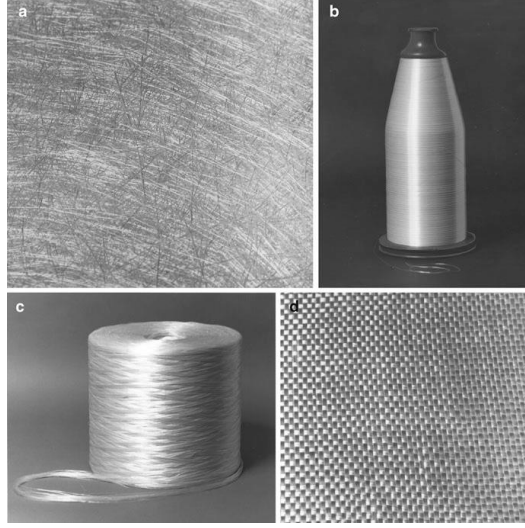
Malzeme	E-cam	C-cam	S-cam
SiO₂	55,2	65,0	65,0
Al₂O₃	8,0	4,0	25,0
CaO	18,7	14,0	-
MgO	4,6	3,0	10,0
Na₂O	0,3	8,5	0,3
K₂O	0,2	-	-
B₂O₃	7,3	5,0	-

Kullanım alanlarına göre birçok cam elyaf çeşidi bulunmaktadır. Bunlar arasında en çok fiber malzemesi olarak E-camı, S-camı ve C-camı tercih edilmektedir. E-camı elektriksel olarak yalıtkan olmasıyla beraber, yüksek mukavemet ve düşük sıvı emilimi özelliklerine sahiptir. Üretimi yapılan cam elyafların büyük çoğunluğu E-camı olmasına rağmen, bu malzemelerin çok düşük bir kısmı elektrik uygulamalarında kullanılmaktadır [66]. S-camı yüksek silika içeriğinden dolayı sıcaklık dayanımı diğer camlara göre daha yüksektir. E-camına göre çok daha küçük lif çapına sahip olmasından dolayı aynı kesit alanına ait elyaf demetleri içerisinde daha fazla lif bulundurmaktadır. Bu durum yapıya diğer camlara göre daha yüksek mukavemet değerleri ve yorulma dayanımı kazandırmaktadır [52]. C-camı ise yüksek korozyon dayanımı özelliği ile depolama tankı malzemesi olarak kullanılmaktadır [66].



Şekil 2.10 Cam fiberlerin üretim şeması [66].

Cam elyaf üretiminde elektrik ile ısıtılan fırınlar kullanılmaktadır. Üretim için alümina, kum ve kireç taşı karışımı 1200-1500°C fırınlara gönderilir. Eritilen karışım istenilen çaplarda hazırlanmış olan 200-250 delikli platin kaplı kovanlara gönderilir. 50-70m/sn hızlarda çekilerek filamentler elde edilir. Boyutlandırılan filamentlere, aşınma dayanımı ve matris ile oluşturulacak bağın güçlendirilmesi için kaplama işlemi yapılır. Bu proses bağlayıcı, yağlayıcı ve bağlama ajanı karışımının filamentlere püskürtülmesi işlemidir. Daha sonra filamentler bir araya getirilerek iplik formunu alır ve makaralara sarılır [39, 52, 66]. Şekil 2.10'da cam elyaf üretim şeması görülmektedir. Hazırlanan cam iplikler Şekil 2.11'de görüldüğü gibi kırpılmış, sürekli, fitil ve kumaş gibi farklı formlara dönüştürülebilmektedir [66].



Şekil 2.11 a) Kırılmış cam b) Sürekli cam c)Fitel d) Kumaş formunda imal edilen cam elyaf örnekleri [66].

2. Karbon fiber

Elde edildikleri hammaddelerden dolayı organik fiber olarak isimlendirilen karbon elyaflar, yüksek mukavemet ve yüksek sıcaklık dayanımı gibi üstün özellikleri nedeniyle başta savunma sanayii, uzay ve havacılık uygulamalarında geniş kullanım alanları mevcuttur. Karbon elyaflar genel olarak, rayon (selüloz), poliakrilonitril (PAN) ve pitch (zift) gibi malzemelerden üretilmektedir. Bunlar arasında en çok poliakrilonitril (PAN) kullanılmaktadır [38, 52].

PAN ile karbon elyaf elde edilmesinde öncelikle, yapının mekanik dayanımının artırılması amacıyla malzeme uzatılarak boyunun 5-10 katı uzunluğa getirilir. Daha sonra üç ayrı ısıtma işlemine tabi tutularak filament elde edilir. İlk olarak 200-300°C’de ısıtılarak yapı içerisinde çapraz bağların oluşması sağlanır. Bu sayede ileri ki aşamalarda yüksek sıcaklık altında fiber boyunun kısalması engellenmiş olur. Bu işlem stabilizasyon olarak adlandırılır. İkinci adım karbonizasyon işlemidir. Karbonizasyon sürecinde, 1000-1500°C sıcaklık aralığında yapı içerisindeki hidrojen, azot ve CO atomlarının ayrılması sağlanır. Bu işlem sonucunda filament ağırlığı azalmakta ve karbon kristalleri oluşmaktadır. Son olarak filamente 2500°C’de grafitleme işlemi uygulanır. Bu aşamada fiberlere çekme yükü uygulanarak daha yüksek yönelim derecelerine sahip olmaları sağlanabilir. Grafit ve karbon elyaflar, içerdikleri karbon oranlarının farklı olması ve farklı sıcaklık değerlerinde elde edilmelerinden dolayı aynı malzeme olarak kabul edilmezler. Grafit elyaf, 1900°C’nin

üzerinde elde edilir ve karbon oranı %99'un üzerindedir. Buna karşın karbon elyaflar 1316°C civarında elde edilir ve karbon oranı %93-95 arasındadır. Bu yapılar kullanım alanına bağlı olarak sürekli ve kırılmış formda elde edilebilmektedir [38, 39].

Cam elyaflar ile karşılaştırıldığında düşük yoğunluk, yüksek sıcaklık dayanımı, korozyon direnci, yüksek elastik modül, titreşim sönümleme kabiliyeti, düşük termal genleşme katsayısı, rijitlik ve üstün mukavemet özellikleri sayesinde kompozit malzeme içerisinde sıklıkla kullanılmaktadır. Buna karşın elektrik iletkenliği, yüksek maliyet ve lif doğrultusunda çok yüksek mekanik performansa karşı farklı doğrultularda ki mukavemet değerlerinin çok düşük olması dezavantajları arasında yer almaktadır [39, 66].

3. Aramid Fiber

Aramid elyaflar karbon, azot, hidrojen ve oksijen elementlerinden meydana gelen aromatik bir bileşiktir [39]. Molekül yapısında zayıf hidrojen bağlarının bulunmasından dolayı, basma mukavemeti ve enine çekme mukavemeti düşüktür. Ancak bu durum aramid elyafların enerji emme kapasitesini arttırmakta ve yapıya yüksek darbe dayanımı özelliği kazandırmaktadır. Üretimi sırasında aksenal yöndeki mukavemet değerlerini arttırmak amacıyla fiberlere çekme işlemi uygulanır. Bu işlem molekül zincirlerinin halkalı dizilimini sağlayarak aksenal yöndeki dayanımı arttırırken, fiberlerin radyal yöndeki dayanımını zayıflatmaktadır. Aramid elyaflar, düşük yoğunluk ve maliyetin yanı sıra düşük genleşme katsayılı, yüksek mukavemetli ve yüksek darbe dayanımına sahip takviye elemanlarıdır [38].

Endüstriyel uygulamalarda farklı isimde birçok aramid çeşiti bulunmaktadır. Bunların arasında en çok kullanılanları Du Pont firması tarafından üretilen Kevlar ve Teijin Aramid tarafından geliştirilen Twaron dur. Kevlar fiberlerin Kevlar 29 ve Kevlar 49 adı altında iki türü mevcuttur [66]. Kevlar 29 genel olarak balistik uygulamalarda, kablo, halat ve araç lastiklerinde kullanılmaktadır. Kevlar 29'a göre daha yüksek özgül rijitliğe sahip olan Kevlar 49, havacılık endüstrisi ve yüksek yapı performansı uygulamalarında kullanılmaktadır. Aramid elyafların kompozit yapıya kazandırdığı üstün özelliklere rağmen ultraviyole ışınlar altında bozulma, asit ve tuz gibi kimyasallara karşı hassasiyet ve düşük basma mukavemeti gibi dezavantajları mevcuttur [39, 66].

4. Bor Fiber

Bor fiber, çekirdek olarak adlandırılan Tungsten telin üzerine bor elementinin çökeltme yöntemi ile kaplanması sonucu elde edilir. Bu yapısından dolayı kendi içinde

kompozit bir malzemedir. Bor, oda sıcaklığında katı, hafif ve kırılğan bir malzemedir. Çekirdek olarak tungsten teli kullanılması durumunda fiber yoğunluğu çok artmaktadır. Bundan dolayı gelişen teknoloji ile birlikte karbon çekirdekli düşük yoğunluklu bor fiberlerde kullanılmaya başlanmıştır. Bor fiberler izotropik yapılıdır. Tüm doğrultularda yüksek mekanik dayanım ve yüksek basma mukavemeti göstermektedir. Sert yapılı oldukları için filamentleri rulo halinde sarmak mümkün değildir. Genel olarak düz paralel lifler halinde üretilir. Diğer elyaflar ile karşılaştırıldığında maliyetleri daha yüksektir [38, 66].

Çizelge 2.3'de polimer matrisli kompozit malzemelerde kullanılan cam (E-cam, S-cam), karbon (PAN, PITCH) ve aramid (Kevlar 29, Kevlar 49) esaslı fiberlerin mekanik özelliklerini karşılaştırılması verilmiştir.

Çizelge 2.3 Polimer matrisli kompozit malzemelerde kullanılan fiberlerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması [39].

	Yoğunluk (gr/cm ³)	Elastisite Modülü (GPa)	Maksimum Çekme Mukavemet (MPa)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m/°C)
E-Cam	2,54	72,40	3447	5,04
S-Cam	2,49	85,50	4585	5,58
PAN	1,78	241,3	3447	-1,26
PITCH	1,99	379,2	1723	-0,54
Kevlar 29	1,44	62,05	3620	-2
Kevlar 49	1,48	131,0	3620	-2

2.1.3.2 Parçacık (partikül) takviyeli kompozitler

Matris içerisinde yayılmış olan mikro veya büyük boyutlu partiküllerin oluşturduğu kompozit malzemelerdir. Büyük boyutlu parçacıklar mekanik olarak, mikro boyutlu takviye elemanları ise atomik veya moleküler bağlar ile matrise bağlanmaktadır [50]. Takviye elemanları kompozit mukavemetini arttırmaktan çok yapıya; rijitlik, elektrik iletkenliği, aşınma direnci ve yüksek sıcaklık dayanımı gibi özellikler kazandırmaktadır. Fiber takviyeli kompozitlerde yükün %90'lık bölümü takviye elemanı tarafından taşınırken parçacık

takviyeli kompozitlerde bu oran %50 civarındadır. Yani matris ve takviye elemanı yükü eşit oranlarda taşımaktadır [52].

Büyük partikül takviyeli kompozitlere çimentonun agrega ile takviyelendirildiği beton, mikro boyuttaki partikül takviyeli kompozitlere ise SiO ve Al₂O₃'den oluşan seramik ve metal matrisli kompozitler örnek olarak verilebilir. Partikül takviyeli kompozit malzemeler izotropik özellik göstermektedir. Bununla birlikte partiküllerin yapı içerisinde homojen karışmaması ve matris tarafından iyi ıslatılmaması kompozit malzeme performansını olumsuz yönde etkilemektedir [38].

2.1.3.3 Tabakalı kompozitler

İhtiyaç duyulan mekanik, fiziksel ve kimyasal özelliklerin yapıya kazandırılması için aynı veya farklı malzeme türlerinin bir araya getirilmesi ile oluşturulan kompozitlerdir [55]. Örnek olarak metal veya ahşap malzemelere kaplama yapılarak korozyon ve aşınma dirençlerinin artırılması, masif ahşap uygulamalarında zaman içerisinde şekil bozulmalarını engellemek amacıyla masif panellerin kullanılması ve farklı metallerin bir araya getirilerek elektrik ve ısı iletkenlik özelliklerinin geliştirilmesi verilebilir. Bunlarla birlikte en çok kullanılan tabakalı kompozit örnekleri laminatlar ve sandviç yapılarıdır [50, 52].

Laminatlar, lamina adı verilen tek eksenli fiber takviyeli levhaların bir araya getirilmesi ile oluşmaktadır. Laminaların farklı oryantasyon dizilimlerinde yerleştirilmesi ile farklı doğrultularda kompozit mukavemeti artırılabilir. Bu sayede uygun fiber dizilimleri ile yapının çekme, basma, eğilme ve darbe dayanımı gibi özellikleri iyileştirilebilmektedir [50]. Sandviç yapılar ise, hafif ve düşük mukavemetli çekirdek yapının alt ve üst yüzeylerine yüksek mukavemetli, rijit ve ince malzemelerin eklenmesi ile elde edilir. Bu sayede kompozit malzemeye yüksek dayanım/ağırlık oranının yanı sıra, yüksek eğilme direnci, enerji ve akustik sönümlenme gibi özellikler kazandırılabilir [30]. Şekil 1.6 ve Şekil 1.7'de sandviç yapıların havacılık endüstrisindeki uygulama örnekleri verilmiştir.

2.1.3.4 Hibrit (karma) kompozitler

Fiber takviyeli kompozitlerde kullanılan takviye malzemesi doğrudan yapı özelliklerini belirlemektedir. Kompozit içerisinde birden fazla fiber çeşidinin birlikte kullanılması ile hibrit kompozitler elde edilmektedir. Burada temel amaç, malzeme

içerisinde tek bir fiber çeşidinin yetersiz kalması durumunda farklı fiberlerin bir arada kullanılmasıyla yapının mekanik, fiziksel ve kimyasal özelliklerini güçlendirmektedir. Grafit ve kevlar elyafların aynı matris içerisinde kullanılması hibrit kompozitlere örnek olarak verilebilir. Burada grafit, kompozitin basma dayanımını arttırırken kevlar fiber ise, malzeme tokluğunu arttırmaktadır. Ayrıca kevlar fiberin daha ucuz olmasından dolayı kompozit içerisinde kullanılması maliyeti düşürmektedir [52, 68].

2.1.4 Polimer matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri

Polimer matrisli kompozit malzemelerin üretiminde birçok farklı yöntem kullanılmaktadır. Uygun yöntemin belirlenmesinde üretilecek parçanın geometrisi, matris elemanı çeşiti ve özellikleri, takviye elemanı formu ve tipi etkili parametrelerdir. Maliyet, üretim hızı ve kompozitin mekanik özellikleri seçilen üretim yöntemine bağlı olarak değişmektedir. Reçine tipine göre termoset ve termoplastik matrisli kompozit malzemelerin farklı üretim yöntemleri bulunmaktadır [38]. Bu tez kapsamında termoset matrisli kompozit malzemelerin üretim yöntemleri üzerinde durulmuştur. En çok kullanılan termoset matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri sırasıyla aşağıda verilmiştir.

1. Vakum İnfüzyon yöntemi (VARTM)
2. El yatırma yöntemi
3. Püskürtme yöntemi
4. Reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemi
5. Pres kalıplama yöntemi
6. Helisel sarma yöntemi
7. Pultrüzyon yöntemi

2.1.4.1 Vakum infüzyon yöntemi (VARTM)

Düşük maliyetli, büyük ve karmaşık şekilli parçaların tek parça halinde üretimine imkân sağlayan kapalı kalıp bir üretim yöntemidir. Vakum basıncı altında elyaflara reçine emdirilmesi şeklinde üretim gerçekleştirilmektedir. Takviye elemanı olarak kumaş formundaki cam, aramid, karbon ve jüt gibi elyaflar kullanılabilir. Termoset matrisli kompozitlerin üretiminde kullanılan bu yöntemde genellikle reçine malzemesi olarak polyeester, epoksi ve vinilseter kullanılmaktadır [71, 72, 73].

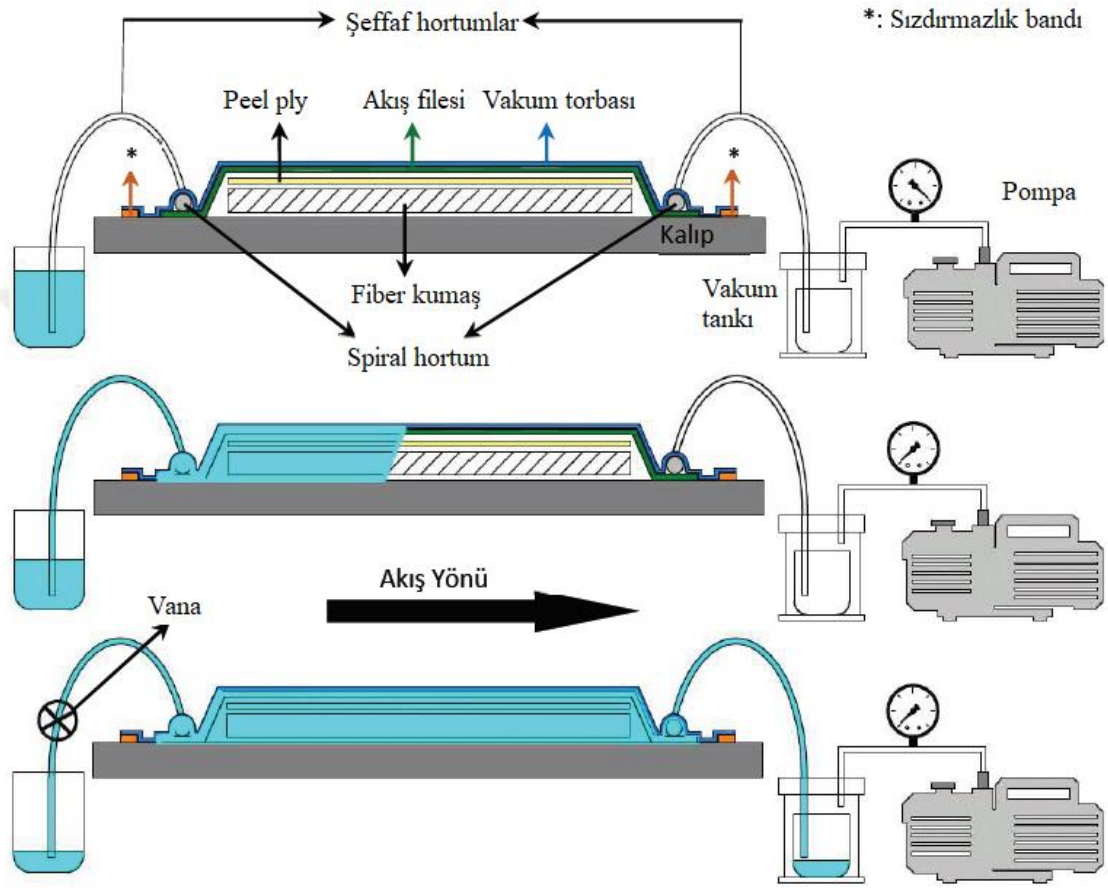
Vakum İnfüzyon yönteminde seçilen matris malzemesinin viskozite özelliklerinin bilinmesi en önemli parametrelerden biridir. Reçine, fiber malzemelerin tamamen ıslanmasını sağlayacak kadar sürede akışkan formunu koruması gerekmektedir. Takviye elemanlarının tamamen ıslanmaması yapı dayanımı ve rijitliği bozulmakta, sonuçta kompozit atıl duruma gelmektedir. Bununla birlikte düşük viskoziteli akışkanların seçilmesi üretim prosesini uzatmakta ve zaman kaybına neden olmaktadır [73, 74].

Vakum İnfüzyon yöntemi üç ana elemandan oluşmaktadır. Bunlar; kalıp, vakum tankı ve pompadır. İnfüzyon pompası, üretim için ihtiyaç duyulan vakum basıncını sağlamaktadır. Vakum tankı, kalıptan gelen fazla reçinenin toplandığı bölümdür. Bu sayede reçinenin pompaya geçmesi önlenir. Vakum tankı üzerinde bir adet manometre bulunmaktadır. Tank içi vakum basıncının ölçülmesi ve üretim öncesi kaçak kontrolünün gözlenmesinde kullanılmaktadır. Kalıp, üretimin gerçekleştirildiği ve kompozit malzemenin elde edildiği ana bölümdür. Kalıp üzerine istiflenme sırasına göre sarf malzemeler ve takviye elemanları yerleştirilir. Sarf malzeme olarak kalıp ayırıcı film, soyma kumaşı, akış filesi sızdırmazlık bandı, vakum torbası, spiral hortum, şeffaf hortum ve vanalar kullanılmaktadır. Besleme hortumları ve vakum torbasının şeffaf olması reçine akışının ve kumaşın ıslanmasının gözlemlenmesine olanak sağlamaktadır. Aşağıda vakum İnfüzyon yönteminde kullanılan sarf malzemelerin görevleri ve üretim adımları verilmiştir [74].

- İlk olarak üretimin yapılacağı kalıp yüzeyi temizlenmelidir.
- Temizlenen yüzeye kalıp ayırıcı film veya vaks sürülür. Bunun amacı üretim sonrası kompozit malzemenin kalıptan kolay ayrılmasını sağlamaktadır.
- Daha sonra kalıp yüzeyine uygun geometride kesilen fiber kumaşlar yerleştirilir. Üretim sırasında tabakaların kaymaması için ara yüzeylere yapıştırıcı püskürtülebilmektedir.
- Takviye elemanın çevresine sızdırmazlık bandı yapıştırılır. Bu bandın üst yüzeyi daha sonra vakum torbası ile birleştirilecektir. Sistemdeki sızdırmazlık bu bant ile sağlanmaktadır.
- Takviye elemanlarının üzerine soyma kumaşı (peel ply) serilir. Soyma kumaşı sayesinde üretim sonrası kompozit parça ile akış filesinin birbirinden ayrılması sağlanır.

- Peel ply kumaşın üst kısmına akış filesi yerleştirilmektedir. Bu kumaş yardımıyla reçine, vakum içerisinde hızlı bir şekilde hareket edebilmekte ve fiber yapının her bölgesinin homojen olarak ıslanması sağlamaktadır.
- Kalıp geometrisine ve üretim şekline göre değişmekle beraber akış filesinin iki kenarına spiral hortumlar yerleştirilmektedir. Bu hortumlardan biri reçine girişinde, diğeri ise reçine çıkışında bulunmaktadır. Spiral hortumun görevi vakumlu torbanın içine giren reçinenin homojen ve düzgün bir şekilde yayılmasını sağlamaktır. Reçinelerin taşındığı şeffaf hortum ile spiral hortumun birleştirilmesinde T kollektörler kullanılmaktadır.
- Akış filesinin üstüne vakum torbası getirilir ve daha önceden hazırlanan sızdırmazlık bandının üst yüzeylerinden birleştirilerek kapatılır. Birleştirme işleminde sızdırmazlık bandı üzerinde boşlukların kalmaması dikkat edilmelidir.
- Reçine girişinde kullanılan şeffaf hortum vana ile kapatılır. Reçine çıkışında kullanılan şeffaf hortum ise vakum tankına bağlanır.
- Torba içerisine reçine gönderilmeden önce pompa çalıştırılarak sızdırmazlık kontrolü yapılmalıdır. Daha sonra vakumlanan kalıp içerisine reçine gönderilir. Fiber kumaşlarının tamamının ıslanması sağlanır. Reçine tüm kalıbı doldurduktan sonra giriş ve çıkış vanaları kapatılarak kürlenme veya oda sıcaklığında kompozitin rijit formunu alması sağlanır. Kalıp dikkatli bir şekilde sökülerek kompozit malzeme çıkartılır.

Şekil 2.12’de vakum infüzyon yönteminde kullanılan elemanlar ve üretim şeması gösterilmiştir.



Şekil 2.12 Vakum infüzyon yöntemi üretim ana elemanları ve üretim şeması [73].

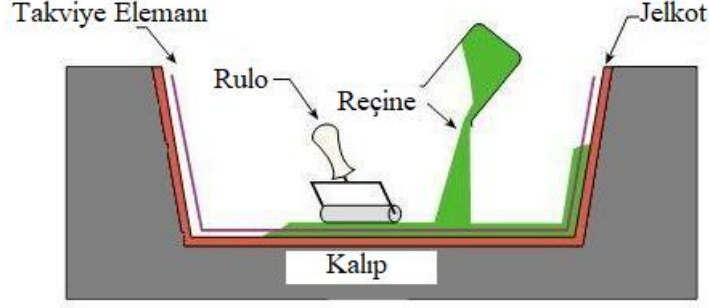
VARTM ile rüzgâr türbini kanatları, tekne gövdeleri ve araç parçaları üretilebilmektedir. Büyük hacimli ve karmaşık şekillerin tek parça halinde üretilmesine imkân sağlan bu yöntemde, kompozit malzemelerin elyaf hacim oranı diğer birçok yönteme göre daha yüksektir. Bu sayede daha hafif, yüksek mukavemetli ve yüksek sertlikteki malzemeler üretilebilmektedir. Reçinenin kalıp içerisinde homojen bir şekilde dağılmasından dolayı yapı içerisinde elyaf ve reçine birikmeleri gözlenmez. Kompozitin her bölgesinde yüksek dayanım elde edilebilir. Tek bir kalıpla üretim yapılabildiğinden ve kalıp dayanımı önem teşkil etmediğinden dolayı kalıpla üretim yöntemlerine göre daha düşük maliyetlidir. Şeffaf sarf malzemeleri ile üretim yapıldığından dolayı reçine akışı kolaylıkla gözlemlenebilmektedir. Kapalı kalıpta bir üretim yöntemi olduğu için reçinenin reaksiyonu sırasında açığa çıkan gazlar engellenebilmektedir [73, 74].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin elde edilmesinde üretimin zaman alması ve birim fiyatın yüksek olmasından dolayı seri üretime uygun bir metot değildir [74]. Vakum torbası, akış filesi, soyma kumaşı, sızdırmaz bant, şeffaf ve spiral hortum gibi sarf malzemeler üretim sonrasında tekrar kullanılmamaktadır. Üretim esnasında vakum torbasının yırtılması, sızdırmazlığın sağlanamaması veya kumaşların yeterince ıslatılmaması atıl bir kompozit üretime sebep olmaktadır. Bu da maliyeti arttırmaktadır. İyi bir kompozit imalatı, üreticinin el becerisi ve deneyimine bağlıdır. Düşük viskoziteli bir reçine kullanımı kompozit mukavemetini düşürmektedir. Bununla birlikte tek taraflı bir kalıp kullanıldığı için kompozit kalınlığında sapmalar meydana gelmektedir. Belirtilen bu olumsuzluklar vakum infüzyon yönteminin dezavantajları arasındadır [71, 73].

2.1.4.2 El yatırma yöntemi

Polimer matrisli kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan pratik, ucuz ve en eski yöntemlerden biridir. Açık kalıpta üretim gerçekleştirilmektedir. Üretim sonrası laminatların kalıptan kolay ayrılmasını sağlamak için öncelikle kalıp yüzeyine kalıp ayırıcı kimyasallar sürülür. Daha sonra kalıba yerleştirilen takviye elemanlarının üzerine reçine ve sertleştirici sıvı karışımı dökülür. Bir rulo yardımı ile karışımın elyaflara emdirilmesi sağlanır. Bu sayede takviye elemanının tam olarak ıslanması sağlanır, homojen bir kalınlık elde edilir ve kompozit içerisinde hava kabarcıklarının kalması engellenir. Takviye elemanı olarak kumaş, keçe veya örgü formdaki fiberler kullanılabilir. Matris malzemesi olarak epoksiler, polyesterler, fenolik reçineler ve vinilseter reçineler en çok kullanılan polimer çeşitleridir. Bu yöntem ile üretilen kompozitlerin elyaf hacim oranı %25-35 arasında değişmektedir [52, 60, 68, 75]. Şekil 2.13'de el yatırma yönteminin şematiği verilmiştir.

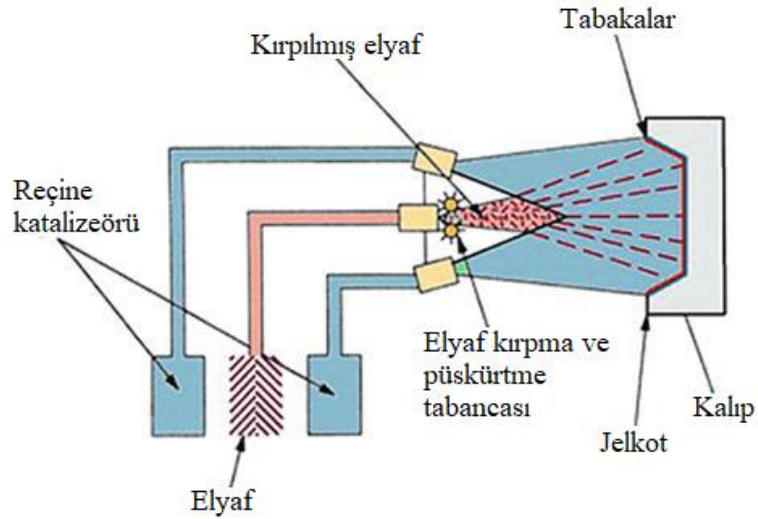
Kullanılan malzemelerin ucuz olması, pratik ve büyük boyutlu parçaların kolay üretilebilir olmasından dolayı yaygın olarak tercih edilmektedir. Depolar, havalandırma kanalları, araç ve tekne gövdeleri bu yöntem ile üretilebilmektedir [75]. Bununla birlikte üretimi yapan kişinin becerisine bağlı olarak, sabit kalınlık değerlerinin elde edilme zorluğu ve malzeme içerisindeki hava boşluklarının oluşması kompozit mukavemetini olumsuz yönde etkilemektedir [52].



Şekil 2.13 El yatırma yöntemi [60].

2.1.4.3 Püskürtme yöntemi

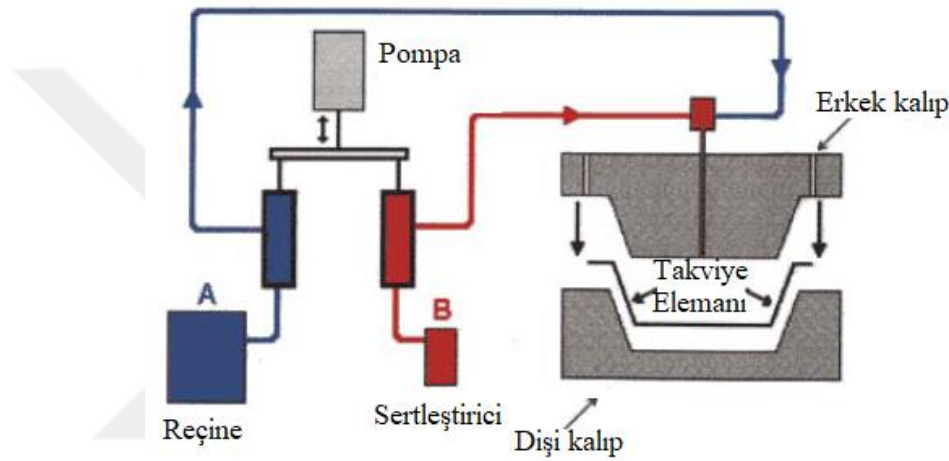
El yatırma yönteminde olduğu gibi bu metotta da açık kalıpta üretim gerçekleştirilmektedir. Kalıp yüzeyi ayrıcı film ile kaplanır. Ardından püskürtme tabancası yardımıyla kırılmış fiber takviyeler ile reçine ve sertleştirici karışımı kalıp yüzeyine püskürtülerek üretim gerçekleştirilir. Düzgün bir dış yüzey, homojen bir kalınlık dağılımı ve hava kabarcıklarının giderilmesi için rulo kullanılır. Bu yöntem ile karmaşık şekilli parçaların üretimi ucuz, kolay ve hızlı bir şekilde gerçekleştirilebilmektedir. Üretim sonrası kompozitlerin elyaf hacim oranı %30 civarındadır [52, 68, 75]. Püskürtme yönteminin şematik gösterimi Şekil 2.14’de verilmiştir.



Şekil 2.14 Püskürtme Yöntemi [66].

2.1.4.4 Reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemi

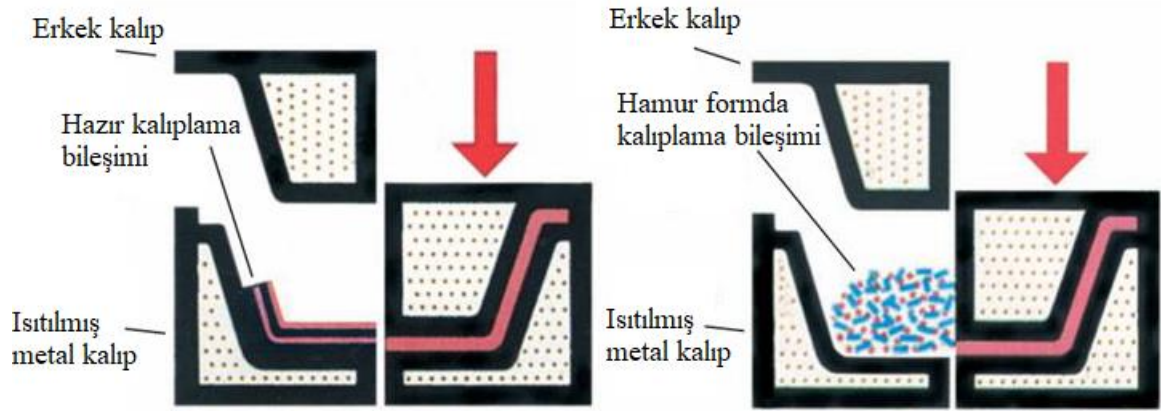
Kapalı kalıpta gerçekleştirilen bir üretim yöntemidir. Bu amaçla iç içe geçen iki kalıp kullanılır. Şekil 2.15’de görüldüğü gibi iki kalıp arasında yerleştirilen takviye elemanına basınçlı bir şekilde reçine karışımı enjekte edilir. Sonuçta fiberlerin basınç altında sıvı matris tarafından ıslatılması sağlanmaktadır. Reçine karışımının sertleşmesi oda sıcaklığında veya yüksek sıcaklıklarda gerçekleştirilebilir. RTM yöntemi ile sabit kalınlıkta, karmaşık parçaların üretimi yapılabilmektedir. Üretim öncesinde kalıplara jelkot sürülerek daha düzgün kompozit yüzeyler elde edilir. Üretilen kompozitlerin fiber hacim oranı %20-30 aralığındadır [60, 75].



Şekil 2.15 Reçine transfer kalıplama yöntemi üretim şeması [68].

2.1.4.5 Pres kalıplama yöntemi

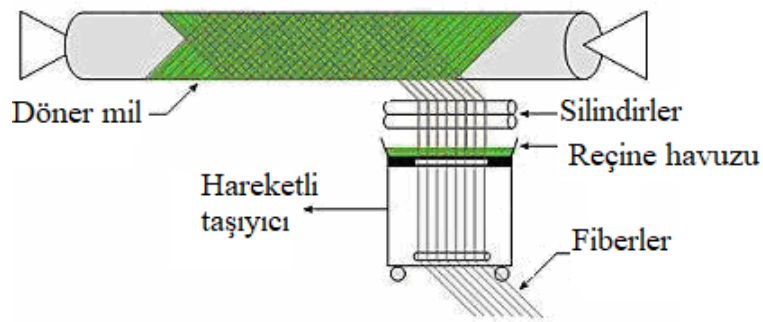
Büyük hacimli ve karmaşık şekilli parçaların imalatına olanak sağlayan bir üretim yöntemidir. Reçine, sertleştirici ve kırılmış elyaf karışımı ısıtılmış kalıplar arasında yerleştirilir. Karışım Şekil 2.16’de görüldüğü gibi istenilen sertliğe ulaşana kadar 105-160°C sıcaklık ve 1-14 MPa basınç altında sıkıştırılır. Bu yöntem ile araç tamponları, elektronik parçalar ve yapı elemanları üretilebilmektedir [38]. Üretim sonrasında kalıpların belirli sıcaklığa gelmesi beklendiğinden zaman alan bir yöntemdir. Elde edilen ürünlerdeki fiber hacim oranı %25-40 aralığındadır [60].



Şekil 2.16 Pres kalıplama yöntemi [68].

2.1.4.6 Helisel sarma yöntemi

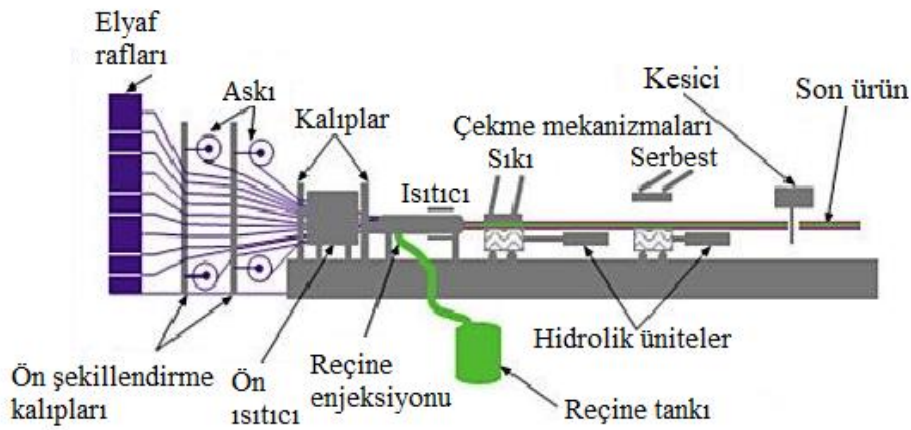
Dairesel kesitli malzemelerin elde edilmesinde kullanılan açık kalıpta gerçekleştirilen bir üretim yöntemidir. Reçinenin bulunduğu bölgede ilettilen fiberler, bir mil üzerine sarılarak şekillendirilir. Proses sırasında fiberler farklı açılarda sarılarak yapıya istenilen oryantasyon dizilimleri kazandırılabilir [38]. Bu yöntem ile homojen ve sabit kalınlıkta parçalar elde edilebilmektedir. Üretilen kompozitlerin fiber hacim oranı %60-70 civarındadır [60]. Şekil 2.17'da üretim şeması verilen helisel sarma yöntemi ile roket gövdesi, basınçlı kap, boru ve şaft gibi silindirik yapıları üretilmektedir [38].



Şekil 2.17 Helisel sarma yöntemi üretim şeması [75].

2.1.4.7 Pultrüzyon yöntemi

Pultrüzyon yöntemi, seri üretime uygun, ekonomik ve kapalı kalıp bir üretim yöntemidir. Takviye elemanı olarak filament, kumaş veya keçe formundaki cam ve grafit gibi elyaflar kullanılır. Fiberler reçine haznesine daldırılarak ıslanması sağlanmaktadır. Daha sonra kürtleme işlemi yapılarak sertleştirilen kompozit, kalıplarda çekilerek uygun boyutlara getirilir. Çekme cihazı ile istenilen şekle getirilerek kesici yardımı ile son halini alır. Termoplastik üretim yöntemlerinden biri olan ekstrüzyon'a benzer bir yöntemdir. Pultrüzyonda fiber-reçine karışımı çekilerek şekillendirilir. Fakat ekstrüzyon yönteminde basma kuvveti altında kompozit malzeme üretimi yapılmaktadır. Şekil 2.18'de gösterilen üretim yöntemi ile elde edilen ürünlerin fiber hacim oranı %70 civarındadır [56, 75].



Şekil 2.18 Pultrüzyon yöntemi üretim şeması [60].

2.1.5 Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler ile karşılaştırılması

Uzay ve havacılık gibi yüksek sıcaklık değişimlerine karşı termal kararlılık performansı beklenen uygulamalarda geleneksel malzemeler ihtiyaca yeterli ölçüde cevap verememektedir. Bununla birlikte bu endüstrilerde yüksek dayanım değerlerine karşın araçların hafifletilmesi hedefi, kompozit malzemelerin kullanımını oldukça artırmaktadır.

Kompozitler ile monolitik malzemelerin dayanım/ağırlık oranlarına göre karşılaştırılmasında özgül modül ve özgül mukavemet kullanılarak mukayese yapılması, daha anlamlı sonuçlar ortaya koymaktadır.

P yüküne maruz bir çubuktaki aksenal uzama u ;

$$u = \frac{PL}{EA} \quad (2.2)$$

P: Yük

L: Çubuk boyu

A: Çubuk kesit alanı

E: Çubuk malzemesi elastisite modülü

Çubuk kütlesi M ;

$$M = \rho AL \quad (2.3)$$

ρ : Çubuk malzemesi yoğunluğu

Denklem (2.2) ve denklem (2.3) birleştirildiğinde,

$$M = \frac{PL^2}{u} \frac{1}{\frac{E}{\rho}} \quad (2.4)$$

ifadesi elde edilir.

Denklem (2.4)'de görüldüğü gibi yük altındaki kirişte, çökmeye bağlı olarak yapı ağırlığının en düşük olduğu durumda en yüksek $\frac{E}{\rho}$ değeri elde edilmektedir. Burada elastisite modülünün yoğunluğa oranı 'ölgül modül' olarak adlandırılır. Benzer şekilde malzeme mukavemetinin (σ_{ult}) malzeme yoğunluğu (ρ) oranı 'ölgül mukavemeti' vermektedir [39].

Çizelge 2.4'de geleneksel malzemeler ile çeşitli fiber ve kompozit malzemelerin ölgül modül ve ölgül mukavemet değerleri verilmiştir.

$$\text{Ölgül modül} = \frac{E}{\rho} \quad (2.5)$$

$$\text{Ölgül mukavemet} = \frac{\sigma_{ult}}{\rho} \quad (2.6)$$

Çizelge 2.4 Farklı fiber, kompozit ve metallere ait özgül mukavemet ve özgül modül değerleri [39]

	Yoğunluk (gr/cm ³)	Elastisite Modülü (GPa)	Maksimum Çekme Mukavemet (MPa)	Özgül Modül (GPa-m ³ /kg)	Özgül Mukavemet (MPa-m ³ /kg)
Grafit Fiber	1,8	230,00	2067	0,1278	1,148
Aramid Fiber	1,4	124,00	1379	0,08857	0,9850
Cam Fiber	2,5	85,00	1550	0,0340	0,620
Tek Yönlü Grafit/Epoksi	1,6	181,00	1500	0,1131	0,9377
Tek Yönlü Cam/Epoksi	1,8	38,60	1062	0,02144	0,590
Çapraz tabakalı Grafit/Epoksi	1,6	95,98	373	0,0600	0,2331
Çapraz tabakalı Cam/Epoksi	1,8	23,58	88,25	0,01310	0,0490
Çelik	7,8	206,84	648,1	0,02652	0,08309
Alüminyum	2,6	68,95	275,8	0,02652	0,1061

Çizelge 2.4 incelendiğinde, tek yönlü cam fiber/epoksi kompozite ait özgül mukavemet ve özgül modül değerinin çelik ve alüminyum gibi monolitik malzemelerin özgül mukavemet ve özgül modül değerlerinden daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu durum aksel yüklenme durumu için geçerlidir. Çapraz elyaf diziliminin söz konusu olduğunda kompozite ait mukavemet değerinin düştüğü görülmektedir. Aynı zamanda grafit, aramid ve cam gibi fiberlerin özgül mukavemet ve özgül modül değerlerinin de yüksek olduğu görülmektedir. Kompozit malzemelerin karşılaştırılmasında bu değerler tek başına bir anlam ifade etmemektedir. Bunun sebebi, kompozit yapının matris ve takviye elemanından oluşmasıdır. Matrisin mukavemet değerleri, takviye elemanının mukavemet değerlerinden çok daha düşüktür.

Yüksek dayanım/ağırlık oranının yanı sıra rijitlik, yüksek mukavemet, darbe dayanımı, yorulma, korozyon, aşınma direnci, akustik izolasyon, ısı izolasyonu ve yüksek ısı dayanımı gibi üstün özellikleri sayesinde geniş bir kullanım alanı bulunmaktadır.

Kompozit malzemeler yukarıda belirtilen üstün özelliklerinin yanı sıra bazı dezavantajlarından dolayı kullanımında sınırlamalar mevcuttur. Bunların başında mekanik karakterizasyonu gelmektedir. Metal gibi izotropik malzemelerin aksine kompozit malzemeler anizotropik davranırlar. Yani yapıya ait mekanik özellikler yöne bağlı olarak değişmektedir. Bu durum kompozit malzemelerin sayısal analizi için daha çok malzeme sabiti ihtiyacını ortaya çıkarmaktadır. İzotropik malzemelerde 4 rijitlik ve 4 mukavemet sabitine ihtiyaç duyulurken, anizotropik malzemelerde 9 rijitlik ve 9 mukavemet sabitine ihtiyaç duyulmaktadır [39]. Malzeme sabitlerindeki bu artış, bileşik yüklemelere maruz karmaşık yapılarda sayısal analiz, deneysel ve nümerik çalışmayı oldukça karmaşık ve zor bir hale getirmektedir.

Günümüz teknolojisine bağlı olarak kompozit malzeme üretim maliyeti çok yüksektir. Üretim yöntemlerinin gelişmesine bağlı olarak yakın gelecekte üretim maliyetlerinin düşmesi beklenmektedir. Bununla birlikte kompozit malzeme tamiri ve birleştirme işlemlerindeki güçlükler kompozit malzemeleri monolitik metallere göre daha dezavantajlı duruma getirmektedir [38, 61].

2.1.6 Kompozit malzemelerin makromekanik analizi

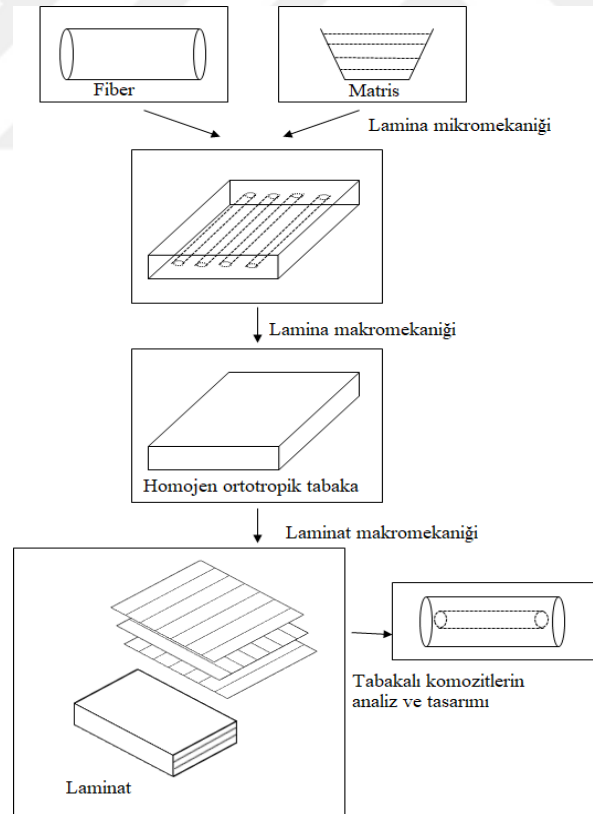
Kompozit malzemeler, monolitik malzemelerin aksine farklı elemanların heterojen olarak bir araya gelmesiyle oluşmaktadır. Bu durum kompozitlerin mekanik davranışlarının incelenmesini farklı ve daha karmaşık bir hale getirmektedir. Monolitik malzemeler genellikle izotropik ve homojendir. Yani mekanik özellikleri, yönden bağımsız olarak sabit ve yapı içerisinde her noktada aynıdır. Kompozit malzemelerde ise anizotropik veya ortotropik bir yapı bulunmaktadır. Anizotropik durumda her yöne ait farklı elastik sabitler bulunur ve malzeme özellikleri yöne bağlı olarak değişmektedir. Kompozitin üç dik ekseninde farklı özellikler göstermesi ve bu özelliklerin temel aksenlere göre simetrik olması durumunda malzeme, ortotropik olarak adlandırılır [39]. Kompozitler, farklı malzemelerin bir araya gelmesinden oluştuğu için homojen değildir. Yani herhangi bir noktanın matris veya takviye elemanının bulunduğu yerden seçilmesi, o noktada ki malzeme özelliklerinde farklılıklar ortaya çıkarmaktadır [68].

Kompozit malzemelerin anizotropik veya ortotropik özellik göstermeleri ve heterojen yapı olmaları mekanik modellerini çok karmaşık bir hale getirmektedir. Bu sebeple mekanik analizler, makromekanik ve mikromekanik adı altında iki yaklaşım ile

açıklanmaktadır [39]. Matris ve takviye elemanın türü ve geometrisi ile birlikte yapı içerisindeki hacim veya kütle oranları kompozit mekaniğini doğrudan etkilemektedir [38]. Yapıyı oluşturan elemanların karışım oranlarına bağlı olarak mikromekanik analiz ile matris ve takviye elemanındaki gerilmeler, deformasyonlar, hasar mekanizmaları ve ara yüzey hasarları incelenmektedir [39].

Elyaf takviyeli kompozitler, lamina adı verilen tabakaların bir araya gelmesiyle oluşan laminatlardır. Servis yükü altında takviye elemanında ve matriste meydana gelen deformasyonlar ayrı ayrı incelenemez. Kompozit yapı bir bütün olarak kabul edilerek analiz gerçekleştirilir [68]. Bununla birlikte her bir lamina'nın makromekanik analizinin yapılması, laminatın mekanik özelliklerinin belirlenmesini ve hasar teorilerinin uygulanmasına olanak sağlar. Makromekanik analiz ile kompozite ait asal doğrultulardaki veya dışındaki gerilme-şekil değiştirme bağıntıları elde edilebilir. Servis yükü altında eksenel veya açılı elyaf dizilimlerinin mukavemet bağıntıları çıkarılabilir ve hasar teorileri uygulanabilir [39].

Şekil 2.19 'da kompozit malzemelerin mekanik analizleri şematik olarak verilmiştir.



Şekil 2.19 Tabakalı kompozit malzemelerin analiz şeması [39].

Kompozit malzemeler lineer elastik kabul edilebilir, fakat izotropik değildir. Gerilme-şekil değiştirme bağıntıları genelleştirilmiş Hooke kanununa uygulanırsa;

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j \quad i, j= 1,2,\dots,6 \quad (2.7)$$

olarak ifade edilir.

Burada gerilme bileşenleri σ_i , şekil değiştirme bileşenleri ε_i ve rijitlik matrisi ise C_{ij} olarak verilmiştir. En genel haliyle üç boyutlu bir cisim için üç koordinat sisteminde göre gerilme-şekil değiştirme bağıntısı;

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

[C] rijitlik matrisinde 36 adet bağımsız elastik sabit mevcuttur. Denklem (2.8)'in tersinin alınmasıyla şekil değiştirme-gerilme bağıntısı elde edilir. Burada ise S_{ij} elastik matristir.

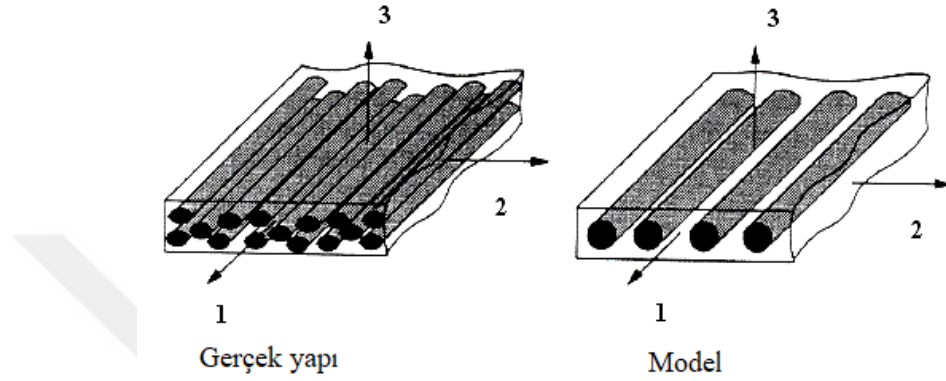
$$\varepsilon_i = S_{ij}\sigma_j \quad i, j= 1,2,\dots,6 \quad (2.9)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Rijitlik matrisi simetriktir ($C_{ij} = C_{ji}$). Bu eşitlik Denklem (2.8)'de kullanılmasıyla [C] rijitlik matrisinde 21 elastik sabit kalır. Bu durum elastik matris içinde geçerlidir ($S_{ij} = S_{ji}$). [S] matrisinde de 21 adet elastik sabit bulunmaktadır [39].

2.1.6.1 Ortotropik malzemelerin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri

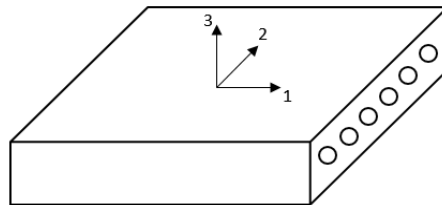
Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin makromekanik analizinde lamina kullanılmaktadır. Burada lamina, tek sıra halinde dizilmiş elyaflardan oluşan ortotropik bir model olarak kabul edilir. Gerçek yapıda ise elyaf dizilimi daha karmaşık bir yapıya sahiptir [39]. Şekil 2.20’de gerçek yapı ile modele ait elyaf dizimlerinin karşılaştırılması verilmiştir.



Şekil 2.20 Elyaf takviyeli bir kompozite lamina'nın gerçek yapı ve modelinin şematik gösterimi [68].

Birbirine dik üç simetrik düzleme sahip ortotropik malzemelere ait şekil değiştirme-gerilme bağıntıları (2.11)'de verilmiştir. [S] matrisinde 9 elastik sabit bulunmaktadır [68].

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$



Şekil 2.21 Tek yönlü fiber takviyeli bir laminanın temel malzeme yönleri

Şekil 2.21’de verilen temel malzeme yönlerine bağlı olarak ortotropik bir laminaya ait mühendislik sabitleri cinsinden şekil değiştirme-gerilme bağıntıları aşağıdaki gibidir. Malzemelere uygulanan mekanik deneylerde, gerilme değerlerine bağlı olarak şekil değişimleri belirlenir. Bu nedenle C_{ij} rijitlik matrisi yerine S_{ij} elastik matrisin bileşenlerinin belirlenmesi daha kolaydır [68].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Denklem (2.12)’de E_1, E_2 ve E_3 sırasıyla 1, 2 ve 3 yönlerine ait Elastik modüller, ν_{ij} poisson oranlar ve G_{23}, G_{31} ve G_{12} sırasıyla 2-3, 3-1 ve 1-2 düzlemlerindeki kayma modülleridir.

2.1.6.2 Üç boyutlu hooke kanunun iki boyuta indirgenmesi

Fiber takviyeli ortotropik bir lamina çok ince ve düzlem dışı bir yüklemeye maruz kalmıyorsa düzlem gerilme durumu kabul edilebilir. Düzlem gerilme durumuna göre $\sigma_3 = 0, \tau_{31} = 0$ ve $\tau_{23} = 0$ olarak varsayılır [39]. Bu varsayım denklem (2.10) ve (2.11)’de uygulanırsa ortotropik bir tabakaya ait düzlem gerilme durumu aşağıdaki gibi formüle edilebilir;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Burada S_{ij} elastik matristir ve 4 bağımsız elastik sabit içerir. (2.13) ifadesinin tersi alırsa gerilme-şekil değiştirme bağıntısı aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Burada Q_{ij} elastik matrisin tersi olup kısaltılmış rijitlik matrisi olarak da adlandırılır. (2.15)'de kısaltılmış rijitlik matrisinin elastik sabitler cinsinden ifadesi ve (2.16)'da (2.13)'ün mühendislik sabitleri cinsinden ifadesi verilmiştir.

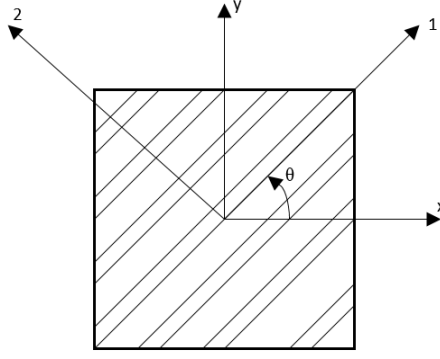
$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} & \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} & 0 \\ \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} & \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

2.1.6.3 Ortotropik malzemelerin keyfi doğrultulardaki gerilme-şekil değiştirme ilişkisi

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde kullanılan laminalar tek bir doğrultuda istiflenmiş olarak konumlanmaz. Fiber takviyeli yapılarda elyaf doğrultusunda yüksek mekanik özellikler elde edilir. Fakat fibere dik doğrultuda çok daha düşük rijitlik ve dayanım sergilemektedir. Bu sebeple farklı açılarda konumlanmış fiberlerin kullanıldığı laminalar ile laminat mukavemeti arttırılmaktadır.

Şekil 2.22'de açılı bir laminaya ait eksen takımları belirtilmiştir. Burada 1-2 koordinat düzlemi lokal eksenleri, x-y ile gösterilen koordinat sistemi ise global eksenleri temsil etmektedir. Şekil 2.22'de görüldüğü gibi 1 eksenini fiber doğrultusunu, 2 ise fibere dik doğrultuyu göstermektedir. 1-x ve 2-y yönleri arasındaki açı ise θ ile gösterilmektedir.



Şekil 2.22 Açılı bir kompozite ait lokal ve global eksenler

(2.8) ve (2.10) denklemlerinde rijitlik ve elastik matrisleri kullanılarak gerilme-şekil değiştirme bağıntıları belirlenmemiştir. Burada global eksen takımı referans alınmıştır. Açılı laminaların gerilme-şekil değiştirme bağıntılarının belirlenmesinde ise lokal ve global eksenlerin birbiri ile ilişkilendirilmesi gerekir. Bunun için [T] dönüşüm matrisi kullanılır [39].

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Lokal gerilmelerin belirlenmesi;

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Burada $m=\cos(\theta)$ ve $n=\sin(\theta)$ 'dır.

Düzlem gerilme durumu için verilen gerilme-şekil değiştirme bağıntısı (2.14) ile (2.18) denklemlerinin birleştirilmesi ile aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Lokal ve global eksenlere göre şekil değişimleri, dönüşüm matrisi ile aşağıdaki gibi formüle edilebilir [39];

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Burada [R] Reuter matrisi olarak adlandırılır.

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Denklem (2.22), (2.20) ifadesinde yerine yazılırsa;

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Eşitliğin sağ tarafındaki beş matrisin çarpımı $[\bar{Q}]$ olarak kısaltılırsa;

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

olarak ifade edilir. Aşağıda $[\bar{Q}]$ matrisinin bileşenleri verilmiştir.

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + Q_{22}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3 \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + Q_{22}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3 \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4) \end{aligned} \quad (2.26)$$

(2.26) ifadelerinde görüldüğü gibi $[\bar{Q}]$ matrisi altı elemandan oluşmaktadır. Fakat bu elemanlar belirtildiği gibi Q_{11} , Q_{12} , Q_{22} ve Q_{66} rijitlik elemanı ve θ açısının bir fonksiyonu

olarak denklem içerisinde yer alır [39]. (2.25) denkleminin tersinin alınması ile aşağıdaki denklem elde edilir.

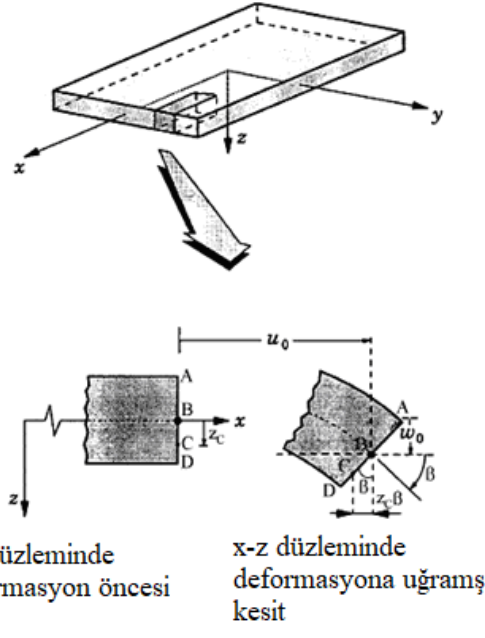
$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ S_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{16} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

elde edilir. Burada \bar{S}_{ij} dönüştürülmüş indirgenmiş esneklik matrisi olarak isimlendirilir. Aşağıda \bar{S}_{ij} matrisinin elemanları verilmiştir.

$$\begin{aligned} \bar{S}_{11} &= S_{11}m^4 + S_{22}n^4 + (2Q_{12} + S_{66})m^2n^2 \\ \bar{S}_{12} &= (S_{11} + S_{22} - S_{66})m^2n^2 + S_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{S}_{16} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})nm^3 - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})mn^3 \\ \bar{S}_{22} &= S_{11}n^4 + S_{22}m^4 + (2S_{12} + S_{66})m^2n^2 \\ \bar{S}_{26} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})mn^3 - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})nm^3 \\ \bar{S}_{66} &= 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66})m^2n^2 + S_{66}(m^4 + n^4) \end{aligned} \quad (2.28)$$

2.1.6.4 Klasik laminasyon teorisi (KLT)

Farklı oryantasyon dizilimine sahip fiber takviyeli kompozit malzemelerin mekanik analizi klasik laminasyon teorisine göre yapılmaktadır. Bu yöntemde, her bir laminanın özellikleri üzerinden laminanın mekanik davranışları incelenir [76].



Şekil 2.23 Tabakalı bir kompozitin x-z düzlemindeki yer değiştirmeleri [68].

Klasik laminasyon teorisine göre bir yapının modellenmesinde, Krichoff-Love kabuk teorisinin hipotezlerine göre bazı kabuller yapılmaktadır. Buna göre, deformasyondan önce orta düzleme çizilen dik doğrultuların deformasyondan sonra da orta düzleme dik kalacağı kabul edilir. Orta düzlemde dik doğrultularda kayma deformasyonları oluşmaz ($\gamma_{xy}=\gamma_{yz}=0$). Enine yer değiştirmeler kalınlıktan bağımsızdır. Tabakalar kendi aralarında mükemmel bağlarla bağlanmış ve tabakalarda kaymadan dolayı şekil değiştirmeler meydana gelmez. Bu sebeple laminat tek bir tabaka gibi kabul edilir. Enine normal şekil değiştirme yoktur ($\varepsilon_z = 0$) [76, 68, 77].

Şekil 2.23’de x-z düzleminde yer değiştirmeleri verilmiş levha, Krichoff-Love hipotezine göre; doğrusal elastik, Hooke kanununa uyan ve sabit kalınlıklı tabakalardan meydana gelen bir yapıdır. Referans olarak ($z=0$) orta düzlem kabul edilir. Levha düzleminde yer değiştirmeler $z(u,v)$ ’nin bir fonksiyonudur. (x,y,z) konumunda bulunan herhangi bir nokta, deforme olduktan sonra $(x-u, y+v, z+w)$ konumuna geçer [76, 77]. Referans ekseninde seçilen herhangi bir noktanın deformasyon sonrası u,v ve w yer değiştirmeleri sırasıyla;

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (2.29)$$

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (2.30)$$

$$w = w_0 \quad (2.31)$$

olmaktadır. Levhanın kalınlığı boyunca deformasyonun meydana gelmediği ve tabakalar arası kaymaya bağlı şekil değişimlerinin olmadığı kabulünden $\varepsilon_z = \gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$ dır. x-z düzleminde sadece $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ normal şekil değiştirmeleri ve γ_{xy} kayma şekil değiştirmesi meydana gelir [68]. Bu deformasyonlar aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2.32)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (2.33)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (2.34)$$

(2.29) ve (2.30) denklemleri u ve v değerlerine ait eşitlikler (2.32), (2.33) ve (2.34) denklemlerinde yerine yazıldığında;

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (2.35)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (2.36)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (2.37)$$

(2.35),(2.36) ve (2.37) denklemleri (2.38)'de verildiği gibi matris formunda yazılabilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

Burada $\varepsilon_x^{(0)}$, $\varepsilon_y^{(0)}$ ve $\gamma_{xy}^{(0)}$ düzlem şekil değiştirmeleri, $\varepsilon_x^{(1)}$, $\varepsilon_y^{(1)}$ ve $\gamma_{xy}^{(1)}$ ise eğilme şekil değiştirmelerini göstermektedir [77].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Klasik laminasyon teorisinde düzlemsel kuvvetler ve momentleri içeren yönetici denklemlerin belirlenmesinde virtüel yer değiştirme prensipleri kullanılmaktadır. Bu amaçla Hamilton prensibinin dinamik sistemler için genelleştirilmiş virtüel iş denkleminin en genel hali aşağıda verilmiştir [76, 77].

$$\int_0^T (\delta U + \delta V - \delta K) dt = 0 \quad (2.41)$$

δU : Virtüel şekil değiştirme enerjisi,

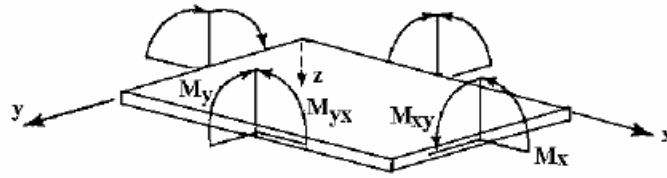
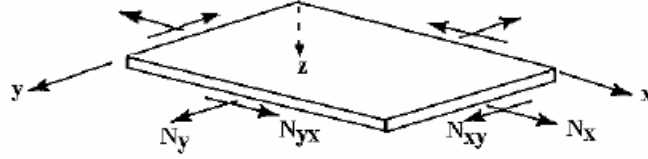
δV : Dış kuvvetlerin yaptığı virtüel iş

δK : Virtüel kinetik enerji

(2.41)'de verilen ifadelerin integralinin bileşik tabaka kalınlığı boyunca alınması durumunda N_x, N_y ve N_{xy} düzlemsel kuvvetler ile M_x, M_y ve M_{xy} momentlerini içeren bağıntılar aşağıdaki gibi elde edilir [76, 77]. Düzlemsel kuvvetler ve momentlerin levha üzerindeki gösterimi Şekil 2.24'de verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^N \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2.42)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz \quad (2.43)$$

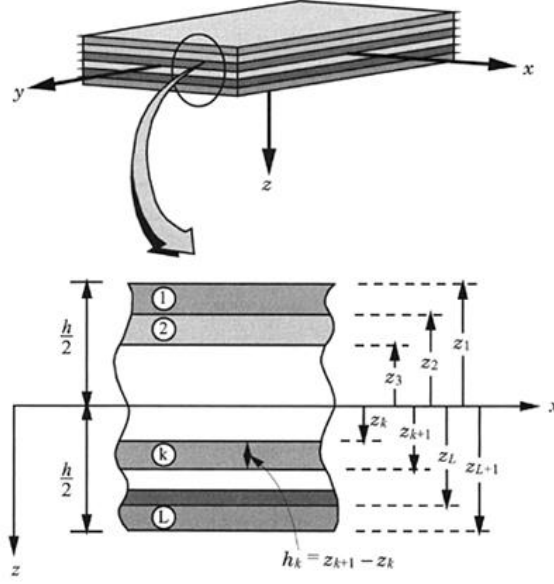


Şekil 2.24 Bileşik tabaklı levha üzerindeki kuvvet ve momentlerin gösterimi [68].

Tek bir lamina için gerilme-şekil değiştirme bağıntısı (2.25)'de ve klasik laminasyon teorisine göre belirlenen şekil değiştirme bağıntıları (2.38)'de verilmiştir. (2.38) denklemini (2.25) eşitliğinde yerine yazılması ile (2.44) denklemini elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

(2.44) ile düzlem ve eğilme şekil değiştirmeleri bilinen k. tabakaya ait gerilme değerleri hesaplanabilmektedir [68].



Şekil 2.25 N tabakadan oluşan kompozit geometrisi [77].

(2.42) ve (2.43) ifadeleri (2.44)'de yerine yazılması ile kompozitin kuvvet-şekil değiştirme bağıntısı(2.45)'de ve moment-şekil değiştirme ilişkisi(2.47)'de verilmiştir [77].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} dz \\ + \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} z dz \end{Bmatrix} \quad (2.45)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (2.46)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} dz \\ + \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} z^2 dz \end{Bmatrix} \quad (2.47)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (2.48)$$

Yukarıda verilen eşitliklerde N tabaka sayını belirtmektedir. A_{ij} uzama, B_{ij} eğilme-uzama birleşme ve D_{ij} eğilme katılık matrisi olarak adlandırılır. İndirgenmiş katılık matrisleri aşağıda verilmiştir.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_{k+1} - z_k)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_{k+1}^2 - z_k^2) \quad (2.49)$$

$$A_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_{k+1}^3 - z_k^3)$$

(2.46) ve (2.48) eşitliklerinin birleştirilmiş hali (2.50)'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \\ \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

Kısaca;

$$\begin{Bmatrix} N \\ K \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^{(0)} \\ \varepsilon^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (2.51)$$

olarak gösterilebilir.

Simetrik Tabakalı Kompozit Levhalar

Simetrik tabakalı kompozit levhaların hem geometrik hem de malzeme özellikleri orta düzleme göre simetriktir ($z=0$). Referans düzleminin her iki tarafında da kullanılan tabakalar aynı malzeme özelliklerine sahip, aynı kalınlıkta ve aynı yönlenme açılı olarak yerleştirilmiştir. $[\bar{Q}_{ij}]_k$ matrisinin ve kalınlığın orta düzleme göre simetrik olmasından dolayı eğilme-uzama birleşme matrisi sifıra eşit olmaktadır ($B_{ij}=0$) [77]. Uzama ve eğilme

arasındaki ilişkinin sıfırlanması hesaplamalarda kolaylık sağlamaktadır. Bununla birlikte, kompozit malzeme üretiminde sertleşme sonrası soğuma sırasında büzülme görülmektedir. Bu büzülme yapıda burkulmalara neden olur. Simetrik tabakalı kompozit malzemelerde büzülmeden kaynaklı burkulmalar meydana gelmez. Özel durumlar haricinde yapı içerisinde burkulmaları önlemek amacıyla simetrik olmayan tabakalar kullanılmaz [68].

Simetrik tabakalı kompozit levhaların kuvvet ve moment bağıntıları aşağıda verilmiştir [76].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(0)} \\ \varepsilon_y^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(1)} \\ \varepsilon_y^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{bmatrix} \quad (2.53)$$

2.1.7 Kompozit malzemelerin mukavemet hasar teorileri

Bir yapının tasarımında, doğru ve güvenli malzeme seçiminin yanı sıra hasar mekanizmalarının bilinmesi gerekmektedir. Kompozitlerde kullanılan elyaf türü ve oryantasyonu, tabaka sayısı, matris özellikleri ve matris-elyaf ara yüzey özellikleri yapı mekaniğini ve hasarı doğrudan etkilemektedir. Kompoziti oluşturan bu ana elemanların hasar analizi mikromekanik ölçekte gerçekleştirilmektedir. Bununla birlikte kompoziti oluşturan her bir laminanın mukavemet özelliklerinin bilinmesi laminanın mukavemet ve hasar analizine olanak sağlamaktadır. Makromekanik ölçekte hasar analizi ile kompozitin mekanik özellikleri, hasar kriterleri ile kıyaslanabilmekte ve hasar başlangıcı tahmin edilebilmektedir [39, 68].

İzotropik ve homojen yapıya sahip monolitik malzemelerin hasar analizinde asal normal gerilmelerin ve maksimum kayma gerilmelerinin bilinmesi yeterlidir. Fakat ortotropik ve heterojen yapıya sahip kompozitlerin hasar analizinde asal ve kayma gerilmelerinin yerine lokal ve global eksenlerde meydana gelen gerilmeler kullanılmaktadır. Tabakalı kompozit bir malzemenin hasar analizinde deneysel olarak elde edilen verilere ihtiyaç duyulmaktadır. Bu kapsamda tek yönlü elyaf dizilimine sahip bir laminanın Şekil 2.21’de verilen 1-2-3

yönlerindeki mukavemet değerleri belirlenir. Genel olarak laminanın elyaf doğrultusunda ve elyafa dik doğrultudaki çekme ve basma yükleri altındaki gerilme ve şekil değiştirme değerleri hesaplanır. Bu veriler tek yönlü veya farklı oryantasyon dizilimine sahip kompozitlerin hasar analizlerinde kullanılmaktadır. Hasar analizi için kullanılan mukavemet değerleri aşağıda verilmiştir [39, 78].

X^T : 1 yönündeki maksimum çekme mukavemeti,

X^C : 1 yönündeki maksimum basma mukavemeti,

Y^T : 2 yönündeki maksimum çekme mukavemeti,

Y^C : 2 yönündeki maksimum basma mukavemeti,

Z^T : 3 yönündeki maksimum çekme mukavemeti,

Z^C : 3 yönündeki maksimum basma mukavemeti,

S_{12} : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma mukavemeti,

S_{23} : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma mukavemeti,

S_{13} : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma mukavemeti,

ε_1^T : 1 yönündeki maksimum çekme birim uzaması,

ε_1^C : 1 yönündeki maksimum basma birim uzaması,

ε_2^T : 2 yönündeki maksimum çekme birim uzaması,

ε_2^C : 2 yönündeki maksimum basma birim uzaması,

ε_3^T : 3 yönündeki maksimum çekme birim uzaması,

ε_3^C : 3 yönündeki maksimum basma birim uzaması,

γ_{12}^F : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı.

γ_{23}^F : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı.

γ_{13}^F : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı.

Açılı elyaf dizilimine sahip tabakalı kompozit malzemelerin hasar analizlerinde öncelikle lokal gerilmeler hesaplanır. Belirlenen gerilme parametreleri ışığında yapının hasara durumu, hasar teorileri ile belirlenmektedir. Literatürde en yaygın kullanılan hasar teorileri aşağıda verilmiştir [39].

2.1.7.1 Maksimum gerilme hasar teorisi

Maksimum gerilme teorisi; izotropik malzemelerin normal (Rankine) ve kayma (Tresca) gerilme teorilerine benzemektedir. 1-2-3 eksenlerinden herhangi birinde meydana

gelen normal veya kayma gerilmesi değerlerinden biri, bu eksendeki maksimum normal gerilme veya maksimum kayma gerilmesi değerini aşması durumunda hasarın başlayacağı kabul edilir. Diğer bir deyişle (2.54)'de verilen eşitliklerin sağlanmaması durumunda kompozit yapının hasara uğrayacağı kabul edilir [39, 78].

$$\begin{aligned}
-X^C &< \sigma_1 < X^T \\
-Y^C &< \sigma_2 < Y^T \\
-Z^C &< \sigma_3 < Z^T \\
-S_{12} &< \tau_{12} < S_{12} \\
-S_{23} &< \tau_{23} < S_{23} \\
-S_{13} &< \tau_{13} < S_{13}
\end{aligned} \tag{2.54}$$

2.1.7.2 Maksimum şekil değiştirme hasar teorisi

Maksimum gerilme teorisine benzer şekilde 1-2-3 eksenlerinden herhangi birinde meydana gelen normal ve kayma şekil değiştirmeleri, bu eksendeki maksimum normal şekil değiştirme veya maksimum kayma şekil değiştirme değerini geçmesi halinde hasarın başlayacağı kabul edilir. İzotropik malzemelerde kullanılan maksimum normal şekil değiştirme (St Venant) ve maksimum kayma gerilmesi teorisinden (Tresca) çıkartılmaktadır. Aşağıda verilen eşitliklerin sağlanamaması durumunda kompozit yapının hasara uğrayacağı kabul edilir [39].

$$\begin{aligned}
-\varepsilon_1^C &< \varepsilon_1 < \varepsilon_1^T \\
-\varepsilon_2^C &< \varepsilon_2 < \varepsilon_2^T \\
-\varepsilon_3^C &< \varepsilon_3 < \varepsilon_3^T \\
-\gamma_{12}^F &< \gamma_{12} < \gamma_{12}^F \\
-\gamma_{23}^F &< \gamma_{23} < \gamma_{23}^F \\
-\gamma_{13}^F &< \gamma_{13} < \gamma_{13}^F
\end{aligned} \tag{2.55}$$

2.1.7.3 Tsai-Hill hasar teorisi

Bu teori, izotropik malzemelerde kullanılan Von-Mises çarpma enerjisi akma kriterinin anizotropik malzemelerde geliştirilmiş halidir. Hill, izotropik malzemelerde kullanılan Von-Mises kriterini anizotropik malzemelere uyarlamıştır. Tsai, bu teoriyi tek yönlü tabakalı kompozitlerde kullanmıştır. Bu teoriye göre çarpma enerjisi, hasarın meydana geldiği çarpma enerjisini geçmesi durumunda yapıda hasar meydana gelmektedir. Yapıyı oluşturan tabakaların gerilme dağılımının, (2.56) denklemlerini sağlaması durumunda kompozit malzemede hasarın meydana gelmeyeceği kabul edilir [39, 78].

$$(G_2 + G_3)\sigma_1^2 + (G_1 + G_3)\sigma_2^2 + (G_1 + G_2)\sigma_3^2 - 2G_3\sigma_1\sigma_2 - 2G_2\sigma_1\sigma_3 - 2G_1\sigma_2\sigma_3 + 2G_4\tau_{23}^2 + 2G_5\tau_{31}^2 + 2G_6\tau_{12}^2 < 1 \quad (2.56)$$

Burada G_1, G_2, G_3, G_4, G_5 ve G_6 mukavemet kriteri elemanlarıdır ve aşağıda verilen eşitlikler yardımıyla hesaplanabilir [39].

$$\begin{aligned} G_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{2}{[(Y^T)^2]} - \frac{1}{[(X^T)^2]} \right) \\ G_2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(X^T)^2]} \right) \\ G_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(X^T)^2]} \right) \\ G_6 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{[(S_{12})^2]} \right) \end{aligned} \quad (2.57)$$

Tek yönlü tabakalı kompozitlerde düzlem gerilme durumunda ($\sigma_3 = \tau_{31} = \tau_{23} = 0$) olacaktır. Bu eşitlikler (2.56) ve (2.57) denklemlerine uygulanır Tsai-Hill Teorisi aşağıdaki gibi yazılabilir [39].

$$\left[\frac{\sigma_1}{X^T} \right]^2 - \left[\frac{\sigma_1\sigma_2}{(X^T)^2} \right] + \left[\frac{\sigma_2}{Y^T} \right]^2 + \left[\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right]^2 < 1 \quad (2.58)$$

2.1.7.4 Tsai-Wu hasar teorisi

Çekme ve basma gerilmelerinin birlikte kullanılmasından dolayı Tsai-Hill teorisinden daha kapsamlıdır. Beltrami hasar teorisinden uyarlanmıştır. Tsai-Wu hasar teorisine göre (2.60) eşitliğinin sağlanamaması durumunda hasarın meydana geleceği kabul edilir [39, 78].

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j < 1 \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (2.59)$$

$$\left[\left(\frac{1}{X^T} - \frac{1}{X^C} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y^T} - \frac{1}{Y^C} \right) \sigma_2 + \left(\frac{1}{Z^T} - \frac{1}{Z^C} \right) \sigma_3 + \frac{\sigma_1^2}{X^T X^C} + \frac{\sigma_2^2}{Y^T Y^C} + \frac{\sigma_3^2}{Z^T Z^C} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 \right] < 1 \quad (2.60)$$

$$F_{12}^2 = \frac{1}{X^T X^C} \frac{1}{Y^T Y^C}$$

$$F_{23}^2 = \frac{1}{Y^T Y^C} \frac{1}{Z^T Z^C} \quad (2.61)$$

$$F_{13}^2 = \frac{1}{X^T X^C} \frac{1}{Z^T Z^C}$$

2.1.7.5 Hoffman hasar teorisi

Hoffman teorisinde, Tsai-Hill hasar denklemlerine lineer terimler eklenerek farklı çekme ve basma yüklerindeki mukavemet değerleri hesaplanabilmektedir. (2.62) eşitliğinin sağlanamaması durumunda hasarın meydana geleceği kabul edilir.

$$[C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{13}^2 + C_9\tau_{12}^2]/F < 1 \quad (2.62)$$

$$C_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z^T Z^C} + \frac{1}{Y^T Y^C} - \frac{1}{X^T X^C} \right)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X^T X^C} + \frac{1}{Z^T Z^C} - \frac{1}{Y^T Y^C} \right) \quad (2.63)$$

$$C_3 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X^T X^C} + \frac{1}{Y^T Y^C} - \frac{1}{Z^T Z^C} \right)$$

$$C_4 = \frac{1}{X^T} - \frac{1}{X^C}$$

$$C_5 = \frac{1}{Y^T} - \frac{1}{Y^C}$$

$$C_6 = \frac{1}{Z^T} - \frac{1}{Z^C}$$

$$C_7 = \frac{1}{S_{23}^2}$$

$$C_8 = \frac{1}{S_{13}^2}$$

$$C_9 = \frac{1}{S_{12}^2}$$

2.1.7.6 Hashin hasar teorisi

Hashin teorisi, kompozit yapıyı oluşturan elemanların hasar durumlarını belirleyebilmektedir. Bu kapsamda matris, elyaf ve matris-elyaf ara yüzeyinde çekme veya basma yüklerinden dolayı oluşan hasarlar incelenebilmektedir. Kayma ve normal gerilme arasında bağıntı bulunan bu teoride, hasar tipleri ayırt edilebilmektedir. Bu özelliklerinden dolayı sonlu elemanlar analizine uyarlanabilmektedir [68, 78].

(2.64) eşitliğinin sağlanması durumunda elyafta çekme hasarının meydana geleceği kabul edilir.

$\sigma_1 > 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 > 1 \quad (2.64)$$

(2.65) eşitliğinin sağlanması durumunda elyafta basma hasarının meydana geleceği kabul edilir.

$\sigma_1 < 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X^C}\right) > 1 \quad (2.65)$$

(2.66) eşitliğinin sağlanması durumunda matriste çekme hasarının meydana geleceği kabul edilir.

$\sigma_2 > 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 > 1 \quad (2.66)$$

(2.67) eşitliğinin sağlanması durumunda matriste basma hasarının meydana geleceği kabul edilir.

$\sigma_2 < 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y^C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 > 1 \quad (2.67)$$

(2.68) eşitliğinin sağlanması durumunda matris-elyaf ara yüzeyinde kayma hasarının meydana geleceği kabul edilir.

$\sigma_1 < 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X^C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 > 1 \quad (2.68)$$

2.2 Balsa

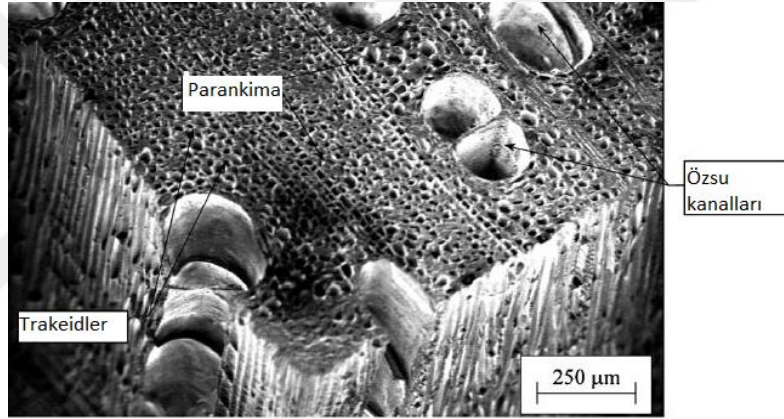
Balsa (*Ochroma Pyramidale*), başta Ekvador olmak üzere Güney Amerika'nın yağmur ormanlarında yetişen tropikal bir ağaçtır. Çok hızlı büyüyen bir türdür. 5 ile 8 yıl arasında 75 cm gövde çapına ve 20 m yüksekliğe ulaşabilmektedir. Hızlı büyümesinden dolayı düşük yoğunluktadır [14]. Balsa ağacının yoğunluğu, 40-380 kg/m³ arasında değişmektedir. Düşük yoğunluğuna rağmen nispeten yüksek mukavemet, sertlik ve enerji absorbe etme özellikleri göstermektedir. Bu özelliklerinden dolayı sandviç kompozitlerde çekirdek yapı olarak rüzgâr türbini kanatları, spor malzemeleri, uçaklar, tekne gövdeleri ve köprülerde kullanılabilir [13].

Bio kaynaklı ve yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahip olmasına rağmen bazı dezavantajları bulunmaktadır. İklim koşullarına göre kalitesi ve malzeme özellikleri değişmektedir. Endüstriyel kullanım için balsa ahşabının üretimi en çok Ekvador tarafından

gerçekleştirilmektedir. Sınırlı üretim alanları ve temin etme zorluklarından dolayı yüksek maliyetlidir [13]. Balsa odununun doğal hücre yapısından ve bölgesel yoğunluk farklılıklarından dolayı mekanik özelliklerinde düzensizlikler gözlemlenmektedir [15]. Bu sınırlamalardan dolayı sandviç yapı çekirdeğinde balsa yerine hücresel veya katı formdaki farklı alternatif malzemeler tercih edilmektedir [13].

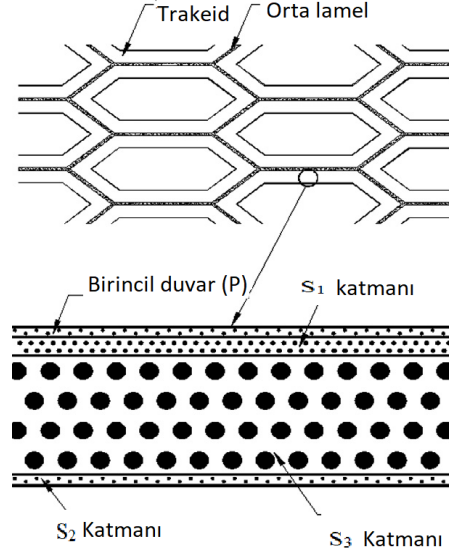
2.2.1 Balsa ahşabının mikro yapısı

Balsa, mikro yapısal olarak üç tip hücre yapısından oluşmaktadır. Bunlar; ahşabın %80-90'lık kısmını oluşturan ve aksel olarak konumlanmış trakeid hücreleri, ahşap içerisinde radyal olarak bulunan ve yapının %8-15'lik kısmını oluşturan parankima hücreleri ve özsu kanallarından oluşmaktadır. Şekil 2.26'da trakeid, parankima ve özsu kanallarının ahşap içerisindeki yerleşimi görülmektedir [11].



Şekil 2.26 Balsa ahşabını oluşturan hücrelerin mikroskop altındaki doğal görüntüsü [2].

Trakeid hücreleri, düzensiz altıgen geometri ve uzun boru şeklindeki yapılardır. Ağaç gövdesi boyunca aksel konumda bulunurlar. Ağacın yıllık büyüme halkalarını oluşturan çevresel katmanlar halinde dizilirler. Ahşap içerisinde yapı bütünlüğünü ve dayanımını sağlamaktadır. Selüloz, hemiselüloz ve ligninden meydana gelen temel fibrillerden oluşmaktadır. Şekil 2.27'de görüldüğü gibi Trakeid hücreleri birincil duvar (P) ve ikincil duvar (S) adı verilen tabakalardan meydana gelmektedir. İkincil duvar S₁, S₂ ve S₃ alt katmanlarına ayrılır. S₂, hücre duvarının %85 ini oluşturan en kalın katmandır. Trakeid hücreleri, linyin ve nispeten kırılabilir fenolik polimerlerden oluşan lamel ile birbirine bağlanmaktadır [11, 79].

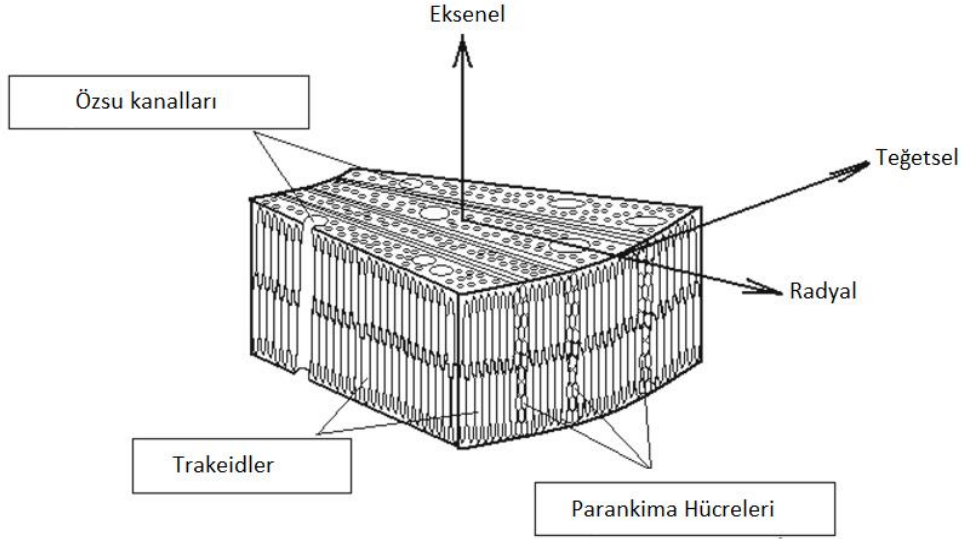


Şekil 2.27 Trakeid ve orta lamelin basitleştirilmiş mikro yapısı [11].

Parankimalar, trakeid hücrelerine radyal olarak konumlanmış, daha küçük ve dikdörtgen kesitli hücrelerdir. Temel görevleri besinleri radyal yönde taşımak ve depolamaktır. Ahşap sertliğini ve mukavemetini radyal yönde arttırmaktadır. Ağaç içerisinde sıvı taşınımından sorumlu olan özsu kanalları diğer bir hücre tipidir. Dairesel kesitli ve eksenel yönde uzamaktadır. Trakeidlere göre daha ince duvar kalınlığına sahip ve nispeten daha büyük çaplıdır. Ahşap hacminin çok küçük bir kısmını oluşturmaktadır [13].

2.2.2 Balsa ahşabının mekanik özellikleri

Balsa'nın mekanik özellikleri mikro yapısı ile ilişkilidir. Buna bağlı olarak ahşabın kesim yönü mekanik özelliklerini doğrudan etkilemektedir. Heterojen ve anizotropik bir yapıya sahip olan ahşap, birbirine dik üç temel eksene sahiptir. Bunlar trakeid liflerinin oluşturduğu eksenel doğrultu, parankima hücreleri boyunca uzanan radyal doğrultu ve bu iki eksene dik olan teğetsel doğrultudan oluşmaktadır. Balsa ahşabının Şekil 2.28'de gösterilen modelinde ki üç eksen doğrultusunda farklı mekanik özellikler göstermektedir [79].



Şekil 2.28 Balsa modeli üzerinde yapı hücrelerinin ve temel eksenlerin görünümü [13].

Bio kaynaklı, lifli ve gözenekli bir yapıya sahip olmasından dolayı balsa ağacı, geniş bir yoğunluk aralığına sahiptir. Genel olarak yoğunluğu $40-380 \text{ kg/m}^3$ aralığında değişmektedir. Balsa yoğunluğu ağaç yaşı ve yaşam alanına bağlı olarak değişmektedir. Kesim yönü ile birlikte malzeme yoğunluğunu da yapı mukavemetini doğrudan etkilemektedir. Ahşabın mekanik performansı, büyük ölçüde yoğunluğa bağlı olarak değişmektedir [11, 14].

Balsa ağacı, kuru ağırlığının dört katına kadar su bulundurabilmektedir. Bununla birlikte higroskopik bir malzeme olmasından dolayı temas ettiği yüzeylerde veya havadaki nemi bünyesinde tutabilmektedir. Kuru haldeki balsa ahşabı, lifli ve gözenekli bir yapıya sahiptir. Ayrıca düşük yoğunluğundan dolayı yüksek dayanım/ağırlık performansı göstermektedir. Enerji absorbe etme, sertlik ve mekanik özellikleri farklı doğrultularda farklı sonuçlar vermekle beraber yoğunluk artışına bağlı olarak büyük ölçüde artmaktadır [79, 80]. Çizelge 2.5’de Kotlarewski ve diğ. balsa ağacının farklı yoğunluk aralıklarındaki mekanik özelliklerini özetlemiştir. Bununla birlikte farklı yaşam alanlarında yetiştirilen ağaçlar, aynı yoğunluk aralıklarında farklı mekanik özellikler gösterebilmektedir. [80].

Çizelge 2.5 Farklı yoğunluk aralıklarındaki balsa ahşabının mekanik özellikleri [80].

Yoğunluk Aralığı	80-120 kg/m³ (Hafif)	120-180 kg/m³ (Orta)	180-220 kg/m³ (Ağır)
Elastisite modülü (MPa)	1222,14(246,93)	2037,07 (374,85)	-
Kopma modülü (MPa)	9,83 (1,72)	16,63 (2,74)	-
Teğetsel yüzeydeki sertlik (N)	196,59 (17,95)	307,35 (92,06)	585,70 (84,91)
Radyal yüzeydeki sertlik (N)	233,17 (37,15)	290,60 (69,96)	566,02 (42,08)
Eksenel yüzeydeki sertlik (N)	313,44 (38,79)	426,17 (88,83)	686,76 (83,89)
Lif doğrultusundaki basma muk. (MPa)	-	9,24 (0,61)	14,88 (0,42)
Life dik doğrultudaki basma muk. (MPa)	0,64 (0,19)	1,14 (0,39)	-
Kayma muk. (MPa)	1,56 (0,09)	1,90 (0,25)	-

3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu çalışmada, sandviç kompozit malzemelerin mekanik özellikleri araştırılmıştır. Sandviç yapıda çekirdek kalınlığı, alt ve üst yüzeylerde kullanılan kompozitlerin tabaka sayısı ve oryantasyon açısı değişiminin mekanik özellikler üzerindeki etkileri ve hasar durumları incelenmiştir. Bu kapsamda, hem deneysel hem de nümerik analizler gerçekleştirilmiştir. Çekirdek yapı malzemesi olarak 170 kg/m^3 yoğunluğunda 4, 6, 8 ve 10 mm kalınlığındaki balsa odunları kullanılmıştır. Alt ve üst yüzey malzemesi olarak 8 ve 12 tabakalı, $[0^\circ]_{2s}$, $[0^\circ/90^\circ]_s$ ve $[\pm 45^\circ]_s$ oryantasyon açılı cam elyaf takviyeli kompozitler seçilmiştir. Sandviç kompozitlerin üretimi vakum infüzyon yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Deneysel olarak mekanik özelliklerin belirlenmesi amacıyla numunelere eğilme, düşük hızlı darbe ve basma testleri uygulanmıştır. Nümerik analizler, sonlu elemanlar yönteminin kullanıldığı ANSYS 18.1 paket programı ile gerçekleştirilmiştir. Deneysel veriler, ANSYS programından elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.

Tez çalışması üç bölümden oluşmaktadır. İlk olarak sandviç yapılar üretilmiştir. Ayrıca ANSYS modelinin oluşturulmasında ihtiyaç duyulan malzeme özelliklerinin belirlenmesi için kompozit malzemeler de üretilmiştir. Standartlara uygun olarak kesim işlemi yapılmış ve boyutlandırılmıştır. İkinci aşamada cam elyaf takviyeli kompozit malzemelere ve sandviç yapılara mekanik testler uygulanmıştır. Bu kapsamda cam elyaf takviyeli kompozit malzemelere ve balsa odununa çekme, basma ve kayma testleri, sandviç yapılara ise eğilme, düşük hızlı darbe ve kenar basma testleri uygulanmıştır. Son bölümde, ANSYS 18.1 programının Workbench arayüzünde numunelerin sonlu elemanlar modeli oluşturulmuş ve nümerik analizleri gerçekleştirilmiştir.

3.1 Test Numunelerinin Üretimi

Sandviç yapıda, çekirdek elemanı olarak kullanılan farklı kalınlıklardaki, 170 kg/m^3 yoğunluklu balsa odunları Hobi24 firmasından temin edilmiştir. Alt ve üst yüzeyleri oluşturan kompozit malzemelerin üretiminde takviye elemanı olarak 330 gr/m^2 tek eksenli, $606 \text{ gr/m}^2 \pm 45^\circ$ ve $600 \text{ gr/m}^2 0/90^\circ$ dizilime sahip iki eksenli E-camı fiberler kullanılmıştır.

Matris malzeme olarak MGS L160 epoksi ve H160 epoksi sertleştirici seti seçilmiştir. Cam elyaflar ve epoksi seti Dost Kimya firmasından temin edilmiştir. L160 epoksi ve H160 sertleştirici setinin oda sıcaklığındaki fiziksel özellikleri Çizelge 3.1’de verilmiştir. Çizelge 3.2’de 100:25 oranında epoksi ve sertleştirici karışımının 24 saat oda sıcaklığı ve 15 saat 60°C’de kütleme işleme sonucu elde edilen mekanik özellikleri verilmiştir.

Çizelge 3.1 Matris malzemedeki kullanılan epoksi ve sertleştiricinin oda sıcaklığındaki fiziksel özellikleri [81].

	Yoğunluk (kg/m ³)	Viskozite (MPas)
L160 epoksi	1130-1170	700-900
H160 sertleştirici	960-1000	10-50

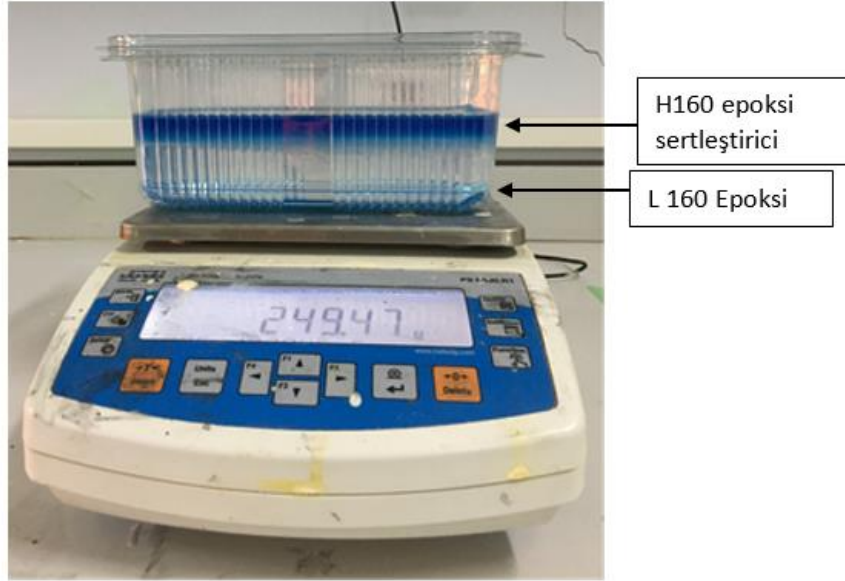
Çizelge 3.2 L160-H160 epoksi setinin mekanik özellikleri [81].

Mekanik Özellikler	Değer
Eğilme mukavemeti (MPa)	110-140
Elastisite modülü (MPa)	3200-3500
Çekme mukavemeti (MPa)	70-80
Basma mukavemeti (MPa)	80-100
Kopma uzaması (%)	5-6,5
Darbe dayanımı (KJ/m ²)	40-50

3.1.1 Kompozit malzemelerin üretimi

Sandviç yapının alt ve üst yüzeylerinde kullanılan kompozit malzemelerin elyaf-hacim oranı, elyaf ve elyafa dik yöndeki mekanik özellikleri ve oryantasyon açısı değişiminin mekanik özellikler üzerindeki etkisinin belirlenmesi amacıyla öncelikle kompozitlerin üretimi gerçekleştirilmiştir. Üretim metodu olarak vakum infüzyon yöntemi (VARTM) seçilmiştir. 40x50 cm boyutlarındaki bir cam elyaf takviyeli kompozit plakanın üretim aşamaları aşağıda sırası ile verilmiştir.

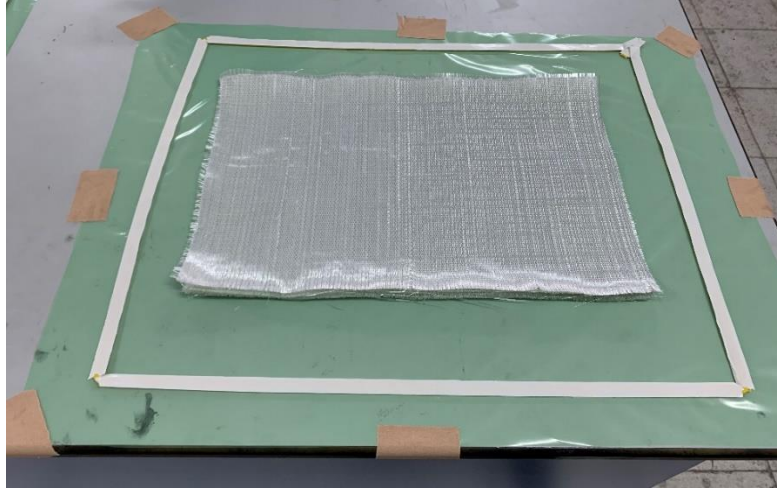
VARTM ile kompozit üretiminde öncelikle kullanılan cam elyaf kumaşlar belirlenen boyutlarda kesilmektedir. Sarf malzeme olarak kullanılan soyma kumaşı, akış filesi ve vakum torbası da cam elyafların üzerini tamamen kaplayacak büyüklükte hazırlanmaktadır.



Şekil 3.1 Matris malzemesi olarak kullanılan epoksi seti

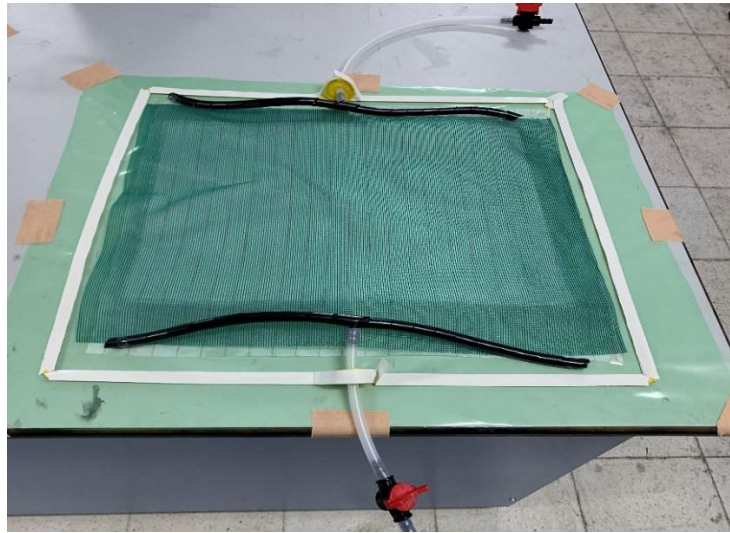
Matris malzeme olarak kullanılan reçine ve sertleştirici karışımının hazırlanmasında kumaş ağırlığı referans alınmıştır. Yapılan ön çalışmalar sonucunda, kumaş ağırlığının yaklaşık %70-75'i kadar reçine ve sertleştirici karışımının hazırlanmasının, üretim sonunda kumaş yüzeyinin tamamının ıslanmasında yeterli olduğu gözlenmiştir. Bununla birlikte L160:H160 epoksi seti ağırlıkça 100:25 oranında birleştirilerek kullanılmaktadır. Kumaş ağırlığına bağlı olarak hazırlanan L160 reçine ve H160 sertleştiricinin karıştırma öncesi görünümü Şekil 3.1'de verilmiştir.

Bu çalışmada, Bölüm 2.1.4.1'de açıklanan üretim yönteminden farklı olarak kalıp yüzeyinde kalıp ayırıcı film kullanılmamıştır. Onun yerine alternatif olarak tabana vakum torbası serilmiştir. Vakum basıncı altında numune şeklinin bozulmaması ve düz bir yüzey elde etmek amacıyla vakum torbasının çevresi flaster kullanılarak sabitlenmiştir. Vakum torbasının üzerine, belirlenen boyut ve oryantasyon dizilimindeki cam elyaflar istiflenmiştir. Kumaşların çevresi sızdırmaz bant ile soyma kumaşı ve akış filesinin boyutları da göz önünde bulundurularak çerçeve şeklinde kapatılmıştır.



Şekil 3.2 Cam fiber kumaşların ve sızdırmazlık bandının gösterimi.

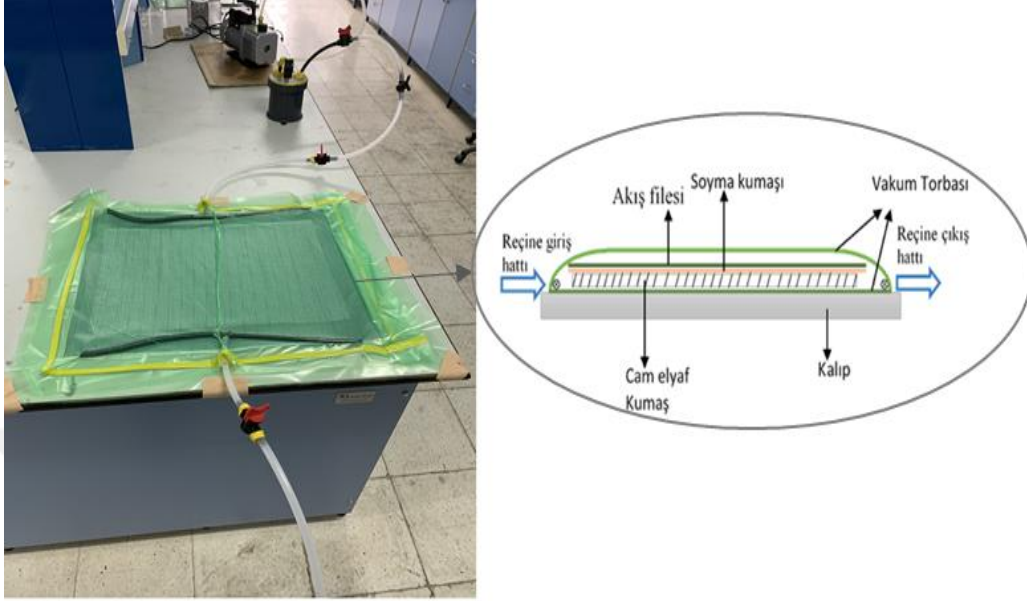
Cam fiber kumaşların üzerine sırasıyla soyma kumaşı (Peel Ply) ve akış filesi serilmiştir. Soyma kumaşı, üretim sonrası elde edilen kompozit yapının akış filesinden ayrılmasını sağlamak için kullanılmaktadır. Vakum altında reçine karışımının takviye elemanın tüm bölgelerine homojen bir şekilde nüfuz etmesini sağlamak için soyma kumaşının üzerine akış filesi yerleştirilmektedir. Akış filesinin karşılıklı iki kenarına spiral hortumlar eklenmiştir. Spiral hortumların ortasına T kollektörler konulmuş ve çıkışlarına şeffaf hortumlar takılmıştır. Bu şekilde reçinenin giriş ve çıkış hatları hazırlanmıştır.



Şekil 3.3 Peel Ply kumaş, akış filesi ve spiral hortumların gösterimi.

Vakum altında Peel Ply kumaş, akış filesi ve spiral hortumları sabitlemek için şeffaf bantlar kullanılmıştır. Reçine giriş ve çıkışlarında hava kaçaklarını önlemek amacıyla T

kollektörlerin çıkışları sızdırmazlık bandı ile sarılmıştır. Akış filesinin üzerine vakum torbası eklenerek sızdırmazlık bandı ile kapatılmıştır. Hazırlanan kalıbın sızdırmazlığının kontrol edilmesi için pompa ile vakum ortamına alınmıştır.



Şekil 3.4 VARTM üretim hattı.

Sızdırmazlık kontrolünden sonra giriş ve çıkış vanaları açılarak sisteme reçine karışımı gönderilmiştir. Basınç altında reçine, cam fiber kumaşa tam olarak nüfuz etmesi sağlanmıştır. Kumaş yüzeyinin büyük seçilmesi, fiberlerin tamamen ıslanmadan reçine viskozitesinin yükselmesine sebep olmaktadır. Bu durum matrisin homojen olarak fiberleri kaplamasını engellemekte, yapıyı atıl duruma düşürmekte, zaman ve maliyet kaybı ortaya çıkarmaktadır. Fazla reçine karışımı çıkış hattından geçerek vakum tankına dolmaktadır. Reçine karışımının VARTM sistemini tamamlaması ve viskozite artışına bağlı olarak akışın yavaşlamasının ardından vanalar kapatılmıştır. 24 saat oda sıcaklığında ve vakum altında kompozit yapının, rijit bir form kazanması sağlanmıştır.

Üretilen kompozit malzemelerin fiziksel özelliklerinin belirlenmesinde aşağıda verilen formüller kullanılmıştır. Denklemlerde;

$v_{c,f,m}$ = Sırasıyla kompozit, fiber ve matris hacmini,

$w_{c,f,m}$ = Sırasıyla kompozit, fiber ve matris kütlelerini,

$\rho_{c,f,m}$ = Sırasıyla kompozit, fiber ve matris yoğunluğunu göstermektedir.

Hacim oranları:

Üretilen kompozit malzemelerin hacimlerinin belirlenmesinde aşağıda verilen denklem kullanılır.

$$v_c = \frac{w_c}{\rho_c} \quad (3.1)$$

Kompozit yapıyı oluşturan elemanların fiber hacim oranı (V_f) ve matrisin hacim oranı (V_m) [39];

$$V_f = \frac{v_f}{v_c}$$
$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (3.2)$$

$$V_f + V_m = 1$$

$$v_f + v_m = v_c$$

Kütle oranları:

Kompozit yapıyı oluşturan elemanların fiber kütle oranı (W_f) ve matrisin kütle oranı (W_m) [39];

$$W_f = \frac{w_f}{w_c}$$
$$W_m = \frac{w_m}{w_c} \quad (3.3)$$
$$W_f + W_m = 1$$
$$w_f + w_m = v_c$$

Kompozit Yoğunluğu:

Kompozit yoğunluğunun hacim oranları cinsinden ifadesi [39];

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (3.4)$$

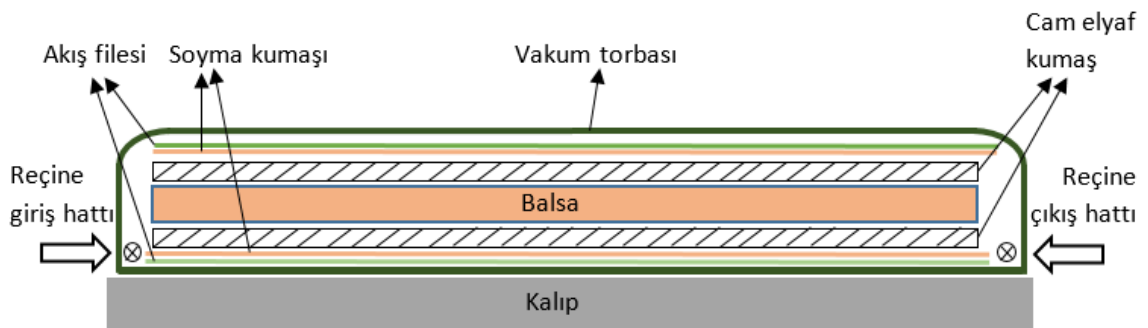
Kompozit yoğunluğunun kütle oranları cinsinden ifadesi [39];

$$\frac{1}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m} \quad (3.5)$$

3.1.2 Sandviç kompozit malzemelerin üretimi

Sandviç kompozit malzemeler, alt ve üst yüzey malzemesi ve çekirdek yapı formuna bağlı olarak farklı yöntemlerle üretilmektedir. Genel olarak katı formlu çekirdek malzemelerin kullanıldığı sandviç yapılar, alt ve üst yüzeyler ile çekirdek yapının birlikte üretilmesi ve yapı elemanlarının ayrı ayrı elde edilerek yapıştırıcı yardımıyla birleştirilmesi olmak üzere iki farklı şekilde elde edilmektedir [8, 25, 82]. Bu çalışmada, homojen bir yapışma yüzeyi elde etmek, sarf malzeme tüketimini ve üretim süresini minimumda tutmak amacıyla balsa odunu ve cam elyaf takviyeli kompozit malzemeler vakum infüzyon yönteminde birlikte üretilmiştir.

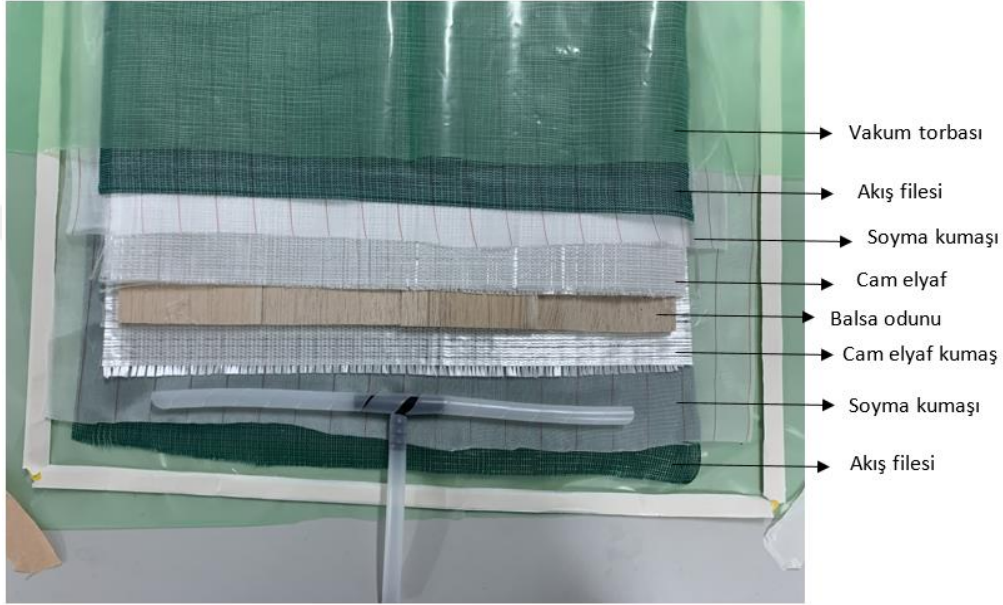
VARTM ile sandviç kompozit malzeme üretiminde, bölüm 2.1.4.1’de bahsedilen üretim yöntemine göre farklılıklar bulunmaktadır. Kullanılan balsa odunları temin edilen firma tarafından 100x10 cm boyutlarında gönderilmiştir. Sandviç yapıların üretiminde, 30x10 cm boyutlarında kesilen balsa odunları yan yana yerleştirilerek 40x30 cm boyutlarında ki sandviç plakaların üretimi yapılmıştır. Bu kapsamda, hazırlanan balsa plakaların alt ve üst yüzeylerinde kullanılmak üzere 40x30 cm boyutlarında cam elyaf kumaşlar kesilmiştir. VARTM ile kompozit malzeme üretiminde kumaşların üst kısmına akış filesi ve soyma kumaşı yerleştirilmektedir. Fakat sandviç kompozit malzeme üretiminde, sadece cam fiber kumaşların üzerine akış filesinin serilmesi reçine akışında yeterli olmamakta ve sandviç plakayı oluşturan kumaşların tamamının ıslanmamasına sebep olmaktadır.



Şekil 3.5 VARTM ile sandviç plaka üretim şeması.

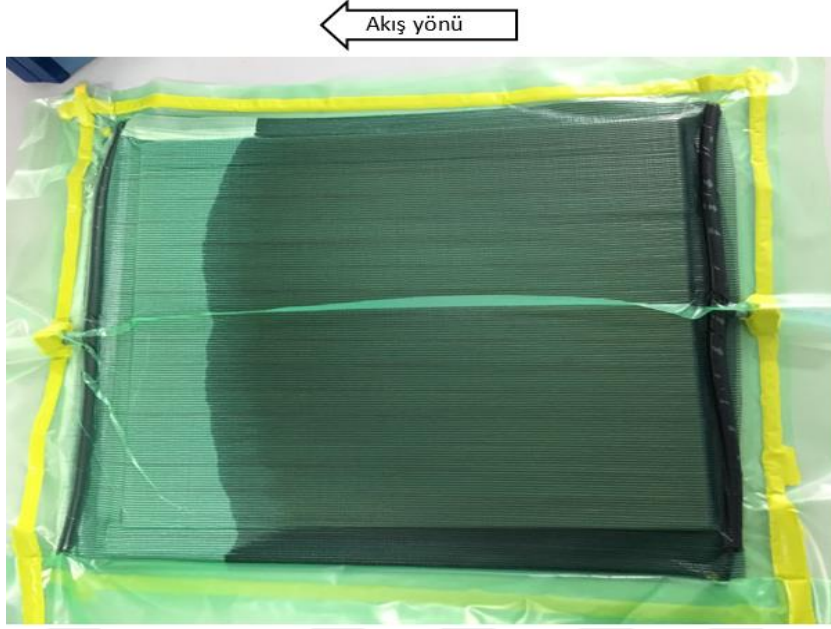
Sandviç kompozit plakaların üretiminde öncelikle kalıp yüzeyine vakum torbası serilmiş ve flaster ile sabitlenmiştir. Vakum torbasının üzerine, kesilen kumaşları tamamen kaplayacak büyüklükte hazırlanan akış filesi ve soyma kumaşı serilmiştir. Soyma kumaşının

üzerine sırasıyla cam fiber kumaşlar, balsa odunları ve tekrar cam elyaf kumaşlar yerleştirilmiştir. Üst tabakayı oluşturan cam elyaf kumaşların üzerine tekrardan soyma kumaşı ve akış filesi serilmiştir. Reçinenin kumaşları yeterli miktarda ıslatabilmesi ve homojen bir kompozit-balsa ara yüzey bağlantısı elde edebilmek için alt ve üst yüzeylerde de akış filesi ve soyma kumaşı kullanılmıştır. Şekil 3.5’de VARTM ile sandviç malzeme üretim şeması verilmiştir. Şekil 3.6’da kullanılan saf malzeme, balsa odunu ve cam fiber kumaşların dizilimi verilmiştir.



Şekil 3.6 Sandviç plaka üretiminde kullanılan sarf malzeme, balsa odunu ve cam fiber kumaşların dizilimi.

Üretim için kullanılan kumaş ağırlığının yaklaşık %70-75’i kadar miktarda reçine ve sertleştirici karışımı hazırlanmıştır. Reçine olarak MGS L160 epoksi reçine ve H160 epoksi sertleştirici ağırlıkça 100:25 oranında karıştırılarak elde edilmiştir. Reçine karışımı sandviç yapının alt ve üst yüzeylerindeki kompozitin matris malzemesini oluşturmaktadır. Ayrıca alt ve üst yüzeyler ile balsa odunu arasında yapıştırıcı vazifesi görmektedir. Şekil 3.6’da gösterildiği gibi yerleştirilen malzemelerin giriş ve çıkış reçine hatları spiral hotum, T kollektör ve şeffaf hortumlar kullanılarak hazırlanmıştır. En dış tabakaya vakum torbası yerleştirilmiş ve sızdırmazlık bandı ile kapatılmıştır. Vakum pompası ile torba içerisindeki fazla hava alınış ve sızdırmazlık kontrolü yapılmıştır. Daha sonra sisteme reçine karışımı gönderilerek sandviç yapının üretimi gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.7’de üretim esnasında reçinenin vakum ortamındaki ilerlemesi görülmektedir.



Şekil 3.7 Sandviç plaka üretiminde vakum ortamındaki reçine karışımının ilerlemesi.

Reçine karışımının, cam fiberlerin tamamını ıslatması ve çıkış hattından reçine tankına geçmesinin ardından giriş ve çıkış vanaları kapatılmıştır. 24 saat oda sıcaklığında bekletilerek sandviç yapının rijit bir form alması sağlanmıştır.

Kalıptan çıkartılan kompozit ve sandviç yapıların belirlenen standart boyutlarda kesim işlemi için dekupaj makinesi kullanılmıştır. Kesim işleminde Bosch T123 X metal kesim ucu seçilmiştir. Bu işlem ile elde edilen kompozit numunelerin kesim yüzeylerinde sıcaklığa bağlı olarak yanma, lif ayrılması ve matris hasarları gözlenmemiştir. Sandviç numunelerde ise çekirdek ve dış tabaka ara yüzeylerinde ayrılma ve yüzey yanıkları meydana gelememektedir. Bununla birlikte balsa odunlarında kesim işlemi sonrasında yüzeylerde talaş kalmaktadır. Sandviç yapılara uygulanan mekanik testler sırasında numunelerde oluşacak lokal gerilme yığılmalarını engellemek amacıyla kenarları zımpara kağıdı ile düzeltilmiştir. Şekil 3.8’de kompozit malzemelerin kesiminde kullanılan dekupaj tezgâhı ve makinenin kullanıldığı üretim alanı verilmiştir.



Şekil 3.8 Kompozit ve sandviç malzemelerin kesim işleminin gerçekleştirildiği dekapaj makinesi.

Deneysel çalışmada kullanılan sandviç kompozit malzemelerin, belirlenen parametrelere göre numune kodları Çizelge 3.3’de verilmiştir. Cam elyafların oryantasyon açısına bağlı olarak kodlanmasında;

$[0^\circ]_8: 0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$

$[45^\circ/-45^\circ]_4: 45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ$

$[0/90^\circ]_4: 0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ$

$[0^\circ]_{12}: 0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$

$[45^\circ/-45^\circ]_6: 45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ$

$[0/90^\circ]_6: 0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ$

kısaltmaları kullanılmıştır.

Çizelge 3.3 Deneysel çalışmada kullanılan sandviç yapı elemanlarının kalınlık değerleri.

Numune kodu	Üst tabaka oryantasyon dizilimi	Balsa kalınlığı (mm)	Alt tabaka oryantasyon dizili	Sandviç kalınlığı (mm)
B4-C[0°] ₈	[0°] ₈	4	[0°] ₈	8,2 ±0,2
B6-C[0°] ₈	[0°] ₈	6	[0°] ₈	10,2 ±0,2
B8-C[0°] ₈	[0°] ₈	8	[0°] ₈	12,2 ±0,2
B10-C[0°] ₈	[0°] ₈	10	[0°] ₈	14,2 ±0,2
B4-C[0°] ₁₂	[0°] ₁₂	4	[0°] ₁₂	10,2 ±0,2
B6-C[0°] ₁₂	[0°] ₁₂	6	[0°] ₁₂	12,2 ±0,2
B8-C[0°] ₁₂	[0°] ₁₂	8	[0°] ₁₂	14,2 ±0,2
B10-C[0°] ₁₂	[0°] ₁₂	10	[0°] ₁₂	16,2 ±0,2
B4-C[±45°] ₄	[45°/-45°] ₄	4	[-45°/45°] ₄	8 ±0,2
B6-C[±45°] ₄	[45°/-45°] ₄	6	[-45°/45°] ₄	10 ±0,2
B8-C[±45°] ₄	[45°/-45°] ₄	8	[-45°/45°] ₄	12 ±0,2
B10-C[±45°] ₄	[45°/-45°] ₄	10	[-45°/45°] ₄	14 ±0,2
B4-C[±45°] ₆	[45°/-45°] ₆	4	[-45°/45°] ₆	10 ±0,2
B6-C[±45°] ₆	[45°/-45°] ₆	6	[-45°/45°] ₆	12 ±0,2
B8-C[±45°] ₆	[45°/-45°] ₆	8	[-45°/45°] ₆	14 ±0,2
B10-C[±45°] ₆	[45°/-45°] ₆	10	[-45°/45°] ₆	16 ±0,2
B4-C[0/90°] ₄	[0°/90°] ₄	4	[90°/0°] ₄	8,2 ±0,2
B6-C[0/90°] ₄	[0°/90°] ₄	6	[90°/0°] ₄	10,2 ±0,2
B8-C[0/90°] ₄	[0°/90°] ₄	8	[90°/0°] ₄	12,2 ±0,2
B10-C[0/90°] ₄	[0°/90°] ₄	10	[90°/0°] ₄	14,2 ±0,2
B4-C[0/90°] ₆	[0°/90°] ₆	4	[90°/0°] ₆	10,2 ±0,2
B6-C[0/90°] ₆	[0°/90°] ₆	6	[90°/0°] ₆	12,2 ±0,2
B8-C[0/90°] ₆	[0°/90°] ₆	8	[90°/0°] ₆	14,2 ±0,2
B10-C[0/90°] ₆	[0°/90°] ₆	10	[90°/0°] ₆	16,2 ±0,2

Çizelge 3.3’de belirtilen numune kodlamalarında; B: balsa kalınlığını, C: cam fiber yönlenme açısını belirtmektedir. Örneğin B4-C[0°]₈ kodlu numune, çekirdek malzeme olarak 4 mm balsa odununun kullanıldığı, 0° oryantasyon açılı ve 8 tabakadan oluşan numuneyi temsil etmektedir. Deneysel çalışmada, 4 farklı çekirdek kalınlığı, 3 farklı

oryantasyon dizilimi ve 2 farklı tabaka sayısı olmak üzere toplam 24 parametre üzerinden sandviç kompozit malzemelerin mekanik davranışları incelenmiştir.

3.2 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

3.2.1 Tek yönlü tabakalı kompozit bir yapının mikromekanik analizi

Tabakalı kompozit malzemelerin mekanik özellikleri, yapıya oluşturan fiber ve matris yapısına bağlı olarak değişmektedir. Bununla birlikte tek yönlü fiber takviyeli kompozit malzemelerin dört elastik sabiti bulunmaktadır. Bunlar; fiber doğrultusundaki elastisite modülü (E_1), fibere dik doğrultudaki elastisite modülü (E_2), poisson oranı (ν_{12}) ve düzlem kayma modülü (G_{12}) dir [39].

Mühendislik yaklaşımına göre tek yönlü tabakalı kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde bazı varsayımlar kabul edilir [39]. Bu varsayımlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Fiber ve matris arasında mükemmel bir bağ olduğu kabul edilir.
- Kompoziti oluşturan fiber ve matris elemanlar izotropik ve lineer elastik davranış göstermektedir.
- Fiberler sürekli, birbirine paralel ve eşit mukavemete sahiptir.
- Kompozit malzeme boşluksuz yapıya sahip olup, ortotropik ve lineer elastiktir [30, 39].

I. Fiber doğrultusundaki elastisite modülünün (E_1) teorik olarak belirlenmesi;

Kompozit bir malzemeye etki eden yük (F_c), matris (F_m) ve fiber (F_f) eleman tarafından birlikte paylaşır. Şekil 3.9'da verilen kompozit malzemeye fiber doğrultusunda etki eden gerilme (σ_1) sonucunda fiber ve matris yapıda ε_c kadar uzama meydana gelmektedir [39].

$$\varepsilon_c = \frac{\Delta L}{L} \quad (3.6)$$

Kompozite etki eden yük ile fiber ve matris arasındaki ilişki;

$$F_c = F_f + F_m \quad (3.7)$$

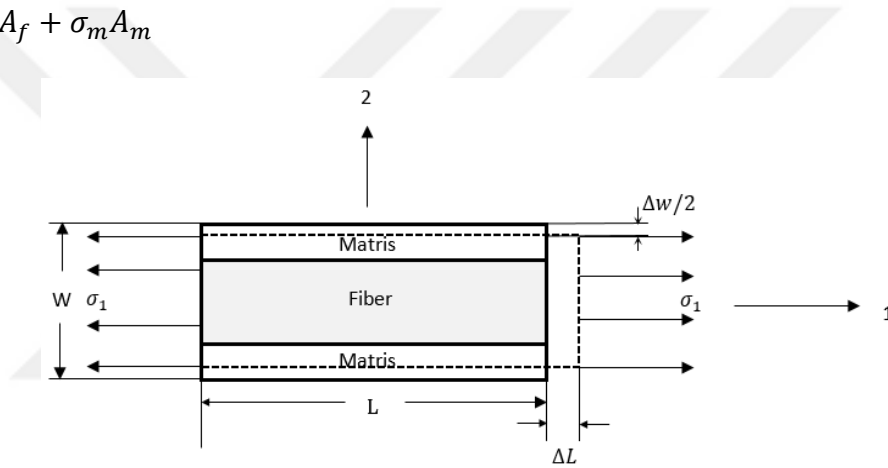
$$F_c = \sigma_1 A_c, \quad F_f = \sigma_f A_f, \quad F_m = \sigma_m A_m \quad (3.8)$$

Burada A_c , kompozit kesit alanını, A_f , fiber kesit alanını, A_m , matris kesit alanını, σ_f , fiberdeki gerilmeyi ve σ_m matristeki gerilmeyi göstermektedir.

$$A_c = A_f + A_m \quad (3.9)$$

$$\sigma_1 = \sigma_f + \sigma_m \quad (3.10)$$

$$F_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (3.11)$$



Şekil 3.9 Fiber doğrultusundaki gerilme durumu [30].

Kompozit yapının izotropik ve lineer elastik olduğu kabulü ile gerilme-şekil değiştirme bağıntıları;

$$\sigma_1 = E_1 \varepsilon_c, \quad \sigma_f = E_f \varepsilon_f, \quad \sigma_m = E_m \varepsilon_m \quad (3.12)$$

(3.12) ifadesindeki eşitlikler, denklem (3.11)'de yerine yazılırsa;

$$E_1 \varepsilon_c A_c = E_f \varepsilon_f A_f + E_m \varepsilon_m A_m \quad (3.13)$$

$$E_1 = \frac{E_f A_f}{A_c} + \frac{E_m A_m}{A_c} \quad (3.14)$$

elde edilir ($\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m$). Fiber hacim oranı ve matris hacim oranı aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$V_f = \frac{A_f L}{A_c L} = \frac{A_f}{A_c} \quad (3.15)$$

$$V_m = \frac{A_m L}{A_c L} = \frac{A_m}{A_c} \quad (3.16)$$

Denklem (3.15) ve (3.16) ifadeleri eşitlik (3.14)'de yerine yazılırsa;

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.17)$$

Fiber doğrultusundaki elastisite modülünün hacim oranlarına bağlı eşitliği elde edilir [39].

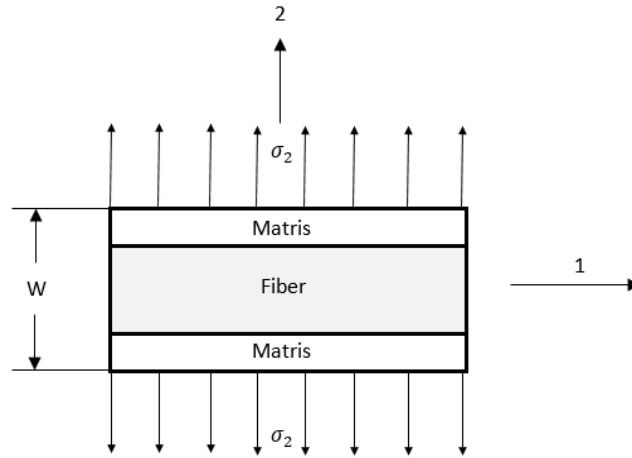
II. Fibere dik doğrultusundaki elastisite modülünün (E_2) teorik olarak belirlenmesi;

Tabakalı kompozit yapılarda fiberlere dik doğrultuda uygulanan yükleme durumlarında kompozit, fiber ve matriste meydana gelen gerilmelerin birbirine eşit olduğu kabul edilir [39].

$$\sigma_1 = \sigma_f = \sigma_m \quad (3.18)$$

Yükleme durumunda kompozit yapıdaki enine uzama Δw_c , fiberdeki enine uzama Δw_f ve matristeki enine uzama Δw_m ile ifade edilirse;

$$\Delta w_c = \Delta w_f + \Delta w_m \quad (3.19)$$



Şekil 3.10 Fibere dik doğrultudaki gerilme durumu [30].

Yük altında kompozit, fiber ve matriste meydana gelen uzamalar aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$\Delta w_c = w_c \varepsilon_c, \quad \Delta w_f = w_f \varepsilon_f, \quad \Delta w_m = w_m \varepsilon_m \quad (3.20)$$

Burada; w_c kompozit kalınlığı, w_f fiber kalınlığı, w_m matris kalınlığı, ε_c kompozit yapıdaki enine normal şekil değiştirme, ε_f fiberdeki enine normal şekil değiştirme ve ε_m matristeki enine normal şekil değiştirmeyi göstermektedir. Kompozit, fiber ve matris yapının şekilde değiştirme bağıntılarının belirlenmesinde Hooke kanunu uygulanırsa;

$$\varepsilon_c = \frac{\sigma_c}{E_2}, \quad \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f}, \quad \varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} \quad (3.21)$$

Elde edilir. Denklem (3.20) ve (3.21) ifadeleri, eşitlik (3.19)'da yerine yazılırsa;

$$\frac{\sigma_c}{E_2} = \frac{\sigma_f w_f}{E_f w_c} + \frac{\sigma_m w_m}{E_m w_c} \quad (3.22)$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{1}{E_f} \frac{w_f}{w_c} + \frac{1}{E_m} \frac{w_m}{w_c} \quad (3.23)$$

eşitliği elde edilir. Bununla birlikte, fiber hacim oranı ve matris hacim oranı aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$V_f = \frac{w_f}{w}, \quad V_m = \frac{w_m}{w} \quad (3.24)$$

(3.23) ve (3.24) denklemlerinin birleştirilmesi ile fibere dik doğrultudaki elastisite modülünün (E_2) fiber ve matris hacim oranlarına bağlı denklemi aşağıdaki gibi elde edilir [39].

$$\frac{1}{E_2} = \frac{1}{E_f} V_f + \frac{1}{E_m} V_m \quad (3.25)$$

III. Poisson oranının (ν_{12}) belirlenmesi

Poisson oranı, elyaf doğrultusunda uygulanan yük sonucunda meydana gelen fibere dik doğrultudaki şekil değişiminin, elyaf doğrultusundaki şekil değişimine oranının negatifi

olarak tanımlanır [39]. Şekil 3.9'da yapıya uygulanan yük sonucunda meydana gelen şekil değişimleri gösterilmiştir.

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (3.26)$$

Enine şekil değişimi;

$$\varepsilon_2 = -\frac{\Delta w}{w} \quad (3.27)$$

$$\Delta w = -w\varepsilon_2 = w\varepsilon_1\nu_{12} \quad (3.28)$$

Δw , kompozit yapıda meydana gelen elyaf ve matristeki toplam daralmadır.

$$\Delta w = \Delta w_f + \Delta w_m \quad (3.29)$$

$$\Delta w_f = wV_f\varepsilon_1\nu_f, \quad \Delta w_m = wV_m\varepsilon_1\nu_m \quad (3.30)$$

(3.28) ve (3.30) eşitlikleri, denklem (3.29)'da yazılmasıyla aşağıdaki ifade elde edilir.

$$w\varepsilon_1\nu_{12} = wV_f\varepsilon_1\nu_f + wV_m\varepsilon_1\nu_m \quad (3.31)$$

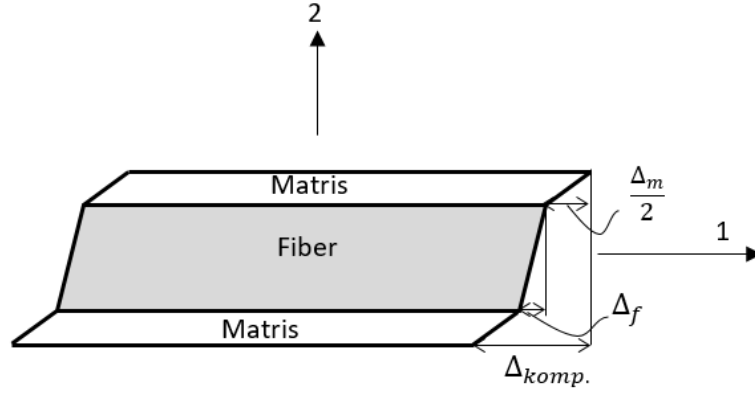
$$\nu_{12} = V_f\nu_f + V_m\nu_m \quad (3.32)$$

(3.32)'de poisson oranının fiber ve matris hacim oranlarına bağlı eşitliği verilmiştir [39].

IV. Düzlem kayma modülünün (G_{12}) belirlenmesi

Tek eksenli bir kompozit tabakanın kayma gerilmesi altında meydana gelen kayma şekil değiştirmeleri Şekil 3.11'de verilmiştir. Kayma gerilmesi (τ_c) sonucunda, matris yapıda kayma şekil değiştirmesi (γ_m) ve fiberde kayma şekil değiştirmesi (γ_f) oluşmaktadır. w kalınlığındaki bir kompozit yapıda oluşan şekil değişimleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\Delta_{komp} = w\gamma_c, \quad \Delta_{komp} = \Delta_f + \Delta_m \quad (3.33)$$



Şekil 3.11 Fiber ve matrisin kayma gerilimi altındaki durumu [30].

Kompozit, fiber ve matris için uygulanan Hooke kanunundan;

$$\gamma_c = \frac{\tau_c}{G_c}, \quad \gamma_f = \frac{\tau_f}{G_f}, \quad \gamma_m = \frac{\tau_m}{G_m} \quad (3.34)$$

Burada G_c , G_f , ve G_m sırasıyla kompozit, fiber ve matrise ait kayma modülleridir. Fiber, matris ve kompozit yapıdaki kayma şekil değiştirmeleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\Delta_f = wV_f\gamma_f, \quad \Delta_m = wV_m\gamma_m \quad (3.35)$$

$$\Delta_{komp} = w\gamma_c = wV_f + wV_m \quad (3.36)$$

(3.34) ifadeleri, denklem (3.36) da yerine yazılırsa kayma modülünün fiber ve matris hacim oranlarına bağlı ifadesi (3.38)'de verilmiştir [30, 39].






$$\frac{\tau}{G_{12}} = \frac{\tau}{G_f} V_f + \frac{\tau}{G_m} V_m \quad (3.37)$$

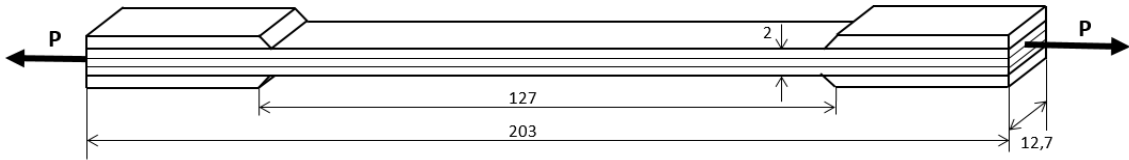
$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{1}{G_f} V_f + \frac{1}{G_m} V_m \quad (3.38)$$

3.2.2 Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin deneysel olarak belirlenmesi

Bu çalışma, deneysel ve nümerik olarak gerçekleştirilmiştir. Yapılan nümerik analizler ANSYS 18.1 programında gerçekleştirilmiştir. Analizlerin yapılabilmesi için ihtiyaç duyulan kompozit malzemelerin mekanik özellikleri, deneysel olarak belirlenmiştir. Çizelge 3.4'de kompozit malzemelere uygulanan deneylerde kullanılan ASTM standartları verilmiştir.

Çizelge 3.4 Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde kullanılan ASTM metotları ve geometrileri [68].

Hesaplanan malzeme özellikleri	Sembol ve birimler	ASTM test metodu	Numune Geometrisi
Elyaf doğrultusundaki elastisite modülü ve çekme mukavemeti	E_1 (MPa) ν_{12} X_ϕ (MPa)	ASTM 3039-76	
Elyafa dik doğrultudaki elastisite modülü ve çekme mukavemeti	E_2 (MPa) ν_{21} Y_ϕ (MPa)	ASTM 3039-76	
Kayma modülü ve Kayma mukavemeti	G_{12} (MPa) S (MPa)	ASTM D7078	
Elyaf doğrultusundaki basma mukavemeti	X_B (MPa)	ASTM 3410-75	
Elyafa dik doğrultudaki basma mukavemeti	Y_B (MPa)	ASTM 3410-75	



Şekil 3.12 Çekme numune geometrisi.



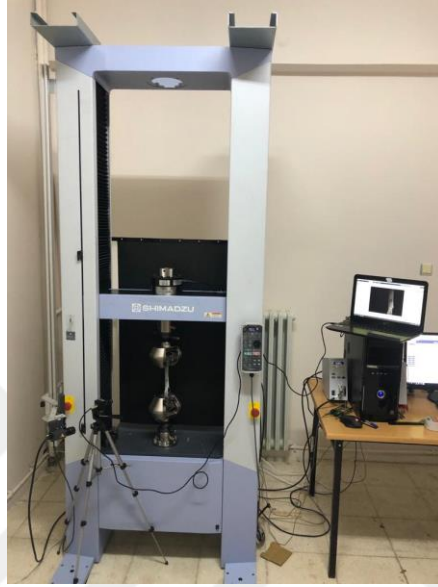
Şekil 3.13 Elyaf doğrultusunda ve elyafa dik doğrultuda hazırlanan çekme numuneleri.

Kompozit numunelere uygulanan mekanik testler İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarlarında 100 kN kapasiteli Shimadzu marka çekme cihazında gerçekleştirilmiştir (Şekil 3.14). Stain gauge ile yapılan ölçümlerde, Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliğinde bulunan 100 kN kapasiteli Shimadzu marka çekme cihazı kullanılmıştır (Şekil 3.16). VARTM ile üretilen $[0^{\circ}]_8$ cam elyaf-epoksi kompozit malzemelerin elyaf doğrultusundaki ve elyafa dik doğrultudaki mekanik özelliklerinin belirlenmesinde ASTM3039-76 referans alınmıştır. Bu kapsamda Şekil 3.12’de belirtilen geometride hazırlanan numuneler kullanılarak lif doğrultusundaki maksimum çekme mukavemeti (X_c) hesaplanmıştır. Şekil 3.13’de görüldüğü gibi test sırasında çenelerin numuneleri ezmemesi için çene temas yüzeylerine tab yapıştırılmıştır.

Tab malzemesi olarak 2 mm kalınlığındaki cam elyaf kompozitler kullanılmış ve Araldite AW106-HV953 yapıştırıcı seti ile birleştirilmiştir. Lif doğrultusundaki mekanik özelliklerin belirlenmesinde her bir parametre için üç adet numune üretilmiş ve 2 mm/dak çekme hızında testler gerçekleştirilmiştir. Çekme testi sonucu elde edilen veriler (3.39) eşitlikleri kullanılarak elyaf doğrultusundaki maksimum çekme mukavemeti hesaplanmıştır [83].

Yapının elyaf doğrultusundaki elastisite modülü (E_1) ve poisson oranı'nın (ν_{12}) belirlenmesinde Stain gauge pulları kullanılmıştır. Çekme testleri, 25 mm genişliğinde, 250

mm uzunluğundaki 2 mm kalınlığındaki kompozitler ile yapılmıştır. Şekil 3.17’de grldğu gibi liflere yatay ve dikey doğrultuda yapıştırılan Stain gauge pullarından alınan Şekil değiştirme verileri data logger’a aktarılmış ve çekme cihazından eş zamanlı olarak alınan gerilme değerleri ile eşleştirilerek elastisite modülü (E_1) ve poisson oranı (ν_{12}) değerleri hesaplanmıştır. Bu amaçla aşağıda verilen denklemler kullanılmıştır [83]. Eşitliklerde numunelere uygulanan kuvvet P, kompozit numunelerin kesit alanı A ile gösterilmiştir.



Şekil 3.14 ekme testlerinin yapıldığı Shimadzu marka test cihazı

$$\sigma_1 = \frac{P}{A}, \quad X_\zeta = \frac{P_{max}}{A} \quad (3.39)$$

$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1}, \quad \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (3.40)$$



Şekil 3.15 a) 0° yönlenme açılı 8 tabakalı çekme numunesi b) 90° yönlenme açılı 8 tabakalı çekme numunesi.



Şekil 3.16 Stain gauge kullanılarak ölçüm yapılan çekme test sistemi.



Şekil 3.17 0° yönlenme açılı 8 tabakalı kompozitlerin elastisite modülü ve poisson oranı tespiti.

Elyafa dik doğrultudaki mekanik özelliklerin belirlenmesinde $[90^\circ]_8$ cam elyaf-epoksi kompozit malzemeler hazırlanmıştır. Elyafa dik doğrultudaki maksimum çekme mukavemetinin (Y_ζ) belirlenmesinde, ASTM 3039-76 standartlarına göre Şekil 3.12’de belirtilen geometride hazırlanan numuneler kullanılmıştır.

Elyafa dik doğrultudaki elastisite modülünün (E_2) belirlenmesi için 25 mm genişliğinde ve 175 mm uzunluğundaki 2 mm kalınlığa sahip kompozitler seçilmiştir. Şekil değiştirme verilenin elde edilmesinde elyafalara dik doğrultuda yapıştırılan Stain gauge pulları kullanılmıştır. Şekil 3.18’de E_2 değerinin hesaplanmasında kullanılan numune ve test cihazı görülmektedir. Aşağıda verilen denklemler kullanılarak elyafalara dik doğrultudaki maksimum çekme mukavemet (Y_ζ), elastisite modülü (E_2) ve poisson oranı (ν_{21}) hesaplanmıştır [83].

$$\sigma_2 = \frac{P}{A}, \quad Y_\zeta = \frac{P_{max}}{A} \quad (3.41)$$

$$E_2 = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2}, \quad \nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1} \quad (3.42)$$

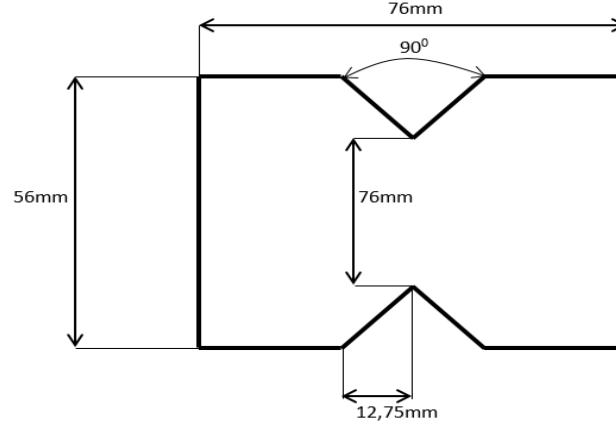


Şekil 3.18 90° yönlenme açılı 8 tabakalı kompozit malzemelerin elastisite modülü tespiti.

Sandviç yapının alt ve üst yüzeylerini oluşturan tek eksenli kompozit malzemeler ile birlikte iki eksenli elyafların kullanıldığı kompozit malzemelerinde maksimum çekme mukavemetleri belirlenmiştir. ASTM3039-76 standardına göre hazırlanan $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı cam elyaf kompozitlerin çekme testleri, İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında bulunan Shimadzu marka test cihazında gerçekleştirilmiştir. Yapıya ait maksimum çekme mukavemeti (X_c) değeri (3.39) eşitliği kullanılarak hesaplanmıştır.



Şekil 3.19 a) $[\pm 45^\circ]_4$ ve b) $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı çekme numuneleri.



Şekil 3.20 V çentikli kayma test numune ölçüleri.

Sandviç yapıda kullanılan kompozit malzemelerin maksimum kayma mukavemeti (S) ve kayma modülü (G_{12}) değerlerinin belirlenmesinde, ASTM7078 standartlarına uygun olarak V çentikli kayma numuneleri hazırlanmıştır. Kullanılan numune ölçüleri Şekil 3.20’de verilmiştir. Numune toleransları, kenar uzunluklarında $\pm 0,3$ mm ve V çentik açısında $\pm 0,5^\circ$ dir. Çentikli numunelerin kesim işlemi dekupaj tezgâhında gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.21’de kayma mukavemetinin belirlenmesinde kullanılan çene aparatı ve test düzeneği verilmiştir [84].

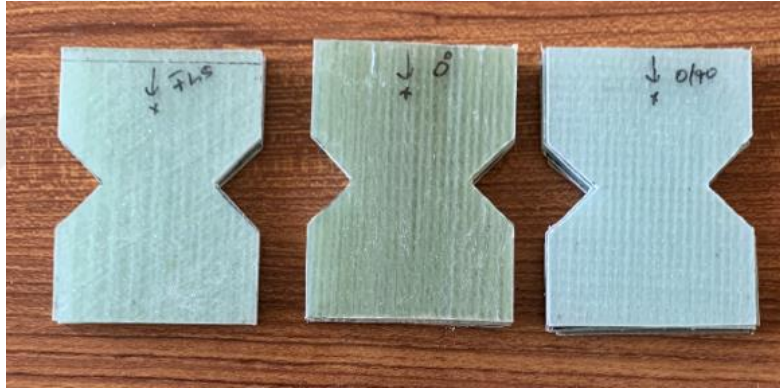
Kayma modülünün (G_{12}) belirlenmesinde Stain gauge pulları kullanılmıştır. Şekil 3.23’de görüldüğü gibi pullar elyaflara 45° ’lik açı yapacak şekilde yapıştırılmıştır. Data logger cihazına aktarılan şekil deriştirme verileri ile çekme cihazından elde edilen kuvvet verileri eşleştirilmiştir. (3.43) ve (3.44) eşitlikleri kullanılarak maksimum kayma mukavemeti ve kayma modülü değerleri hesaplanmıştır. Burada A, çentikler arasındaki kesit alanını, ε ise Stain gauge pullarından elde edilen şekil değıştirme değerleridir. Şekil 3.22’de görüldüğü gibi hazırlanan çentikli kayma numunelerinden, $[0]_8$ yönlenme açılı kompozitlere ait maksimum kayma mukavemeti ve kayma modülü değerleri hesaplanmış olup, $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı kompozit malzemelerin sadece kayma mukavemeti değerleri hesaplanmıştır.

$$\tau = \frac{P}{A}, \quad S = \frac{P_{max}}{A} \quad (3.43)$$

$$\gamma_{12} = 2\varepsilon, \quad G_{12} = \frac{P}{A \gamma_{12}} \quad (3.44)$$



Şekil 3.21 Kayma mukavemetinin belirlenmesinde kullanılan çene aparatı ve test düzeneği.



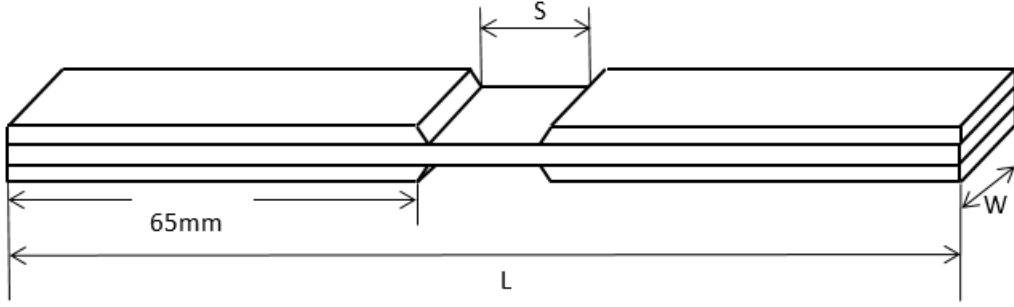
Şekil 3.22 V çentikli test numuneleri.



Şekil 3.23 Tek eksenli kompozit numunenin kayma modülü tespiti.

Sandviç yapılarda yükleme sonucu meydana gelen hasarın nümerik olarak incelenmesinde, alt ve üst yüzeyleri oluşturan kompozit malzemelerin basma mukavemetlerinin (X_B ve Y_B) bilinmesi gerekmektedir. Bu amaçla kompozit malzemelere ASTM 3410-75 standartlarına göre basma testleri uygulanmıştır. Basma testleri Batman Üniversitesi Makine Mühendisliği Laboratuvarında bulunan 250 kN kapasiteli Shimadzu marka test cihazında gerçekleştirilmiştir. Kullanılan test numunelerinin geometrisi Şekil 3.24’de verilmiştir. $[0]_8$ yönlenme açılı kompozit malzemelerin lif doğrultusundaki ve liflere dik doğrultudaki basma mukavemetleri denklem (3.45) ve (3.46) kullanılarak hesaplanmıştır. $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı kompozit malzemelerin basma mukavemetleri (3.45) eşitliği kullanılarak hesaplanmıştır [68].

Dekupaj tezgâhında kesilerek boyutlandırılan numunelerin boyu (L) 140 mm ve yükleme altında bası çeneleri tarafından temas yüzeylerinin hasar görmemesi için dış yüzeylere yapıştırılan tablaların uzunluğu 65 mm ve kalınlığı 2 mm dir. Ayrıca tüm numuneler için iki tab arası mesafe (S) 10 mm dir. $[0]_8$ kompozitlerde numune genişliği (W) 10 mm, $[90]_8$, $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ yönlenme açılı kompozitlerde ise numune genişliği 15 mm olarak üretilmiştir. Şekil 3.25 ve Şekil 3.26’da hazırlanan basma numuneleri ve Şekil 3.27’de basma testlerinin gerçekleştirildiği deney düzeneği verilmiştir.



Şekil 3.24 Basma numune geometrisi.

$$X_B = \frac{P_{max}}{A} \quad (3.45)$$

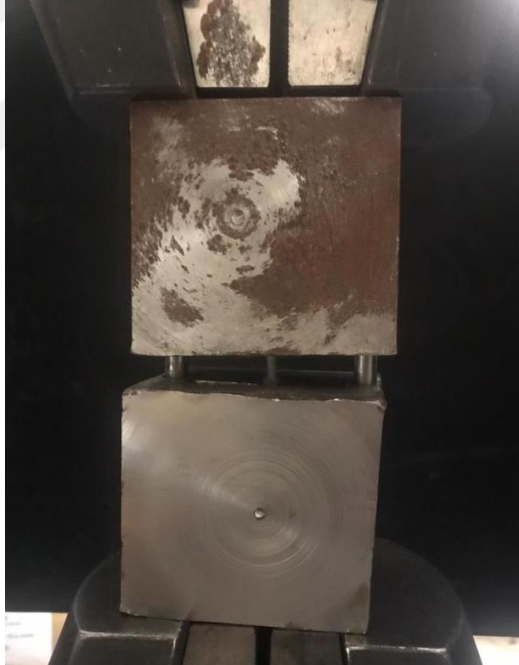
$$Y_B = \frac{P_{max}}{A} \quad (3.46)$$



Şekil 3.25 Tek eksenli kompozitlerde lif doğrultusunda ve life dik doğrultuda hazırlanan basma numuneleri.



Şekil 3.26 $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_4$ kompozit malzemelerden hazırlanan basma numuneleri.



Şekil 3.27 Basma test düzeneği.

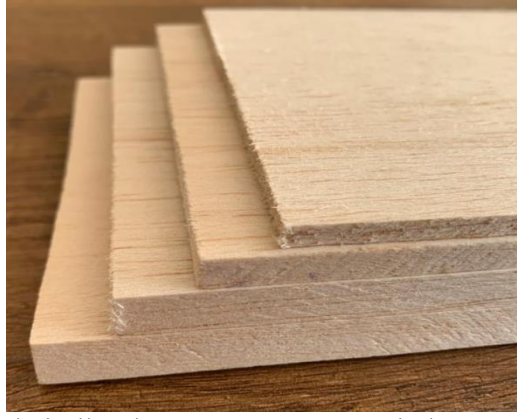


Şekil 3.28 Kompozit numunelere basma testinin uygulanması.

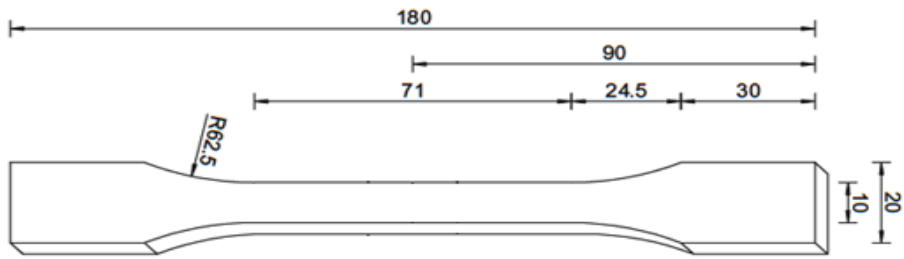
3.3 Balsa Odununa Uygulanan Mekanik Testler

Tez çalışmasında, sandviç kompozit yapıların çekirdek elemanı olarak 170 kg/m^3 (± 5) yoğunluktaki ve 4, 6, 8 ve 10 mm kalınlıktaki balsa odunları kullanılmıştır (Şekil 3.29). Çalışmanın nümerik bölümünü oluşturan ve ANSYS programında gerçekleştirilen analizlerde, sandviç yapının modellenmesi ve kritik hasar yükünün belirlenmesi amacıyla balsa odunun mekanik özelliklerinin bilinmesine ihtiyaç duyulmuştur. Bu kapsamda balsa odununa çekme, basma ve kayma testleri uygulanmıştır. Sonuçta, odunun aksenal doğrultudaki maksimum çekme mukavemeti, maksimum kayma mukavemeti, aksenal basma mukavemeti ve radyal basma mukavemeti deneysel olarak belirlenmiş ve literatürde elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.

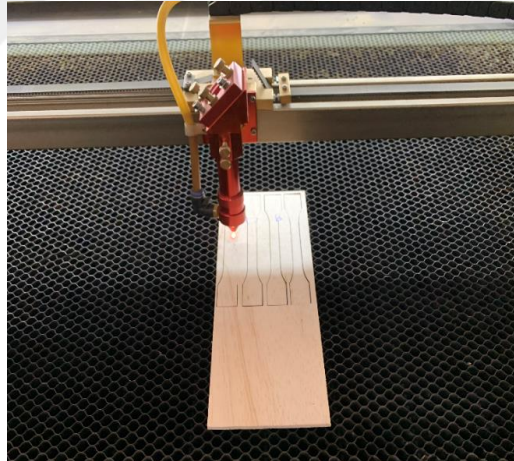
Balsa odunun aksenal doğrultudaki maksimum çekme mukavemetinin belirlenmesi için boyutları Şekil 3.30'da gösterilen numuneler hazırlanmıştır [85]. Numuneler, EBH marka lazer kesim makinesinde kesilmiştir (Şekil 3.31). Şekil 3.32'de hazırlanan test numuneleri verilmiştir.



Şekil 3.29 Çalışmada kullanılan 4, 6, 8 ve 10 mm kalıfına sahip balsa odunları.



Şekil 3.30 Balsa odunun çekme testlerinde kullanılan numune ölçüleri [85].



Şekil 3.31 Lazer kesim tezgâhında çekme numunelerinin hazırlanması.



Şekil 3.32 Eksenel çekme numuneleri.



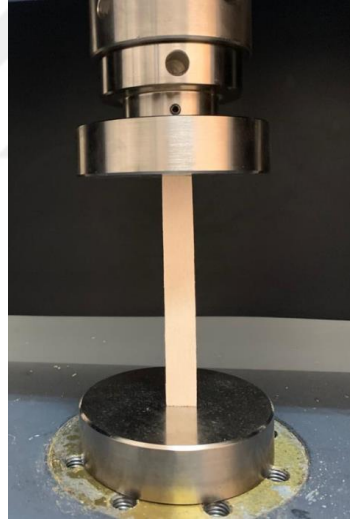
Şekil 3.33 Balsa odununa uygulanan çekme testi.

Balsa odunun eksenel ve radyal yöndeki basma testleri İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında bulunan 100 kN kapasiteli Shimadzu marka çekme test cihazında yapılmıştır (Şekil 3.35).



Şekil 3.34 Eksenel basma testi için hazırlanan balsa numuneleri.

Eksenel yöndeki basma mukavemetinin belirlenmesi için 100x15 mm boyutlarında hazırlanan test numuneleri dekupaj tezgâhında kesilmiştir (Şekil 3.34). Yapılan test sonucunda denklem (3.45) kullanılarak eksenel doğrultudaki maksimum basma mukavemeti hesaplanmıştır.



Şekil 3.35 Eksenel basma testi.

Balsa'nın maksimum kayma mukavemetinin belirlenmesinde Şekil 3.20'de ölçüleri verilen V çentikli kayma numuneleri kullanılmıştır. Numuneler dekupaj tezgâhında kesilerek hazırlanmıştır (Şekil 3.36). Testler İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında bulunan Shimadzu marka test cihazında kayma çeneleri kullanılarak yapılmıştır (Şekil 3.37). Maksimum kayma mukavemeti değeri (3.43) kullanılarak hesaplanmıştır.



Şekil 3.36 V çentikli balsa kayma numuneleri.



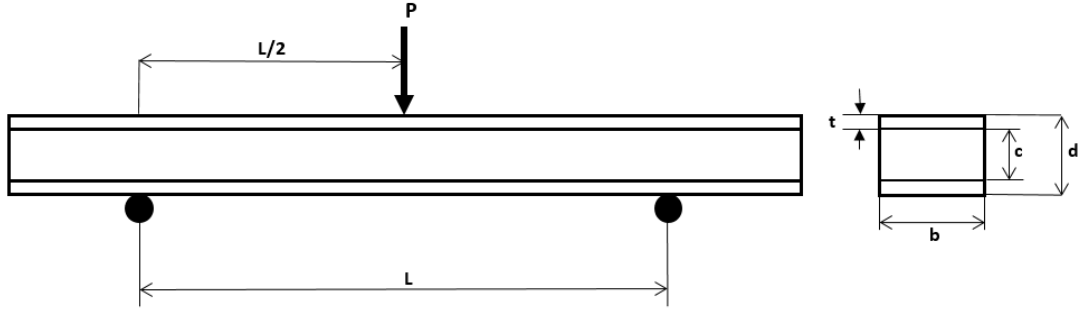
Şekil 3.37 Balsa odununa kayma testinin uygulanması.

3.4 Sandviç Kompozitlere Uygulanan Testler

3.4.1 Üç nokta eğilme testi

Vakum İnfüzyon yöntemi ile üretimi gerçekleştirilen sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme testleri İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında bulunan 10 kN kapasiteli Shimadzu marka test cihazında ASTM C-393 standardına uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.38'da eğilme testinin görünümü verilmiştir. İki destek arası mesafe (L) 150 mm dir. Test yükü (P) sandviç yapının üst yüzeyinin ortasından 2,8 mm/dk hızla uygulanmıştır. Numune boyutları, 250 mm uzunluğunda ve 25 mm genişliğinde olacak şekilde dekupaj tezgâhında kesilmiştir. Farklı tabaka sayısı, yönlenme açısı ve çekirdek

kalınlığına göre her bir parametreden üçer tane olmak üzere toplam 72 adet test numunesi hazırlanmıştır (Şekil 3.39). Test numunelerinin kesim yüzeyleri lokal gerilme yığılmalarını önlemek amacıyla zımpara kağıdı ile temizlenmiştir.



Şekil 3.38 Üç nokta eğilme testinin görünümü.



Şekil 3.39 Üç nokta eğilme test numuneleri.

Sandviç yapının yüzeylerinde meydana gelen eğilme gerilmesi (σ_f) (3.47) eşitliği kullanılarak hesaplanır. Burada P yük (N), L destekler arası mesafe (mm), t alt ve üst yüzey kalınlığı (mm), b sandviç genişliği (mm), c çekirdek kalınlığı (mm) ve d sandviç kalınlığıdır (mm) [16].

$$\sigma_f = \frac{PL}{2t(d+c)b} \quad (3.47)$$

Yüklemeye sonucunda çekirdekte, kayma gerilmesi (τ_c) meydana gelmektedir. Bu kayma gerilmesi eşitlik (3.48) kullanılarak hesaplanmaktadır [1].

$$\tau_c = \frac{P}{(d+c)b} \quad (3.48)$$

Sandviç yapının orta noktasında yükleme sonucu meydana gelen yer değiştirme (δ), (3.49) eşitliği kullanarak hesaplanmaktadır. Burada D panel eğilme rijitliği (N.mm²) ve U panel kayma rijitliğidir (N.mm²) [16].

$$\delta = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4U} \quad (3.49)$$

Panel eğilme ve kayma rijitlikleri sırasıyla (3.50) ve (3.51) eşitlikleri kullanılarak hesaplanır. Burada E yüzey elastisite modülü (MPa) ve G çekirdek elemanın kayma modülüdür [16].

$$D = \frac{E(d^3 - c^3)b}{12} \quad (3.50)$$

$$U = \frac{G(d + c)^2b}{4c} \quad (3.51)$$

ASTM D790 standardına göre sandviç yapıya ait eğilme dayanımı σ_e (MPa) (3.52) kullanılarak hesaplanmaktadır.

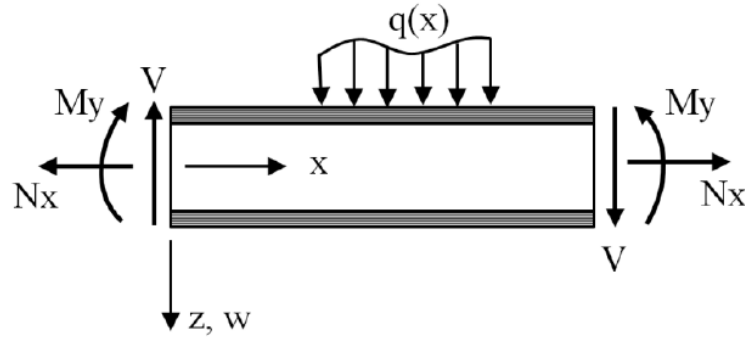
$$\sigma_e = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (3.52)$$



Şekil 3.40 Eğilme test düzeneği.

3.4.1.1 Sandviç kompozitlerin eğilme davranışları

Klasik sandviç kiriş teorisi, çekirdekte meydana gelen enine şekil değişimlerin ve gerilmelerin ihmal edilerek sandviç yapıda oluşan gerilme ve çökme değerlerinin belirlenmesi için kullanılan analitik bir yöntemdir [86].



Şekil 3.41 Sandviç yapının kesit detayları [86].

Şekil 3.38 ve Şekil 3.41 göz önüne alınarak sandviç yapıyı oluşturan elemanların y eksenine göre atalet momentine etkisi, teorik eğilme rijitliği (D) olarak tanımlanır. Bu ifade;

$$D = EI \quad (3.53)$$

olarak ifade edilir.

$$D = 2 \left[E_s \left(\frac{bt^3}{12} \right) + E_s \left(\frac{bt(c+t)^2}{4} \right) \right] + \left[E_c \left(\frac{bc^3}{12} \right) \right] \quad (3.54)$$

$$D = E_s \frac{bt(c+t)^2}{2} + E_s \frac{bt^3}{6} + E_c \frac{bc^3}{12} \quad (3.55)$$

(3.67) ifadesi sandviç yapıya ait eğilme rijitliği değerini vermektedir. Yukarıda verilen denklemlerde E_s ve E_c ifadeleri sırasıyla dış yüzey ve çekirdek elemana ait elastisite modülünü ifade etmektedir.

Sandviç malzemedeki kayma rijitliği (U), kayma gerilmeleri sonucu meydana gelen deformasyonlara bağlı olarak hesaplanmaktadır. Deformasyonların çekirdeğin alt ve üst yüzeylerinde sabit olduğu ve çekirdekte meydana geldiği kabul edilmektedir. Enine kesitteki ortalama kayma açısının belirlenmesiyle kayma rijitliği hesaplanmaktadır (3.59). Denklem (3.60)'da kayma rijitliği şekil değiştirme enerjisi denklemleri kullanılarak ifade edilmiştir [86].

$$\tau_{xz} = \frac{T_z(x)}{b(c+2t)} \quad (3.56)$$

$$\tau_{xz} = G\gamma_{xz} \quad (3.57)$$

$$\gamma_{xz} = \frac{1}{G} \frac{T_z(x)}{b(c+2t)} \quad (3.58)$$

$$\gamma = \frac{T_z(x)}{bU} \quad (3.59)$$

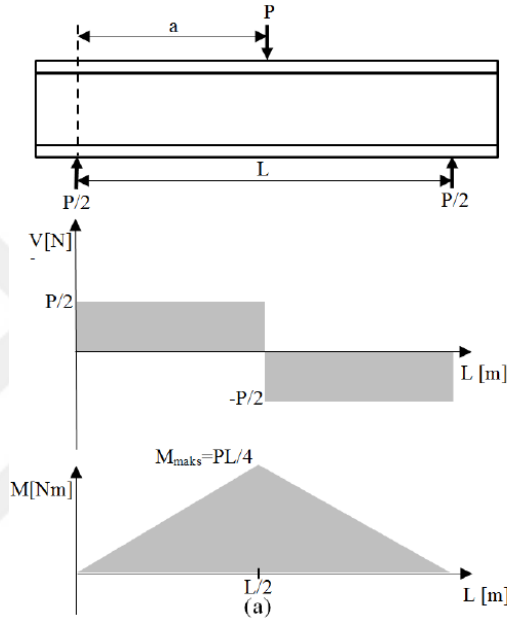
$$\frac{1}{2} \int T_z(x) \gamma = \frac{1}{2} \int \tau_{xz} \gamma_{xz} dz = \frac{1}{2} \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \frac{T_z(x)}{b(c+t)} \frac{T_z(x)}{Gb(c+t)} dz = \frac{T_z(x)^2 c}{2Gb^2(c+t)^2} \quad (3.60)$$

$$U = \frac{b(c+t)^2}{c} G \quad (3.61)$$

Sandviç malzemelerin yük- deplasman davranışları incelendiğinde, dış yüzeylerde eğilmeden kaynaklı ve çekirdek yapıda ise kaymadan kaynaklı sehim değerlerinin toplamı tüm yapının sehimini ($\delta_{toplama}$) vermektedir [86].

$$\delta_{toplam} = \delta_{eğilme} + \delta_{kayma} \quad (3.62)$$

Sandviç bir kirişin üç nokta eğilme yükü altında oluşan Kesme ve Moment diyagramı Şekil 3.42’de verilmiştir. Sandviç yapıda eğilme momentinden dolayı oluşan çökme miktarları moment-alan metoduna göre hesaplanmıştır. Kaymadan kaynaklı çökmelerin belirlenmesinde k/U eşitliği kullanılmıştır. Eşitlikteki k ifadesi kayma düzeltme faktörünü temsil etmekte, üç nokta eğilme testi için çökmenin hesaplanmasında $k=1,0$ olarak alınmıştır [86].



Şekil 3.42 Üç nokta eğilme yüklemesi altında sandviç kirişlerdeki Kesme ve Moment diyagramları [86].

$$\delta_{eğilme} = \int_0^{L/2} \left(\frac{M}{EI} \right) \frac{2}{3} x dx = \frac{PL^3}{48D} \quad (3.63)$$

$$\delta_{kayma} = \frac{k}{2U} |Px|_0^{L/2} = \frac{PL}{4U} \quad (3.64)$$

$$\delta_{toplam} = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4U} \quad (3.65)$$

3.4.1.2 Sandviç kompozitlerin eğilme yükü altındaki hasar mekanizmaları

Dai ve Hahn, eğilme yükü altında sandviç bir kirişin, gerilme durumuna ve kullanılan malzemelere bağlı olarak çeşitli kırılma tipleri sergilediğini belirtmiştir. Yükleme sonucunda potansiyel arızanın, aşağıda verilen hasar kriterlerine bağlı olarak oluşacağını ifade etmiştir [1].

1. Çekme veya basma gerilmeleri sonucu kompozit yüzeyde oluşan hasar;

$$-\sigma_{fc} \leq \sigma_f \leq \sigma_{ft} \quad (3.66)$$

2. Kayma gerilmesi sonucu çekirdekte oluşan hasar;

$$\tau_c \leq \tau_{cs} \quad (3.67)$$

3. Çekme veya basma gerilmesi sonucu çekirdekte oluşan hasar;

$$-\sigma_{cc} \leq \sigma_c \leq \sigma_{ct} \quad (3.68)$$

4. Kompozit ile çekirdek arayüzeyinde oluşan hasar;

$$\tau_i \leq \tau_{is} \quad (3.69)$$

Yukarıda verilen eşitliklerde; σ (MPa) ve τ (MPa) normal ve kayma gerilmesini, f_c ve f_t kullanılan kompozitin maksimum basma ve çekme mukavemetini, f kompozitde oluşan gerilmeyi, c çekirdek yapının maksimum mukavemetini, c_s çekirdekte oluşan maksimum kayma gerilmesini, c_c ve c_t kullanılan kompozitin maksimum basma ve çekme mukavemetini, i ara yüzey yapıştırıcı mukavemetini ve i_s i ara yüzeyde oluşan kayma gerilmesini ifade etmektedir.

3.4.2 Düşük hızlı darbe testi

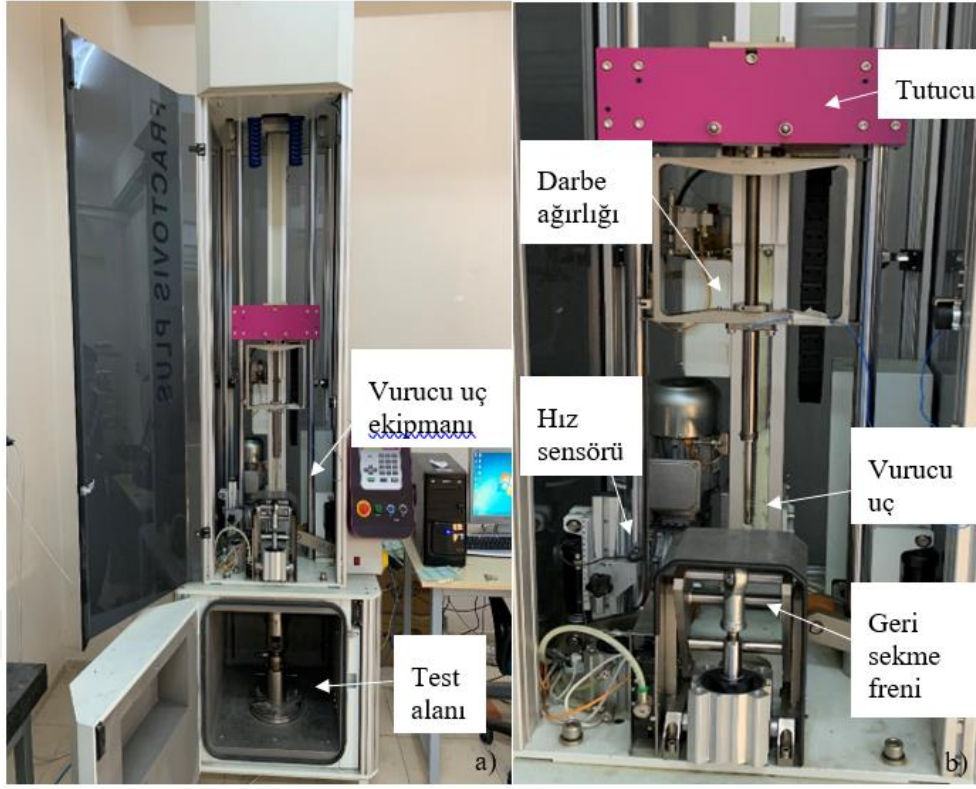
Düşük hızlı darbe, ağırlık düşürme prensibine göre çalışan ve 10m/sn'nin altındaki darbe hızlarında yapılan test yöntemidir. Farklı darbe enerjilerinde gerçekleştirilen testler sonucunda tepki kuvveti, deplasman (çökme) ve absorbe edilen enerji değerleri elde edilmektedir [37].

Polimer matrisli kompozit malzemelere uygulanan düşük hızlı darbe testlerinde yapı içerisinde meydana gelen çekme, basma ve eğilme gerilmeleri sonucunda genel olarak dört farklı hasar gözlenmektedir. İlk hasar tipi düşük darbe enerjileri sonucu oluşan matris hasarıdır. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak delemantasyonlar oluşmaktadır. Tabakalar arası ayrılma olarak tanımlanan delemantasyonları, fiber kırıkları izlemektedir. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde matris hasarları ve delemantasyonlar fiber oryantasyonu doğrultusunda ilerlemektedir. Vurucu ucun yapıyı delmesi sonucu oluşan son hasar modu ise nüfuziyettir [37].

Sandviç kompozit malzemelere uygulanan düşük hızlı darbe testlerinde, polimer matrisli kompozitlerde gözlemlenen hasar tiplerine ek olarak çekirdek yapıda farklı hasarlar oluşmaktadır. Düşük darbe enerjilerinde vurucu uç ile temas eden üst yüzeyde yukarıda açıklanan hasarlar gözlenmektedir. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak oluşan eğilme gerilmeleri sonucu çekirdek-dış yüzey arasında ayrılmalar gözlenmektedir. Bununla birlikte çekirdek yapıda ezilme ve kesme kırılmaları oluşmaktadır. Hasarın en son gerçekleştiği kısım ise sandviçin alt kısımlarıdır [37].

Bu çalışmada yapılan düşük hızlı darbe testleri, Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Laboratuvarında bulunan CEAST Fracovis Plus marka test cihazında yapılmıştır (Şekil 3.43). Testler sırasında yarım küresel uçlu vurucu kullanılmıştır. Vurucu ucun çapı 12,7 mm ve ağırlığı 4,926 kg dır. Kullanılan cihazda, vurucu ucun kuvvet dönüştürücüsünün maksimum yük kapasitesi 22,4 kN dur. Vurucu ucun düşme yüksekliği değiştirilerek farklı darbe enerjilerinde testler yapılabilmektedir. Bununla birlikte test sonucunda vurucu ucun sekerek numuneye tekrar temas etmesini engellemek amacıyla geri sekme frenleri bulunmaktadır.

Kullanılan sandviç numunelerin delinmesi enerjisinin belirlenmesi için ön testler gerçekleştirilmiştir. Testler sonucunda yüksek darbe enerjilerinde vurucu uç ile üst yüzey arasında oluşan temas kuvvetinin cihaz limitlerine yakın olduğu gözlenmiştir. Testler sadece delinme öncesi darbe enerjilerinde yapılmıştır. Bu sebeple 15, 30, 45 ve 60 J değerlerinde darbe enerjileri uygulanmıştır.



Şekil 3.43 a) Darbe test cihazı, b) Vurucu uç ekipmanı.

Düşük hızlı darbe deneyinde kullanılan sandviç numuneler vakum infüzyon yöntemi ile üretilmiştir. Üretim sonucu elde edilen sandviç plakalar dekupaj makinesi ile kesilmiştir. Numuneler 100x100 mm olarak hazırlanmıştır. Deneysel çalışmada, 15, 30, 45 ve 60 J enerji değerinde testler gerçekleştirilmiştir. 4 farklı balsa kalınlığı, 2 farklı dış yüzey tabaka sayısı, 3 farklı oryantasyon diziliminde hazırlanan numuneler, tüm darbe enerjileri için üçer tekrar yapılacak şekilde toplam 288 adettir. Şekil 3.44 ve Şekil 3.45’de testler sırasında kullanılan deney numuneleri verilmiştir. Çalışmada, 15, 30, 45 ve 60 J test darbe enerjisine göre vurucu ucun hızı sırasıyla 2,46 m/sn, 3,49 m/sn, 4,22 m/sn ve 4,93 m/sn dir. Sonuçta, test cihazından zamana bağlı olarak üst yüzeyde meydana gelen tepki kuvveti, deplasman ve absorbe edilen enerji verileri aktarılmıştır.



Şekil 3.44 Darbe test numuneleri.

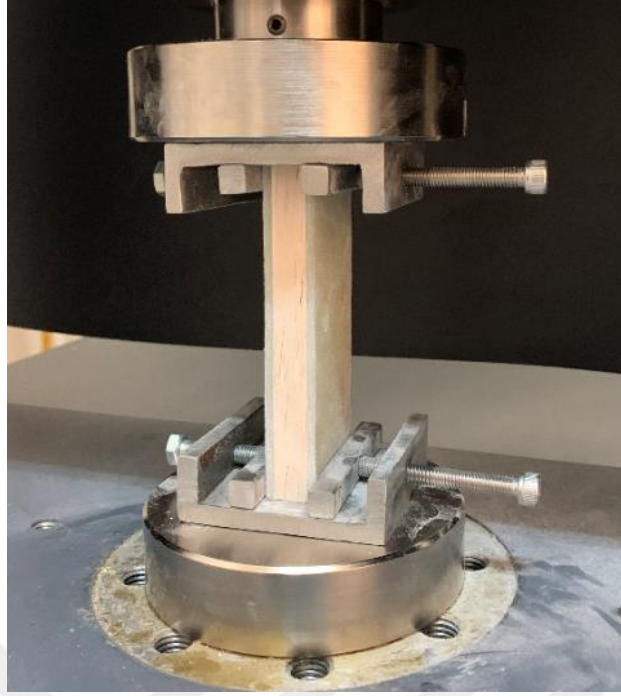


Şekil 3.45 Dış yüzeylerde $[\pm 45^\circ]_4$ kompozitlerin kullanıldığı, balsa çekirdekli darbe test numuneleri.

3.4.3 Kenar basma testi

Çalışma kapsamında, balsa çekirdekli sandviç kompozit malzemelere kenar basma testleri uygulanmıştır. Testler, ASTM C-364 standardına uygun olarak İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği laboratuvarında bulunan 100 kN kapasiteli Shimadzu marka test cihazında gerçekleştirilmiştir. Vakum infüzyon yöntemi ile üretilen numuneler, dekupaj tezgahında belirlenen ölçülerde kesilmiştir. Deneysel çalışma kapsamında test numunelerinin boyutları 100x45 mm olarak seçilmiştir.

ASTM C-364 standardında belirtildiği gibi test esnasında yükleme çeneleri ile numunelerin temas ettiği bölgelerde ara yüzey ayrılmalarına bağlı olarak erken hasarların oluşmaması için numunelerin alt ve üst yüzeylerinde kelepçe şeklinde aparatlar takılmıştır. Kullanılan parçalarda sıkıştırma çenelerinin her biri 8 mm kalınlığında imal edilmiştir (Şekil 3.46).



Şekil 3.46 Kenar basma test düzeneği.

Kenar basma testi için her bir parametreden üç tekrar yapılacak şekilde toplam 72 numune hazırlanmıştır (Şekil 3.47). Testler 0,5 mm/dk yükleme hızında gerçekleştirilmiştir. Deney cihazından alınan maksimum kuvvet değerine bağlı olarak yüzey basma gerilmesi denklem (3.70) kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\sigma_B = \frac{P_{mak}}{A} \quad (3.70)$$

Burada σ_B basma gerilmesi (MPa), P_{mak} maksimum kuvvet (N) ve A kesit alanını (mm^2) ifade etmektedir.



Şekil 3.47 Kenar basma testinde kullanılan sandviç numuneler.

3.5 Nümerik Çalışma

Tez kapsamında yapılan nümerik analizler, sonlu elemanlar metodunun (FEM) kullanıldığı ANSYS paket programı ile gerçekleştirilmiştir. Sonlu elemanlar metodu, mühendislik problemlerinin çözümünde kullanılan matematiksel yöntemlerin başında gelmektedir. Bu yöntem, ilk olarak 1943 yılında matematikçi Courant tarafından burulma probleminde kullanılmıştır. 1950’li yıllarda üçgen elemanlar kullanılarak uçak kanatlarının gerilme analizleri FEM ile yapılmıştır. Bilgisayar teknolojisinin gelişimine paralel olarak 1970’li yıllarda sonlu elemanlar metodu, bilgisayar yazılımları ile mühendislik uygulamalarında kullanılmaya başlamıştır. Bu yöntem günümüzde, başta gerilme analizleri olmak üzere akışkanlar mekaniği, ısı transferi, manyetizma problemleri ve farklı birçok mühendislik uygulamasında kullanılmaktadır [86].

Bu yöntemde temel amaç, karmaşık problemleri basite indirgeyerek çözüme gitmektir. Analizi gerçekleştirilen bir parça küçük elemanlara ayrılarak sınır şartları uygulanır. Daha sonra lokal elemanlar düğüm noktalarından birleştirilerek matematiksel model oluşturulur. Parçanın fiziksel modelini temsil eden sınır şartlarının doğru uygulanması, matematiksel modeli kesin çözüme yaklaştırır. Bununla birlikte oluşturulan modele karşılık gelen denklem sayısının artması, bilgisayar yardımıyla çözümü mecbur

kılmaktadır. ANSYS ve ABAQUS gibi programlar ile karmaşık şekilli parçaların sayısal analizleri yapılabilmektedir.

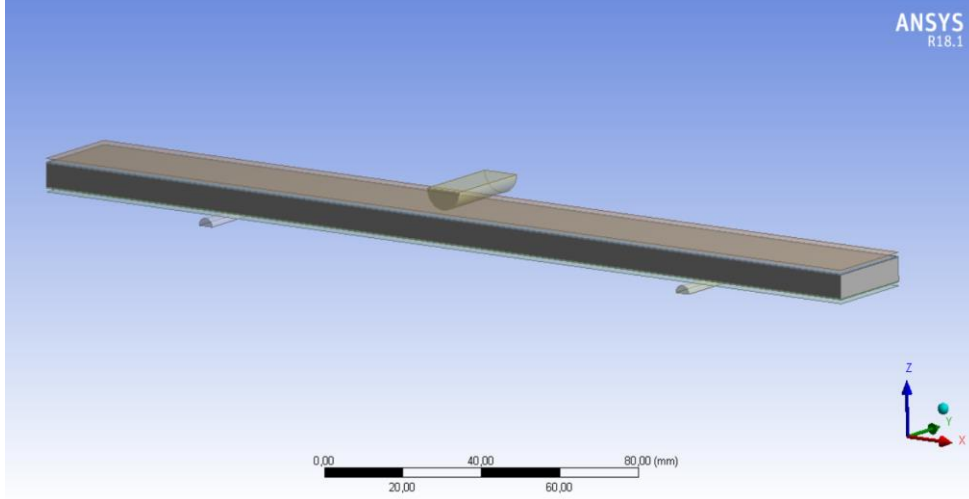
Tez çalışmasında kullanılan sandviç kompozitlerin sayısal analizi ANSYS Wrokbench 18.1 ile gerçekleştirilmiştir. Alt ve üst yüzeyleri oluşturan kompozit malzemeler ACP arayüzünde modellenmiştir. ACP arayüzü ile kompozitlere ait her bir tabaka ayrı ayrı modellenerek yönlenme açıları girilebilmekte ve ardından bir laminat oluşturulabilmektedir.

3.5.1 Sandviç kompozitlerin üç nokta eğilme modeli

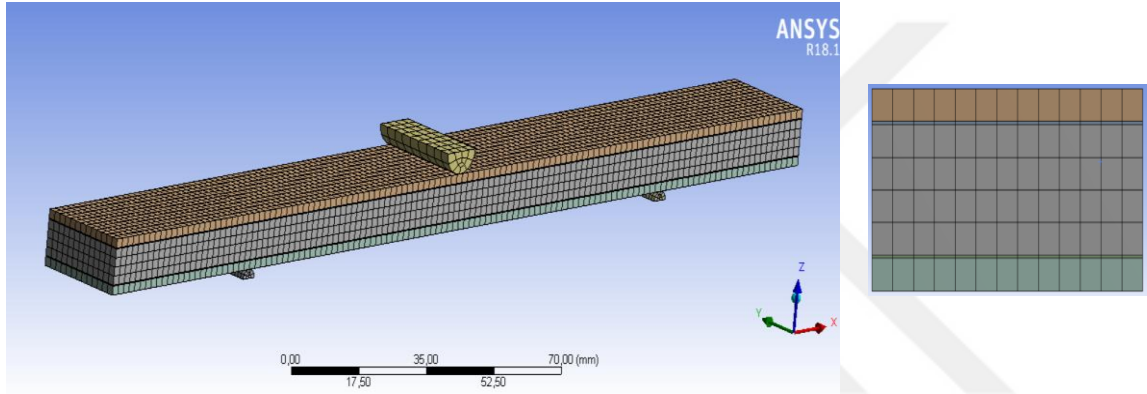
Sandviç kompozit malzemelerin nümerik analizinde kullanılan geometrik model ANSYS programının Desingmodeler arayüzünde gerçekleştirilmiştir. Geometrinin oluşturulmasında deneysel çalışmada kullanılan boyutlar esas alınmıştır. Bununla birlikte üç nokta eğilme testinde kullanılan iki adet sabit destek ve yükleme desteği test cihazındaki parçalarla aynı boyutlarda oluşturulmuştur.

Sandviç kompozit malzemelerin geometrik modeli beş ana parçadan oluşmaktadır. Orta kısımda bulunan balsa, çekirdeğin dış yüzeylerinde bulunan ve yapıştırıcı vazifesi gören epoksi katmanı, Solid (katı) eleman olarak oluşturulmuştur. Alt ve üst yüzeyleri oluşturan kompozit malzemeler ise Shell (kabuk) eleman olarak oluşturulmuştur. Bununla birlikte deneyde kullanılan destek elemanları solid olarak test standartlarında kullanıldığı şekilde konumlandırılmıştır. Şekil 3.48’de 6 mm balsa kullanılan sandviç yapının geometrik modeli verilmiştir.

Oluşturulan sandviç geometriye ait malzeme özellikleri ve mesh işlemi Model arayüzünde gerçekleştirilmiştir. Tüm oryantasyon açılarına ait modellerde kullanılan mesh boyutları aynı tutulmuştur. Şekil 3.49’de 8 mm balsa kullanılan sandviç modelin sonlu elemanlara bölünmüş hali ve kesit görüntüsü verilmiştir. Çizelge 3.5’de balsa kalınlığına göre sonlu elemanlar modelinde bulunan düğüm ve eleman sayısı verilmiştir.



Şekil 3.48 6 mm balsa kullanılan sandviç model.



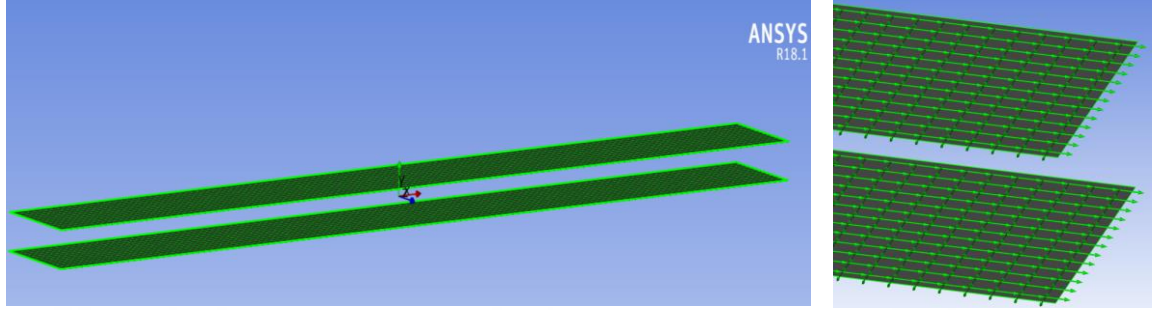
Şekil 3.49 8 mm balsa kullanılan sandviç numunelerin sonlu elemanlara bölünmüş modeli.

Çizelge 3.5 Sandviç numunelerin düğüm ve eleman sayıları.

Balsa kalınlığı (mm)	Düğüm sayısı	Eleman sayısı
4	49883	10205
6	56807	11936
8	63837	13477
10	70632	15180

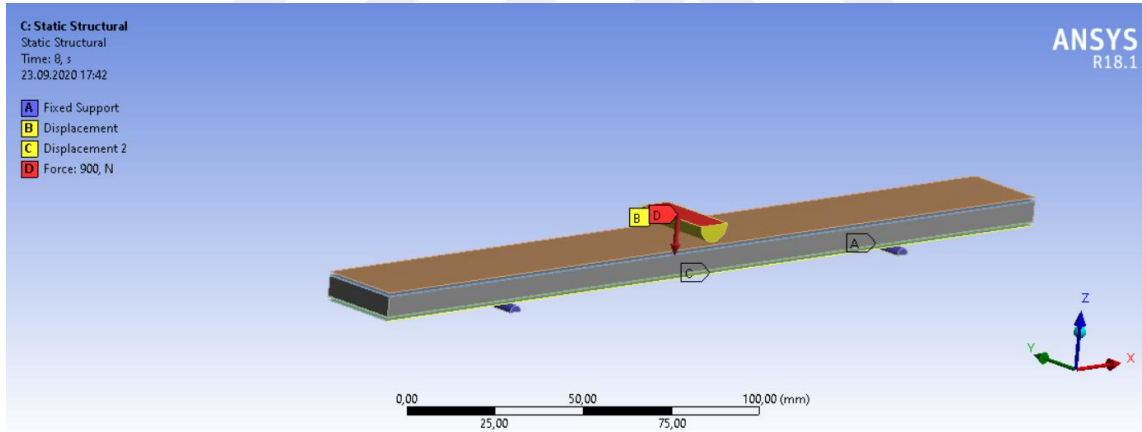
ANSYS ACP (Pre) arayüzü ile hazırlanan sandviç modelin her bir elemanlarına ait malzeme özellikleri Engineering Data kısmında tanımlanmış ve Model kısmında solid elemanlara atanmıştır. Kompozit malzemelerin ANSYS ile modellenmesinde Shell eleman kullanılmıştır. Kompozit malzemeyi oluşturan her bir laminaya ait malzeme özellikleri,

kalınlık ve serme açıları gibi bilgiler ACP (Pre) arayüzünün Setup kısmında Shell elemana tanımlanmıştır. Şekil 3.50’de alt ve üst yüzeyleri oluşturan kompozitlere ait kabuk eleman üzerinde $[0/90^\circ]$ oryantasyon dizilimindeki tabakaların dizimi verilmiştir. Oluşturulan koordinat sistemine göre kırmızı renkle gösterilen x eksenini, elyafların yönelme doğrultusunu ve yeşil renkle gösterilen z eksenini ise istifleme doğrultusunu göstermektedir.



Şekil 3.50 $[0/90^\circ]$ yönelme açılı elyafların model üzerindeki görüntüsü.

Malzeme özellikleri tanımlanan sandviç yapının üç nokta eğilme analizinde kullanılan sınır şartları ve yükün uygulanması Model arayüzünde tanımlanmıştır. Şekil 3.51’de sonlu elemanlar modeli üzerinde tanımlanan sınır şartları verilmiştir.



Şekil 3.51 Sandviç yapının sonlu elemanlara modeline ait sınır koşulları.

Üç nokta eğilme testinin nümerik modelinde sandviç kirişin orta noktasına yük, artırılarak uygulanmıştır. Her yük değerinde balsa, dış yüzeyler ve arayüzeyde meydana gelen gerilmeler incelenmiş ve kritik hasar yükü bölüm 3.4.1.2’de verilen hasar kriterlerine göre belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır.

4. ARAŞTIRMA BULGULARI

4.1 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Tespiti

Deneysel çalışmada kullanılan kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi için vakum infüzyon yöntemi kullanılarak üretilen test numuneleri ile çekme, basma ve kayma testleri yapılmıştır. Farklı oryantasyon dizilimi ve tabaka sayısında üretilen kompozit malzemelerin üretim sonrası belirlenen fiziksel özellikleri Çizelge 4.1’de verilmiştir. Üretilen numune boyutları ve tabaka sayısı referans alınarak elyaf ve matris ağırlığı hesaplanmıştır. Hesaplanan bu değerler göz önünde bulundurularak kompozitlere ait yoğunluk, matris ve fiber oranları belirlenmiştir.

Çizelge 4.1 Üretilen kompozit malzemelerin fiziksel özellikleri

Tabaka sayısı	8			12		
Oryantasyon dizilimi	$[0^{\circ}]_s$	$[\pm 45^{\circ}]_s$	$[0/90^{\circ}]_s$	$[0^{\circ}]_{2s}$	$[\pm 45^{\circ}]_s$	$[0/90^{\circ}]_s$
Fiber kütle oranı (W_f)	%70,23	%73,38	%70,26	%70,16	%74,02	%69,98
Matris kütle oranı (W_m)	%29,77	%26,62	%29,74	%29,84	%25,98	%30,02
Fiber hacim oranı (V_f)	%50,90	%54,77	%50,94	%50,81	%55,59	%50,60
Matris hacim oranı (V_m)	%49,10	%45,23	%49,06	%49,19	%44,41	%49,40
Kalınlık (mm)	2,1 ±0,1	2 ±0,1	2,1 ±0,1	3,1 ±0,1	3 ±0,1	3,1 ±0,1
Yoğunluk(gr/cm^3)	1,841	1,896	1,841	1,840	1,898	1,837

Sonlu elemanlar analizinde sandviç yapı modelinin oluşturulabilmesi için $[0]_8$ kompozit malzemelerin elastisite modülü, poisson oranı ve kayma modülü değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu amaçla elyaf doğrultusundaki bu özelliklerinin belirlenmesinde Stain gauge pullarının kullanıldığı çekme ve kayma testler gerçekleştirilmiştir. Çizelge 4.1’de verilen sonuçlar incelendiğinde, tabaka sayısı artışının fiber ve matris oranları

üzerinde belirin bir değişiklik oluşturmadığı gözlenmiştir. Denklem (3.17), (3.25), (3.32) ve (3.38)'e göre aynı fiber ve matris hacim oranlarında yapıya ait Elastisite modülü, poisson oranı ve kayma modülü değerleri değişmemektedir. Bu sebeple kompozit malzemelere uygulanan mekanik testlerde sadece 8 tabakalı numuneler kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.2 $[0]_8$ kompozit malzemelerin mekanik özellikleri.

Mekanik Özellikler	Değer
E_1 (MPa)	32743
E_2 (MPa)	10560
G_{12} (MPa)	3047
ν_{12}	0,19

Tez çalışmasında, sandviç yapıyı oluşturan dış yüzeylerde $[0^\circ]_{2s}$, $[0^\circ/90^\circ]_s$ ve $[\pm 45^\circ]_s$ oryantasyonlu kompozitler kullanılmıştır. Üç farklı oryantasyon dilimindeki kompozit numunelere çekme, basma ve kayma testleri uygulanmıştır. Her bir parametre için üçer test numunesi hazırlanmıştır. Çizelge 4.3'de test sonuçlarının ortalamaları verilmiştir.

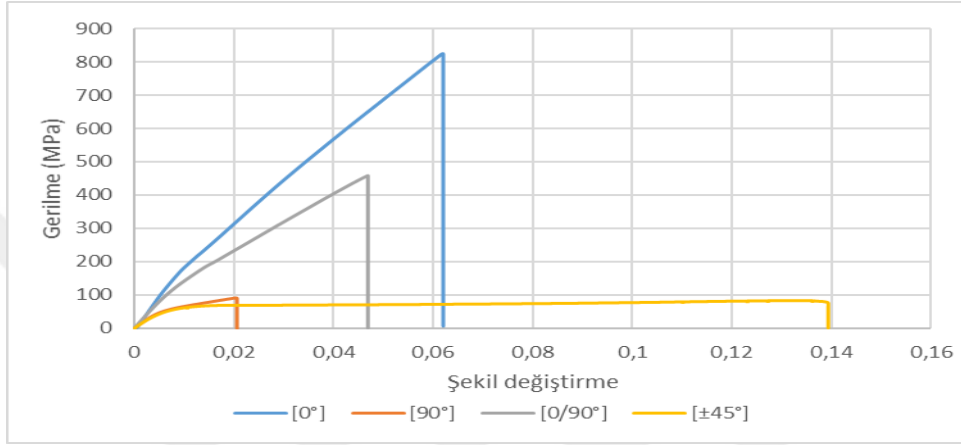
Çizelge 4.3 8 tabakalı kompozit malzemelerin çekme, basma ve kayma test sonuçları.

Mekanik özellikleri	$[0^\circ]_8$	$[0^\circ/90^\circ]_4$	$[\pm 45^\circ]_4$
$X_\ç$ (MPa)	848,50 (29,48)	473,87 (27,36)	80,25 (4,50)
$Y_\ç$ (MPa)	92,06 (6,05)	---	---
X_B (MPa)	300,52 (18,33)	224,52 (13,74)	99,44 (5,31)
Y_B (MPa)	68,83 (11,63)	---	---
S (MPa)	59,98 (2,37)	53,82 (3,47)	116,59 (4,91)

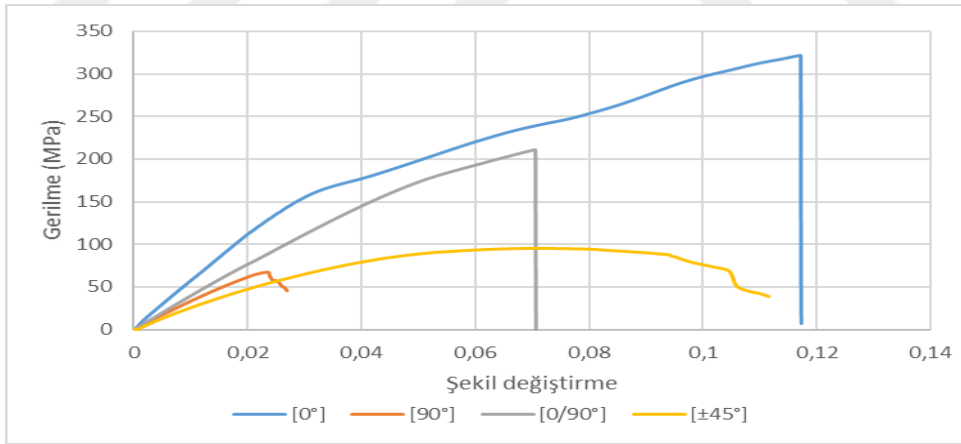
*Parantez içerisinde standart sapma değerleri verilmiştir.

Çekme, Basma ve Kayma testleri sonucu elde edilen Gerilme-Şekil değiştirme grafikleri Şekil 4.1, Şekil 4.2 ve Şekil 4.32 verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, lif yönlenmesinin yüklenme doğrultusunda olmasından dolayı maksimum çekme ve basma

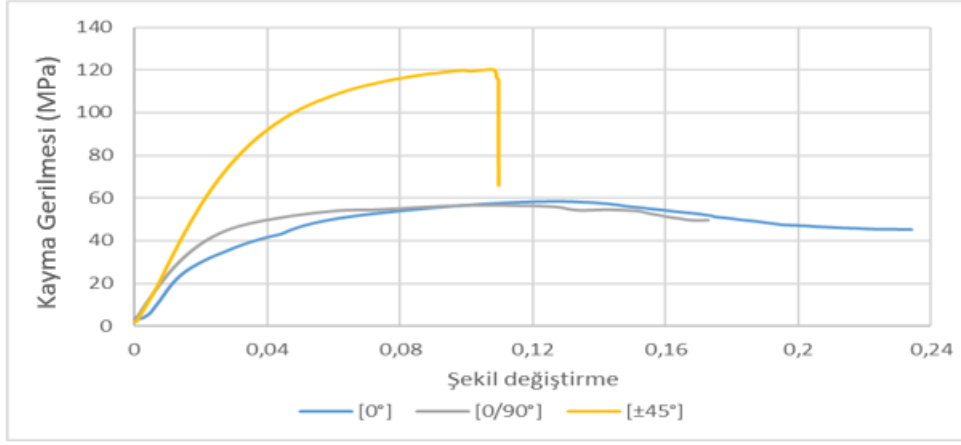
gerilmeleri $[0^\circ]_8$ kompozit numunelerde olduğu belirlenmiştir. Şekil 4.4’de çekme testi sonucu $[0^\circ]_8$ numunelerde oluşan hasarın elyaf kırılması sonucu meydana geldiği görülmektedir. En düşük çekme gerilmesi değeri $[\pm 45^\circ]_4$ numunelerde olduğu belirlenmiştir. Normal gerilme halinde 45° ’lik düzlemlerde maksimum kayma gerilmesi oluşmakta ve kayma gerilmelerinden dolayı tabakalar arası ayrılma meydana gelmektedir. Şekil 4.7 incelendiğinde, $[\pm 45^\circ]_4$ numunelerde çekme testi sonucu oluşan hasar ve tabakalar arası ayrılmalar görülmektedir.



Şekil 4.1 Çekme testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



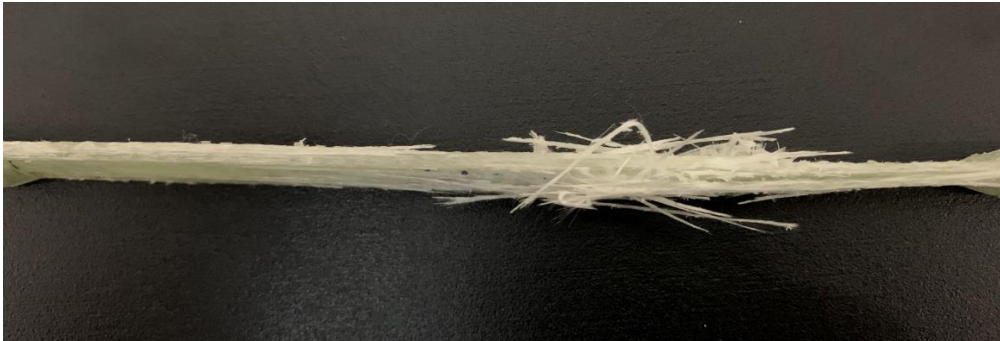
Şekil 4.2 Basma testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



Şekil 4.3 Kayma testi sonrası kompozitlere ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



a)



b)

Şekil 4.4 [0°]₈ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



a)

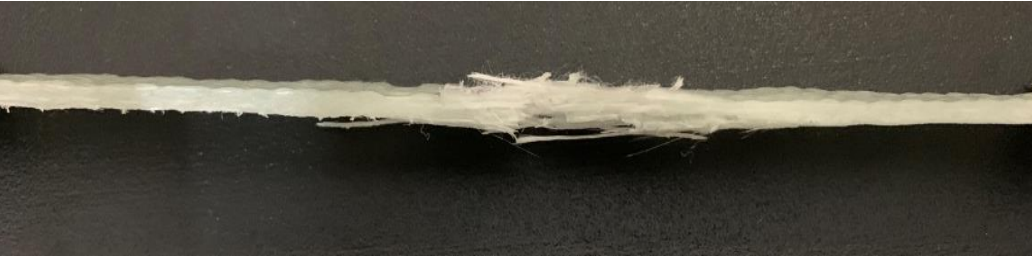


b)

Şekil 4.5 $[90^\circ]_8$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



a)



b)

Şekil 4.6 $[0/90^\circ]_4$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b)yan görüntüleri.



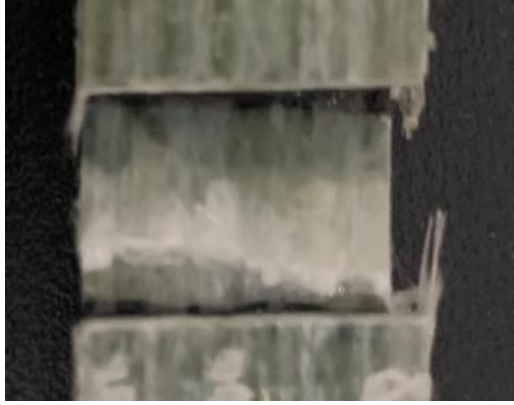
a)



b)

Şekil 4.7 $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.

Şekil 4.8, Şekil 4.9, Şekil 4.10 ve Şekil 4.11’de basma testleri sonrası sırasıyla $[0^\circ]_8$, $[90^\circ]_8$, $[0/90^\circ]_8$ ve $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin üst ve yan yüzeylerinde meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Şekil 4.12’de kayma testi sonucu $[0^\circ]_8$, $[0/90^\circ]_8$ ve $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerde meydana gelen hasarlar verilmiştir

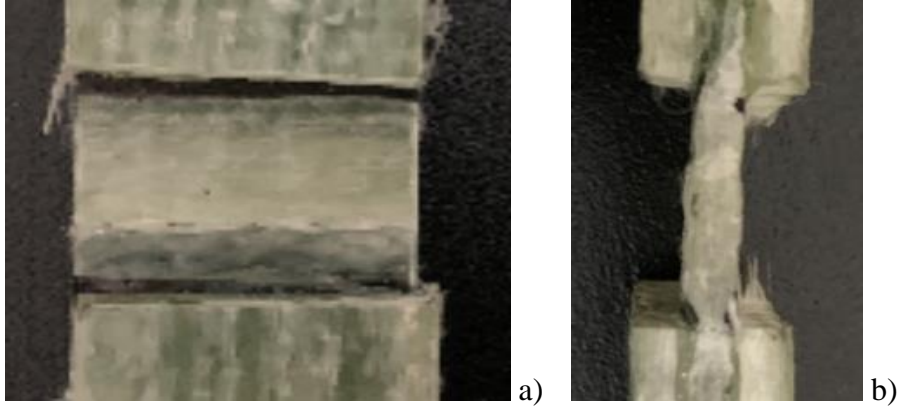


a)

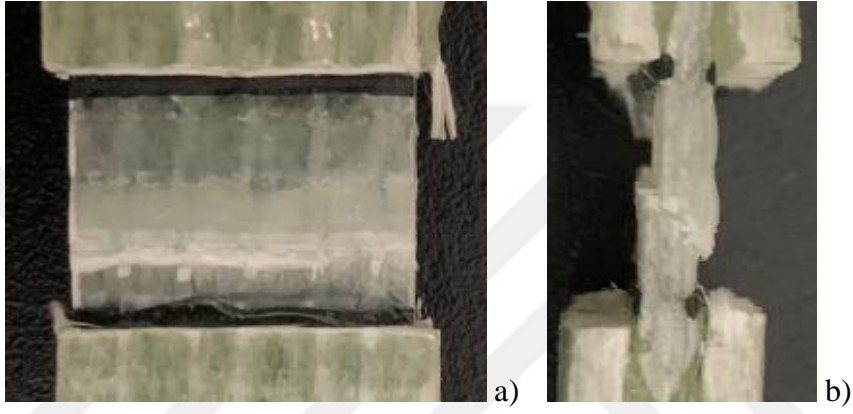


b)

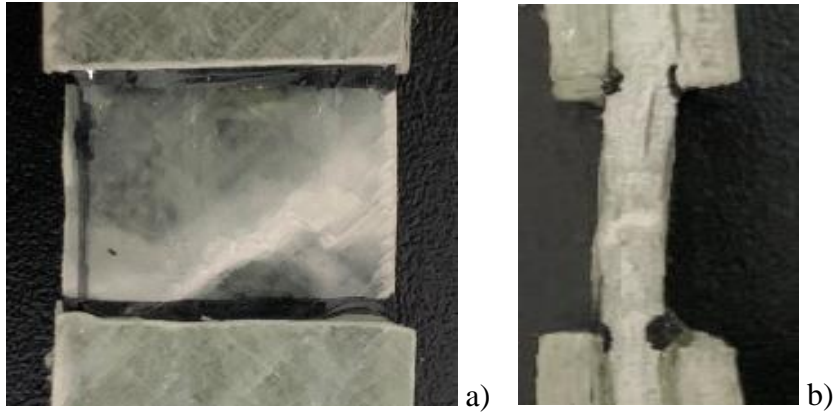
Şekil 4.8 $[0^\circ]_8$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



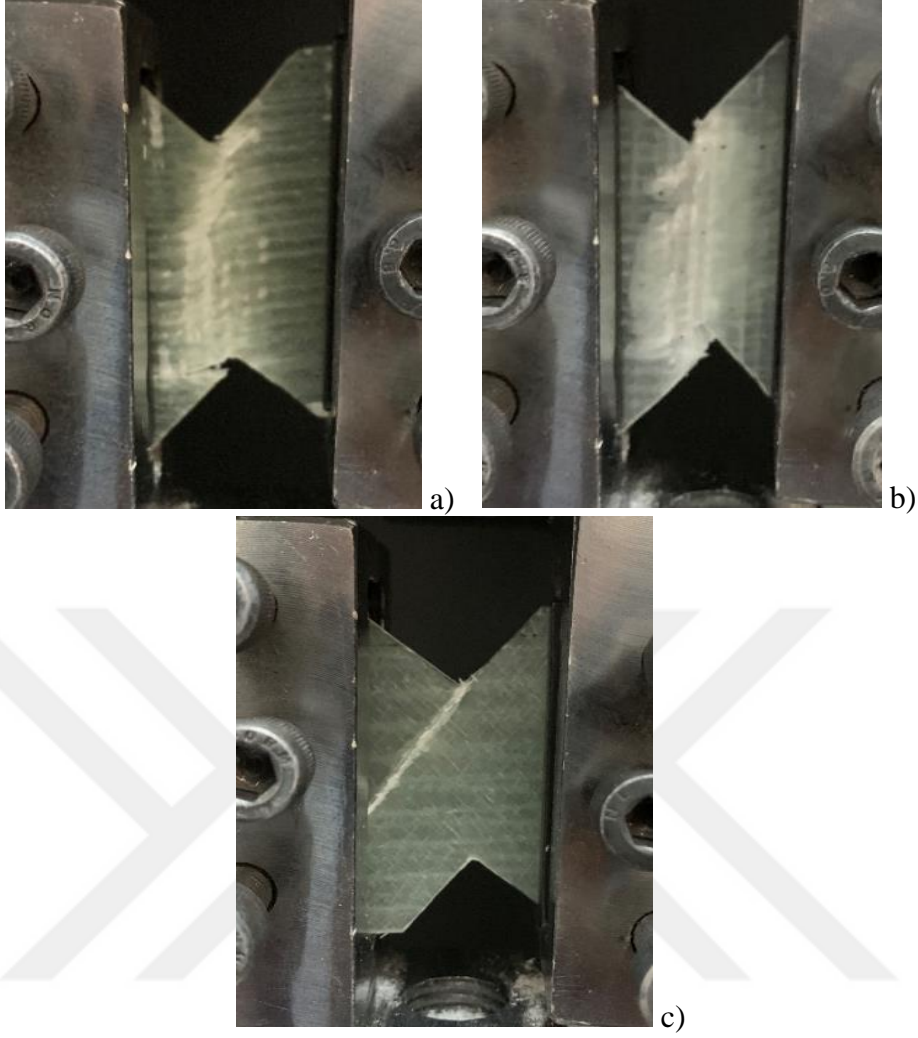
Şekil 4.9 $[90^\circ]_8$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



Şekil 4.10 $[0/90^\circ]_4$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



Şekil 4.11 $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



Şekil 4.12 a) $[0^\circ]_8$, b) $[0/90^\circ]_4$ ve c) $[\pm 45^\circ]_4$ kompozit numunelerin kayma testi sonrası görüntüleri.

4.2 Balsa Odununa Uygulanan Mekanik Test Sonuçları

Balsa odununun mekanik özelliklerinin belirlenmesi amacıyla lazer ve dekapaj makinesinde hazırlanan çekme, basma ve kayma numuneleri ile testler gerçekleştirilmiştir. Yapılan testlerde kullanılan odun yoğunluğu 170 kg/m^3 dür. Testler sonucunda elyaf doğrultusundaki maksimum çekme mukavemeti (X_C), aksenal elastisite modülü (E_L), elyaf doğrultusundaki maksimum basma mukavemeti (X_B) ve maksimum kayma mukavemeti (S) belirlenmiş ve literatür sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.5’de test sonuçları verilmiştir. Shishkina ve diğ., Borrega ve Gibson, balsa yoğunluğu değişimine bağlı olarak mekanik özelliklerin belirlenmesinde kullanılabilecek bağıntılar öne sürmüştür [13, 14]. Kotlarewski ve diğ., 170 kg/m^3 yoğunluğa sahip balsa odunun aksenal elastisite modülünü 3800 MPa ve maksimum çekme mukavemetini 19 MPa olarak vermiştir [80]. Dai ve diğ.,

154 kg/m³ yoğunluğa sahip balsa odununun maksimum kayma mukavemeti değerini 2,96 MPa olarak vermiştir [1]. Osei-Antwi ve diğ., yoğunluk değişimine göre kayma mukavemetlerini belirlemiştir [11]. Test sonuçları, yukarıda verilen çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Sonuçların literatür ile uyumlu olduğu gözlenmiştir.

Çizelge 4.4 %12 nem içeren balsa'nın ait elastik ve poisson oranları [79].

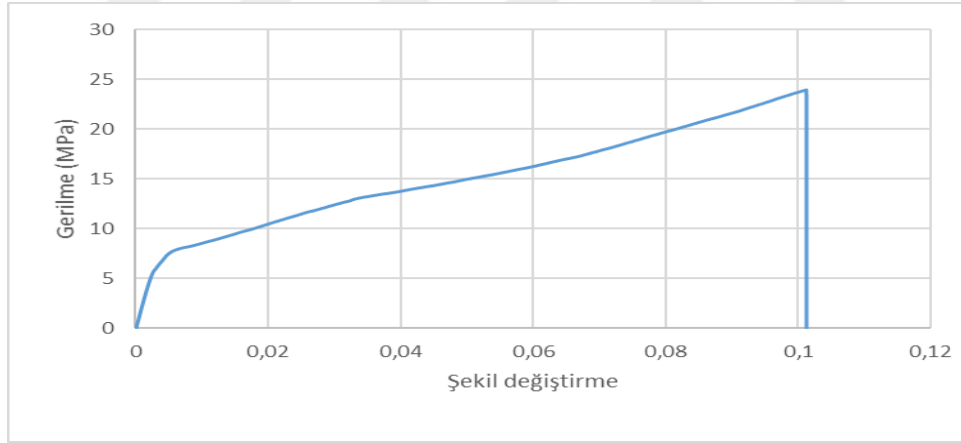
	E_T/E_L	E_R/E_L	G_{LR}/E_L	G_{LT}/E_L	G_{RT}/E_L	
Elastik oranlar	0,015	0,046	0,054	0,037	0,05	
	ν_{LR}	ν_{LT}	ν_{RT}	ν_{TR}	ν_{RL}	ν_{TL}
Poisson oranları	0,229	0,488	0,665	0,231	0,018	0,009

Sandviç kompozitlerin sonlu elemanlar modelinde balsa odununa ait ihtiyaç duyulan mekanik özelliklerin belirlenmesinde Çizelge 4.4 referans alınmıştır. Çizelge 4.4'de eksenel yöndeki elastisite modülüne bağlı olarak radyal ve teğetsel yöndeki elastisite modülleri, poisson oranları ve kayma modülleri hesaplanmaktadır. Simgelerde kullanan L eksenel, R radyal ve T teğetsel yönü temsil etmektedir.

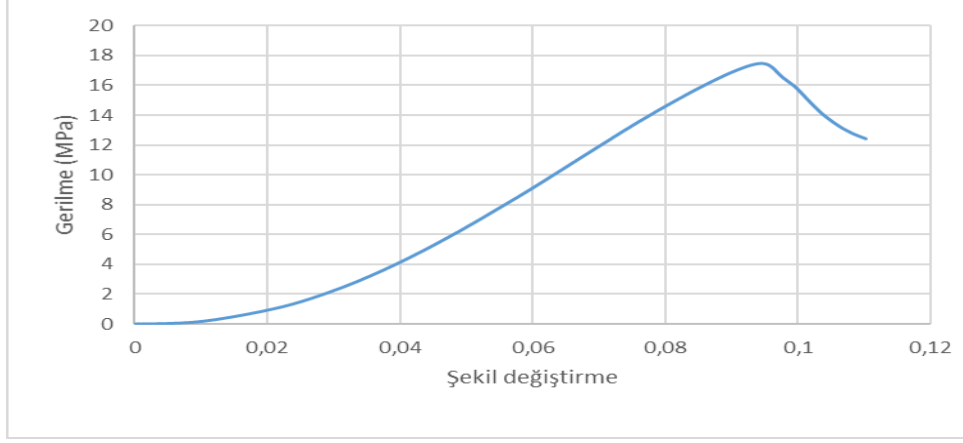
Balsa odununa uygulanan mekanik testler sonucunda belirlenen gerilme-şekil değiştirme grafikleri ve numunelerde meydana gelen hasar türleri aşağıda verilmiştir. 8 mm balsa odununun kullanıldığı çekme numunelerine ait gerilme-şekil değiştirme grafiği Şekil 4.13'de verilmiştir. 10 mm balsa odununun kullanıldığı basma testi sonucu elde edilen gerilme-şekil değiştirme grafiği Şekil 4.14'de verilmiştir. Şekil 4.15'de balsa odununa ait kayma gerilmesi-şekil değiştirme grafiği verilmiştir. Şekil 4.16'da 8 mm balsa odunundan hazırlanan çekme numunesinde yükleme sonucu üst ve yan yüzeyinde oluşan hasar verilmiştir. Şekil 4.17'de elyaf doğrultusundaki basma mukavemetinin belirlenmesinde kullanılan 10 mm balsa numunenin üst ve yan yüzeyinde meydana gelen hasar ve Şekil 4.18'de ise 6 mm kalınlığa sahip kayma numunesinde test sonucu oluşan hasar görülmektedir.

Çizelge 4.5 Balsa'nın mekanik özellikleri.

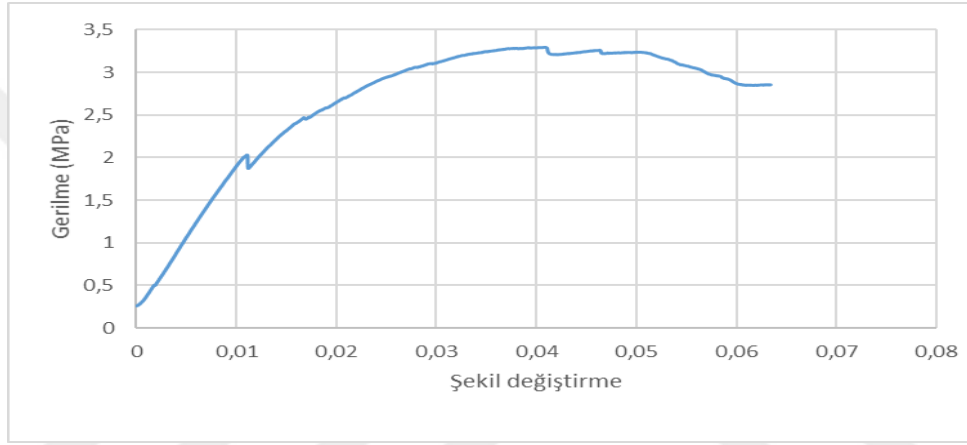
Mekanik Özellikler	Değer
P (kg/m ³)	170±5
X _Ç (MPa)	23,16 (2,21)
X _B (MPa)	17,32 (0,159)
S (MPa)	3,29 (0,082)
E _L (MPa)	3605
E _T (MPa)	54,07
E _R (MPa)	165,83
G _{LR} (MPa)	194,67
G _{RT} (MPa)	18,02
G _{LT} (MPa)	133,2



Şekil 4.13 Çekme testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



Şekil 4.14 Basma testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



Şekil 4.15 Kayma testi sonrası balsa odununa ait Gerilme-Şekil değiştirme grafiği.



Şekil 4.16 8 mm balsa numunenin çekme testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



Şekil 4.17 10 mm balsa numunenin kenar basma testi sonrası a) üst, b) yan görüntüleri.



Şekil 4.18 6 mm balsa numunenin kayma testi sonrası hasar görüntüsü.

4.3 Sandviç Kompozitlerin Test Sonuçları

4.3.1 Eğilme test sonuçları

Balsa çekirdekli sandviç numunelere üç nokta eğilme testleri uygulanmıştır. Her bir parametre için üçer tekrar yapılmıştır. Testler sonucunda numunelere ait Kuvvet-Deplasman verileri elde edilmiştir. Şekil 4.19, Şekil 4.20, Şekil 4.21, Şekil 4.22, Şekil 4.23 ve Şekil 4.24'de üç farklı oryantasyon diziliminde ve iki farklı tabaka sayısında hazırlanan yüzey kompozit malzemelere göre her bir balsa kalınlığının kuvvet-deplasman grafikleri

verilmiştir. Maksimum kuvvet değerine karşılık gelen eğilme dayanımı, yüzey gerilmesi ve çekirdek kayma gerilmesi değerleri belirlenmiştir. Bununla birlikte ANSYS programında sandviç yapının sonlu elemanlar modeli oluşturulmuş ve nümerik olarak hasar yükü belirlenmiştir. Çizelge 4.6'da eğilme deneyi sonucu elde edilen verilerin ortalaması ve parantez içerisinde standart sapma değerleri sunulmuştur. Eğilme rijitliği tespitinde $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ kompozitlerin elastisite modülü değerleri çekme testi sırasında ekstansometre kullanılarak belirlenmiştir. $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ kompozitlerin elastisite modülü değerleri sırasıyla 14778 MPa ve 9060 MPa dır.

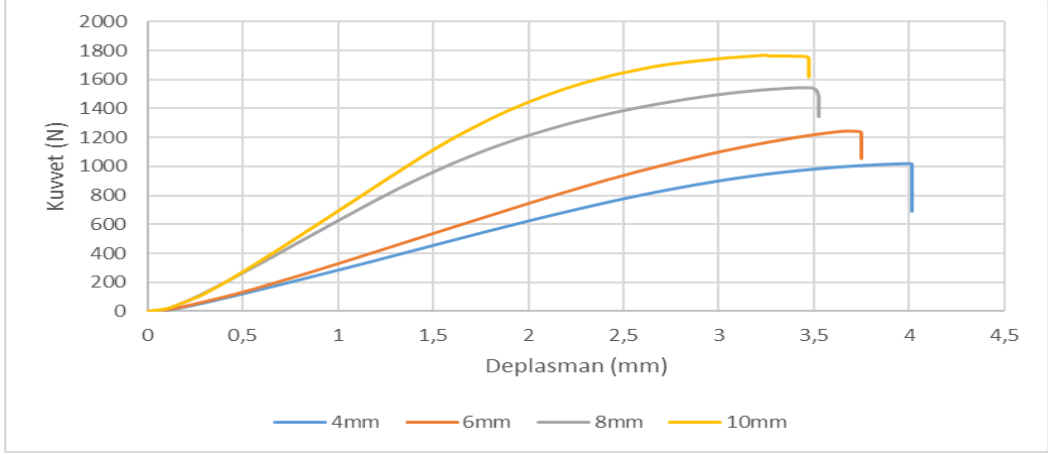
Sonuçlar incelendiğinde en yüksek yük değeri, 10 mm balsa'nın kullanıldığı $[0^{\circ}]_{12}$ yüzey dizilimli sandviç numunelerde 2078,9 N olarak belirlenmiştir. Bu yük değerine karşılık sandviç numunede 2,74 mm çökme meydana gelmiştir. En düşük yük değeri ise dış yüzeylerde $[\pm 45^{\circ}]_4$ kompozit malzemelerin kullanıldığı 4 mm balsa çekirdekli numunelerde 569,1 N dur. Bu yük değerine karşılık sandviç yapıda 8,53 mm çökme meydana gelmiştir.

Eğilme testi sonucu elde edilen Kuvvet-Deplasman grafikleri incelendiğinde maksimum yüke karşılık gelen deplasman değerlerinin dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak azaldığı görülmektedir. Bununla birlikte çekirdek kalınlığının arttırılması da genel olarak deplasman değerlerini azaltmaktadır. En büyük çökme değerleri dış yüzeylerde $[\pm 45^{\circ}]_4$ oryantasyon dizilime sahip sandviç yapılarda görülürken en düşük değerler $[0^{\circ}]_{12}$ dizilime sahip numunelerde meydana gelmektedir.

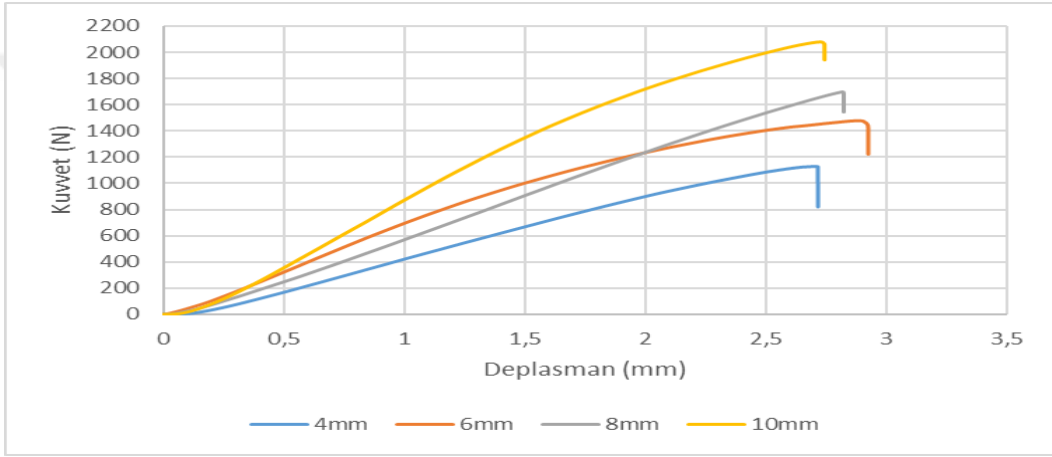
En düşük çökme 10 mm balsa odununun kullanıldığı $[0^{\circ}]_{12}$ dizilimli numunelerde 2,74 mm olarak ölçülmüştür. Sandviç kirişler eğilme yükü sonucu üst yüzeyler basma ve alt yüzeyler ise çekme gerilmelerine maruz kalmaktadır. Dış yüzey fiber dizilimlerinin gerilme doğrultusunda istiflenmesinin yapı rijitliğini arttırdığı göz önüne alındığında, en düşük çökme değerlerinin $[0^{\circ}]$ ve en yüksek çökme değerlerinin $[\pm 45^{\circ}]$ dizilime sahip numunelerde gözlenmesi beklenen bir sonuçtur. Sandviç yapıda, hasar yükü sonucu numunelerde oluşan deplasmanlar incelendiğinde, çekirdek kalınlığı ve tabaka sayısı artışının yapı rijitliğini arttırdığını ve buna bağlı olarak çökme değerlerinde düşme meydana geldiği düşünülmektedir.

Çizelge 4.6 Üç nokta eğilme deney sonuçları.

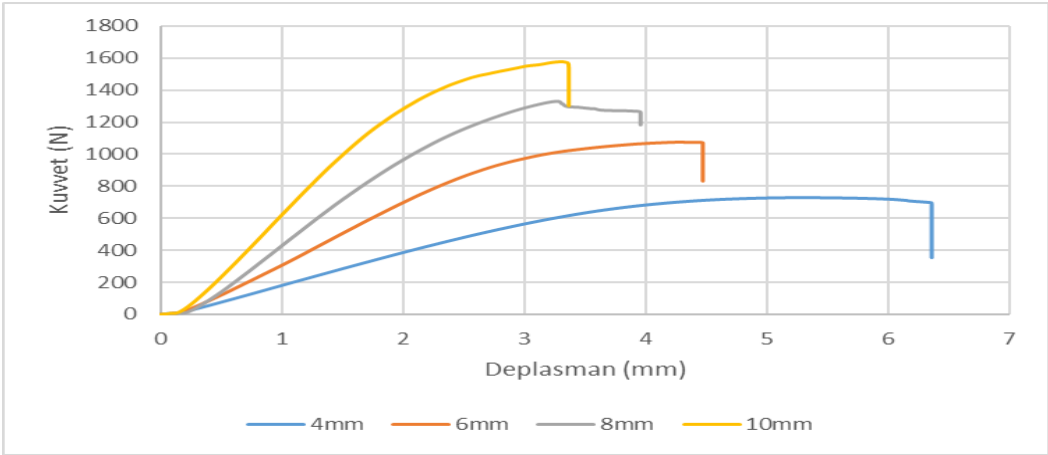
Numune kodu	DeneySEL Hasar yükü (N)	Eğilme Rijitliği (Nmm ²)	Yüzey Gerilmesi (MPa)	Çekirdek Kayma Gerilmesi (MPa)	Nümerik Hasar Yükü(N)
B4-C[0°] ₈	971,40 (46,18)	35,372 x10 ⁶	109,82 (5,22)	3,075 (0,146)	760
B6-C[0°] ₈	1244,39 (17,35)	62,785 x10 ⁶	104,94 (1,47)	2,939 (0,041)	1080
B8-C[0°] ₈	1541,42 (35,45)	98,896 x10 ⁶	101,15 (1,62)	2,832 (0,045)	1360
B10-C[0°] ₈	1814,56 (39,82)	145,712 x10 ⁶	97,98 (2,15)	2,743 (0,06)	1780
B4-C[0°] ₁₂	1135,35 (47,01)	70,843 x10 ⁶	75,68,(2,8)	3,22 (0,12)	1017
B6-C[0°] ₁₂	1460,30 (28,2)	120,062 x10 ⁶	72,52 (1,55)	3,095 (0,066)	1330
B8-C[0°] ₁₂	1742,77 (64)	174,855 x10 ⁶	71,18 (1,71)	3,037 (0,073)	1670
B10-C[0°] ₁₂	2022,89 (49,05)	238,892 x10 ⁶	70,64 (1,58)	3,014 (0,068)	1970
B4-C[0/90°] ₄	801,73 (97,8)	13,571 x10 ⁶	103,23 (9,95)	2,753 (0,372)	696
B6-C[0/90°] ₄	1056,8 (27,23)	24,821 x10 ⁶	99,64 (1,12)	2,657 (0,03)	990
B8-C[0/90°] ₄	1364,33 (48,08)	39,952 x10 ⁶	98,56 (3,19)	2,657 (0,03)	1192
B10-C[0/90°] ₄	1550,73 (36,91)	53,837 x10 ⁶	97,39 (2,72)	2,629 (0,085)	1340
B4-C[0/90°] ₆	1092,1 (75,73)	32,215 x10 ⁶	72,34 (2,95)	2,92 (0,12)	908
B6-C[0/90°] ₆	1307,08 (51,9)	48,278 x10 ⁶	70,61 (3,17)	2,872 (0,129)	1190
B8-C[0/90°] ₆	1578,93 (30,09)	72,548 x10 ⁶	69,98 (0,71)	2,846 (0,029)	1440
B10-C[0/90°] ₆	1838,96 (95,18)	100,266 x10 ⁶	68,10 (3,35)	2,77 (0,136)	1710
B4-C[±45°] ₄	588,81 (18,46)	7,689 x10 ⁶	80,21 (4,15)	2,032 (0,103)	515
B6-C[±45°] ₄	735,90 (50,51)	12,807 x10 ⁶	79,14 (5,53)	2,003 (0,14)	700
B8-C[±45°] ₄	987,51 (100,53)	21,553 x10 ⁶	78,23 (7,98)	1,982 (0,202)	920
B10-C[±45°] ₄	1132,54 (36,95)	30,622 x10 ⁶	77,71 (2,37)	1,969 (0,060)	1100
B4-C[±45°] ₆	920,312 (84,19)	16,375 x10 ⁶	63,74 (5,96)	2,422 (0,227)	745
B6-C[±45°] ₆	1092,81 (94,18)	27,311 x10 ⁶	63,35 (5,45)	2,407 (0,207)	1010
B8-C[±45°] ₆	1292,15 (42,44)	39,740 x10 ⁶	62,29 (2,75)	2,367 (0,105)	1260
B10-C[±45°] ₆	1571,74 (52,11)	57,448 x10 ⁶	61,93 (2,05)	2,354 (0,078)	1530



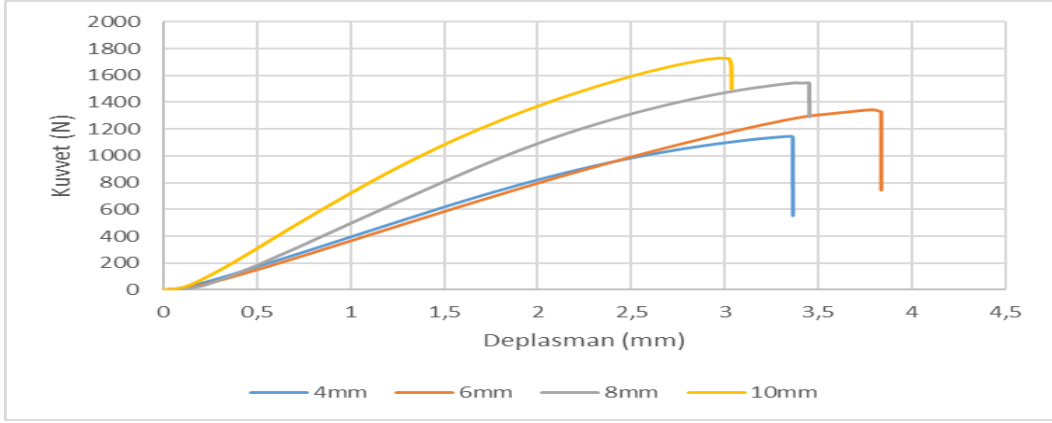
Şekil 4.19 $[0^\circ]_8$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri



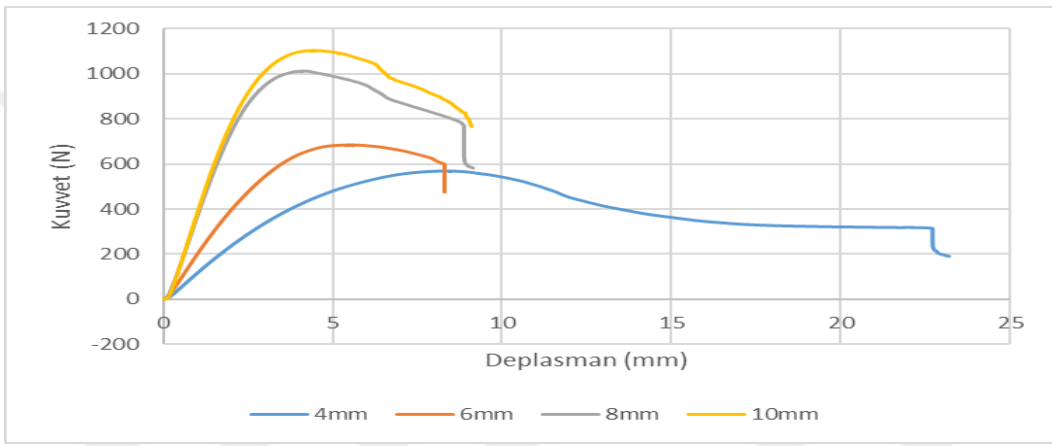
Şekil 4.20 $[0^\circ]_{12}$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



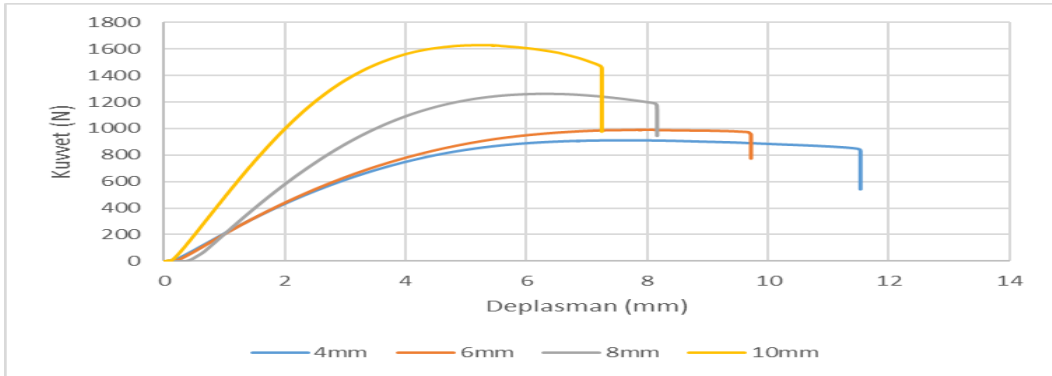
Şekil 4.21 $[0/90^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri



Şekil 4.22 $[0/90]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



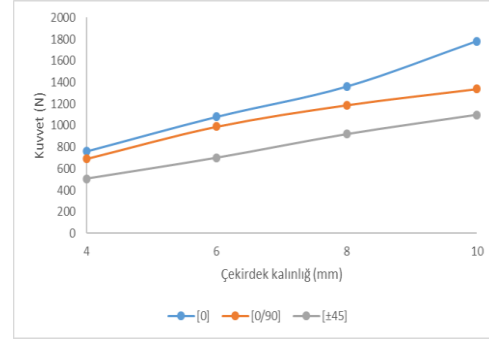
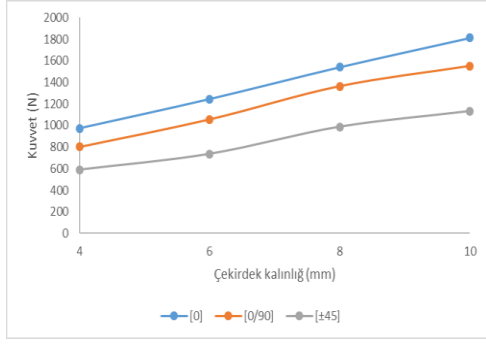
Şekil 4.23 $[\pm 45]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



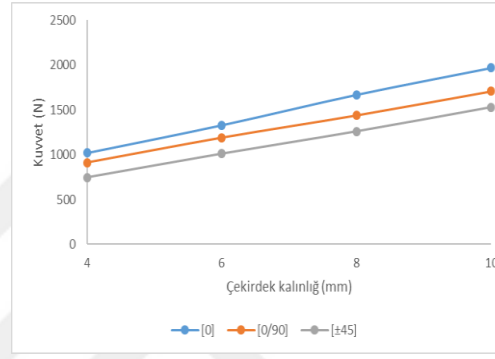
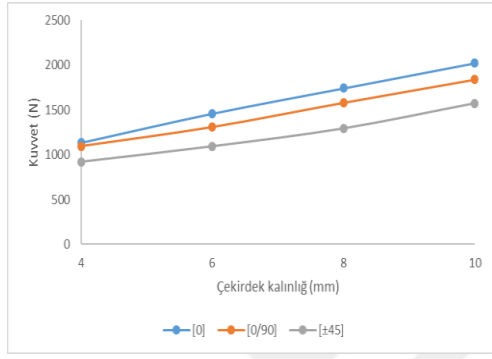
Şekil 4.24 $[\pm 45]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.

Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'da hasar yükünün çekirdek kalığı ve dış yüzey oryantasyon dizilimine bağılı değışim grafikleri verilmiştir. Balsa kalınlığının arttırılması sandviç yapının taşıyabileceğı maksimum yük değerini arttırmaktadır. Farklı oryantasyon dizilimi ve tabaka sayılarında üretilen tüm eğilme numunelerinde de bu durum söz konusudur. Bununla birlikte en yüksek yük taşıma kapasitesi $[0^\circ]_{2s}$ oryantasyon dizilimine sahip numunelerde görölmektedir. B10-C $[0^\circ]_8$ ve B10-C $[0^\circ]_{12}$ kodlu numunelerde gözlenen en yüksek hasar yükü değerleri sırasıyla 1841,39 N ve 2078,9 N dur. $[0/90^\circ]_4$ ve $[\pm 45^\circ]_4$ dizilimli sandviçlerde en yüksek kuvvet değerleri, aynı çekirdek kalınlığının kullanıldığı 8 tabakalı numuneler için sırasıyla 1577,74 N ve 1159,51 N dur. 12 tabakalı sandviç numunelerde ise sırasıyla 1907,74 N ve 1629,97 N dur. Sandviç yapının dış yüzeylerini oluşturan kompozitlerin yapı içerisinde yükün taşınmasını sağladığı göz önünde bulundurulduğunda gerilme doğrultusunda istiflenmiş fiberlerin kullanıldığı sandviç numunelerde daha yüksek hasar yüklerinin görölməsi beklenen bir sonuçtur.

Eğilme testi sonucunda en düşük yük taşıma kapasitesi B4-C $[\pm 45^\circ]_4$ dizilime sahip fiberlerin kullanıldığı sandviç kirişlerde 569,1 N olarak belirlenmiştir. B4-C $[\pm 45^\circ]_6$ kodlu numunelerde ise minimum kuvvet değeri 745,78N dur. $[0^\circ]_8$ ve $[0/90^\circ]_4$ dizilimli sandviçlerde minimum kuvvet değerleri, aynı çekirdek kalınlığının kullanıldığı 8 tabakalı numuneler için sırasıyla 927,67 N ve 728,86 N dur. 12 tabakalı sandviç numunelerde ise sırasıyla 1091,89 N ve 1038,55 N dur. Fiber dizilim açısının gerilme doğrultusuna göre arttırılması dış yüzeyleri oluşturan kompozitlerin yük taşıma kapasitesini azaltmakta ve dolasıyla sandviç yapının dayanımını düşürmektedir. Sandviç yapıda kullanılan her iki tabaka sayısı içinde aynı durum söz konusudur. Şekil 4.25.b ve Şekil 4.26.b'de ANSYS programında belirlenen hasar yüklerinin çekirdek kalınlığı artışı ve fiber dizilimine göre değişimleri verilmiştir. Grafikler incelendiğinde, çekirdek kalınlığı ve fiber diziliminin hasar yükü üzerindeki etkilerinin deneysel ve nümerik olarak benzer sonuçlar ortaya çıkardığı görölmektedir.



Şekil 4.25 Eğilme yükü altında 8 tabakalı sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a)Deneysel, b) Nümerik.

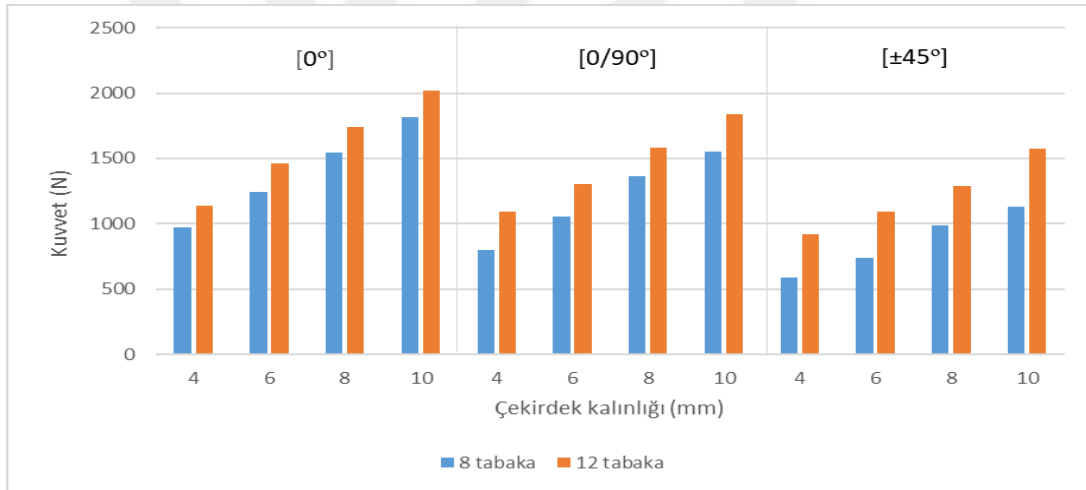


Şekil 4.26 Eğilme yükü altında 12 tabakalı sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a)Deneysel, b) Nümerik.

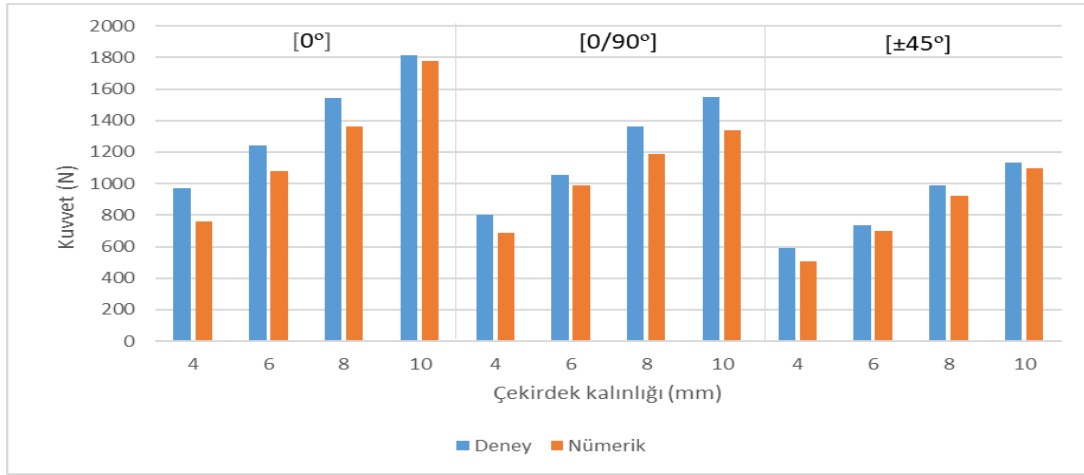
Şekil 4.27’de verilen grafik, sandviç numunelerde kompozit tabaka sayısı artışının hasar yükü üzerindeki etkilerini göstermektedir. Kompozit tabaka sayısının artırılması yapı rijitliğini arttırmakta ve buna bağlı olarak sandviç yapıda yük taşıma kapasitesini arttırmaktadır. Bu durum, deneysel ve nümerik sonuçlar incelendiğinde grafikte belirgin bir şekilde görülmektedir. Deneysel sonuçlar incelendiğinde, tabaka sayısı artışına bağlı olarak yük taşıma kapasitesindeki en büyük artış B4-C[±45°]₄ kodlu numunelerde %56,3 dür. [0/90°]_s dizilimli numunelerde, tabaka sayısı artışına bağlı olarak maksimum kuvvet değerindeki en büyük artış 4 mm balsa kullanılan sandviç yapılarda %36,21 dir. [0°]_s fiber dizilimli kompozitlerin kullanıldığı sandviç numunelerde 4 mm çekirdekli numunelerde %16,87 olmakla beraber tüm çekirdek kalınlıklarında ortalama % 14,69’luk bir artış gözlenmektedir. Üç oryantasyon diziliminde de tabaka sayısı artışına bağlı olarak en büyük etki, 4 mm balsa odununun kullanıldığı sandviç numunelerde görülmektedir.

Şekil 4.28 ve Şekil 4.29’da üç nokta eğilme testinde, deneysel olarak elde edilen ve ANSYS programı ile oluşturulan sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen hasar yükü değerleri karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde, deneysel sonuçların

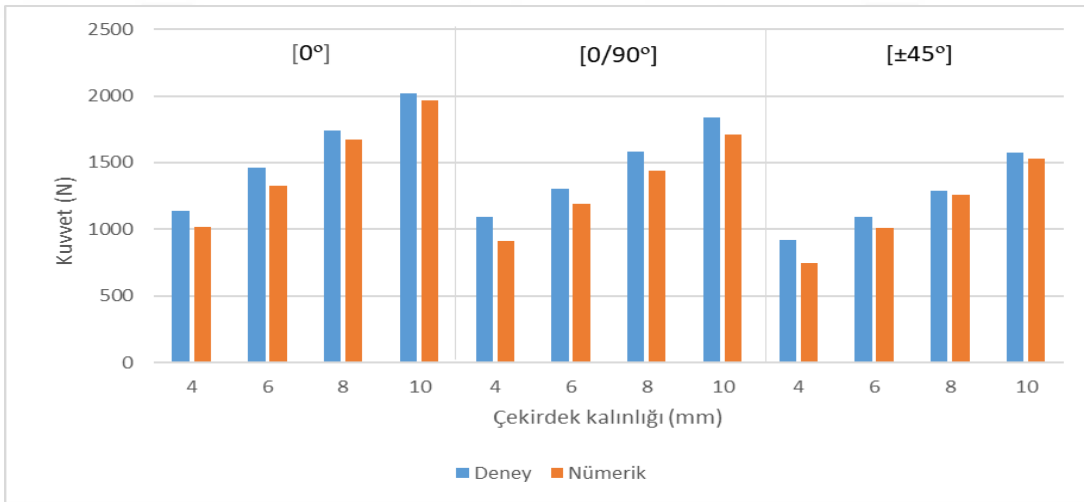
ortalama %10,66 daha yüksek çıktığı belirlenmiştir. Bu durum, 4, 6, 8 ve 10 mm çekirdek kalınlığı için sırasıyla; %19,24, %9,16, %8,65 ve %5,6 dır. Sonlu elemanlar modelinde daha yüksek çekirdek kalınlıklarında hata oranı düşmektedir. Bununla birlikte Çizelge 4.6 incelendiğinde, 4 mm balsa çekirdekli test numunelerinde hasar yüküne bağlı olarak belirlenen standart sapma değerleri daha yüksektir. Bölüm 2.2.2’de belirtildiği gibi balsa ağşabının mekanik performansı, yoğunluk ve kesim yönüne bağlı olarak değişmektedir. Bununla birlikte farklı ortamlarda yetiştirilen balsa ağşabının aynı yoğunluk değerlerinde olsa dahi farklı mekanik özellikler gösterebilmesi mümkündür. Balsa odunlarının hazır olarak temin edildiği ve aynı plakada lokal yoğunluk farklılıklarına bağlı olarak farklı mekanik özellikler gösterebilmesinden dolayı deneysel ve nümerik sonuçlarda farklılıklar olduğu düşünülmektedir. Bununla birlikte nümerik sonuçlar incelendiğinde, sonlu elemanlar modelinde de kompozit fiber dizilimi, tabaka sayısı ve çekirdek kalınlığı artışının hasar yükü üzerinde deneysel sonuçlar ile benzer değişimler ortaya koyduğu belirlenmiştir.



Şekil 4.27 Sandviç yapıda tabaka sayısı değişimine göre Kuvvet-Çekirdek kalınlığı grafiği.



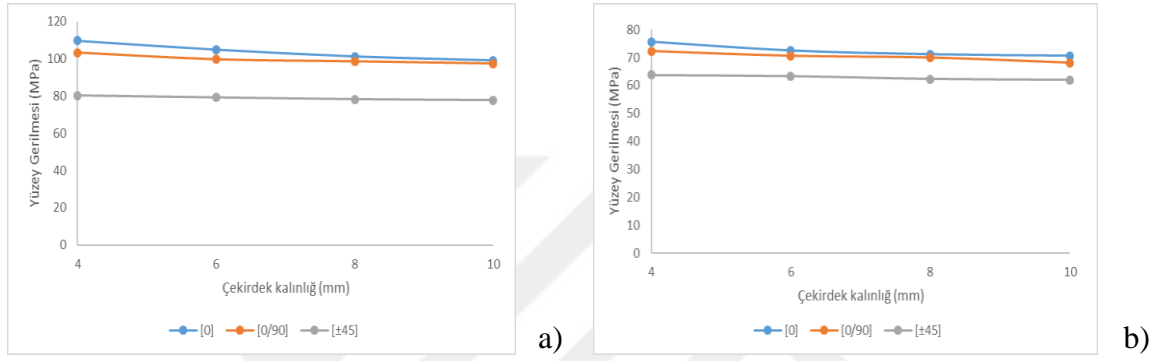
Şekil 4.28 8 tabakalı kompozit malzemelerin kullanıldığı sandviç numunelerin deneysel ve nümerik hasar yük değerlerinin karşılaştırılması.



Şekil 4.29 12 tabakalı kompozit malzemelerin kullanıldığı sandviç numunelerin deneysel ve nümerik hasar yük değerlerinin karşılaştırılması.

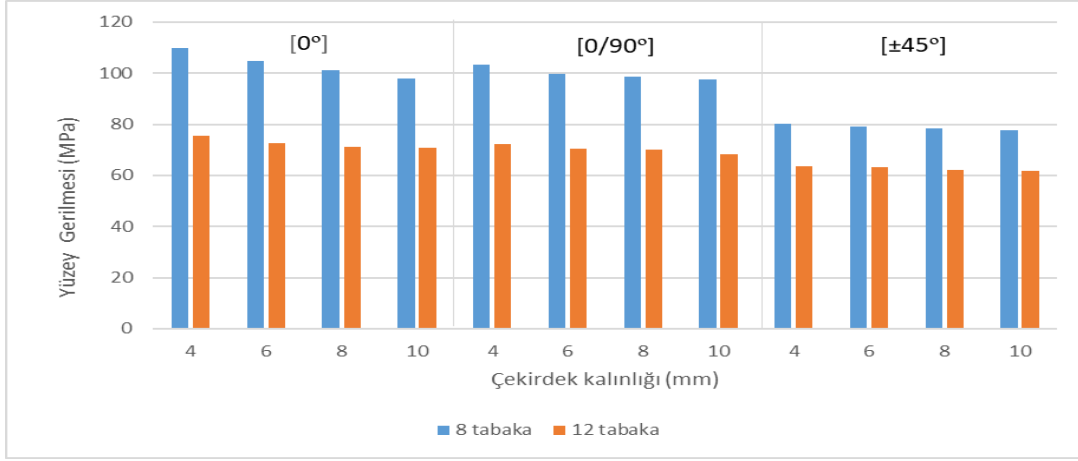
Üç nokta eğilme testi sonucu sandviç kompozit malzemelerin dış yüzeylerinde oluşan normal gerilmeler belirlenmiştir. En yüksek yüzey gerilmesi 115,86 MPa değeri ile $[0]_8$ fiber dizilimli 4 mm balsa numunelerde oluşmaktadır. Şekil 4.30'da çekirdek kalınlığı ve dış yüzey fiber diziliminin yüzey gerilmesi üzerinde etkileri görülmektedir. Her iki tabaka sayısında da en düşük yüzey gerilmesi $B10-C[\pm 45^\circ]_4$ ve $B10-C[\pm 45^\circ]_6$ kodlu numunelerde sırasıyla 75,035 MPa ve 60,272 MPa'dır. Bu numuneler daha düşük yük değerlerinde hasara uğradığı göz önüne alındığında, diğer parametrelere göre daha düşük yüzey gerilmesi değerlerinin oluşması beklenen bir durumdur. Bununla birlikte 4 mm balsa kalınlığına sahip $[\pm 45^\circ]_4$ fiber dizilimli numunelerde belirlenen en yüksek yüzey gerilimi değeri 84,621 MPa'dır. $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ oryantasyonlu sandviç numuneler incelendiğinde çok büyük bir fark

olmamakla beraber tüm çekirdek kalınlıklarında da $[0^\circ]_{2s}$ dizilimli sandviçlerin dış yüzeylerinde daha yüksek yüzey gerilmeleri belirlenmiştir. En yüksek yüzey gerilmesi değerleri 4 mm balsa odununun kullanıldığı 8 tabakalı numunelerde $[0^\circ]_8$ ve $[0/90^\circ]_4$ için sırasıyla ortalama 109,828 MPa ve 103,234 MPa dır. 12 tabakalı numunelerde ise sırasıyla 78,715 MPa ve 74,431 MPa dır. Bununla birlikte çekirdek kalınlığı artışının yüzey gerilmesi üzerinde belirgin bir etki oluşturmamakla beraber az da olsa azalttığı tespit edilmiştir. Çekirdek kalınlığı ve yüzey kompozitlerin fiber diziliminin, her iki tabaka sayısında da yüzey gerilme değeri üzerinde benzer etkiler ortaya koymaktadır.



Şekil 4.30 Sandviç yapıların çekirdek kalınlığı artışının Yüzey Gerilmesi üzerindeki etkisi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.

Şekil 4.31'de tabaka sayısı artışının yüzey gerilmesi üzerindeki etkileri görülmektedir. Farklı çekirdek kalınlıkları ve oryantasyon dizilimlerinde de tabaka sayısı artışına bağlı olarak yüzey gerilmesi azalmaktadır. Bu azalma, $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ortalama %29,7 ve $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ise %20,29 dur.

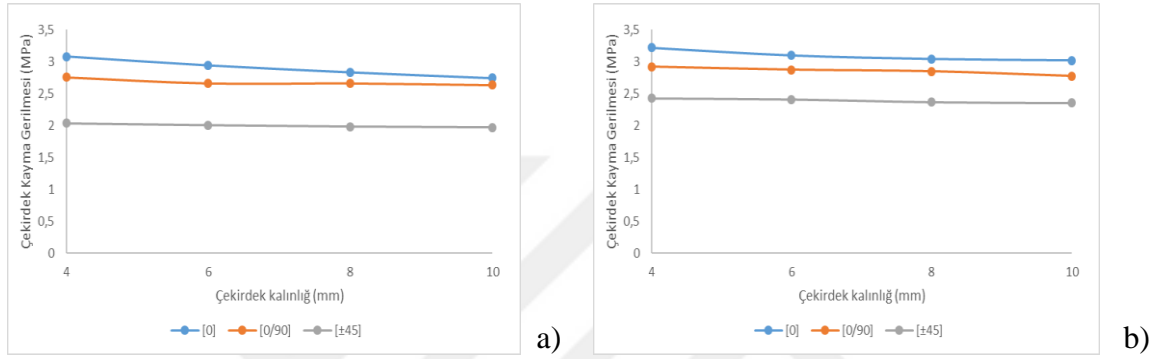


Şekil 4.31 Sandviç yapıda tabaka sayısı artışının yüzey gerilmesi üzerindeki etkisini gösteren grafik.

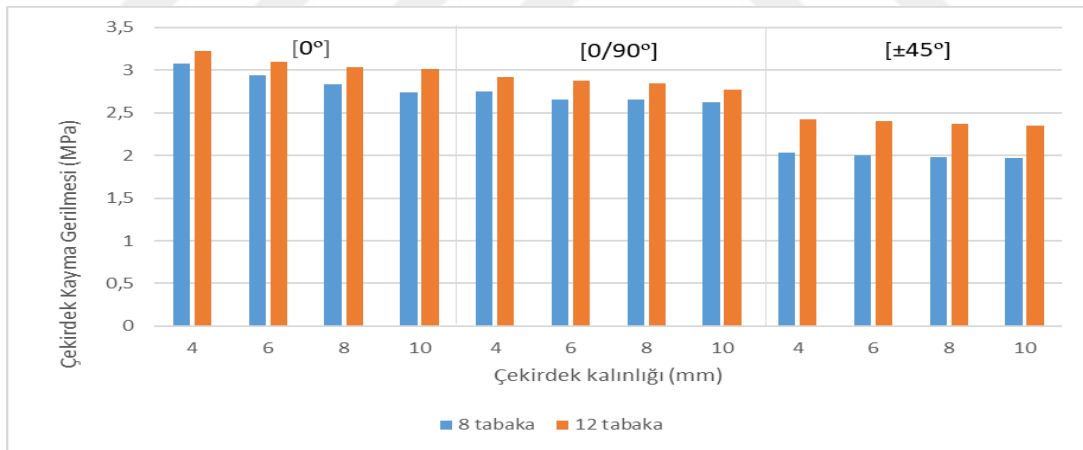
Sandviç yapıyı oluşturan çekirdek elemanda kritik yük değerine karşılık meydana gelen maksimum kayma gerilmesi değerlerinin, çekirdek kalınlığı artışı ve yüzey oryantasyon dizilimi değişimine bağlı etkileri Şekil 4.32’de verilmiştir. Çekirdek kalınlığı artışı, kayma gerilmesi üzerinde özellikle $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ fiber dizilimli numunelerde belirgin bir etki oluşturmamıştır. Şekil 4.32-a’da görüldüğü gibi $[0^{\circ}]_8$ dizilimli sandviç kompozitlerde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak kayma gerilmeleri değerlerinde düşük bir eğimde azalma görülmüştür. B4-C $[0^{\circ}]_8$ kodlu numunelerde belirlenen maksimum kayma gerilmesi değeri 3,228 MPa ve B10-C $[0^{\circ}]_8$ kodlu numunelerde ise 2,772 MPa dır. Her iki tabaka sayısında da en yüksek çekirdek kayma gerilmesi değerleri $[0^{\circ}]_{2s}$ ve en düşük kayma değeri ise $[\pm 45^{\circ}]_s$ fiber dizilimli sandviç numunelerde olduğu belirlenmiştir. $[0/90^{\circ}]_4$ ve $[\pm 45^{\circ}]_4$ fiber dizilimli sandviçlerde en yüksek kayma gerilmesi değerleri 4 mm balsa çekirdekli numunelerde sırasıyla 2,937 MPa ve 2,144 MPa dır. 12 tabakalı numunelerde ise sırasıyla 3,027 MPa ve 2,671 MPa dır. $[\pm 45^{\circ}]_s$ fiber dizilimli numunelerde en düşük kayma gerilmesi değeri B10-C $[\pm 45^{\circ}]_4$ kodlu numunelerde 1,901 MPa olarak belirlenmiştir. 12 tabakalı B10-C $[\pm 45^{\circ}]_6$ kodlu numunelerde ise en düşük kayma gerilmesi değeri 2,290 MPa olarak belirlenmiştir.

Şekil 4.33’de tabaka sayısı artışının çekirdek kayma gerilmesi üzerindeki etkileri görülmektedir. Tüm çekirdek kalınlığı ve fiber dizilimi parametrelerinde de tabaka sayısı artışına bağlı olarak kayma gerilmesi değerleri artmaktadır. Bu artış, $[0^{\circ}]_s$ ve $[0/90^{\circ}]_s$ fiber dizilimli numunelerde ortalama %6,72 ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ fiber dizilimli numunelerde ise %19,58 dir. Sandviç malzemelerin daha sonra verilecek olan ANSYS modellerinde görüleceği gibi

$[\pm 45^\circ]_4$ dizilime sahip kompozitlerin kullanıldığı sandviç malzemelerde maksimum kuvvet değerine karşılık gelen hasar, çekirdek yapıda basma gerilmelerinden kaynaklanırken, $[\pm 45^\circ]_6$ dizilimli numunelerde genel olarak kayma gerilmelerinden kaynaklanmaktadır. $[\pm 45^\circ]_8$ dizilimli sandviç malzemelerde tabaka sayısı artışına bağlı olarak dış yüzey kompozit rijitliği artmakta ve aynı balsa kalınlığındaki numunelerde çekirdek elemanda oluşan maksimum basma gerilmesi değeri düşmektedir. Bundan dolayı, $[\pm 45^\circ]_8$ dizilimli sandviçlerde tabaka sayısı artışına bağlı olarak kayma gerilmesindeki yüzde artış $[0^\circ]_8$ ve $[0/90^\circ]_8$ fiber dizilimli numunelere göre daha fazladır.



Şekil 4.32 Sandviç yapıların çekirdek kalınlığı artışının Çekirdek Kayma Gerilmesi üzerindeki etkisi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.



Şekil 4.33 Sandviç yapıda tabaka sayısı artışının çekirdek Kayma Gerilmesi üzerindeki etkisini gösteren grafik.

Sandviç kompozit malzemelerin sonlu elemanlar analizi ANSYS paket programı ile yapılmıştır. Sandviç numunelerin üç nokta eğilme yükü altında hasara uğradığı kritik yük değeri nümerik olarak belirlenmiştir. Bu amaçla, Bölüm 3.4.1.2’de açıklanan eğilme hasar kriterleri referans alınarak sandviç yapının dış yüzeylerinde oluşan maksimum ve minimum normal gerilmeler, çekirdek yapıda oluşan maksimum normal ve kayma gerilmeleri tespit

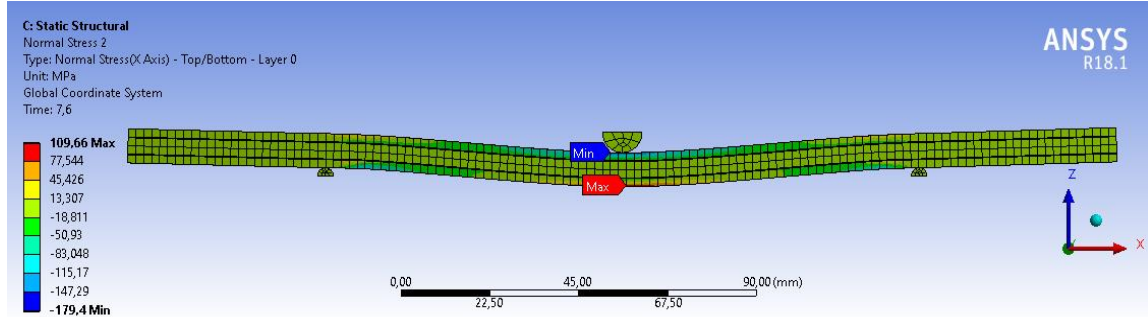
edilmiştir. Belirlenen bu gerilme değerleri, Çizelge 4.3 ve Çizelge 4.5’de verilen kompozit ve balsa odununun mekanik özellikleri ile karşılaştırılarak gerilme limitini geçen elemanlar ve hasar gerilmesine karşılık gelen kuvvet değerleri tespit edilmiştir.

Eğilme yükü altında sandviç kompozitlerin üst yüzeyinde basma ve alt yüzeylerinde ise çekme gerilmeleri oluşmaktadır. Çekirdek elemanda ise genel hasar, kayma gerilmelerinden kaynaklanmaktadır. ANSYS sonuçları incelendiğinde, $[0^\circ]_8$, $[0^\circ]_{12}$, $[0/90^\circ]_4$, $[0/90^\circ]_6$ ve $[\pm 45^\circ]_6$ fiber dizilimli kompozitlerin kullanıldığı sandviç malzemelerin alt ve üst yüzeylerinde, balsa hasarının meydana geldiği sırada oluşan gerilme değerlerinin çekme ve basma dayanımı limitlerinin altında kaldığı belirlenmiştir. Fakat $[\pm 45^\circ]_4$ fiber dizilimli kompozitlerin kullanıldığı sandviç malzemelerde, çekirdek elemanın hasara uğramadan önce üst yüzey kompozitde oluşan gerilme değerinin yapı basma dayanımını geçtiği gözlenmiştir. Şekil 4.34’de B4-C $[0^\circ]_8$ kodlu numunenin ANSYS modelinde, alt ve üst yüzeylerinde 760N yük değerinde meydana gelen maksimum ve minimum gerilme değerleri verilmiştir. Çizelge 4.3’de verilen değerler göz önüne alındığında, B4-C $[0^\circ]_8$ kodlu modeldeki 109,66 MPa ve -179,4 MPa maksimum ve minimum gerilme değerlerinde dış yüzey kompozitlerin hasara uğramadığı kabul edilmiştir. Sandviç modelin çekirdek elemanında ise 3,295 MPa’lık kayma gerilmesi oluşmuştur. Balsa’nın kayma dayanımı değerinin 3,29 MPa olduğu göz önüne alındığında bu kuvvet değerinde yapının çekirdekten kaynaklı olarak hasara uğradığı kabul edilmiştir. Bu kuvvet değerinde çekirdek elemanın üst yüzeyinde -8,6 MPa değerinde gerilme meydana gelmiş ve kompozit yüzeylerde oluşan maksimum ve minimum gerilme değerleri de kompozit dayanımının altındadır. Bu bilgiler ışığında B4-C $[0^\circ]_8$ numaralı sandviç yapının çekirdekte oluşan kayma gerilmelerinden kaynaklı hasara uğradığı kabul edilmiştir.

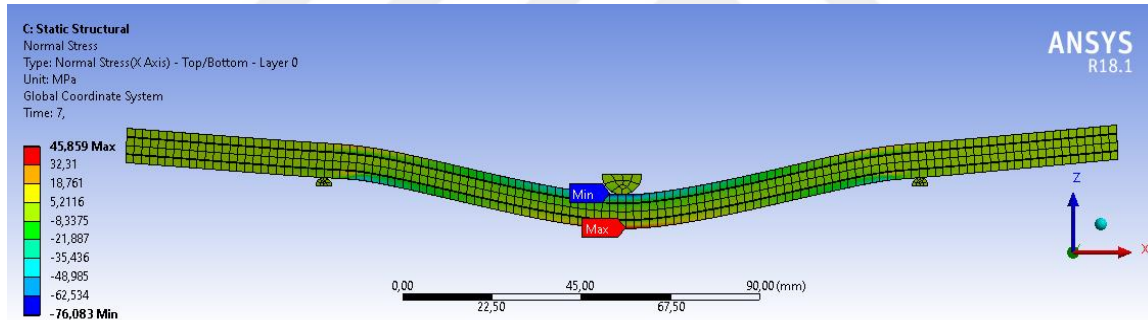
Şekil 4.35’de verilen B4-C $[0/90^\circ]_4$ kodlu sandviç modelin alt ve üst yüzeylerinde 696 N’luk yüke karşılık meydana gelen 45,859 MPa ve -76,038 MPa’lık maksimum ve minimum gerilme değerleri verilmiştir. Bu değerlerin $[0/90^\circ]_s$ dizilimli kompozitlerin gerilme limitlerinin altında kaldığı ve sandviç yapının dış yüzeylerinde hasar oluşmadığı kabul edilmiştir. Sandviç modelin çekirdek elemanında ise 696 N yük değerine karşılık 3,301 MPa’lık kayma gerilmesi ve -12,014 MPa basma gerilmesi oluşmaktadır. Sandviç yapının çekirdek elemanda kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak hasara uğradığı kabul edilmiştir.

Sandviç kompozitlerin sonlu elemanlar modeli incelendiğinde, en yüksek yüzey gerilimi değerleri $[0^\circ]_{2s}$ dizilimli modellerde gözlenmiştir. Bununla birlikte $[0^\circ]_{2s}$ dizilimli

sandviç kompozitlerin çekirdek elemanlarında ise en düşük normal gerilmeler oluşmaktadır. 4 mm balsa çekirdekli $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}]_{12}$, $[0/90^{\circ}]_4$, $[0/90^{\circ}]_6$ $[\pm 45^{\circ}]_4$ ve $[\pm 45^{\circ}]_6$ fiber dizilimli sandviç modellerin çekirdek elemanında oluşan maksimum basma gerilmesi değerleri sırasıyla; -8,6 MPa, -4,67 MPa, -12,04 MPa, -6,56 MPa, -16,14 MPa ve -11,9 MPa olarak belirlenmiştir. Yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak çekirdek elemanda oluşan basma gerilmesi değerleri düşmektedir. Tüm çekirdek kalınlıkları ve deneysel sonuçlarda da benzer bir durum ortaya çıkmaktadır.



Şekil 4.34 B4-C $[0^{\circ}]_8$ kodlu modelin dış yüzeylerinde 760N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.

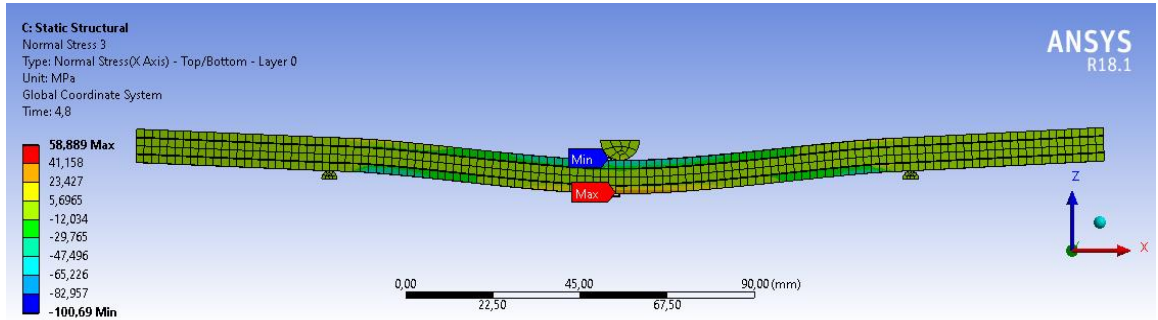


Şekil 4.35 B4-C $[0/90^{\circ}]_4$ kodlu modelin dış yüzeylerinde 696N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.

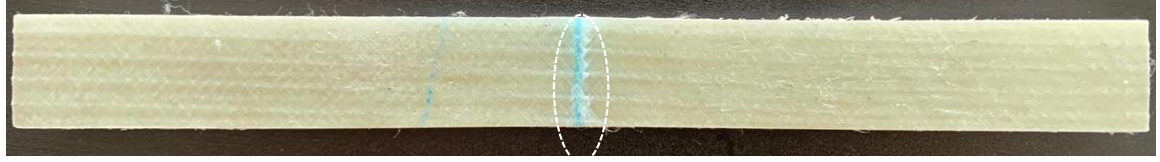
Şekil 4.36'da B4-C $[\pm 45^{\circ}]_4$ kodlu sandviç modelin 475 N'luk eğilme yükü altında dış düzeylerinde meydana gelen maksimum ve minimum gerilme değerleri verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde bu yük değerine karşılık sandviç modelin üst yüzeyinde -100,69 MPa'lık basma gerilmesi olduğu gözlenmiştir. $[\pm 45^{\circ}]_s$ kompozitlerin maksimum basma dayanımının 99,44 MPa olduğu göz önüne alındığında sandviç yapıda ilk hasarın üst yüzeyde başladığı belirlenmiştir. Bu yük değerinde çekirdek elemanda oluşan basma ve kayma gerilmesi değerleri sırasıyla -16,14 MPa ve 2,77 MPa'dır. Bu sonuçlar ışığında 475N değerinde balsa odunu üzerinde herhangi bir hasar oluşmamaktadır. Bu durum, 6, 8 ve 10 mm balsa çekirdekli $[\pm 45^{\circ}]_4$ dizilimli diğer sandviç modeller içinde geçerlidir. Şekil 4.37'de

B4-C[±45°]₄ kodlu numunenin üst yüzeyinde eğilme testi sonrası meydana gelen deformasyon verilmiştir. Nümerik sonuçlar ışığında, [±45°]₄ fiber dizimli sandviç numunelerin üst kısmında basma gerilmelerine bağlı olarak kompozit hasarları oluştuğu düşünülmektedir. 515N yük değerinde B4-C[±45°]₄ kodlu modelin çekirdek elemanında -17,37 MPa basma gerilmesi ve 2,94 MPa'lık kayma gerilmesi değeri oluşmaktadır. Bu yük değerinde sandviç yapının çekirdek elemanında basma gerilmesinden kaynaklı olarak hasar oluştuğu belirlenmiştir. Şekil 4.23'de verilen [±45°]₄ dizimli sandviçlerin kuvvet-deplasman grafikleri verilmiştir. Eğriler incelendiğinde, lineer bir artışın ardından eğri eğimi azalarak maksimum yük değerine ulaşmaktadır. Son hasar ise maksimum yük değerinden daha düşük değerlerde meydana gelmektedir. Grafikte maksimum yük değerinde kompozit hasarının meydana geldiği fakat çekirdek yapıda oluşan hasarın daha sonra oluştuğu düşünülmektedir. Bu eğim dağılımı tüm kalınlık değeri için de benzerlik göstermektedir.

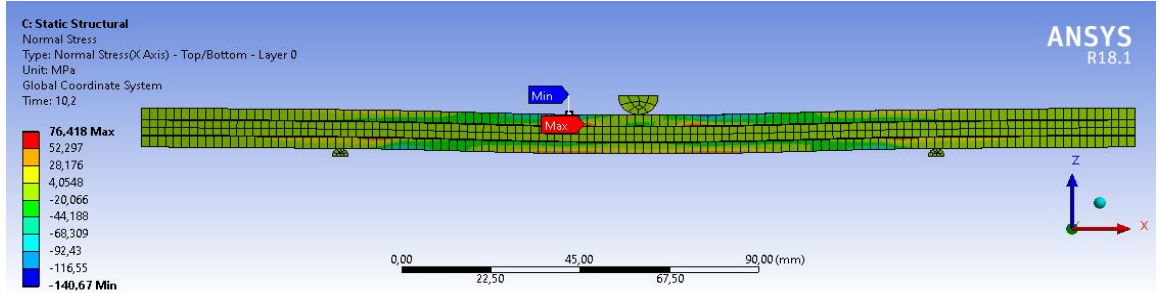
Şekil 4.38, Şekil 4.39 ve Şekil 4.40'da 4 mm balsa odunu kullanılan 12 tabakalı [0°]₁₂, [0/90°]₆ ve [±45°]₆ sandviç kompozit modellerin dış yüzeylerinde kritik hasar yüküne karşılık meydana gelen maksimum ve minimum gerilme değerleri verilmiştir. Analiz sonuçlarında görüldüğü gibi, 4 mm balsa çekirdekli 12 tabakalı numunelerin dış yüzeylerinde oluşan gerilme değerlerinin kompozit gerilme limitlerinin altında kaldığı ve yapının dış yüzeylerinin hasara uğramadığı görülmektedir.



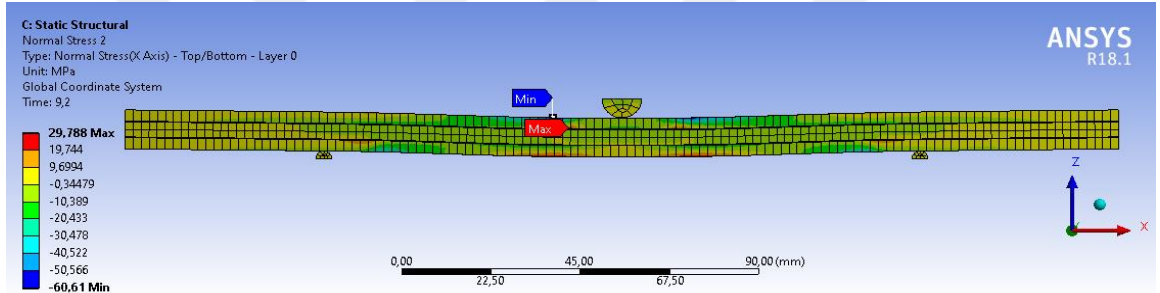
Şekil 4.36 B4-C[±45°]₄ kodlu modelin dış yüzeylerinde 475N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.



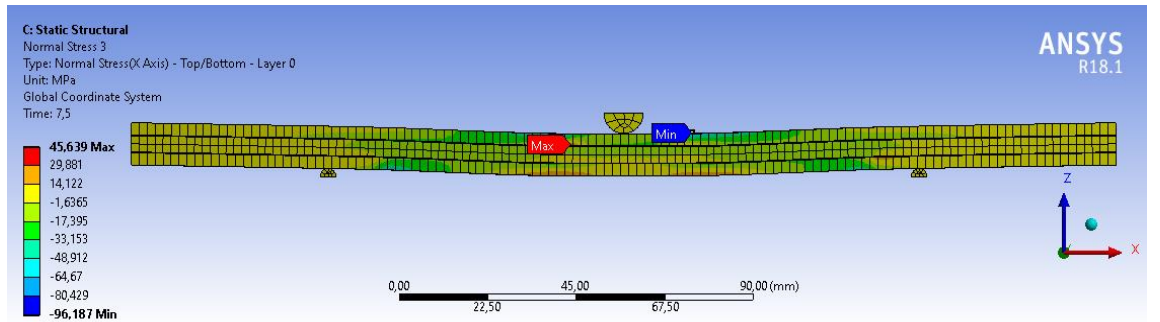
Şekil 4.37 B4-C[±45°]₄ numunenin eğilme testin sonrasından üstten görünüşü



Şekil 4.38 B4-C[0°]₁₂ kodlu modelin dış yüzeylerinde 1020N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.



Şekil 4.39 B4-C[0/90°]₆ kodlu modelin dış yüzeylerinde 910N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.

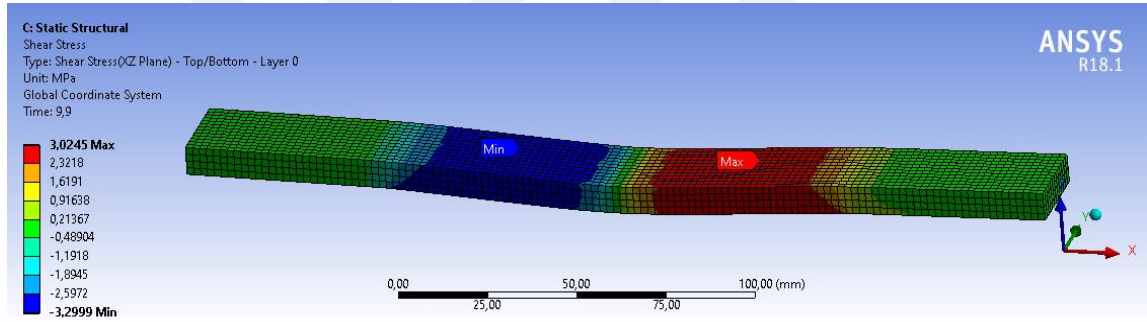


Şekil 4.40 B4-C[±45°]₆ kodlu modelin dış yüzeylerinde 745N'luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.

B4-C[0°]₈ kodlu modele benzer şekilde tüm [0°]₈, [0°]₁₂, [0/90°]₄, [0/90°]₆ ve [±45°]₆ fiber dizimli sandviç modellerde oluşan hasar, balsa odununda kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak meydana gelmektedir. Aşağıda verilen şekillerde eğilme yükü altında balsa odununda meydana gelen kayma gerilmesi değerleri ve yapı üzerindeki dağılımı verilmiştir.

Nümerik analizlerde, balsa odununda meydana gelen kayma gerilmesi değerinin 3,29 MPa değerini aştığı takdirde sandviç yapının hasara uğradığı kabul edilmiştir. Şekil 4.41 ve Şekil 4.43’de $[0^\circ]_8$ ve $[0^\circ]_{12}$ fiber dizilimi sandviç modellerde oluşan kayma gerilmesi verilmiştir. B8-C $[0^\circ]_8$ kodlu numuneye ait modelde 1360N yük değerinde çekirdek yapıda 3,29 MPa’lık kayma gerilmesi oluşmaktadır. Balsa odunu ve dış yüzey kompozit malzemede oluşan maksimum basma gerilmesi değeri sırasıyla -9,04 MPa ve -189 MPa dır. 10 mm çekirdek kalınlığına sahip $[0^\circ]_{12}$ fiber dizilimli modelin 1970 N değerinde hasara uğradığı kabul edilmiştir. Bu yük değerine karşılık balsa odunu ve dış yüzey kompozit malzemede oluşan maksimum basma gerilmesi değeri sırasıyla -4,82 MPa ve -142,21 MPa dır.

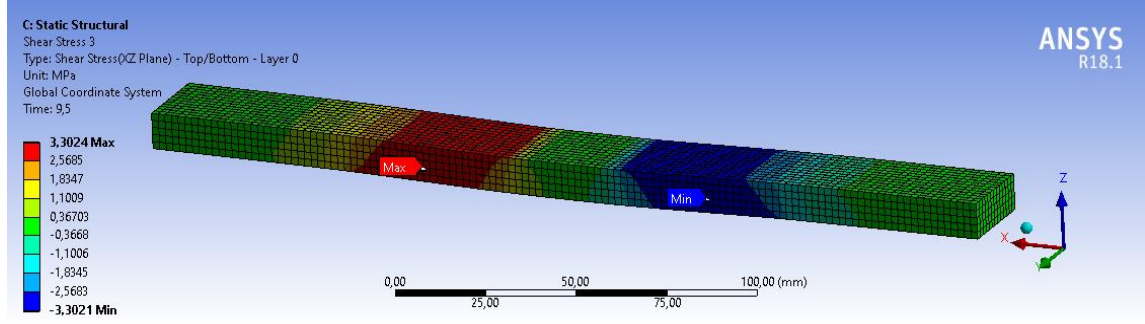
Şekil 4.42 ve Şekil 4.44’de üç nokta eğilme testi sonucu sandviç numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Şekillerde görüldüğü gibi balsa odununda çekme ve basma gerilmelerinden dolayı bir ezilme ve deformasyon görülmezken kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak yapının hasara uğradığı belirlenmiştir.



Şekil 4.41 B8-C $[0^\circ]_8$ kodlu modelin çekirdek elemanında 1360N’luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.



Şekil 4.42 B8-C $[0^\circ]_8$ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.

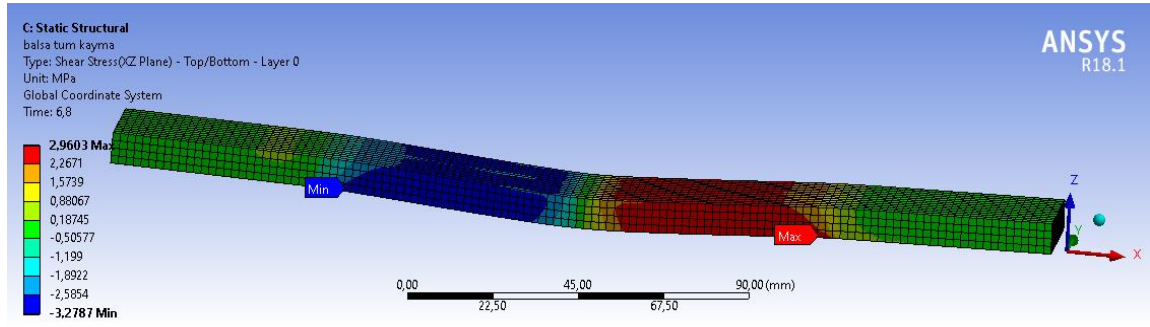


Şekil 4.43 B10-C[0°]₁₂ kodlu modelin çekirdek elemanında 1970N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.



Şekil 4.44 B10-C[0°]₁₂ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.

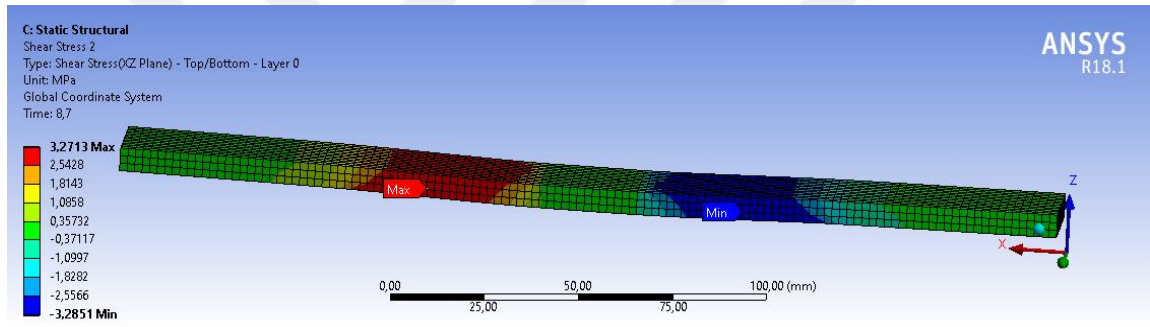
Şekil 4.45 ve Şekil 4.47'de B8-C[0/90°]₄ ve B6-C[0/90°]₆ kodlu sandviç modellerin çekirdek elemanında meydana gelen kayma gerilmesi değerleri ve yapı üzerindeki dağılımı verilmiştir. 8 tabakalı modelde 1192N yük değerinde balsa odunundaki maksimum kayma gerilmesi değeri 3,27 MPa dır. Bu değere karşılık çekirdek elemandaki ve dış düzeylerde oluşan maksimum basma mukavemeti değerleri sırasıyla -11,9 MPa ve -75,95 MPa dır. 12 tabakalı [0/90°]₆ fiber dizimli 6 mm balsa kalınlığına sahip modelde 1190 N yük değerinde çekirdek yapıda 3,28 MPa'lık kayma gerilmesi oluşmaktadır. Bu yük değerine karşılık çekirdek ve dış yüzeylerde -6,6 MPa ve -59,08 MPa değerinde basma gerilmeleri oluşmaktadır. Her iki modelde, dış yüzey kompozitler ve çekirdek elemanda meydana gelen normal gerilme değerlerinin dayanım limitlerinin altında kaldığı ve sandviç yapının kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak hasara uğradığı kabul edilmiştir. Şekil 4.46 ve Şekil 4.48'de eğilme testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri incelendiğinde, balsa odununda meydana gelen hasarın kayma gerilmelerinden kaynaklı olduğu ve çekirdek eleman üzerinde çekme ve basma gerilmelerinden kaynaklı bir hasarın oluşmadığı görülmektedir.



Şekil 4.45 B8-C[0/90°]₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 1192N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.



Şekil 4.46 B8-C[0/90°]₄ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.



Şekil 4.47 B6-C[0/90°]₆ kodlu modelin çekirdek elemanında 1190N'luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.

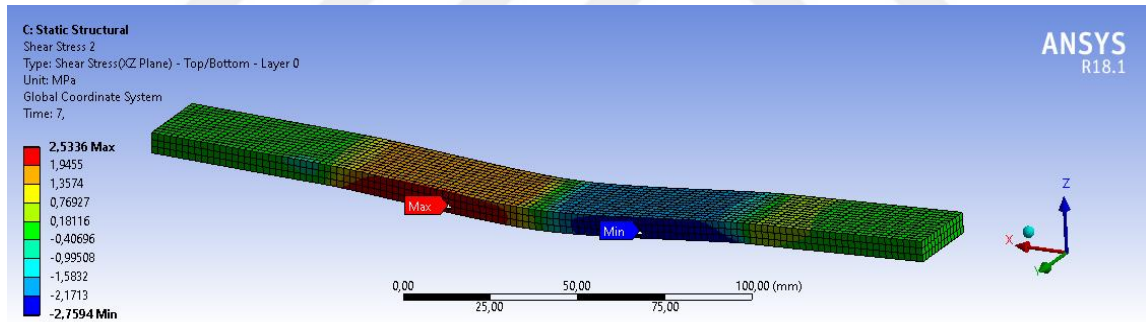


Şekil 4.48 B6-C[0/90°]₆ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.

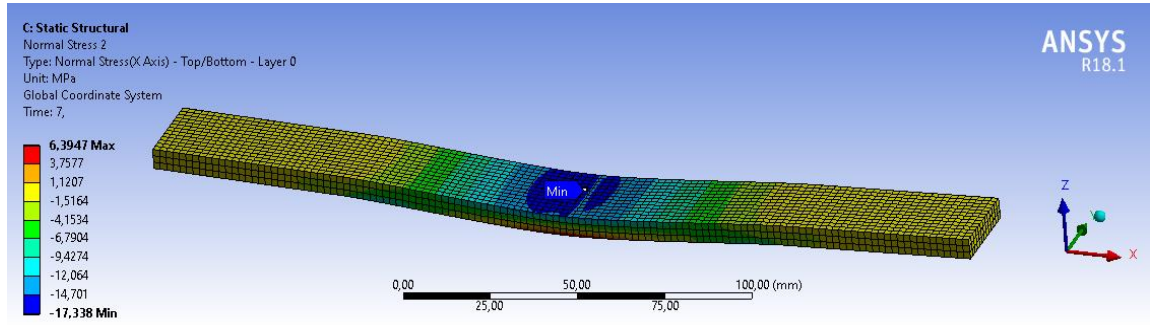
Şekil 4.49 ve Şekil 4.50'de $[\pm 45^\circ]_4$ fiber dizilimli 6 mm balsa odununun kullanıldığı sandviç modelin çekirdek elemanında meydana gelen normal ve kayma gerilmesi değerleri verilmiştir. $[\pm 45^\circ]_4$ oryantasyon açılı numunelerin üst yüzeylerinde diğer kompozit çeşitlerinden farklı olarak basma gerilmelerinden kaynaklı hasar oluşmaktadır. Bununla birlikte daha önceden belirtildiği gibi sandviç kompozitlerde genel olarak hasar çekirdek yapıda ve kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak meydana gelmektedir. Fakat $[\pm 45^\circ]_4$

kompozitlerin kullanıldığı sandviç modellerde belirlenen ilk hasar çekirdek yapıda basma gerilmelerinden kaynaklı oluşmaktadır. Şekil 4.50’de görüldüğü gibi, 700 N yük değerinde balsa odununda -17,33 MPa’lık basma gerilmesi meydana gelmektedir. Üst yüzey kompozit malzemede ise 680 N yük değerinde -99,32 MPa’lık basma gerilmesi oluşmakta dış yüzeylerde hasar meydana gelmektedir. Balsa odununun basma dayanımının -17,34 MPa olduğu göz önüne alındığında çekirdek elemandaki ilk hasarın basma gerilmelerinden kaynaklı olduğu kabul edilmiştir. Bu yük değerinde çekirdek elemanda oluşan maksimum kayma gerilmesi değeri 2,75 MPa dır (Şekil 4.49). Nümerik olarak sandviç modelin kayma gerilmesinden dolayı hasara uğraması için yapıya 835N’luk yük uygulanması gerekmektedir.

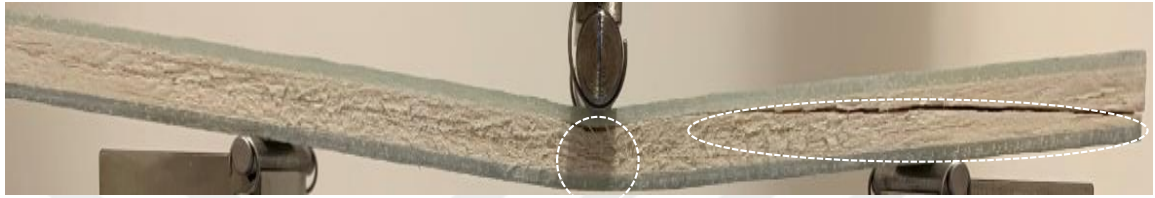
Şekil 4.51’de B6-C[±45°]₄ kodlu numunede eğilme testi sonrası meydana gelen hasar görüntüleri daire içerisinde verilmiştir. Diğer hasar görüntülerinden farklı olarak sandviç numunenin orta bölgesinde çekirdek ezilmeleri görülmektedir. Bu hasarın, nümerik sonuçlarda belirtildiği gibi çekirdek yapıda basma gerilmelerinden kaynaklı olduğu düşünülmektedir. Numune üzerindeki diğer bir hasar ise çekirdek kesilmesi olduğu görülmektedir.



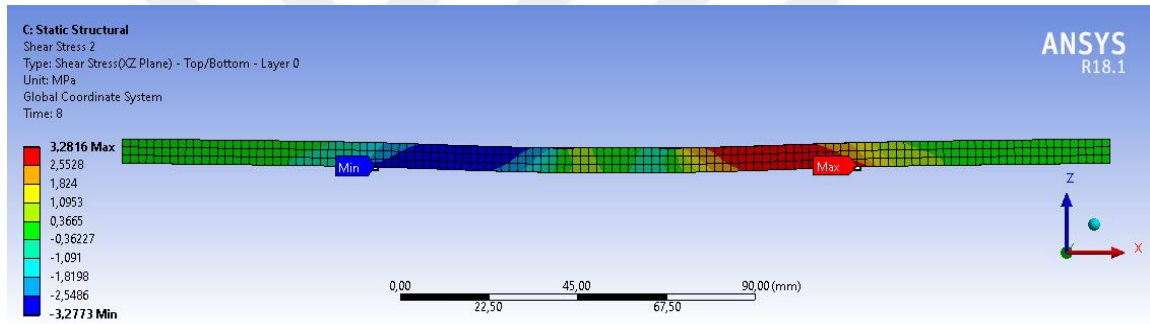
Şekil 4.49 B6-C[±45°]₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 700N’luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.



Şekil 4.50 B6-C[±45°]₄ kodlu modelin çekirdek elemanında 700N’luk kuvvet sonucu oluşan normal gerilme dağılımı.



Şekil 4.51 B6-C[±45°]₄ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.



Şekil 4.52 B6-C[±45°]₆ kodlu modelin çekirdek elemanında 1010N’luk kuvvet sonucu oluşan kayma gerilmesi dağılımı.



Şekil 4.53 B6-C[±45°]₆ kodlu numunenin eğilme yükü altındaki hasar görüntüsü.

Şekil 4.52’de B6-C[±45°]₆ kodlu sandviç modelde 1010 N yük değerinde çekirdek yapıda 3,28 MPa’lık kayma gerilmesi oluşmaktadır. [±45°]₈ dizilimli sandviçlerin aksine 12 tabakalı sandviç kompozitlerde hasar, balsa odununda kayma gerilmelerinden kaynaklanmaktadır. Hasar yükü değerinde çekirdek yapıda -12,07 ve üst yüzeyde ise -95,05 Mpa’lık basma gerilmeleri meydana gelmektedir. Verilen gerilme değerleri göz önüne alındığında, sandviç yapının çekirdek ve dış yüzey elemanlarında normal gerilme

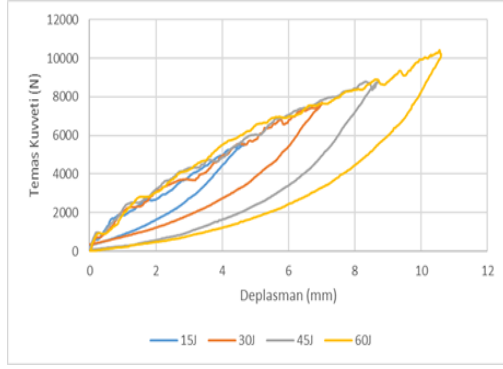
değerlerinden kaynaklı hasar oluşmadığı kabul edilmiştir. Şekil 4.53’de B6-C[±45°]₆ kodlu numunede eğilme testi sonucu oluşan hasar görüntüsü verilmiştir. Hasar görüntüsü incelendiğinde, çekirdek eleman üzerinde basma gerilmesinden kaynaklı bir hasar gözlenmezken, balsa odunundaki kırılmanın kayma gerilemelerinden dolayı oluştuğu düşünülmektedir.

4.3.2 Düşük hızlı darbe test sonuçları

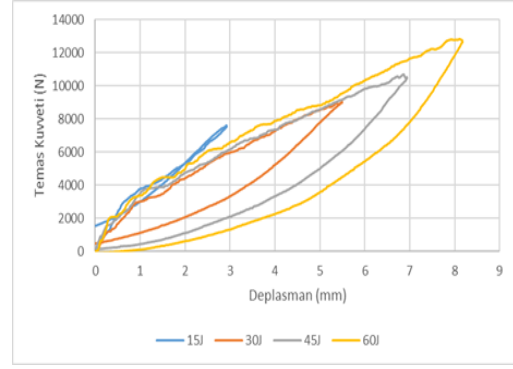
Sandviç kompozit numunelere, dört farklı darbe enerjisinde üçer tekrar olacak şekilde düşük hızlı darbe testleri uygulanmıştır. Test sonucunda, 15, 30, 45 ve 60 J enerji değerinde meydana gelen temas kuvveti, deplasman ve absorbe edilen enerji değerleri belirlenmiştir. Bu veriler, Ek A’da verilen Çizelge A.1 ve Çizelge A.2’de sunulmuştur. Darbe enerjisi, çekirdek kalınlığı, dış yüzey tabaka sayısı artışı ve oryantasyon açısı değişiminin temas kuvveti, deplasman ve absorbe edilen enerji değerleri üzerindeki etkileri karşılaştırılmalı olarak incelenmiştir.

Düşük hızlı darbe testinde vurucu ucun, sandviç numunelerin üst yüzeyindeki kompozit elemana çarpması sonucu maksimum temas kuvveti, bu yüzeyde oluşmaktadır. Şekil 4.54, Şekil 4.55 ve Ek B’de Şekil B.1 - Şekil B.10 arasında sandviç kompozit numunelere ait her bir darbe enerjisinde elde edilen Temas kuvveti –Deplasman grafikleri verilmiştir. Darbe testleri sonucu sandviç numunelerde delinme meydana gelmediğinden dolayı şekillerde verilen temas kuvveti- deplasman grafikleri birer kapalı eğri oluşturmaktadır. En düşük temas kuvveti 8 tabakalı B6-C[0°] numunelerde 15 J darbe enerjisinde 5474,41 N olarak belirlenmiştir (Şekil 4.54.a). Bu kuvvet değerine karşılık sandviç numunede 4,66 mm çökme meydana gelmiştir. Maksimum temas kuvveti ise 12 tabakalı B4-C[±45°] numunelerde 60 J darbe enerjisinde 16202,75 N olarak belirlenmiştir (Şekil 4.55.b). Bu kuvvet değerine karşılık sandviç numunede 7,627 mm çökme meydana gelmiştir.

Şekil 4.54, Şekil 4.55 ve Şekil B.1-Şekil B.10 arasında verilen temas kuvveti-deplasman grafikleri incelendiğinde darbe enerjisi artışına bağlı olarak sandviç numunelerin üst yüzeyinde oluşan temas kuvvetlerinin arttığı gözlenmektedir. Bununla birlikte darbe enerjisi artışına bağlı olarak numunelerde oluşan çökme değerleri de artmaktadır. Tüm parametrelerde maksimum temas kuvveti ve deplasman değerleri 60 J darbe enerjisi uygulanmış numunelerde oluşmaktadır.

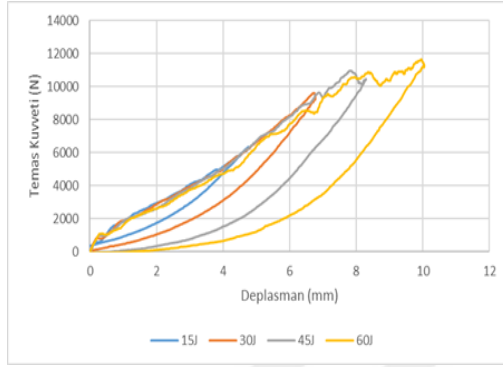


a)

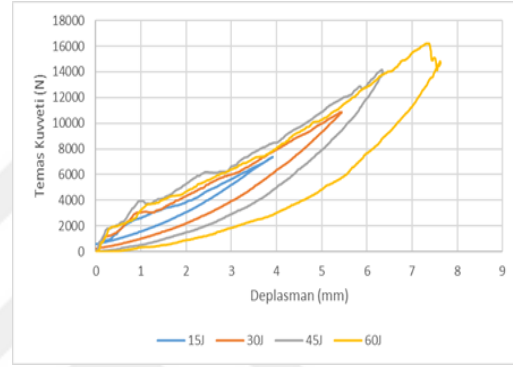


b)

Şekil 4.54 a) B6-C[0°]₈, b) B6-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.



a)



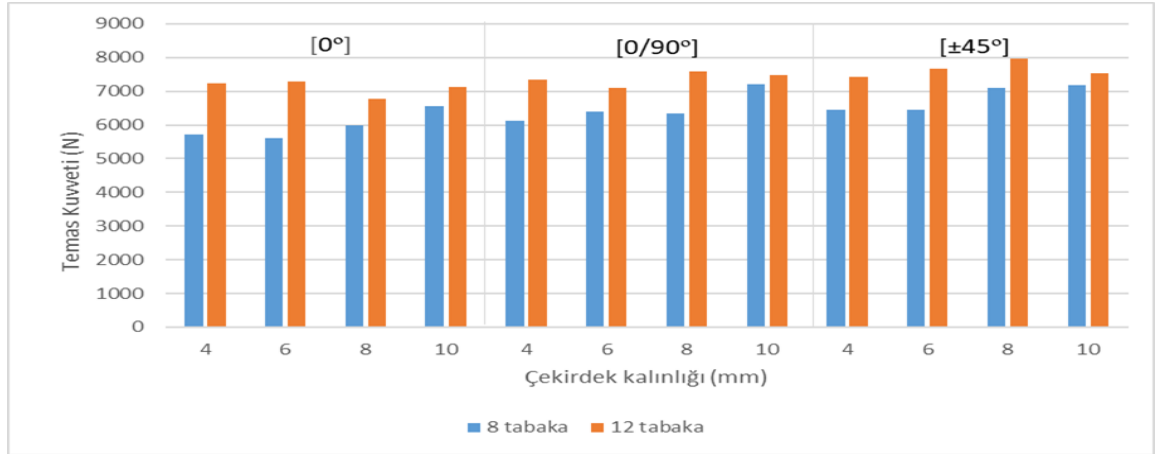
b)

Şekil 4.55 a) B4-C[±45°]₄, b) B4-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

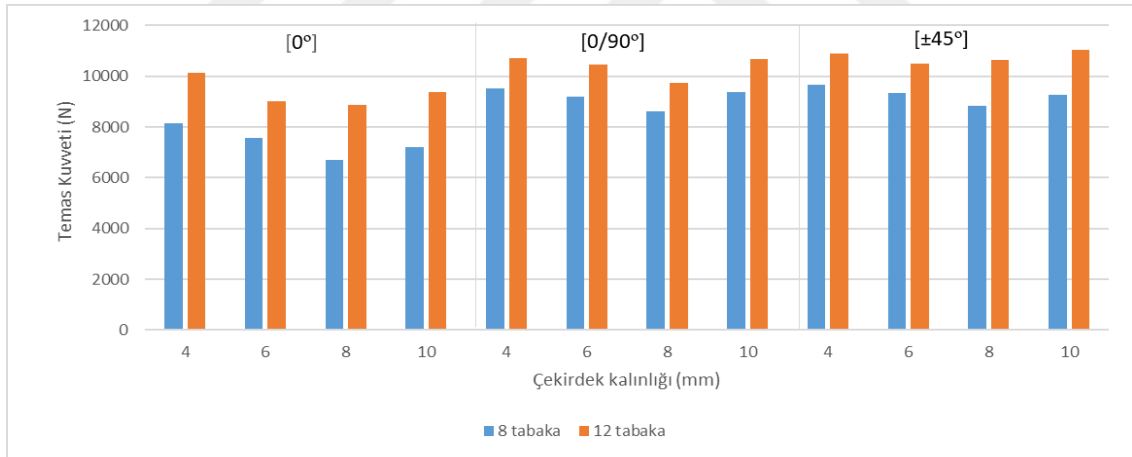
Şekil 4.56, Şekil 4.57, Şekil 4.58 ve Şekil 4.59’da çekirdek kalınlığı artışı, dış yüzey fiber dizilimi ve tabaka sayısı artışının temas kuvveti üzerindeki etkilerinin gösterildiği grafik verilmiştir. Dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak temas kuvveti değerleri artmaktadır. Bu durum, tüm parametre ve darbe enerjilerinde de benzer sonuçlar vermektedir. En büyük artış B10-C[±45°] kodlu numunelerde yaklaşık %47,23 olarak belirlenmiştir.

Fiber dizilimlerinin temas kuvveti üzerindeki etkileri incelendiğinde, tüm darbe enerjilerinde en düşük temas kuvveti değerleri [0°]_{2s} dış yüzey dizimli sandviç numunelerde gözlenmektedir. Bununla birlikte [0/90°]_s ve [±45°]_s dizimli sandviç kompozitlerin dış yüzeyinde, kendi aralarında belirgin bir fark olmamakla beraber [0°]_{2s} dizimli numunelere göre daha yüksek temas kuvveti değerleri gözlenmiştir. 15 J darbe enerjisi sonucu meydana gelen temas kuvveti değerlerinde fiber dizilimine bağlı olarak belirgin bir değişim olmamakla beraber 30, 45 ve 60 J darbe değerlerinde [0/90°]_s ve [±45°]_s dizimli numunelerde oluşan temas kuvveti değerleri [0°]_{2s} numunelere göre daha yüksektir.

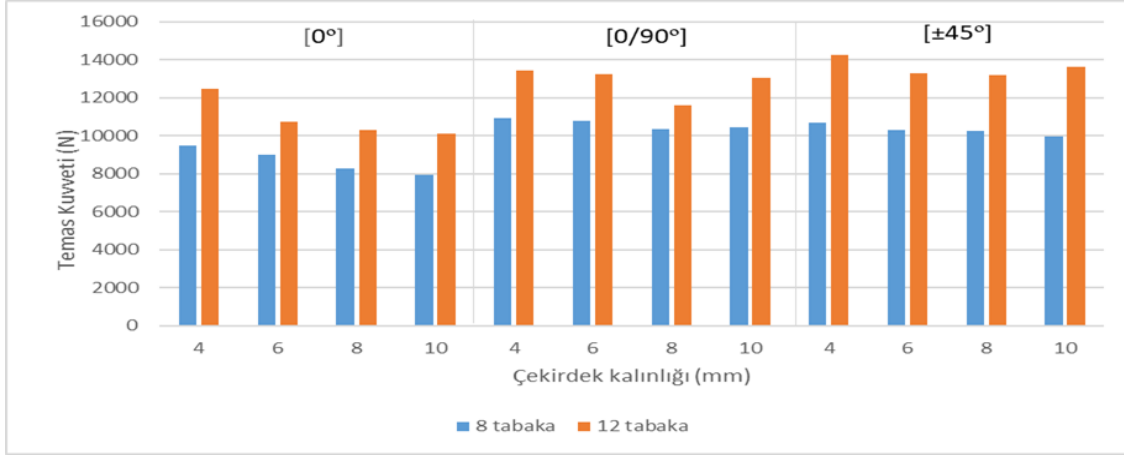
Grafikler incelendiğinde, çekirdek kalınlığı artışının maksimum temas kuvveti üzerinde bir etkisinin olmadığı gözlenmiştir. Tüm darbe enerjisi, tabaka sayısı ve fiber dizilimlerinde de benzer sonuçlar vermektedir. Sonuç olarak, maksimum temas kuvveti değerini etkileyen temel parametreler dış yüzey tabaka sayısı, fiber dizilimi ve darbe enerjisidir. Temas kuvvetinin, vurucu uç ile dış yüzey arasında meydana geldiği göz önüne alındığında bu sonuç beklenen bir durum ortaya koymaktadır.



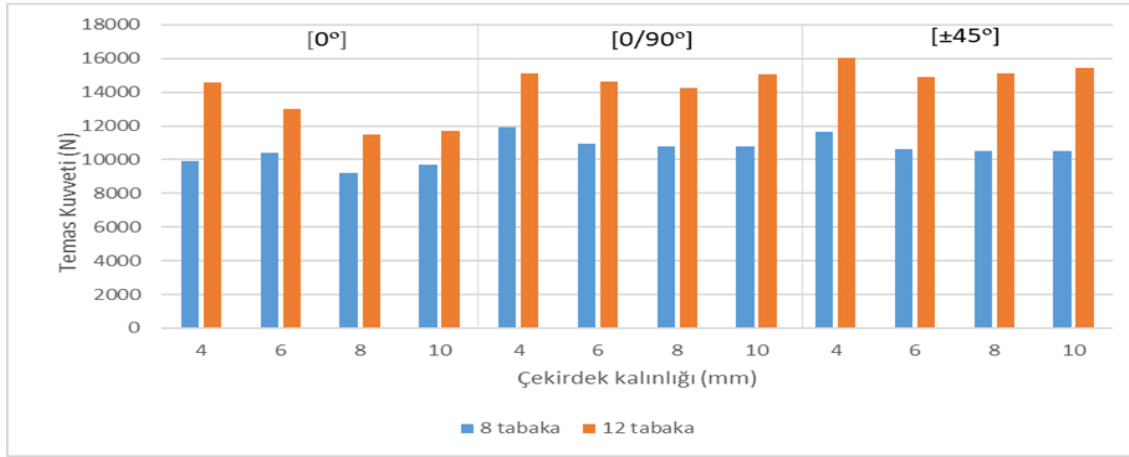
Şekil 4.56 15 J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.



Şekil 4.57 30 J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.



Şekil 4.58 45 J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.



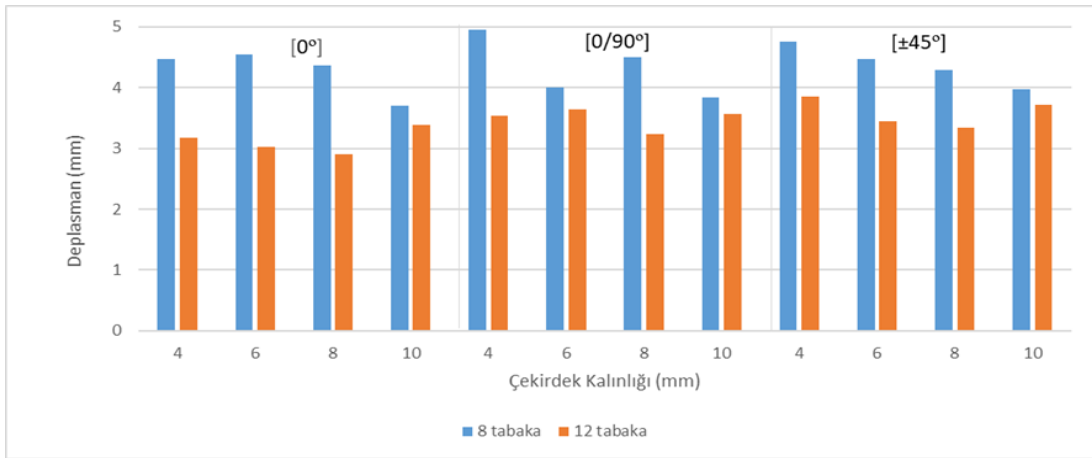
Şekil 4.59 60 J darbe enerjisi sonucu temas kuvveti-çekirdek kalınlığı grafikleri.

Şekil 4.60, Şekil 4.61, Şekil 4.62 ve Şekil 4.63’de fiber oryantasyon dizilimi, tabaka sayısı ve çekirdek kalınlığı değişiminin darbe testi sonucu meydana gelen çökme değerleri üzerindeki etkilerinin gösterildiği grafikler verilmiştir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak numunelerde, test sonrası oluşan çökme değerlerinde azalma görülmektedir. En yüksek deplasman değeri B8-C[0°]₈ kodlu numunelerde 60 J enerji değerinde 11,285 mm olarak belirlenmiştir. Aynı balsa kalınlığı ve fiber dizilimine sahip B8-C[0°]₁₂ numunelerde ise 60 J enerji değerinde ortalama 8,813 mm’lik çökme meydana gelmektedir. Kompozit malzemelerde tabaka sayısı artışının yapı rijitliğini arttırdığı göz önüne alındığında, aynı enerji değerlerinde 8 tabakalı numunelerde 12 tabakalı numunelere göre daha fazla deformasyonların oluşması beklenen bir sonuçtur. Bu durum tüm çekirdek kalınlığı, fiber dizilimi ve darbe enerjisi değerlerinde benzer sonuçlar ortaya koymaktadır. [0°]_{2s} fiber dizilimli numunelerde tabaka sayısı artışına bağlı olarak deplasman değerlerinde ortalama

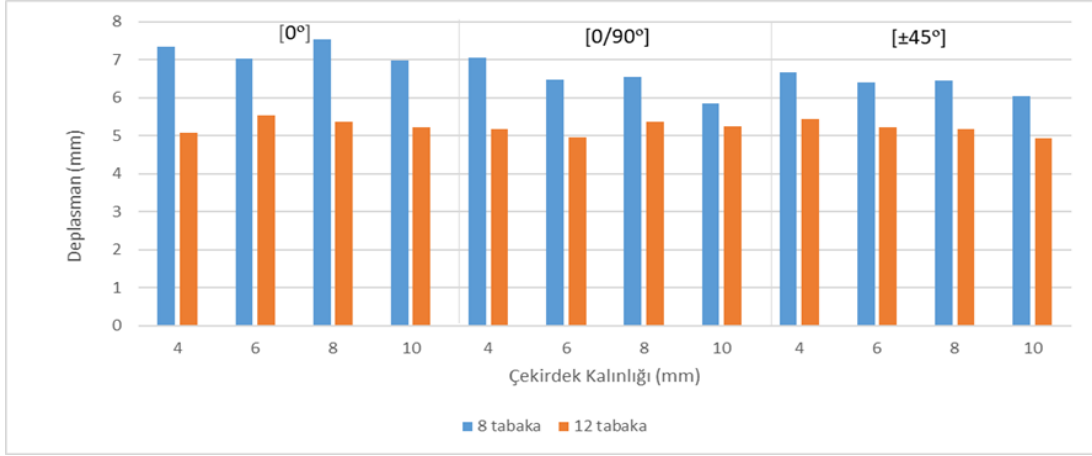
%24,34'lük bir azalma meydana gelirken $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ numunelerde ise sırasıyla %20,18 ve %20,23'lük bir azalma meydana gelmektedir.

Temas kuvveti-deplasman grafikleri incelendiğinde temas kuvvetine benzer şekilde darbe enerjisi artışına bağlı olarak çökme değerleri artmaktadır. Fiber oryantasyon diziliminin deformasyonlar üzerinde etkili değişimler ortaya koyduğu görülmektedir. Özellikle 30, 45 ve 60 J'de gerçekleştirilen darbe testlerinde en yüksek çökme değerleri $[0^{\circ}]_{2s}$ dizilimli numunelerde gözlenirken, $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ numunelerde ise daha düşük deformasyonlar meydana gelmektedir. 60 J darbe enerjisinde B8-C $[0^{\circ}]_8$ numunelerde 11,285 mm'lik çökme meydana gelirken benzer balsa kalınlığı ve tabaka sayısındaki B8-C $[0/90^{\circ}]_4$ ve B8-C $[\pm 45^{\circ}]_4$ kodlu numunelerde sırasıyla 10,108 mm ve 10,285 mm deplasman değerleri ölçülmüştür. Fiber diziliminin etkisi tüm çekirdek kalınlıklarında benzer sonuçlar ortaya koyarken, 15 J darbe enerjisinde diğer darbe enerjiden farklı olarak anlamlı sonuçlar sergilememektedir.

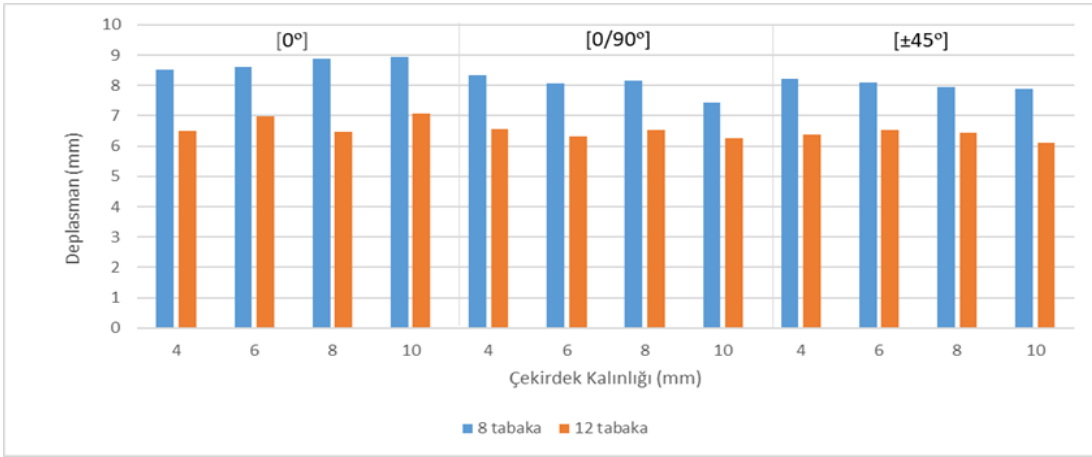
Şekil 4.60, Şekil 4.61, Şekil 4.62 ve Şekil 4.63'de verilen grafikler incelendiğinde çekirdek kalınlığı artışının deplasman değerleri üzerinde bir etkisinin olmadığı görülmektedir. Tüm fiber dizilimleri ve tabaka sayıları için bu durum geçerlidir. Sonuç olarak sandviç kompozit malzemelerin darbe yükü altında temas kuvveti ve deplasman değerleri incelendiğinde, etkin parametrelerin dış yüzey tabaka sayısı, oryantasyon dizilimi ve darbe enerjisi olduğu belirlenmiştir. Fakat balsa kalınlığının arttırılması temas kuvveti ve çökme değerleri üzerinde bir etki oluşturmamaktadır.



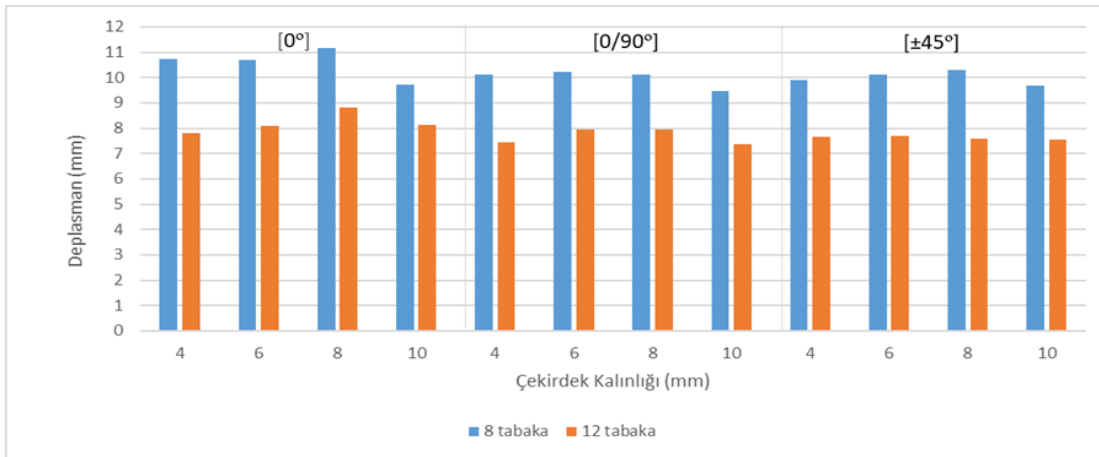
Şekil 4.60 15 J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.



Şekil 4.61 30 J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.



Şekil 4.62 45 J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.

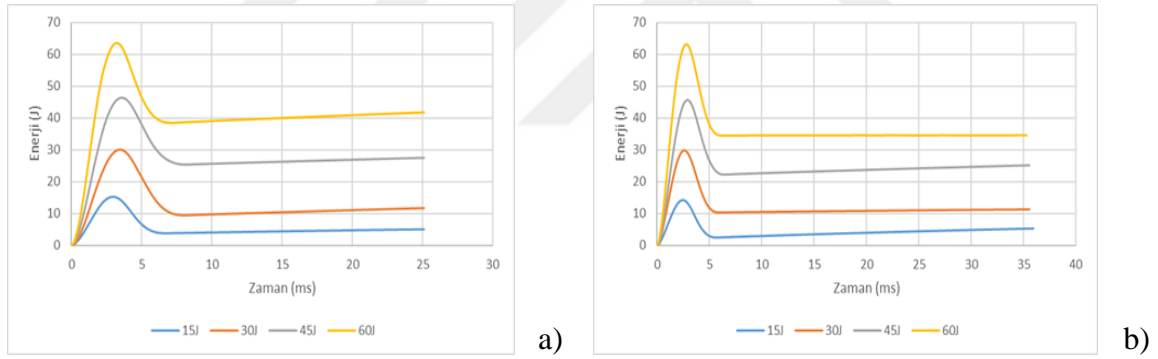


Şekil 4.63 60 J darbe enerjisi sonucu deplasman-çekirdek kalınlığı grafikleri.

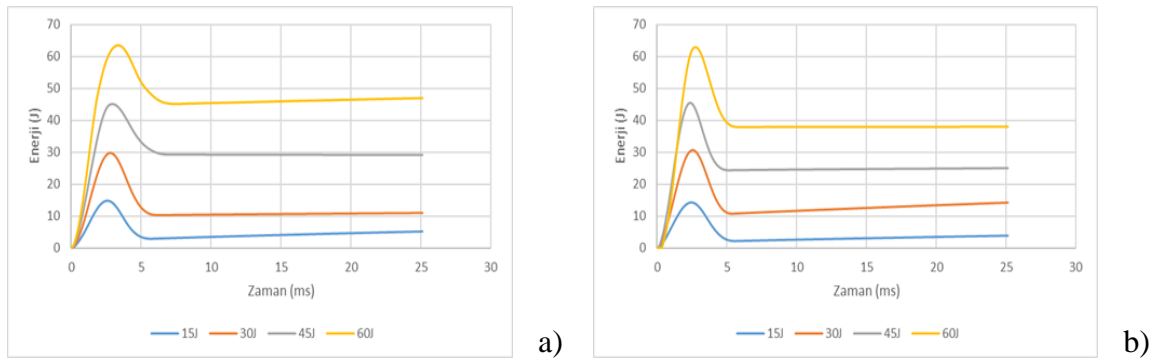
Şekil 4.64, Şekil 4.65, Şekil 4.66 ve Ek C Şekil C.1-Şekil C.9 arasında, sandviç numunelere uygulanan düşük hızlı darbe testi sonucu elde edilen enerji-zaman grafikleri verilmiştir. Şekillerde her bir parametreye uygulan dört enerji değerinden elde edilen enerji-

zaman eğrileri birlikte bulunmaktadır. Bununla birlikte Ek A içerisinde Çizelge A.1 ve Çizelge A.2’de her bir parametreye ait absorbe edilen enerji değerleri verilmiştir. Yapılan deneylerde delinme gerçekleşmediği için eğrilerde bir tepe oluşmakta ve daha sonra enerji düşerek yatay eksende sabit kalmaktadır. Grafiğin tepe noktası vurucu uçtan numuneye geçen enerjiyi ve yataydaki sabit bölge ise absorbe edilen enerjiyi göstermektedir. Testler dört farklı (15, 30, 45 ve 60 J) enerji değerinde gerçekleştirilmiş ve grafiklerde görüldüğü gibi hiçbir numunede delinme gerçekleşmemiştir. Grafikler incelendiğinde uygulanan darbe enerjisinin artmasına bağlı olarak absorbe edilen enerji artmaktadır.

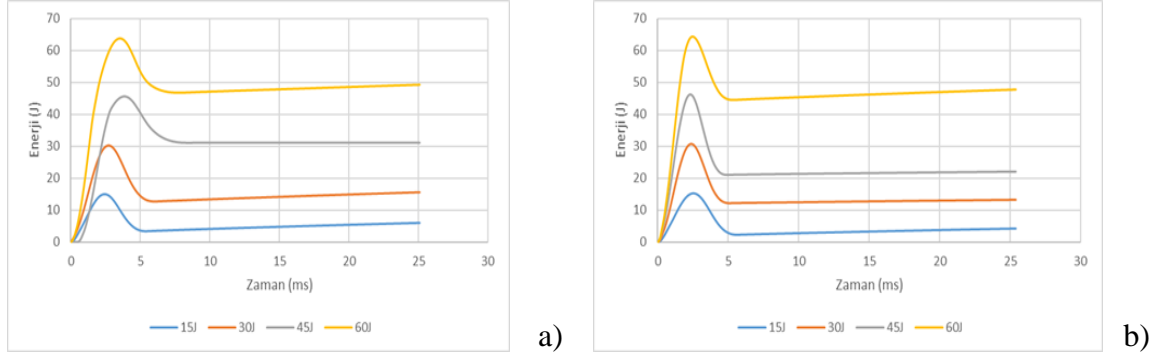
Sandviç numunelerde en yüksek absorbe edilen enerji değerleri 60 J enerji değerinde, B10-C[0/90°]₄ ve B10-C[±45°]₄ kodlu numunelerde sırayla 48,216 J ve 46,773 J dır. Aynı darbe enerjisinde B10-C[0°]₈ kodlu numunede ise en yüksek 38,606 J değerinde enerji absorbe edilmiştir. 12 tabakalı sandviç numunelerde ise 60 darbe enerjisi sonucu B10-C[0°]₁₂, B10-C[0/90°]₆ ve B10-C[±45°]₆ kodlu numunelerde sırayla ortalama 34,472 J, 38,718 J ve 43,508 J enerji absorbe edildiği belirlenmiştir. Her iki tabaka sayısında da en yüksek enerji absorpsiyonu 60 J enerji değerinde olduğu gözlenmiştir.



Şekil 4.64 a) B10-C[0°]₈, b) B10-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.



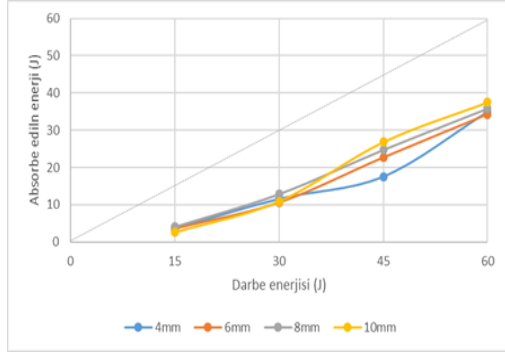
Şekil 4.65 a) B10-C[0/90°]₄, b) B10-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.



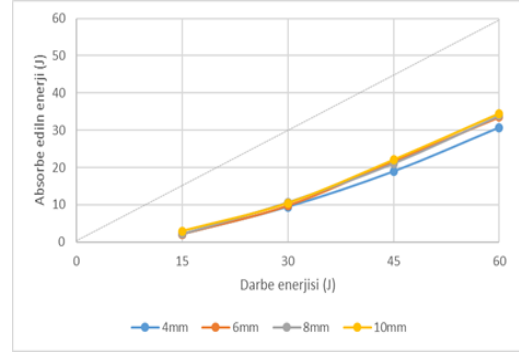
Şekil 4.66 a) B10-C[±45°]₄, b) B10-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

Balsa kalınlığının absorbe edilen enerji üzerindeki etkisini incelemek için Şekil 4.67, Şekil 4.68 ve Şekil 4.69'da eş enerji grafikleri verilmiştir. Eş değer enerji grafiğinde 45°'lik eğim ile grafik alanını ikiye bölen çizgi eş enerji çizgisi olarak adlandırılmaktadır. Yapılan çalışmada, deney numunelerinde delinme gözlenmediği için eş enerji grafiklerinde elde edilen sonuçlar eş enerji çizgisi ile kesişmemektedir. Grafikler incelendiğinde 15 ve 30 J enerji değerlerinde yapılan testler sonucunda çekirdek kalınlığı artışının enerji absorpsiyonu üzerinde bir etkisi bulunmadığı gözlenmiştir. 15 J enerji değerinde 8 tabakalı kompozitlerin kullanıldığı sandviçler ile yapılan deneylerde en yüksek absorbe edilen enerji değeri B8-C[0°]₈ kodlu numunede 4,245 J ve 12 tabakalı kompozitlerin kullanıldığı sandviçlerde ise B4-C[±45°]₁₂ kodlu numunede 3,326 J olarak belirlenmiştir. 30 J enerji değerinde 8 tabakalı kompozitlerin kullanıldığı sandviçler ile yapılan deneylerde en yüksek absorbe edilen enerji değeri B8-C[0°]₈ kodlu numunede 13,623 J ve 12 tabakalı kompozitlerin kullanıldığı sandviçlerde ise B10-C[0/90°]₆ kodlu numunede ise 12,681 J olarak belirlenmiştir. Sayısal veriler ve grafiklerde görüldüğü gibi 15 ve 30 J darbe enerjisi ile yapılan deney sonuçlarında çekirdek kalınlığı ve fiber oryantasyon açısının absorbe edilen enerji üzerinde bir etkisi bulunmadığı gözlenmiştir.

45 ve 60 J darbe enerjilerinde yapılan testlerde balsa kalınlığı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerleri artış göstermektedir. Şekil 4.72 ve Şekil 4.73'de verilen 45 ve 60 J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri incelendiğinde, her iki tabaka sayısında ve tüm oryantasyon dizilimlerinde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerinin de arttığı belirlenmiştir.

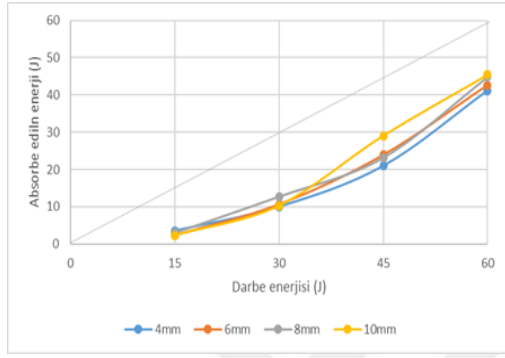


a)

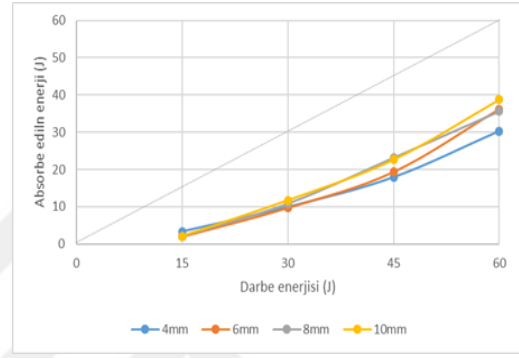


b)

Şekil 4.67 $[0^\circ]_{2s}$ dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka.

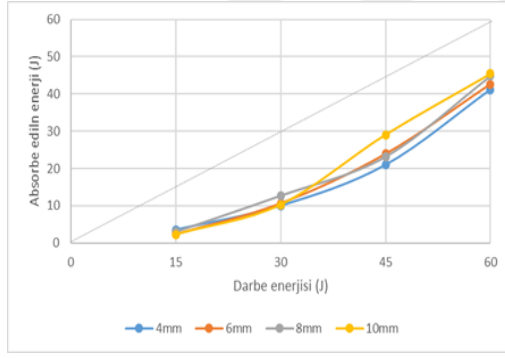


a)

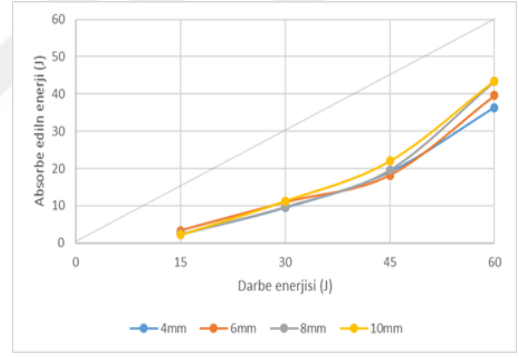


b)

Şekil 4.68 $[0/90^\circ]_s$ dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka.



a)

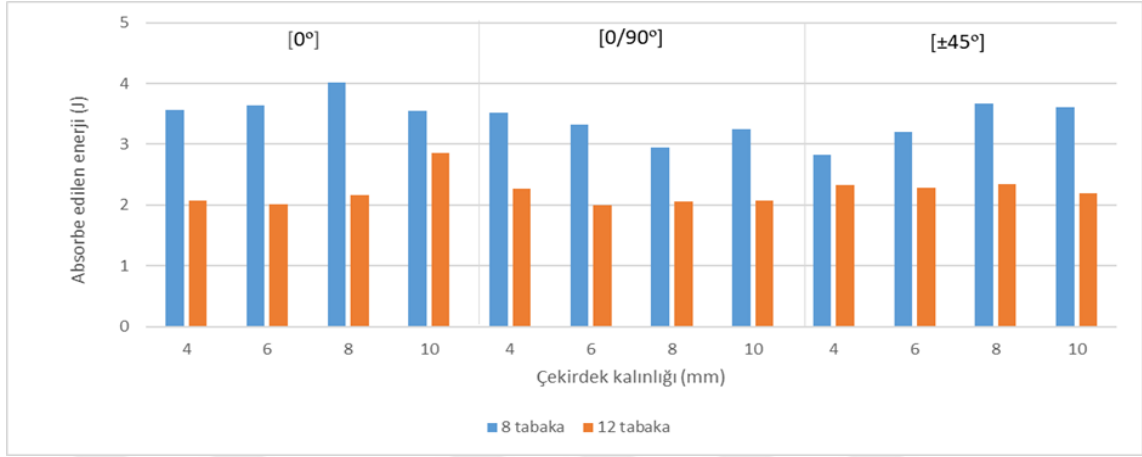


b)

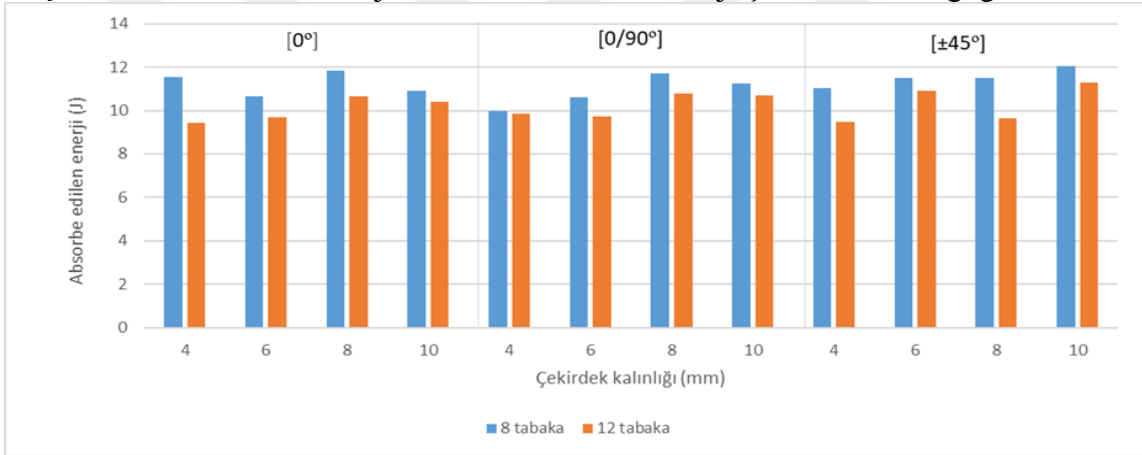
Şekil 4.69 $[\pm 45^\circ]_s$ dizilimli numunelerin eş enerji grafikleri a) 8 tabaka b) 12 tabaka.

Şekil 4.70, Şekil 4.71, Şekil 4.72 ve Şekil 4.73’de verilen grafikler ile fiber dizilimi, tabaka sayısı artışı ve çekirdek kalınlığı artışının absorbe edilen enerji üzerindeki etkileri verilmiştir. Grafiklerde görüldüğü gibi, tabaka sayısı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerleri düşmektedir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerindeki azalma tüm darbe enerjilerinde benzer sonuçlar ortaya koymaktadır. 45 ve 60 J enerji değerlerinde yapılan testlerde en düşük absorbe edilen enerji değerleri $[0^\circ]_{2s}$ dizilimli numunelerde olduğu gözlemlenmiştir. Bununla birlikte $[0/90^\circ]_s$ ve $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelere ait sonuçlar benzerlik göstermemiştir. 45 J enerji değerinde yapılan testlerde, 8 tabakalı sandviçlere ait en yüksek absorbe edilen enerji değeri B10-C $[\pm 45^\circ]_4$ kodlu

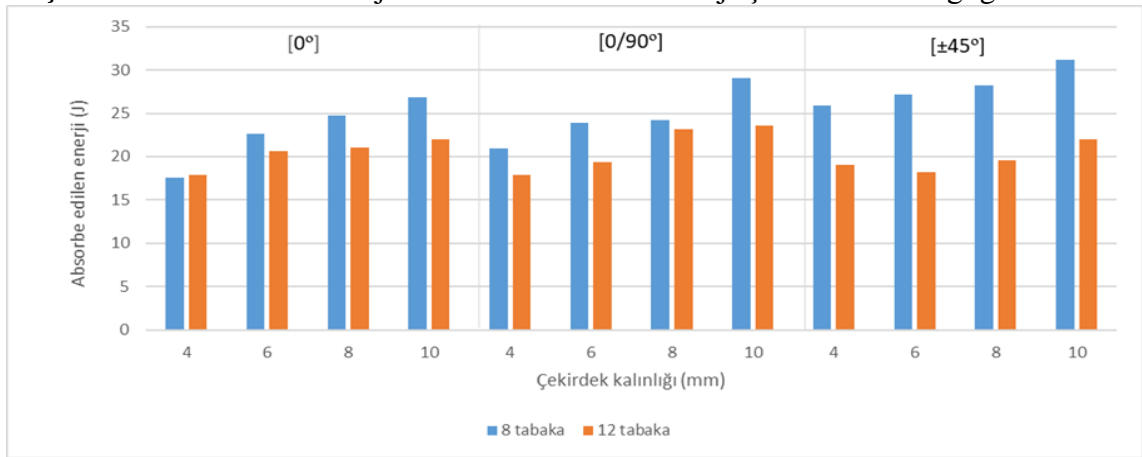
numunede 31,421 J ve 12 tabakalı sandviçlerde ise B10-C[0/90°]₆ kodlu numunede 24,891 J olarak belirlenmiştir.



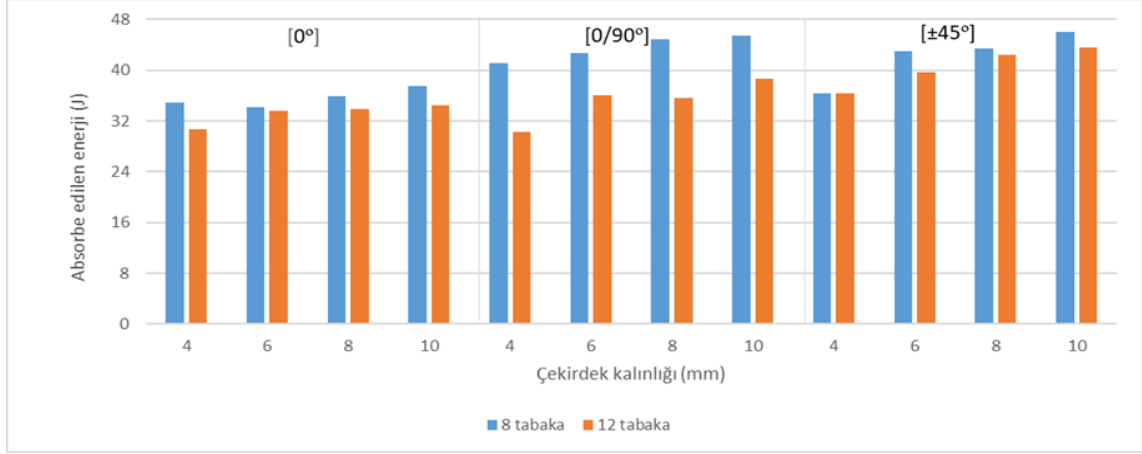
Şekil 4.70 15 J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.



Şekil 4.71 30 J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.



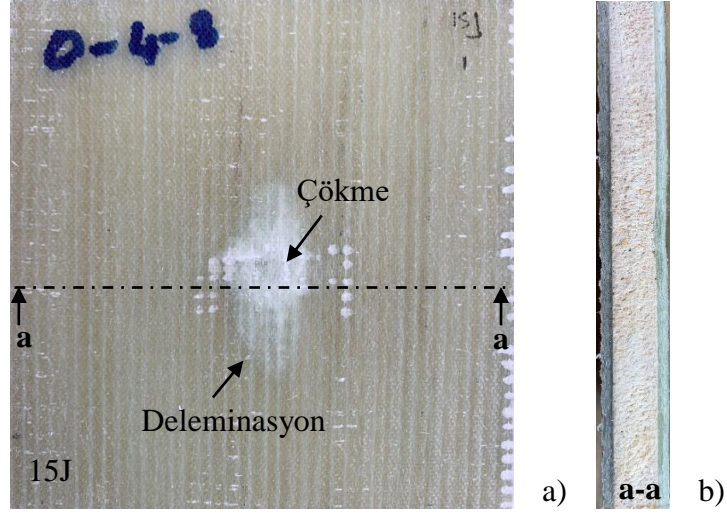
Şekil 4.72 45 J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.



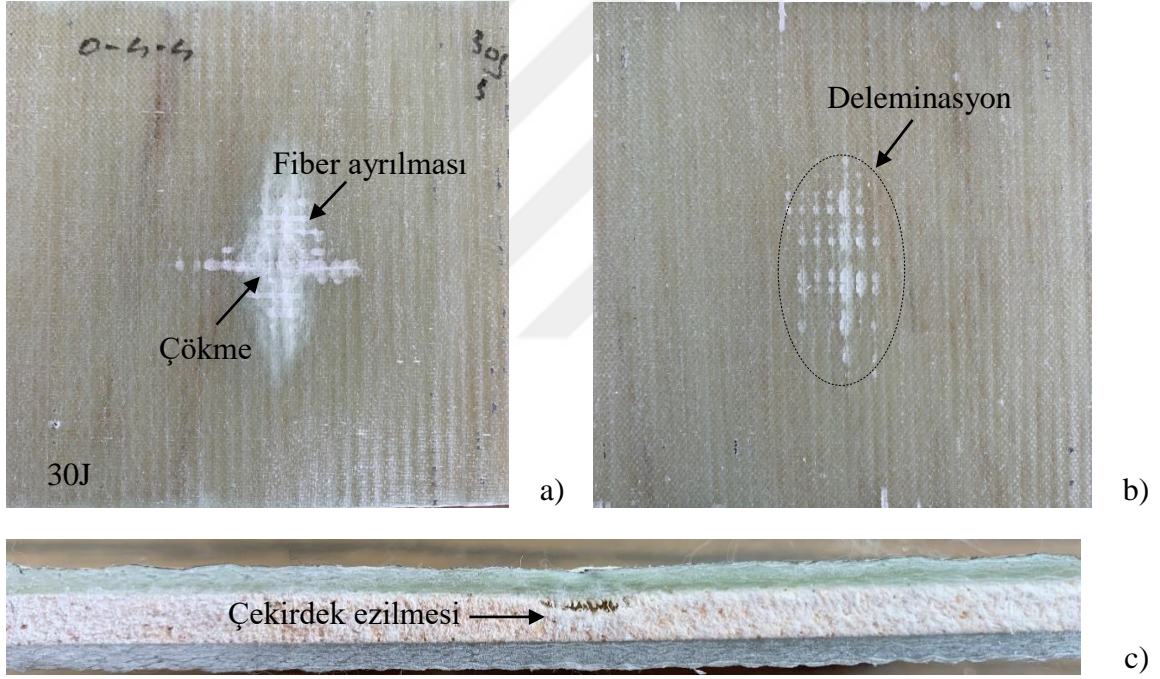
Şekil 4.73 60 J darbe enerjisinde absorbe edilen enerji-çekirdek kalınlığı grafikleri.

Şekil 4.74 ve Şekil 4.90 arasında düşük hızlı darbe testi sonucu sandviç numunelerin dış yüzeylerinde ve balsa odununda meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Hasar görüntüleri incelendiğinde, kompozit malzemelerde tespit edilen tipik hasar şekilleri delemantasyon, çökme, matris çatlakları, fiber ayrılmaları ve fiber kırıkları şeklindedir. Kesit görüntüleri incelendiğinde ise, çekirdek- kompozit ara yüzey ayrılmaları ve balsa odununda meydana gelen ezilmeler görülmektedir.

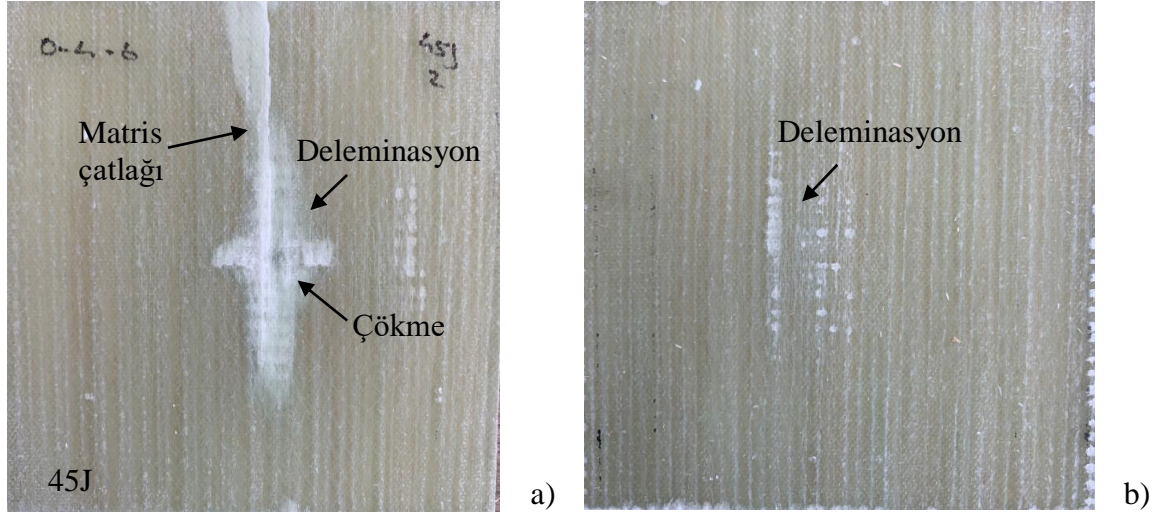
Şekil 4.74, Şekil 4.75, Şekil 4.76 ve Şekil 4.77 $[0^\circ]_8$ oryantasyon açılı kompozitlerin kullanıldığı sandviç numunelerde 15, 30, 45 ve 60 J darbe enerjilerinde yapılan testler sonucu meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Şekil 4.74’de 15 J enerji değerinde meydana gelen hasar şekilleri incelendiğinde, üst yüzey kompozit malzemede vurucu ucun temas bölgesinde çökmeler ve delemantasyonların olduğu görülmektedir. (a-a) kesit görüntüsünde, 15 J darbe enerjisi sonucu balsa odununda ve ara yüzeyde belirgin bir hasar oluşmamaktadır. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak kompozit yüzeylerde ve çekirdek yapıda oluşan hasarlar artmaktadır. 30 J darbe enerjisi sonucu B4-C $[0^\circ]_8$ kodlu numunenin üst yüzeyinde delemantasyon ve çökmelere ek olarak fiber ayrılmaları oluşmakta ve balsa odununda ise çekirdek ezilmeleri görülmektedir. 45 ve 60 J değerinde ise üst yüzeylerde matris çatlakları oluşmaktadır. 15 J darbe enerjisinde $[0^\circ]_8$ dizilimli sandviç numunelerin alt yüzeylerinde hasar gözlenmezken, darbe enerjisi artışına bağlı olarak 30, 45 ve 60 J darbe enerjilerinde alt yüzeyleri oluşturan kompozit malzemelerde delemantasyonlar oluşmaktadır. Üst yüzey hasar görüntüleri incelendiğinde, darbe enerjisi artışına bağlı olarak oluşan hasar alanı ve matris çatlakları büyümektedir.



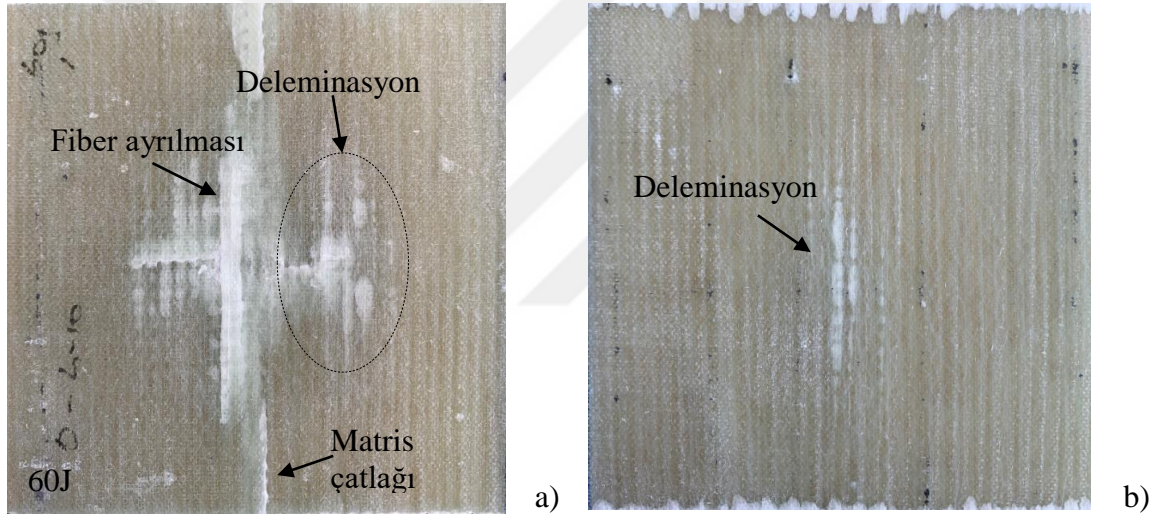
Şekil 4.74 B8-C[0°]₈ kodlu numunenin 15J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b)kesit.



Şekil 4.75 B4-C[0°]₈ kodlu numunenin 30 J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey c)kesit.



Şekil 4.76 B6-C[0°]₈ kodlu numunenin 45 J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey.



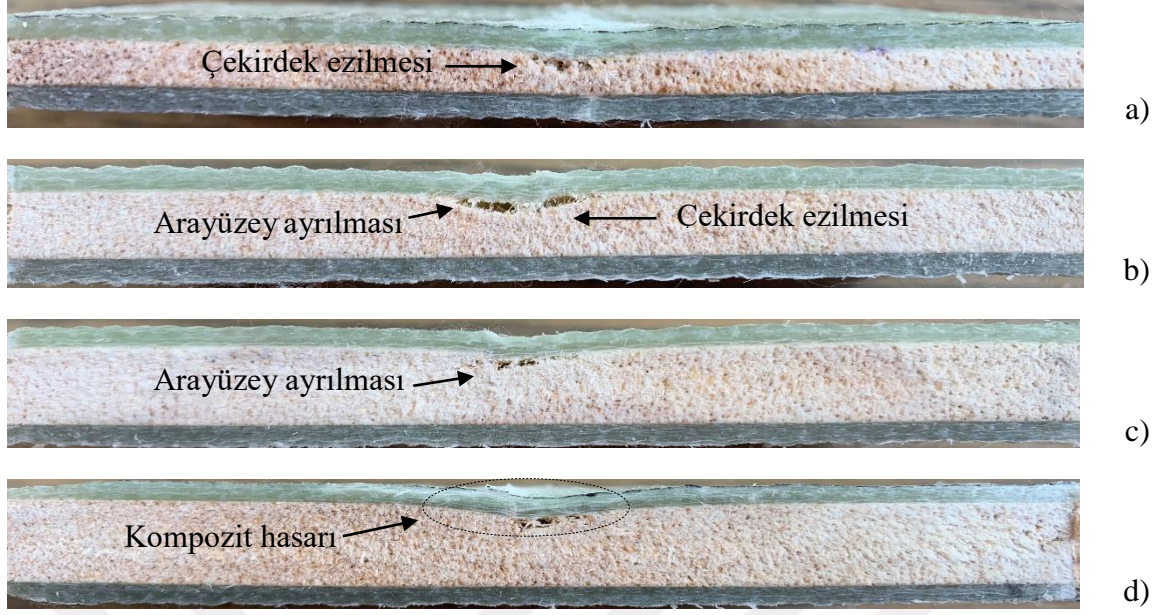
Şekil 4.77 B10-C[0°]₈ kodlu numunenin 60 J darbe enerjinde meydana gelen hasar görüntüleri a) üst yüzey b) alt yüzey.

Şekil 4.78 ve Şekil 4.79'da 45 ve 60 J darbe enerjilerinde gerçekleştirilen testler sonucu 4, 6, 8 ve 10 mm balsa kalınlığına sahip sandviç numunelerin kesit görüntüleri verilmiştir. Her dört çekirdek kalınlığında da çekirdek yapıda hasar oluşmaktadır. Darbe enerjisi artışı ile ara yüzey ayrılma alanı büyümekte ve balsa odununda oluşan ezilme artmaktadır.

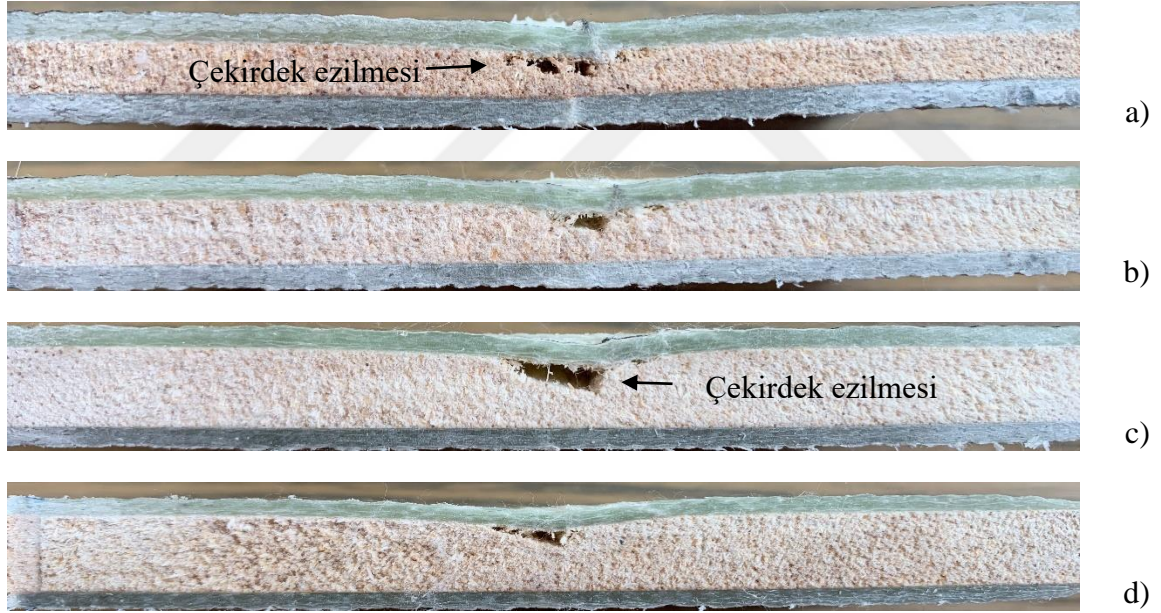
Şekil 4.80'de 12 tabakalı [0°]_{2s} kompozitlerin kullanıldığı sandviç numunelerinde darbe testi sonucu oluşan hasar görüntüleri verilmiştir. Dört darbe enerjisinde de belirgin hasar tipleri deleminasyon ve çökmeler olmakla beraber, darbe enerjisi artışına bağlı olarak

matris çatlakları ve fiber ayrılmaları oluşmaktadır. Kesit görüntüleri incelendiğinde 15, 30 ve 45 J enerji değerlerinde çekirdek yüzeylerde belirgin bir hasar oluşmamaktadır. Fakat 60 J'de yapılan testlerde çekirdek ezilmeleri gözlenmektedir. Her iki tabaka sayısında da darbe yükünden dolayı oluşan delemasyonlar fiber doğrultusunda ilerlemektedir. 8 tabakalı numunelerde özellikle 45 ve 60 J değerlerinde oluşan matris çatlakları da fiber doğrultusunda yönelim gösterirken, 12 tabakalı numunelerde matris çatlakları fiber doğrultusunda bağımsız olarak ilerlemektedir.

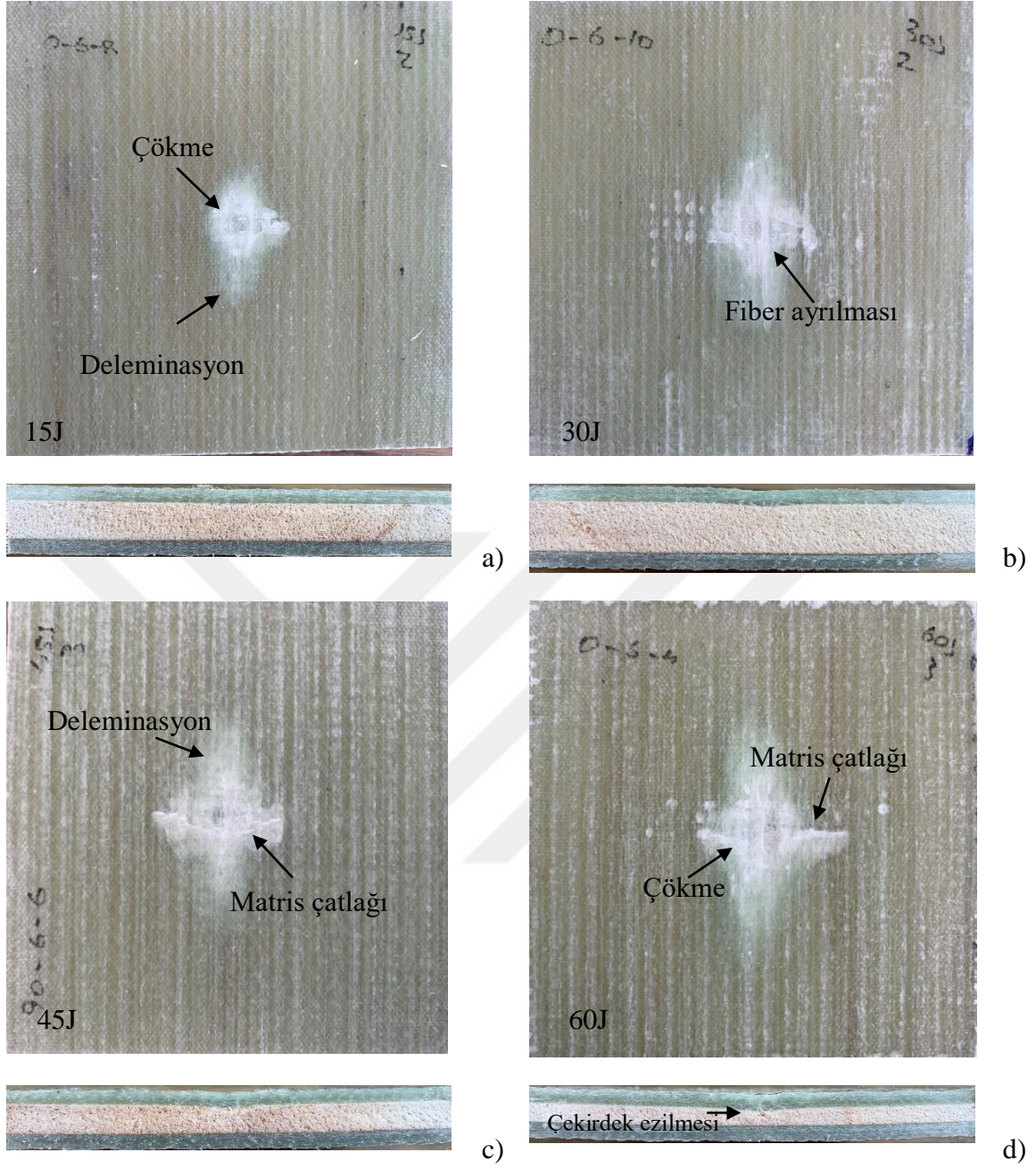
8 ve 12 tabakalı numunelerde oluşan hasar görüntüleri incelendiğinde, 12 tabakalı numunelerde oluşan hasarlı bölgenin 8 tabakalı sandviçlere göre çok daha küçük olduğu anlaşılmaktadır. Bununla birlikte 8 tabakalı numunelerde darbe artışına bağlı olarak çekirdek elemanda oluşan hasar artarken, 12 tabakalı sandviç numunelerin ara yüzeylerinde ve çekirdekte belirgin bir hasar oluşmamaktadır. Şekil 4.76 ve Şekil 4.80.c'de 6 mm balsa odununun çekirdek elemanda kullanıldığı 8 ve 12 tabakalı $[0^\circ]_{2s}$ fiber dizilimli numunelerde 45 J değerindeki darbe testi sonucu oluşan hasar görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelerin üst yüzeylerinde elyaf doğrultusunda uzanan matris çatlakları ve delemasyon bölgesi görülmektedir. 12 tabakalı sandviç numunede ise, 8 tabakalı numunede oluşan hasardan daha küçük boyutlarda matris çatlakları görülmektedir. Şekil 4.78.b ve Şekil 4.80.c'de B6-C $[0^\circ]_8$ ve B6-C $[0^\circ]_{12}$ kodlu sandviç numunelerin 45 J darbe enerjisi sonucu hasarlı kesit görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelerde balsa odununda ezilmeler ve çekirdek-kompozit ara yüzeyinde ayrılmalar meydana gelmektedir. 12 tabakalı kompozitlerin kullanıldığı sandviç numunelerde ise, çekirdek ve ara yüzeyde belirgin bir hasar oluşmamaktadır. Şekil 4.79.a ve Şekil 4.80.d'de B4-C $[0^\circ]_8$ ve B4-C $[0^\circ]_{12}$ kodlu sandviç numunelerin 60 J değerinde yapılan testler sonucu meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelerin çekirdek elemanında meydana gelen ezilmeler belirgin bir şekilde görülmektedir. Fakat tabaka sayısı artışına bağlı olarak aynı enerji değerinde 12 tabakalı sandviç numunelerin çekirdek elemanında çok daha küçük ezilmeler görülmektedir.



Şekil 4.78 $[0^{\circ}]_8$ dizilimli numunelerin 45 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a) B4-C $[0^{\circ}]_8$ b) B6-C $[0^{\circ}]_8$ c) B8-C $[0^{\circ}]_8$ d) B10-C $[0^{\circ}]_8$.



Şekil 4.79 $[0^{\circ}]_8$ dizilimli numunelerin 60 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri a) B4-C $[0^{\circ}]_8$ b) B6-C $[0^{\circ}]_8$ c) B8-C $[0^{\circ}]_8$ d) B10-C $[0^{\circ}]_8$.



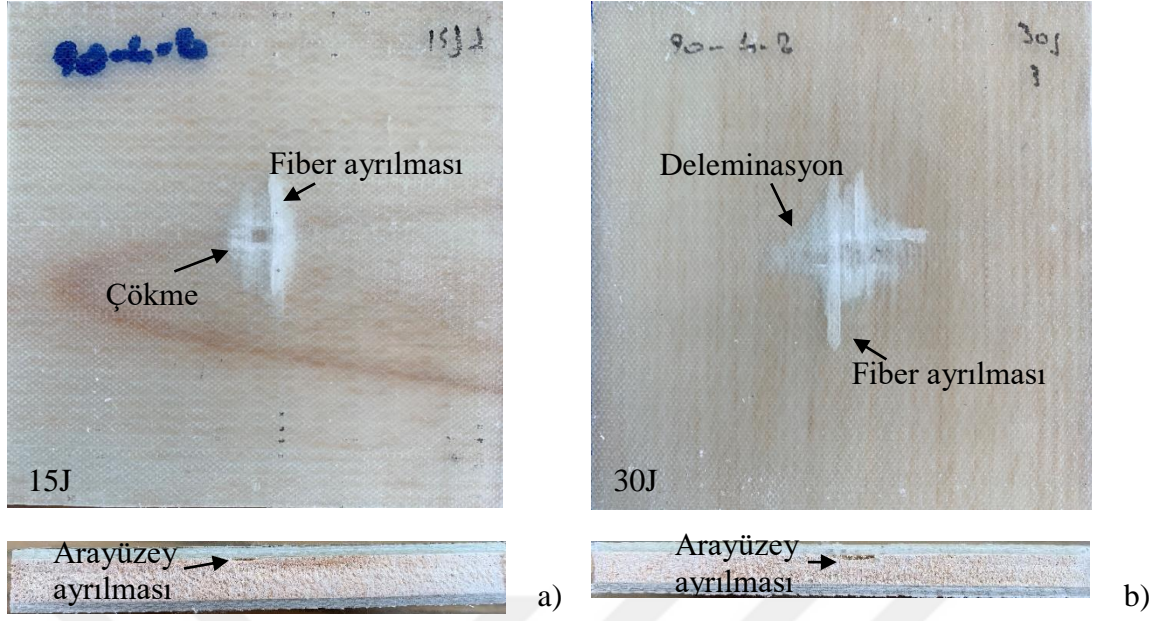
Şekil 4.80 a)15 J darbe enerjisinde B8-C[0°]₁₂ b)30 J darbe enerjisinde B10-C[0°]₁₂ c)45 J darbe enerjisinde B6-C[0°]₁₂ d)60 J darbe enerjisinde B4-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

Şekil 4.82’de [0/90°]₄ fiber dizimli sandviç numunelerde darbe testi sonucu oluşan hasar görüntüleri verilmiştir. Üst yüzeyleri oluşturan kompozit yüzeylerde genel olarak çökme, fiber ayrılmaları, deleminasyon ve fiber kırıkları oluşmaktadır. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak deleminasyon alanları, hasarlı fiber uzunlukları ve çökme çapları büyümektedir. 45 J’de B6-C[0/90°]₄ kodlu numunelerin üst yüzeyinde 11 mm çapında bir

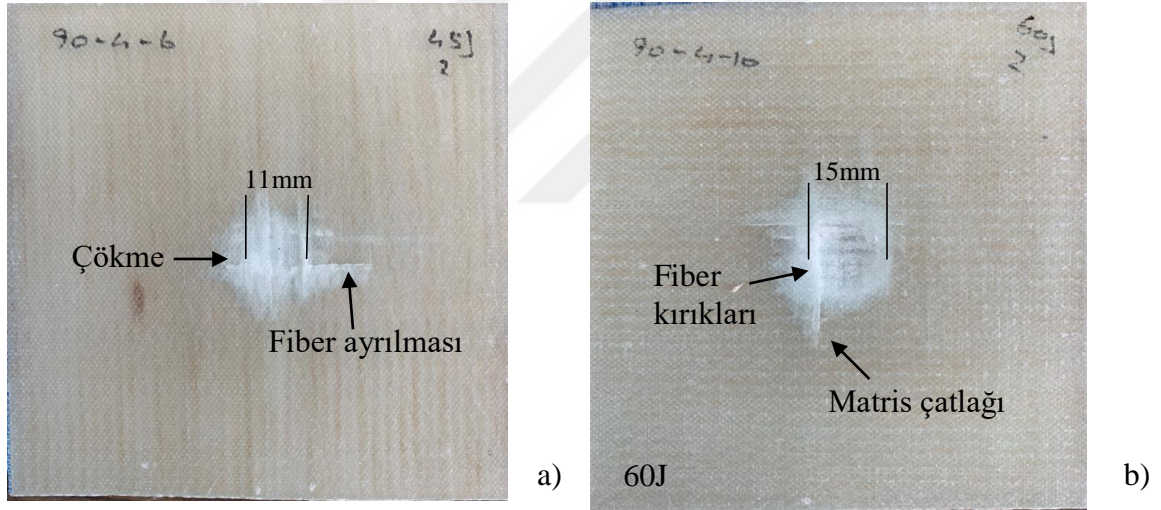
çökme oluşurken, 60 J enerji değerinde B6-C[0/90°]₄ kodlu numunelerin üst yüzeyinde 15 mm'lik çökme oluşmaktadır. Yapılan testler sonucunda 8 ve 12 tabakalı [0/90°]_s dizilimli sandviç numunelerin alt yüzeylerinde dört enerji değerinde de hasar gözlemlenmemiştir.

Şekil 4.83 ve Şekil 4.84'de [0/90°]₄ fiber dizilimli sandviç numunelerde, 45 J ve 60 J'de yapılan testler sonucunda 4, 6, 8 ve 10 mm çekirdek elemanlarda meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Testler sonucunda çekirdek elemanda ezilme ve ara yüzey ayrılmaları oluşmaktadır. Bununla birlikte 60 J darbe enerjisinde Şekil 4.84.b ve c'de görüldüğü gibi, B6-C[0/90°]₄ ve B8-C[0/90°]₄ kodlu numunelerin üst yüzeyinde delinme oluşmaktadır. Şekil 4.83 ve Şekil 4.84'de darbe enerjisi artışı ile ara yüzey ayrılma alanları ve çekirdekte meydana gelen çökme hasarlarının arttığı görülmektedir.

Şekil 4.85'de 12 tabakalı [0/90°]_s sandviç kompozitlerde darbe testi sonucu meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelere benzer şekilde darbe enerjisi artışı ile hasar yüzeyleri artmaktadır. 15 J darbe enerjisinde yapılan testler sonucunda B6-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin üst yüzeyinde çökme, delaminasyon ve matris çatlağı oluşmaktadır. Kesit görüntüsü incelendiğinde çekirdek elemanda belirgin bir hasar oluşmamaktadır. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak çatlak uzunluğu, delaminasyon yüzeyi ve çökme çapı artmaktadır. Şekil 4.85'de verilen yüzey görüntüleri karşılaştırıldığında, matris çatlaklarının darbe enerjisi artışı ile belirgin bir şekilde büyüdüğü görülmektedir. 12 tabakalı numunelerin kesit görüntüleri incelendiğinde, 15, 30 ve 45 J'de çok büyük olamamakla beraber arayüzey ayrılmalarının meydana geldiği görülmüştür. Fakat 60 J enerji değerinde çekirdek elemanda ezilmelerin oluştuğu görülmektedir. [0/90°]_s dış yüzey dizilimli sandviç numunelerde tabaka sayısı artışına bağlı olarak dış yüzeylerde ve çekirdek elemanda meydana gelen hasar büyüklükleri azalmaktadır. 8 tabakalı numunelerde genel hasar tipleri fiber ayrılmaları olarak belirlenirken 12 tabakalı numunelerde farklı olarak daha fazla matris kırıkları oluşmaktadır. Kesit görüntüleri incelendiğinde tabaka sayısı artışına bağlı olarak oluşan hasar şekilleri belirgin bir şekilde azalmaktadır.



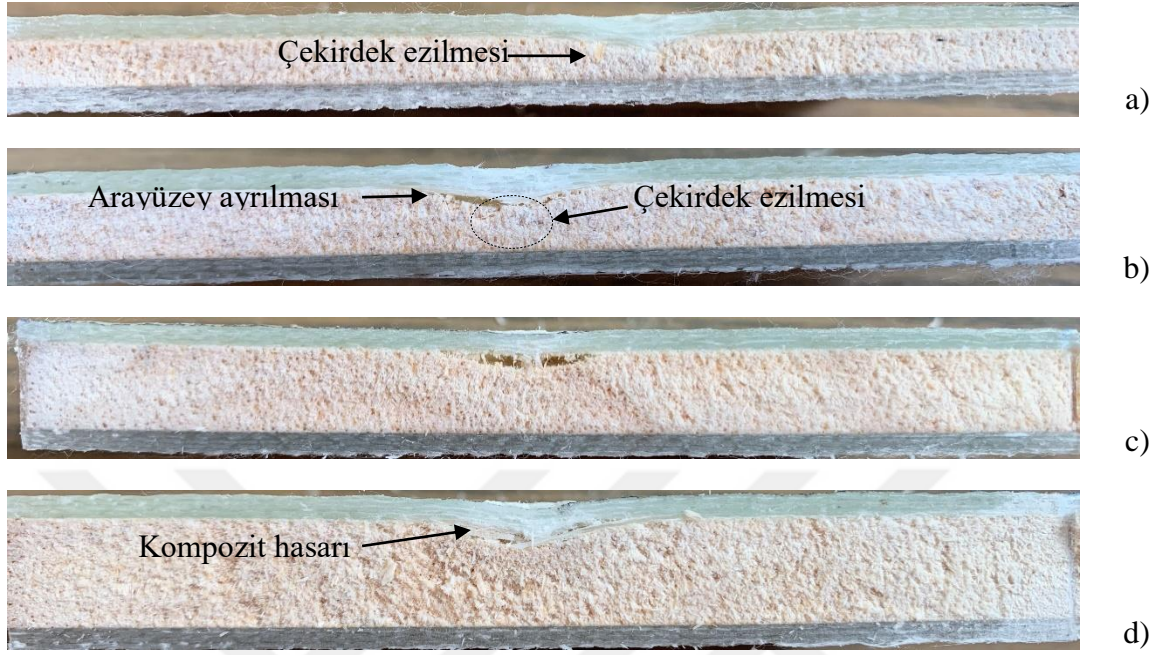
Şekil 4.81 a)15 J darbe enerjisinde B8-C[0/90°]₄ b)30 J darbe enerjisinde B6-C[0/90°]₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.



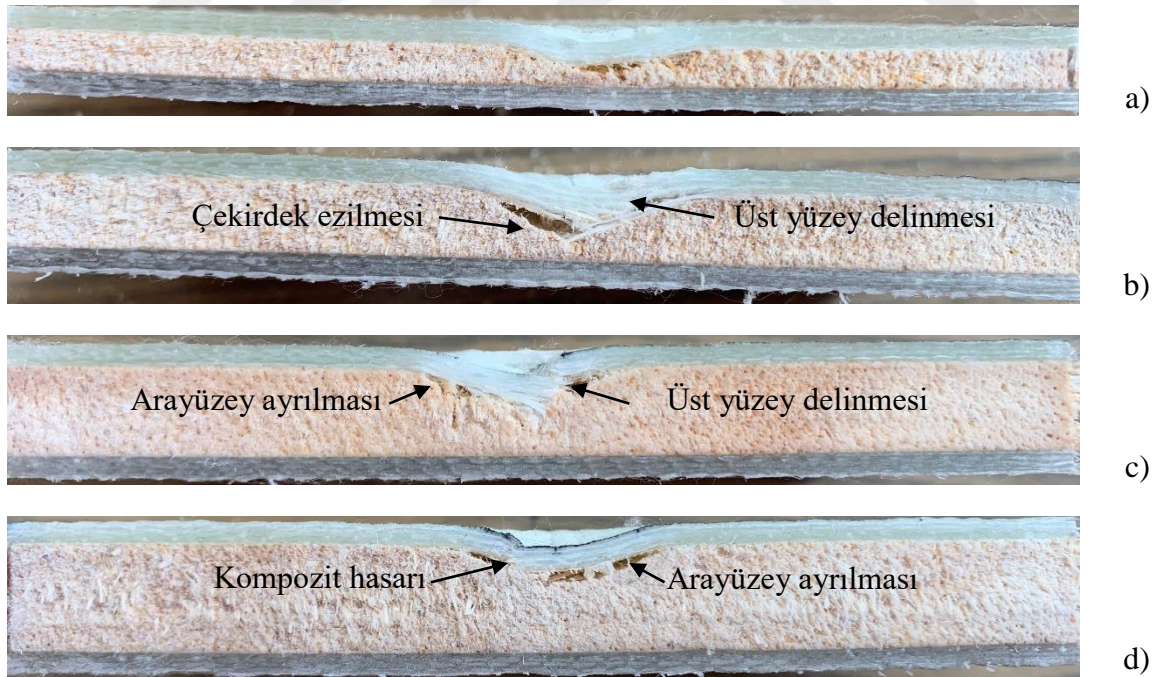
Şekil 4.82 a)45 J darbe enerjisinde B6-C[0/90°]₄ b)60 J darbe enerjisinde B10-C[0/90°]₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

Şekil 4.83.a ve Şekil 4.85.c’de 45 J değerinde yapılan testler sonucunda B4-C[0/90°]₄ ve B4-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin hasarlı kesit görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelerin balsa odununda ezilmeler gözlenirken, 12 tabakalı numunelerin çekirdek elemanında belirgin bir hasar gözlenmemiştir. Şekil 4.84.c ve Şekil 4.85.d’de 8 mm balsa odunun kullanıldığı 8 ve 12 tabakalı [0/90°]_s numunelerin hasarlı kesit görüntüleri verilmiştir. 8 tabakalı numunelerin üst yüzeyini oluşturan kompozit malzemede delinme,

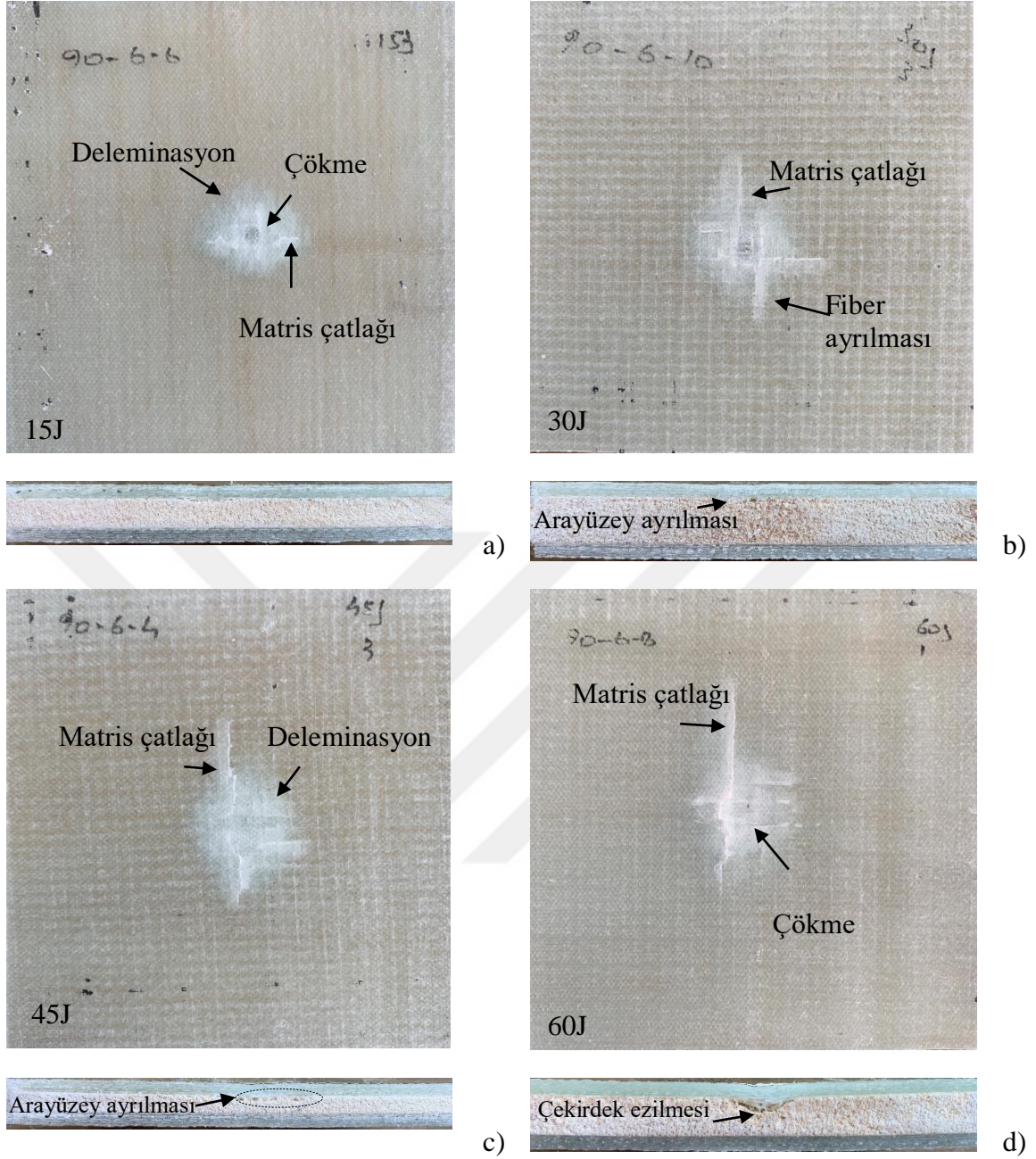
çekirdek ezilmesi ve arayüzey ayrılmaları gözlenirken, 12 tabakalı numunelerde belirgin hasar modu sadece çekirdek ezilmesi olarak belirlenmiştir.



Şekil 4.83 $[0/90^\circ]_4$ dizimli numunelerin 45 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri
a) B4-C $[0/90^\circ]_4$ b) B6-C $[0/90^\circ]_4$ c) B8-C $[0/90^\circ]_4$ d) B10-C $[0/90^\circ]_4$.



Şekil 4.84 $[0/90^\circ]_4$ dizimli numunelerin 60 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri
a) B4-C $[0/90^\circ]_4$ b) B6-C $[0/90^\circ]_4$ c) B8-C $[0/90^\circ]_4$ d) B10-C $[0/90^\circ]_4$.

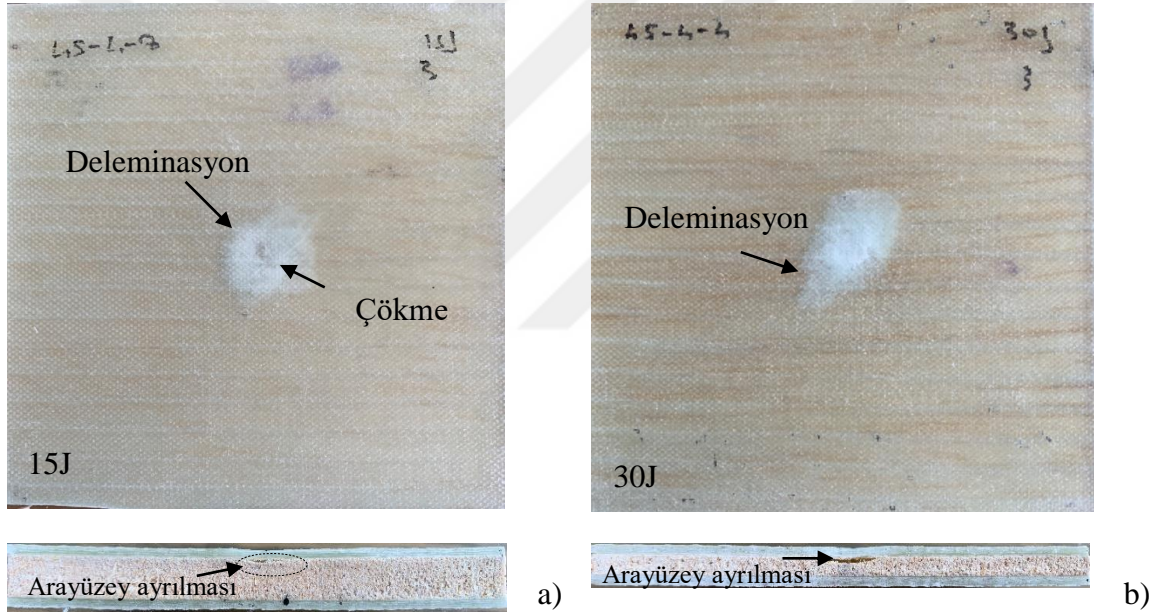


Şekil 4.85 a)15 J darbe enerjisinde B6-C[0/90°]₆ b)30 J darbe enerjisinde B10-C[0/90°]₆ c)45 J darbe enerjisinde B4-C[0/90°]₆ d)60 J darbe enerjisinde B8-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

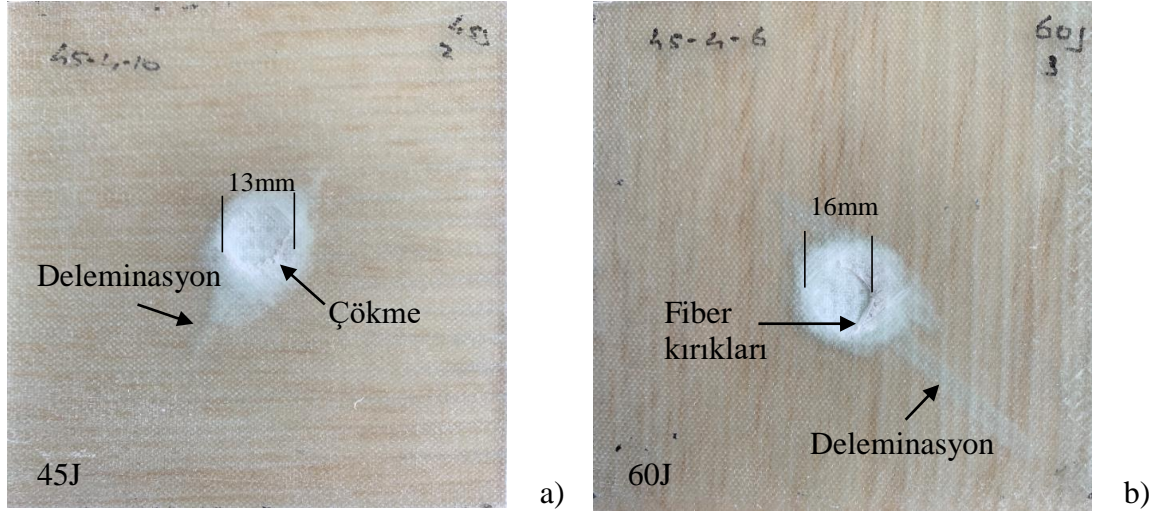
Şekil 4.86 ve Şekil 4.87’de $[\pm 45^\circ]_4$ fiber dizimli sandviç kompozitlerin 15, 30,45 ve 60 J test enerjileri sonucu üst yüzey ve kesitlerinde oluşan hasarlar verilmiştir. $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ dizimli sandviç numunelere benzer şekilde darbe enerjisi artışına bağlı olarak üst yüzeylerde görülen deleminasyon bölgesi, çökme çapı ve fiber kırıkları artmaktadır. Şekil 4.87.a ve b’de görüldüğü gibi 45 J enerji değerinde numune üzerindeki çökme çapı 13 mm

iken 60 J değerinde çökme çapı 16 mm'ye yükselmiştir. Bununla birlikte delemantasyonlar, darbe artışına bağlı olarak fiber doğrultusunda ilerlemektedir.

Şekil 4.88 ve Şekil 4.89'da 45 ve 60 J darbe testlerinde dört balsa kalınlığının da kullanıldığı sandviç numunelerin hasarlı kesit görüntüleri verilmiştir. Şekillerde görüldüğü gibi darbe enerjisi artışı ile çekirdek yüzeylerde oluşan çökme, arayüzey ayrılma alanları ve üst yüzeylerde oluşan hasarlar artmaktadır. Şekil 4.86.a'da verilen B8-C[±45°]₄ kodlu sandviç numunenin kesit görüntüsünde küçük bir ara yüzey ayrılması görülürken, Şekil 4.89.c'de aynı çekirdek kalınlığa sahip numunenin üst yüzeyinde delinme, ara yüzey ayrılmaları ve balsa ezilmeleri görülmektedir. Şekil 4.87.b'de B6-C[±45°]₄ kodlu numunenin üst yüzeyinde delinmeden kaynaklı ortaya çıkan fiber kırıkları, Şekil 4.89.b'de verilen kesit görüntüsünde belirgin bir şekilde görülmektedir.



Şekil 4.86 a)15 J darbe enerjisinde B8-C[±45°]₄ b)30 J darbe enerjisinde B4-C[±45°]₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

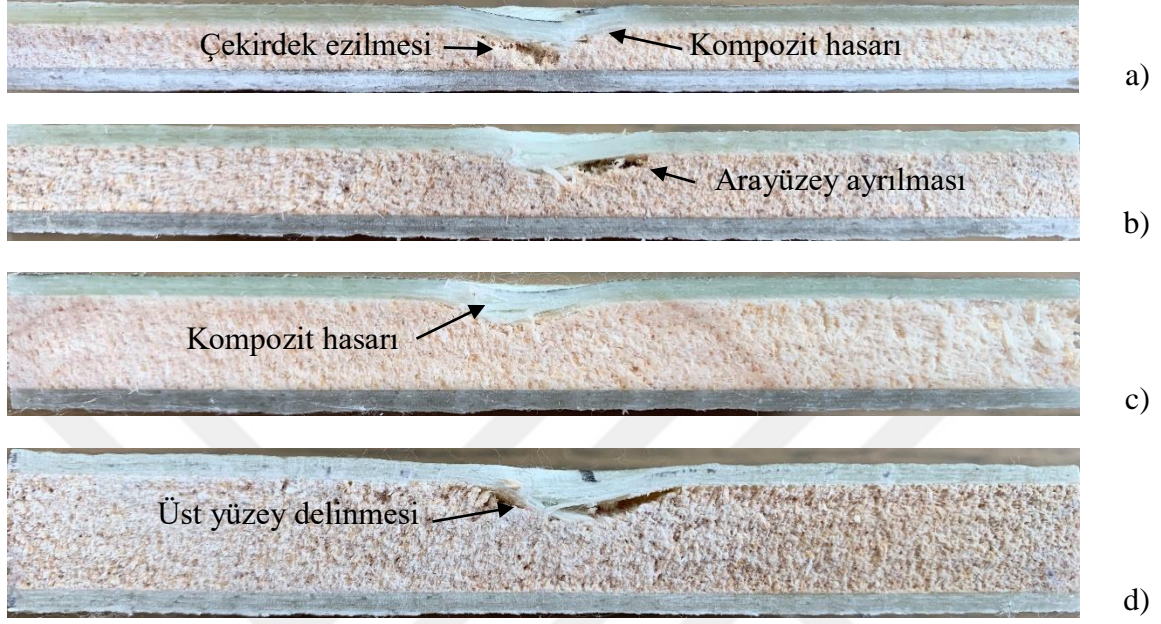


Şekil 4.87 a)45 J darbe enerjisinde B10-C[±45°]₄ b)60 J darbe enerjisinde B6-C[±45°]₄ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

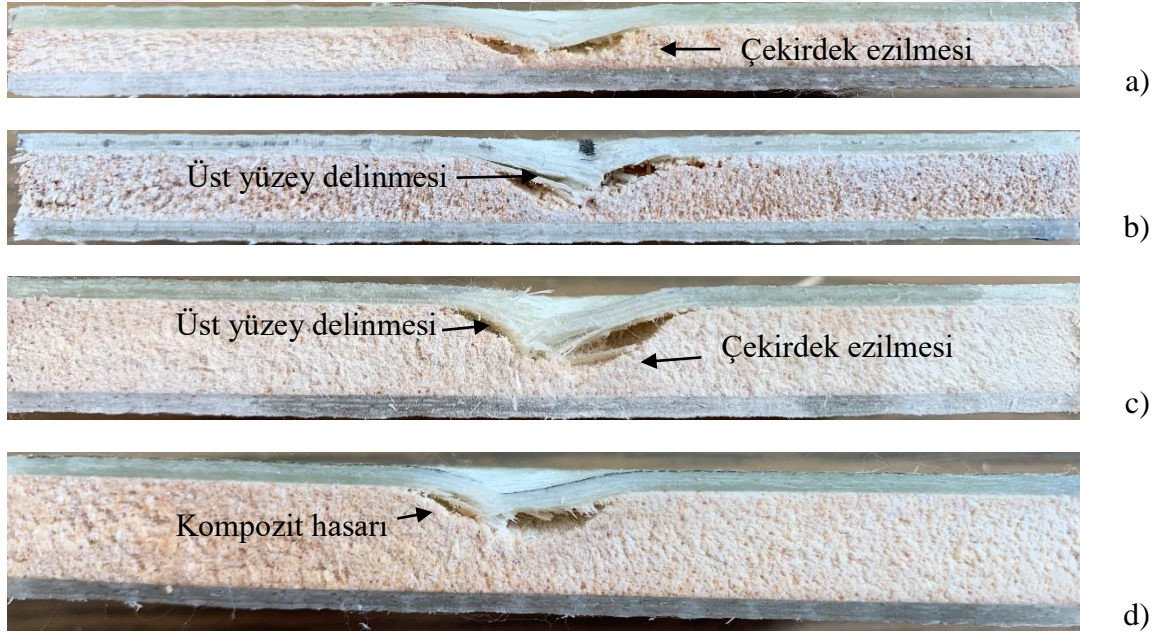
Şekil 4.90'da 12 tabakalı [±45°] dizimli sandviç numunelerin dört enerji değerinde yapılan darbe testleri sonucu meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. 15J değerinde genel hasar tipi matris çatlakları ve deleminasyondur. Enerji artışına bağlı olarak matris çatlakları ve deleminasyon alanları büyümektedir. Bununla birlikte vurucu ucun temas yüzeyinde oluşturduğu çökme çapı darbe enerjisi artışıyla birlikte artmaktadır. Şekil 4.90.d'de görüldüğü gibi, B4-C[±45°]₆ kodlu numunede 60 J değerinde oluşan çökme hasarının çapı 11 mm'dir. Kesit görüntüleri incelendiğinde, 15 J değerinde belirgin bir çekirdek hasarı oluşmamakla beraber test enerjisi artışı ile arayüzey ayrılma alanları ve balsa odunu ezilmeleri artmaktadır. 30 J ve 45 J enerji değerlerinde balsa ile kompozit ara yüzeyinde küçük ayrılmalar meydana gelmektedir. 60 J darbe enerjisinde ise çekirdek ezilmeleri oluşmaktadır. Şekil 4.88 ve Şekil 4.89'da verilen 8 tabakalı numunelerin kesit görüntülerinde ise 45 ve 60 J enerji değerlerinde 12 tabakalı numunelere göre daha büyük hasar şekillerinin oluştuğu görülmektedir.

Tabaka sayısı artışına bağlı olarak [0°]_{2s} ve [0/90°]_s dizimli numune sonuçlarına benzer şekilde darbe dayanımı artmaktadır. Şekil 4.87.b ve Şekil 4.90.d'de verilen 60 J darbe enerjisindeki test sonuçları incelendiğinde tabaka sayısı artışına bağlı olarak çökme çapı değerlerinin düştüğü görülmektedir. Bununla birlikte 8 tabakalı numunelerde fiber doğrultusunda oluşan deleminasyon hasarları, 12 tabakalı numunelerde belirgin bir şekilde azalmaktadır. Şekil 4.88.c ve Şekil 4.90.c'de B8-C[±45°]₄ ve B8-C[±45°]₆ kodlu sandviç numunelerin 45 J değerindeki hasarlı kesit görüntüleri verilmiştir. Şekil 4.89.a ve Şekil

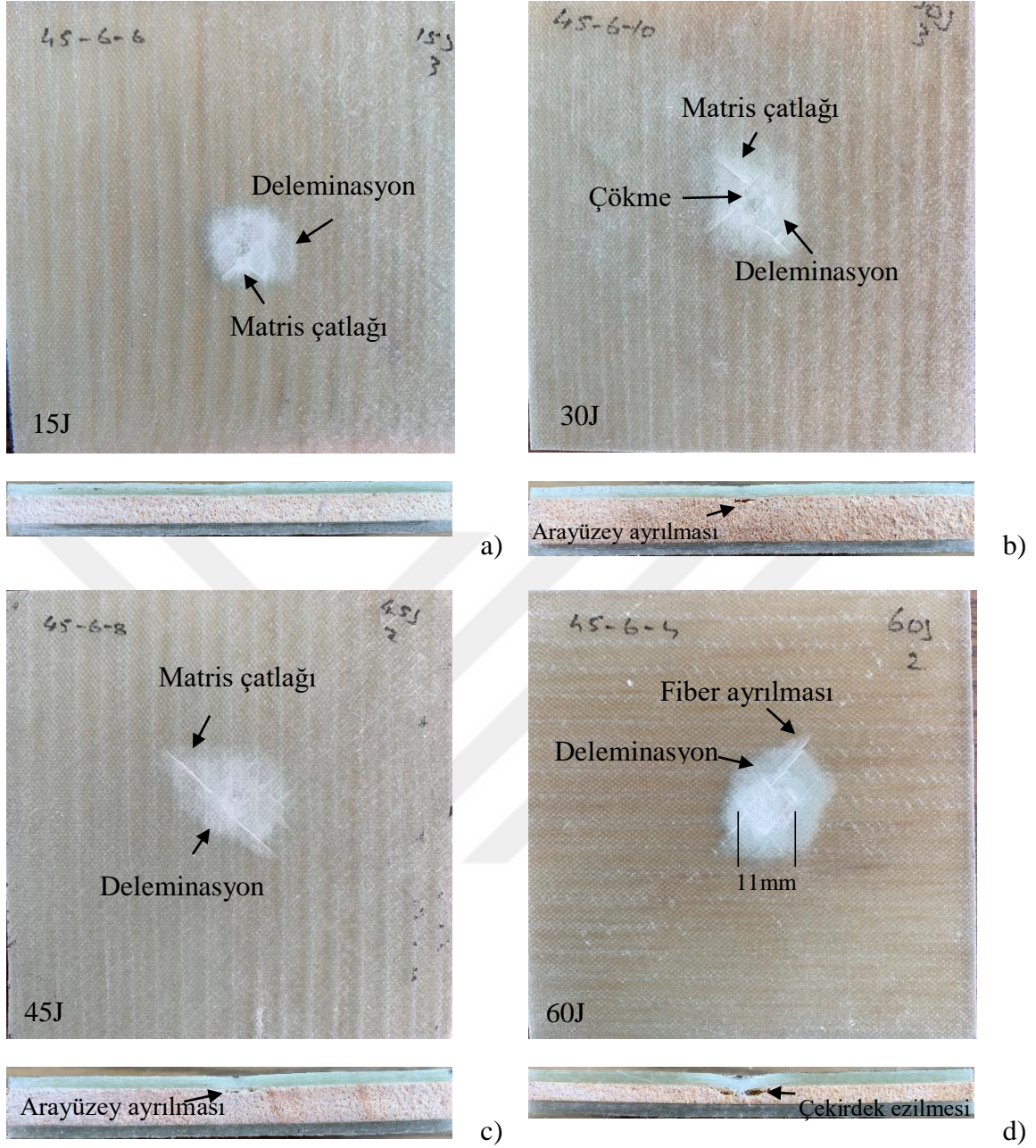
4.90.d'de B4-C[±45°]₄ ve B4-C[±45°]₆ kodlu numunelerin 60 J darbe enerjisindeki kesit görüntüleri verilmiştir. Her iki darbe enerjisinde de tabaka sayısı artışına bağlı olarak çekirdek ezilmeleri ve ara yüzey ayrılma alanları azalmaktadır.



Şekil 4.88 [±45°]₄ dizimli numunelerin 45 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri
a) B4-C[±45°]₄ b) B6-C[±45°]₄ c) B8-C[±45°]₄ d) B10-C[±45°]₄.



Şekil 4.89 [±45°]₄ dizimli numunelerin 60 J darbe enerjinde hasarlı kesit görüntüleri
a) B4-C[±45°]₄ b) B6-C[±45°]₄ c) B8-C[±45°]₄ d) B10-C[±45°]₄.



Şekil 4.90 a)15 J darbe enerjisinde B6-C[±45°]₆ b)30 J darbe enerjisinde B10-C[±45°]₆ c)45 J darbe enerjisinde B8-C[±45°]₆ d)60 J darbe enerjisinde B4-C[±45°]₆ kodlu numunelerin hasar görüntüleri.

4.3.3 Kenar basma test sonuçları

Sandviç kompozit malzemelere ASTM C364 standardına uygun olarak kenar basma testleri uygulanmıştır. Yapılan testler sonucunda sandviç numunelere ait kuvvet-deplasman verileri elde edilmiştir. Deney sonucunda numunelerin hasara uğradığı kritik yük değeri ve bu değere karşılık gelen maksimum basma gerilmesi değeri belirlenmiştir. Çizelge 4.7’de

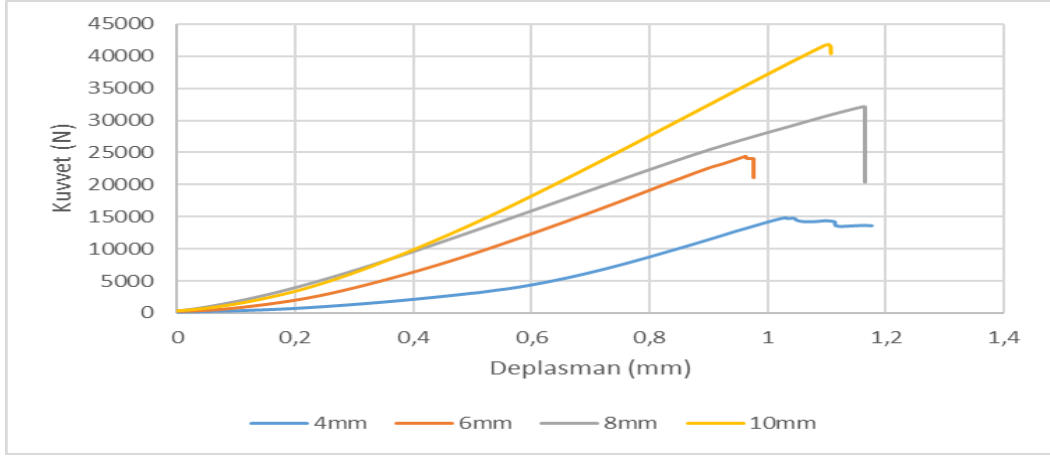
kenar basma testi sonucu elde edilen hasar yükü, basma gerilmesi ve deplasman değerleri verilmiştir.

Şekil 4.91 ve Şekil 4.92'de $[0^\circ]_8$ ve $[0^\circ]_{12}$ dizilimli sandviç numunelerin, Şekil 4.93 ve Şekil 4.94'de $[0/90^\circ]_4$ ve $[0/90^\circ]_6$ dizilimli sandviç numunelerin, Şekil 4.95 ve Şekil 4.96'da ise $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[\pm 45^\circ]_6$ dizilimli sandviç numunelerin kuvvet-deplasman grafikleri verilmiştir. Grafiklerde, dört farklı çekirdek kalınlığının kullanıldığı sandviç numunelere ait kuvvet-deplasman eğrileri birlikte verilmiştir. En yüksek kuvvet değeri B10-C $[0^\circ]_{12}$ kodlu numunelerde 56875,82N ve en düşük kuvvet değeri ise C4- $[\pm 45^\circ]_4$ kodlu numunelerde 10298,13N olarak belirlenmiştir.

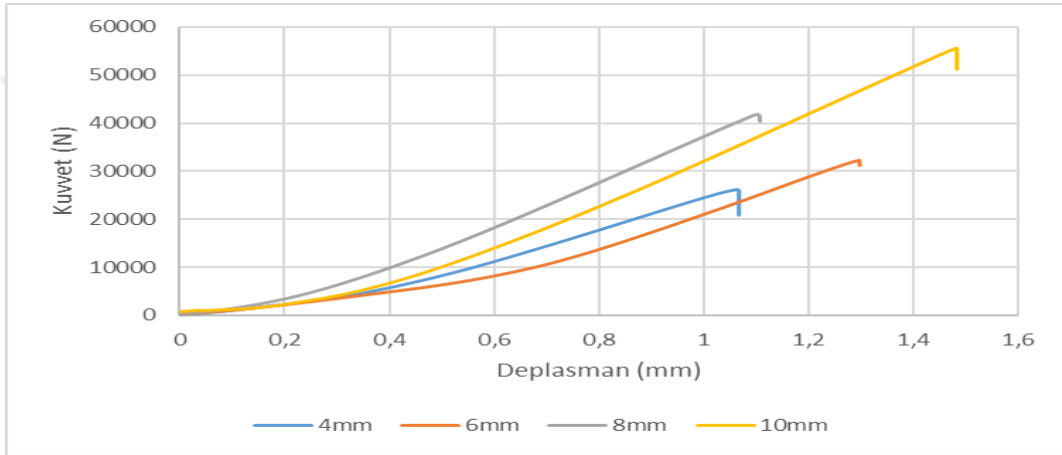
Aşağıda verilen kuvvet-deplasman grafikleri incelendiğinde, tüm oryantasyon dilimlerinde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak sandviç yapıya ait hasar yükü değerinin arttığı görülmektedir. $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]$ fiber dizilimli sandviç numunelerde kuvvet değeri hasar yüküne ulaştıktan sonra ani bir düşüş gösterirken, $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ise kuvvet değeri maksimum yük değerine ulaştıktan sonra yapının bir süre daha yük taşıdığı görülmektedir. Şekil 4.2'de verilen kompozit malzemelerin gerilme-şekil değiştirme grafiklerinde de benzer durum ortaya çıkmaktadır. Sandviç malzemelere uygulanan kenar basma testlerinde yükün, balsa ve kompozit malzeme tarafından birlikte taşındığı göz önüne alındığında kompozit fiber diziliminin maksimum hasar yükü ve deplasman değerleri üzerinde doğrudan etkili olduğu anlaşılmaktadır. Bununla birlikte çekirdek kalınlığı artışının deplasman değerleri üzerinde belirgin bir etki oluşturmadığı belirlenmiştir. Oryantasyon diziliminin deplasman değeri üzerindeki etkisi incelendiğinde, en yüksek değerler $[\pm 45^\circ]_s$ dizilimli sandviçlerde olduğu belirlenmiştir. En yüksek deplasman değeri C10- $[\pm 45^\circ]_6$ kodlu numunede 2,003 mm olarak ölçülmüştür. $[\pm 45^\circ]_4$ ve $[\pm 45^\circ]_6$ fiber dizilimli sandviç numunelerde dört çekirdek kalınlığında da sırasıyla ortalama 1,563 mm ve 1,719 mm'lik deplasman değerleri elde edilmiştir. 8 tabakalı $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ fiber dizilimli sandviç numunelerde bu değer sırasıyla ortalama 1,184 mm ve 1,231 mm iken 12 tabakalı numunelerde ise 1,403 mm ve 1,441 mm olarak ölçülmüştür. Verilen değerler dikkate alındığında, $[0^\circ]_s$ ve $[0/90^\circ]_s$ dizilimli sandviç numunelerin deplasman değeri birbirine yakın olmakla beraber $[\pm 45^\circ]_s$ kodlu numunelerden daha düşük olduğu görülmektedir.

Çizelge 4.7 Kenar basma testi deney sonuçları

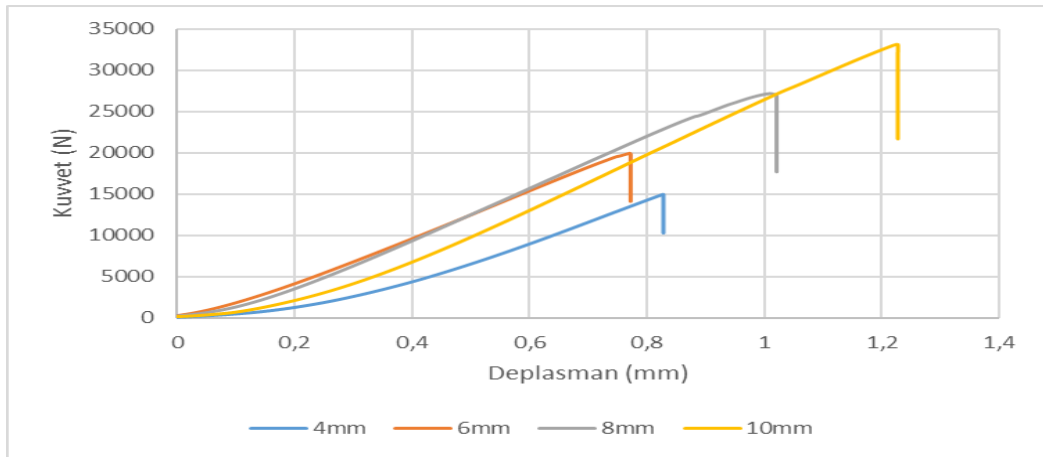
Numune Kodu	Hasar yükü (N)	Basma Gerilmesi (MPa)	Deplasman(mm)
B4-C[0°] ₈	15743,02(864,76)	45,896 (3,00)	0,966 (0,137)
B6-C[0°] ₈	24499,45 (116,55)	57,390 (0,86)	1,458 (0,681)
B8-C[0°] ₈	31539,55 (1190,57)	62,039 (1,71)	1,227 (0,066)
B10-C[0°] ₈	40026,6 (2668,71)	71,305 (0649)	1,176 (0,071)
B4-C[0°] ₁₂	26182,93 (694,39)	61,650 (0,329)	1,135 (0,205)
B6-C[0°] ₄₅	32614,08 (1048,15)	63,665 (0,578)	1,433 (0,284)
B8-C[0°] ₁₂	40255,02 (2227,11)	66,548 (4,095)	1,452 (0,0353)
B10-C[0°] ₁₂	55823,68 (966,82)	80,922 (1,324)	1,201 (0,520)
B4-C[0/90°] ₄	13813,29 (726,031)	41,122(1,127)	1,267 (0,280)
B6-C[0/90°] ₄	18873 (1028,71)	46,193 (3,545)	0,999 (0,324)
B8-C[0/90°] ₄	25182,62 (1388,83)	51,814 (1,652)	1,458 (0,553)
B10-C[0/90°] ₄	34643,69 (1627,76)	60,627 (3,559)	1,277 (0,250)
B4-C[0/90°] ₆	23082,55 (1460,29)	55,169 (4,106)	1,201 (0,426)
B6-C[0/90°] ₆	29015,05 (1520,23)	57,079 (3,412)	1,436 (0,367)
B8-C[0/90°] ₆	35082,07 (681,05)	60,398 (0,135)	1,534 (0,398)
B10-C[0/90°] ₆	46172,93 (1957,04)	71,656 (6,671)	1,515 (0,234)
B4-C[±45°] ₄	11087,16 (823,94)	34,875 (2,933)	1,545 (0,281)
B6-C[±45°] ₄	13763,9 (795,99)	34,225 (2,252)	1,489 (0,343)
B8-C[±45°] ₄	16516,77 (162,82)	33,828 (1,022)	1,783 (0,590)
B10-C[±45°] ₄	18257,77 (306,18)	31,61 (0,522)	1,436 (0,177)
B4-C[±45°] ₆	16476,18 (1300)	40,604 (3,406)	1,675 (0,230)
B6-C[±45°] ₆	19883,26 (689,15)	42,227 (0,249)	1,603 (0,489)
B8-C[±45°] ₆	23310,72 (245,09)	42,682 (2,036)	1,817 (0,489)
B10-C[±45°] ₆	28075,96 (1256,53)	45,288 (2,374)	1,785 (0,209)



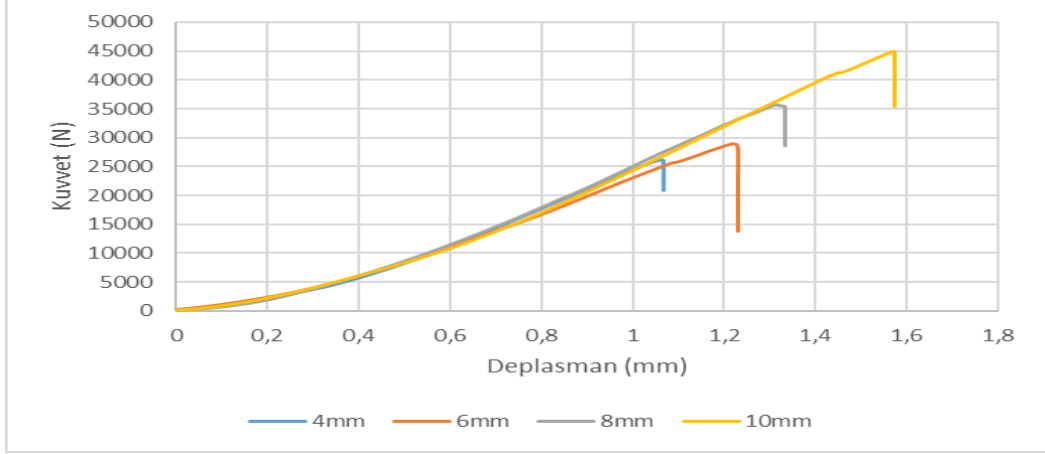
Şekil 4.91 $[0^\circ]_8$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



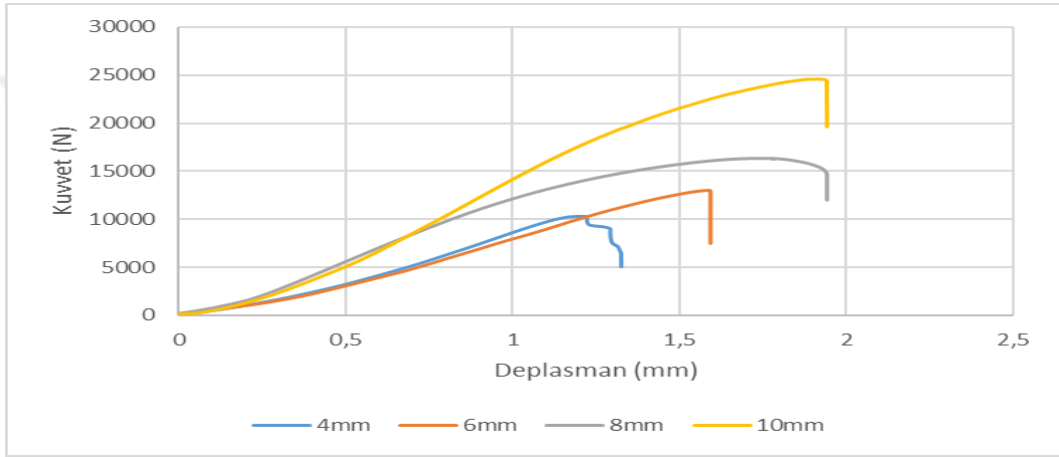
Şekil 4.92 $[0^\circ]_{12}$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



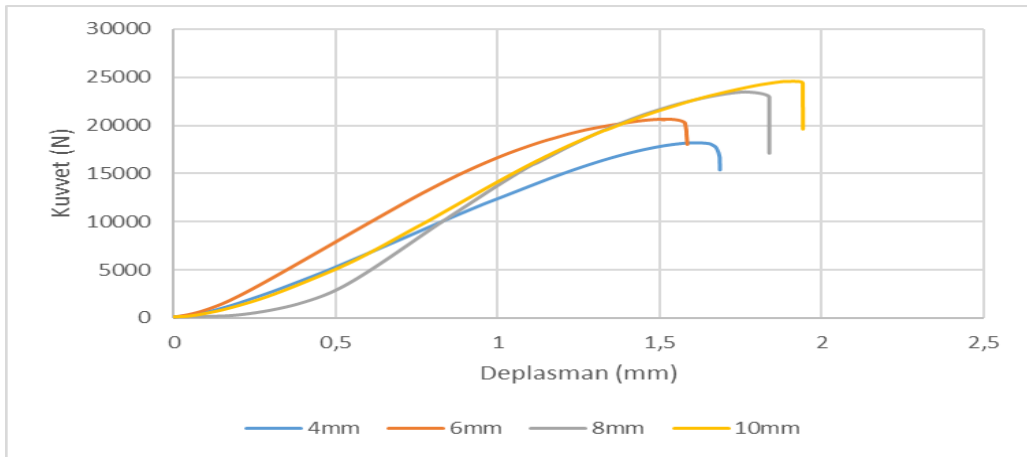
Şekil 4.93 $[0/90^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet–Deplasman grafikleri.



Şekil 4.94 $[0/90^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.



Şekil 4.95 $[\pm 45^\circ]_4$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.

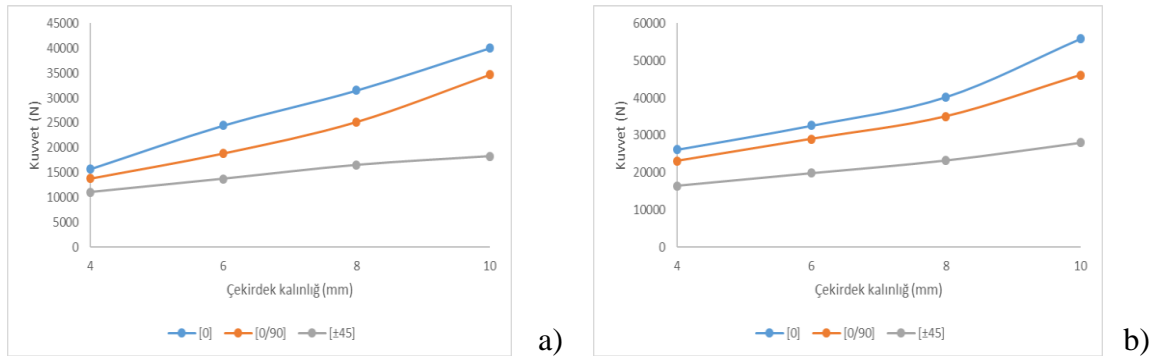


Şekil 4.96 $[\pm 45^\circ]_6$ yüzey oryantasyonlu numunelerin Kuvvet-Deplasman grafikleri.

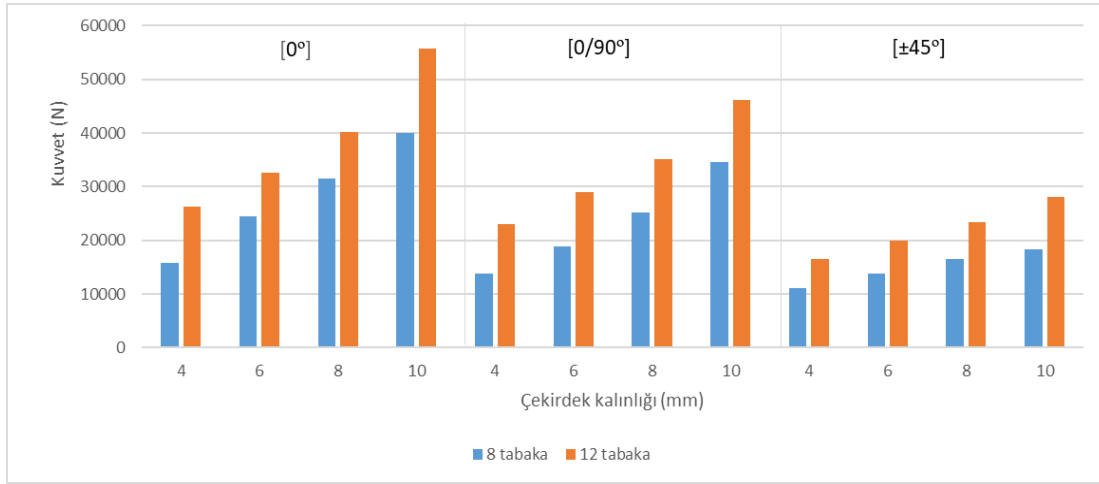
Şekil 4.97 ve Şekil 4.98'de çekirdek kalınlığı artışı ve oryantasyon diziliminin hasar yükü üzerindeki etkilerini gösteren grafik verilmiştir. Her iki şekilde de görüldüğü gibi çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak hasar yükü değerleri artmaktadır. Bununla birlikte her

iki tabaka sayısında da en yüksek kuvvet değerleri $[0^\circ]_{2s}$, en düşük kuvvet değerleri ise $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizimli sandviç kompozit numunelerde belirlenmiştir. Kompozit malzemelerde çekme ve basma yüklemeleri altında fiber diziliminin yükleme doğrultusunda seçilmesi durumunda daha yüksek mekanik özellikler elde edildiği göz önüne alındığında en yüksek hasar kuvveti ve basma gerilmesi değerlerinin $[0^\circ]_{2s}$ fiber dizimli numunelerde elde edilmesi beklenen bir sonuçtur. 8 tabakalı sandviçlerde en yüksek hasar yükü değeri B10- $[0^\circ]_8$ kodlu numunelerde 42168,83 N dur. Aynı çekirdek kalınlığında $[0/90^\circ]_4$ ve $[\pm 45^\circ]_4$ kompozitlerin kullanıldığı sandviçlerde ise en yüksek kuvvet değerleri sırasıyla 36382,45 N ve 18588,40 N dur. 12 tabakalı cam elyaf ve 10 mm balsa odunlarının kullanıldığı $[0^\circ]_{12}$, $[0/90^\circ]_6$ ve $[\pm 45^\circ]_6$ fiber dizimli sandviç numunelerde ise sırasıyla en yüksek 56875,82 N, 48430,71 N ve 28964,46 N kuvvet değerleri belirlenmiştir.

Şekil 4.98’de tabaka sayısı artışının kuvvet değerleri üzerindeki etkileri verilmiştir. Seçilen üç oryantasyon diziliminde ve dört farklı çekirdek kalınlığında da sandviç yapının dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak hasar yükü değerleri artmaktadır. En büyük artış 4 mm balsa odununun kullanıldığı $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ dizimli sandviç numunelerde ortalama %66,41 ve %67,1 olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte $[\pm 45^\circ]_s$ dizimli numunelerde dört çekirdek kalınlığında tabaka sayısı artışına bağlı olarak ortalama %46,99’luk artış gözlenmiştir.



Şekil 4.97 Basma yükü altında sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-kuvvet değişimi a) 8 tabaka, b) 12 tabaka.

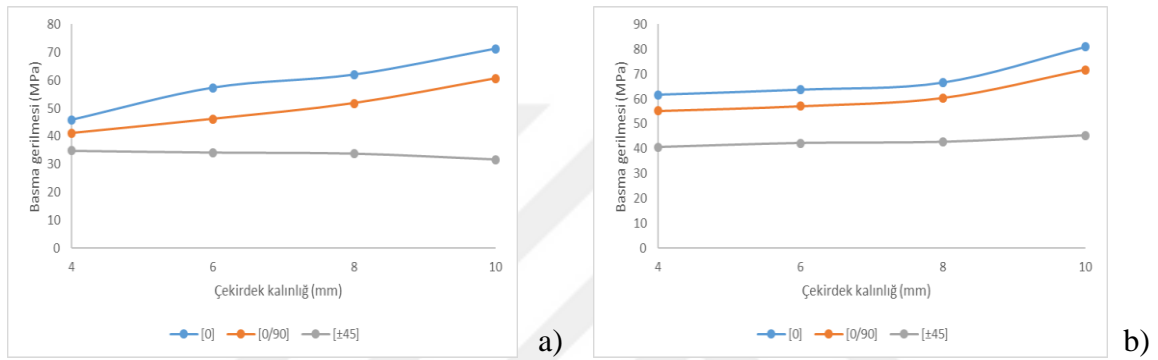


Şekil 4.98 Sandviç yapılarda basma testi sonucu tabaka sayısı değişimine göre Kuvvet-Çekirdek kalınlığı grafiği.

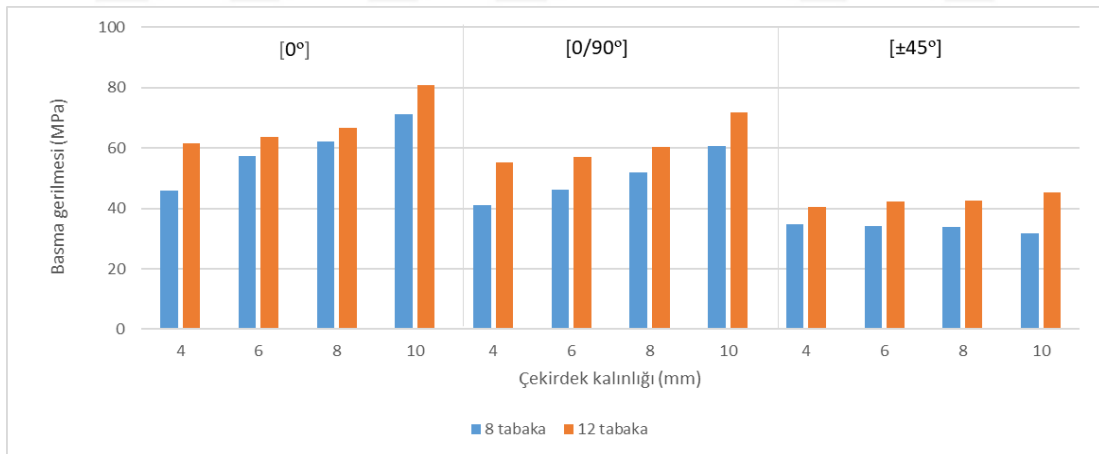
Şekil 4.99 ve Şekil 4.100’de kenar basma testi sonucu sandviç kompozitlerde belirlenen basma mukavemeti değerinin çekirdek kalınlığı ve fiber oryantasyon açısı değişimine göre karşılaştırması verilmiştir. $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ fiber dizimli sandviç numunelerde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak gerilme değerleri artış göstermektedir. $[\pm 45^\circ]_6$ dizimli numunelerde belirgin olmamakla beraber diğer oryantasyon açılarında benzer şekilde çekirdek kalınlığı artışı ile gerilme değerleri artarken, $[\pm 45^\circ]_4$ dizimli numunelerin gerilme değerlerinde azalma göstermektedir. $[\pm 45^\circ]_s$ dış yüzey dizimli 8 ve 12 tabakalı sandviç numunelerin basma gerilmesi değerleri sırasıyla ortalama 33,634 (1,41) MPa ve 42,7 (1,94) MPa dır. Parantez içinde verilen standart sapma değerli önüne alındığında çekirdek kalınlığı artışının $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizimli numunelerin basma gerilmeleri üzerinde belirgin etki oluşturmadığı sonucuna varılmıştır. Bununla birlikte Şekil 4.99’da verilen $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ dizimli numunelerin oluşturduğu eğriler incelendiğinde çekirdek kalınlığı artışı ile gerilme değerleri belirgin bir şekilde artış göstermektedir. Her iki tabaka sayısının kullanıldığı kompozit numunelerde en yüksek değerler $[0^\circ]_{2s}$ dizimli numunelerde görülmektedir.

En yüksek gerilme değeri B10- $[0^\circ]_{12}$ kodlu numunede 82,161 MPa olarak belirlenmiştir. Aynı çekirdek kalınlığının kullanıldığı B10- $[0/90^\circ]_6$ ve B10- $[\pm 45^\circ]_6$ kodlu numunelerde en yüksek gerilme değerleri sırasıyla 68,991 MPa ve 46,967 MPa dır. En düşük gerilme değerleri $[0^\circ]_8$ ve $[0/90^\circ]_4$ fiber dizimli 4 mm balsa odunu kullanılan numunelerde sırasıyla 42,768 MPa ve 40,026 MPa olarak belirlenirken, $[\pm 45^\circ]_4$ dizimli 10 mm balsa odunu kullanılan numunelerde 31,067 MPa olarak belirlenmiştir.

Şekil 4.100’de sandviç yapılarda dış yüzey tabaka sayısı artışının basma mukavemeti üzerindeki etkileri verilmiştir. Verilen grafikte görüldüğü gibi, tabaka sayısı artışına bağlı olarak basma gerilmesi değerleri artmaktadır. Bu durum tüm çekirdek kalınlığı ve oryantasyon dizilimlerinde de benzer sonuçlar vermektedir. Çizelge 4.7’de verilen her bir parametreye ait üç tekrar yapılan test sonuçlarının ortalamaları göz önüne alındığında, tabaka sayısı artışına bağlı olarak en büyük artış, B10-C[±45°]_s kodlu numunelerde %43,27 olarak belirlenmiştir. [0°]_s ve [0/90°]_s fiber dizimli numunelerde ise tabaka sayısı artışına bağlı olarak gerilme değerlerindeki en büyük artış oranı B4-C [0°]_s ve B4-C[0/90°]_s kodlu numunelerde sırasıyla %34,33 ve %34,16 olduğu görülmüştür.



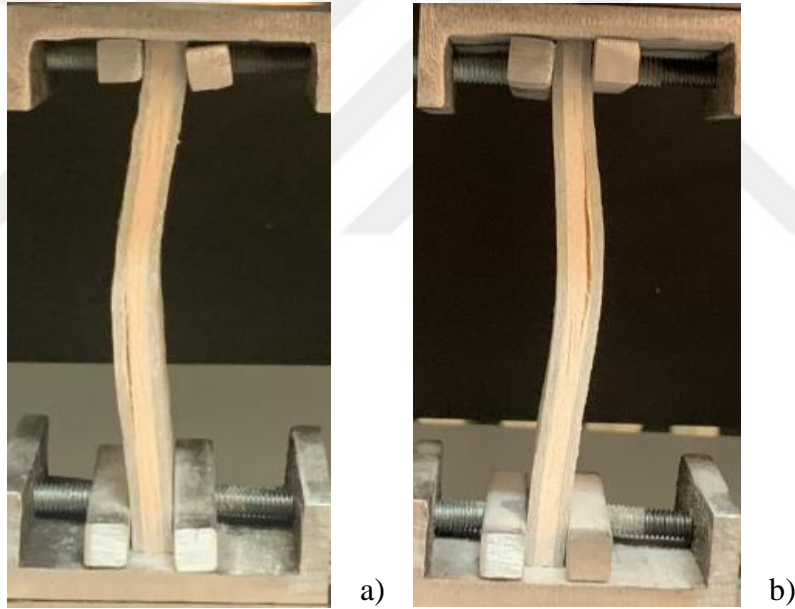
Şekil 4.99 Basma yükü altında sandviç yapıların çekirdek kalınlığı-basma gerilmesi değişimi a)8 tabaka, b) 12 tabaka.



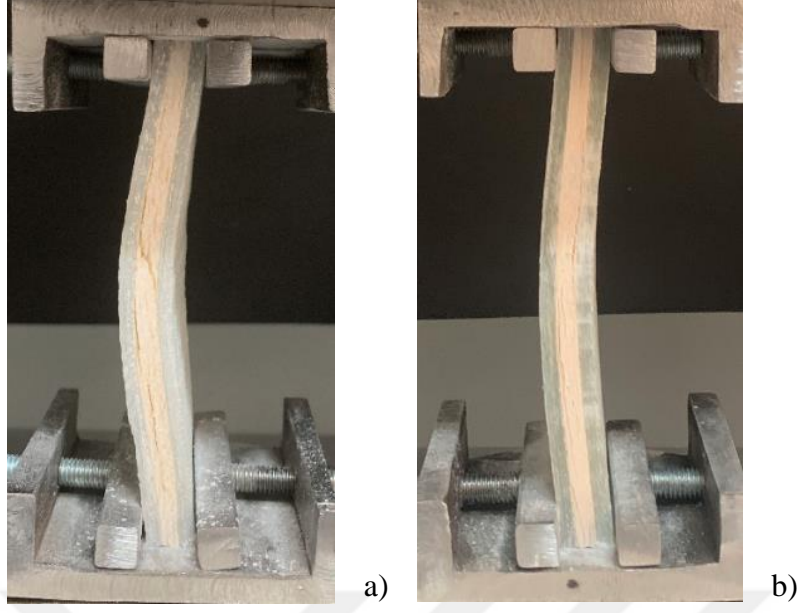
Şekil 4.100 Sandviç yapılarda basma testi sonucu tabaka sayısı değişimine göre basma gerilmesi-Çekirdek kalınlığı grafiği.

Şekil 4.101, Şekil 4.102, Şekil 4.103, Şekil 4.104, Şekil 4.105 ve Şekil 4.106’da kenar basma testi sonucu sandviç malzemelerde meydana gelen hasar görüntüleri verilmiştir. Şekil 4.101 ve Şekil 4.102’de 4 mm balsa odunu kullanılan sandviç malzemelerin hasar görüntüleri incelendiğinde, 8 tabakalı numunelerde çekirdek ile kompozit ara yüzeyinde

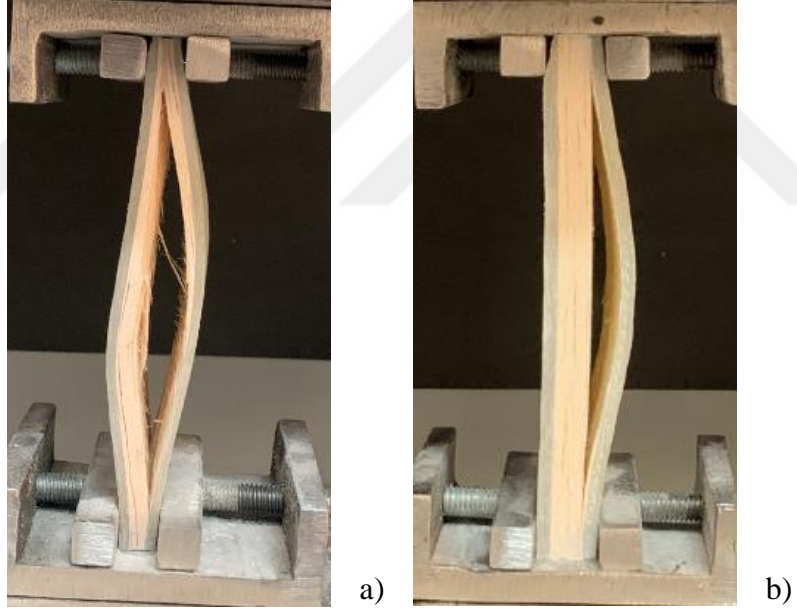
ayrılmalar ve burkulma görülürken, 12 tabakalı numunelerin genel hasar modu burkulma olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte 4 mm balsa odunu kullanılan sandviç numunelerin çekirdek elemanlarında genel olarak hasar oluşmamaktadır. Çekirdek kalınlığı artışı ile balsa odununda meydana gelen hasar miktarları artmaktadır. Şekil 4.103.b’de B6-C[±45°]₆ kodlu numunelerin genel hasar tipi ara yüzey ayrılmaları olarak belirlenirken, aynı çekirdek kalınlığı ve oryantasyon dizilimindeki 8 tabakalı numunelerde ise ara yüzey ayrılmaları ile birlikte balsa odununda da hasar oluştuğu görülmektedir. 8 mm ve 10 mm balsa çekirdekli numune örneklerinde de burkulma ve ara yüzey ayrılmalarına ek olarak çekirdek yapıda hasar oluşmaktadır. Aşağıda verilen hasar görüntüleri göz önüne alındığında sandviç kompozit malzemelerde kenar basma testi sonucu meydana gelen hasar tipleri genel olarak burkulma, ara yüzey ayrılmaları ve çekirdek hasarı olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte hasar şekilleri incelendiğinde, tabaka sayısı artışı ile sandviç yapıda meydana gelen hasarın azaldığı görülmektedir.



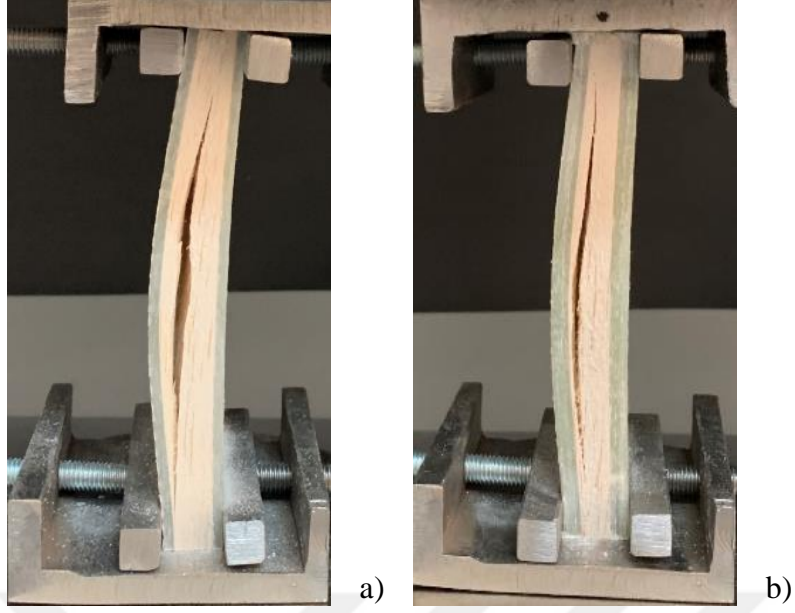
Şekil 4.101 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B4-C[0/90°]₄, b) B4-C[±45°]₄



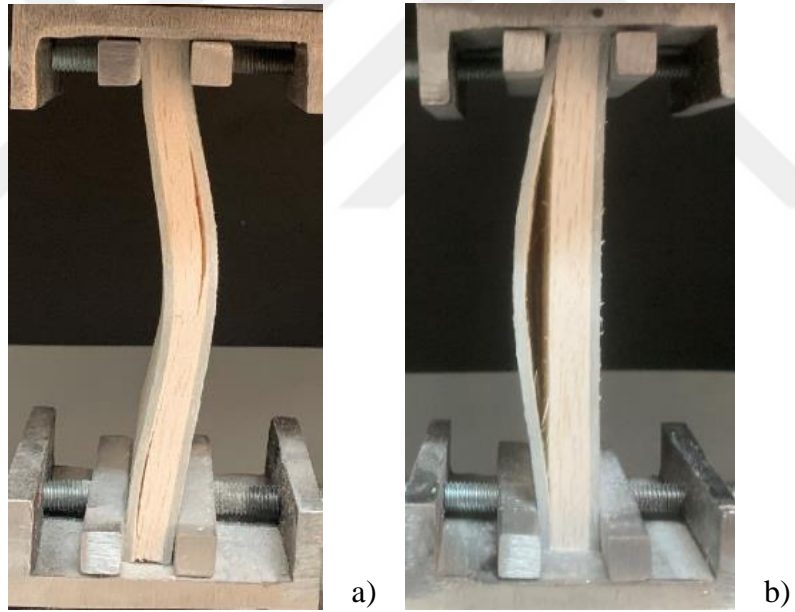
Şekil 4.102 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B4-C[0/90°]₆, b) B4-C[0°]₁₂



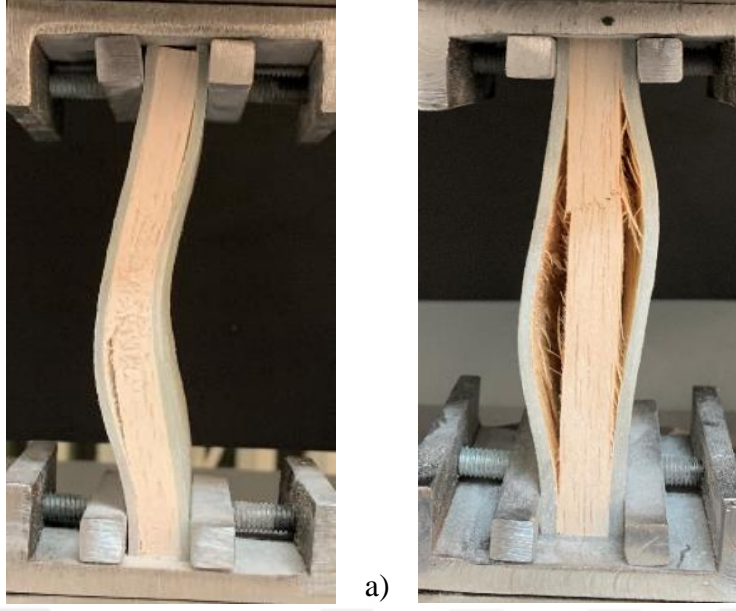
Şekil 4.103 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B6-C[±45°]₄, b) B6-C[±45°]₆



Şekil 4.104 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B8-C[0°]₈, b) B8-C[0°]₁₂



Şekil 4.105 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B8-C[±45°]₄, b) B8-C[0/90°]₄



Şekil 4.106 Basma testi sonucu numunelerde meydana gelen hasar görüntüleri a) B10-C[±45°]₈, b) B10-C[±45°]₁₂

5. TARTIŞMA VE SONUÇ

Çalışma kapsamında balsa çekirdekli sandviç kompozit malzemelere üç nokta eğilme, düşük hızlı darbe ve kenar basma testleri uygulanmış ve mekanik özellikleri incelenmiştir. Çekirdek elemanı olarak 4, 6, 8 ve 10 mm kalınlıktaki balsa odunları kullanılmıştır. Sandviç yapının alt ve üst yüzeylerinde farklı oryantasyon dizilimlerinde 8 ve 12 tabakalı cam elyaf takviyeli kompozit malzemeler kullanılmıştır. Cam elyaf kumaşların fiber oryantasyon açıları $[0^{\circ}]_{2s}$, $[0/90^{\circ}]_s$ ve $[\pm 45^{\circ}]_s$ olarak belirlenmiştir. Balsa çekirdekli sandviç kompozit malzemeler vakum infüzyon yöntemi ile üretilmiştir. Üç nokta eğilme testi sonucu belirlenen hasar yüklerinin doğrulanması amacıyla, ANSYS paket programında sandviç yapılar modellenmiş ve deneysel veriler ile nümerik sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Üç nokta eğilme testleri sonucunda, sandviç yapıda çekirdek kalınlığı, dış yüzey tabaka sayısı ve oryantasyon dizilimi değişiminin hasar yükü, yüzey gerilmesi ve çekirdek elemanda oluşan kayma gerilmesi değerleri üzerindeki etkileri incelenmiştir. Aşağıda eğilme testleri sonucu elde edilen bulgular maddeler halinde verilmiştir.

- Çekirdek kalınlığı artışı ile yapının yük taşıma kapasitesi artmaktadır. Buna bağlı olarak en yüksek hasar yükü değerleri 10 mm balsa kullanılan sandviçlerde oluşmaktadır. En yüksek hasar yükü değerleri $[0^{\circ}]_{2s}$ fiber dizilimli numunelerde ve en düşük hasar yükü değerleri ise $[\pm 45^{\circ}]_s$ dizilimli sandviç numunelerde meydana gelmektedir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak sandviç yapının yük taşıma kapasitesi de artmaktadır. Yapılan testler sonucunda en yüksek kuvvet değeri B10-C $[0^{\circ}]_{12}$ kodlu numunelerde 2078,9 N ve en düşük kuvvet değeri ise B4-C $[\pm 45^{\circ}]_4$ kodlu sandviç numunelerde 569,1 N olarak belirlenmiştir. ANSYS modelinden elde edilen hasar yükü değerlerinin deneysel veriler ile uyumlu olduğu gözlenmiştir.
- Eğilme testi sonucu meydana gelen yüzey gerilme değerleri incelendiğinde, en düşük yüzey gerilmesi değeri her iki tabaka sayısında da $[\pm 45^{\circ}]_s$ fiber dizilimli numunelerde görülmektedir. En yüksek yüzey gerilmesi değeri $[0^{\circ}]_{2s}$ dizilimli numunelerde oluşmaktadır. Bununla beraber 8 ve 12 tabakalı numunelerde $[0^{\circ}]_{2s}$ ve $[0/90^{\circ}]_s$ dizilimli sandviç numunelerin yüzey gerilmesi değerlerinin birbirine yakın sonuçlar verdiği

belirlenmiştir. Çekirdek kalınlığı artışının yüzey gerilmesi üzerinde etkili bir parametre olmadığı gözlenmiştir. Fakat özellikler $[0^\circ]_8$ fiber dizilimli numunelerde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak yüzey gerilmesi değerlerinde azalma meydana geldiği görülmüştür. En yüksek yüzey gerilmesi değeri 8 tabakalı sandviç numunelerde gözlenirken, tabaka sayısı artışına bağlı olarak yüzey gerilmesi değerleri düşmektedir. Bu azalma, $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ortalama %29,7 ve $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ise %20,29 dur.

- Eğilme yükü altında çekirdek elemanda meydana gelen kayma gerilmesi değerleri incelendiğinde, en yüksek gerilme değerleri $[0^\circ]_{2s}$ ve en düşük kayma gerilmesi değerleri ise $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde meydana gelmektedir. Çekirdek kalınlığı artışı, kayma gerilmesi üzerinde belirgin bir etki oluşturmamaktadır. Fakat yüzey gerilmesi değerlerine benzer şekilde özellikle $[0^\circ]_8$ oryantasyon dizilimli numunelerde balsa kalınlığı artışına bağlı olarak çekirdek elemanda meydana gelen kayma gerilmesi değerlerinin azaldığı belirlenmiştir. Dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak kayma gerilmesi değerleri artmaktadır. Bu artış, $[0^\circ]_{2s}$ ve $[0/90^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ortalama %6,72 ve $[\pm 45^\circ]_s$ fiber dizilimli numunelerde ise %19,58 dir.
- ANSYS programında, sandviç yapıların eğilme modelleri oluşturulmuş ve gerilme dağılımları incelenmiştir. Dış yüzeylerde $[0^\circ]_8$, $[0^\circ]_{12}$, $[0/90^\circ]_4$, $[0/90^\circ]_6$ ve $[\pm 45^\circ]_6$ fiber dizilimli kompozitlerin kullanıldığı sandviç modellerin çekirdek elemanında kayma gerilmelerinden kaynaklı olarak yapının hasara uğradığı belirlenmiştir. Bu sandviç yapıların dış yüzeylerinde oluşan gerilme değerlerinin kompozit gerilme limitlerinin altında kaldığı ve dış yüzeylerde herhangi bir hasarın oluşmadığı gözlenmiştir. $[\pm 45^\circ]_4$ fiber dizilimli sandviç modellerde ise üst yüzey kompozitlerde basma gerilmesinden dolayı hasar oluşmaktadır. Kuvvet atışı ile daha sonra çekirdek elemanda basma gerilmesinin balsa odunu gerilme limitlerini geçmesinden dolayı hasarın meydana geldiği belirlenmiştir. ANSYS ile sandviç yapı elemanlarında öngörülen hasarların, eğilme testleri sonucunda numunelerde meydana gelen hasar tipleri ile uyumlu olduğu gözlenmiştir.

Düşük hız darbe testinde, Darbe enerjisi, çekirdek kalınlığı, dış yüzey tabaka sayısı artışı ve oryantasyon açısı değişiminin temas kuvveti, deplasman ve absorbe edilen enerji değerleri üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu amaçla hazırlanan test numunelerine 15, 30,

45 ve 60 J darbe enerjilerinde testler uygulanmıştır. Aşağıda darbe testleri sonucu elde edilen bulgular maddeler halinde verilmiştir.

- En düşük temas kuvveti 8 tabakalı B6-C[0°] numunelerde 15 J darbe enerjisinde 5474,41N ve en yüksek temas kuvveti ise 12 tabakalı B4-C[±45°] numunelerde 60 J darbe enerjisinde 16202,75N olarak belirlenmiştir. Darbe enerjisi artışına bağlı olarak temas kuvveti değerlerinin arttığı gözlenmektedir. Dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak temas kuvveti değerleri artmaktadır. En büyük artış B10-C[±45°] kodlu numunelerde yaklaşık %47,23 olarak belirlenmiştir. Fiber dizilimlerinin temas kuvveti üzerindeki etkileri incelendiğinde, [0/90°]_s ve [±45°]_s dizilimli numunelerde oluşan temas kuvveti değerleri [0°]_{2s} numunelere göre daha yüksek olduğu görülmüştür. Çekirdek kalınlığı artışının maksimum temas kuvveti üzerinde bir etkisinin olmadığı gözlenmiştir.
- Darbe enerjisi artışına bağlı olarak numunelerde oluşan çökme değerleri de artmaktadır. En yüksek deplasman değeri B8-C[0°]₈ kodlu numunelerde 60 J enerji değerinde 11,285 mm olarak belirlenmiştir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak çökme değerlerinde azalma görülmektedir. [0°]_{2s} fiber dizilimli numunelerde tabaka sayısı artışına bağlı olarak deplasman değerlerinde ortalama %24,34'lük bir azalma meydana gelirken [0/90°]_s ve [±45°]_s numunelerde ise sırasıyla %20,18 ve %20,23'lük bir azalma meydana gelmektedir. En yüksek çökme değerleri [0°]_{2s} dizilimli numunelerde gözlenirken, [0/90°]_s ve [±45°]_s numunelerde ise daha düşük deformasyonlar meydana gelmektedir. Çekirdek kalınlığı artışının deplasman değeri üzerinde etkili bir parametre olmadığı belirlenmiştir.
- Sandviç numunelerde en yüksek absorbe edilen enerji değerleri 60 J enerji değerinde, B10-C[0/90°]₄ ve B10-C[±45°]₄ kodlu numunelerde sırayla 48,216 ve 46,773 J dür. 45 ve 60 J darbe enerjilerinde yapılan testlerde balsa kalınlığı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerleri artış göstermektedir. Fakat daha düşük darbe enerjilerinde yapılan testlerde çekirdek kalınlığının absorbe edilen enerji üzerinde bir etkisinin olmadığı gözlenmiştir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak absorbe edilen enerji değerleri düşmektedir. Bununla birlikte tabaka sayısı artışı sandviç yapının darbe dayanımını arttırmaktadır. En düşük absorbe edilen enerji değerleri [0°]_{2s} dizilimli numunelerde olduğu gözlemlenmiştir. Bununla birlikte [0/90°]_s ve [±45°]_s fiber dizilimli numunelere ait sonuçlar benzerlik göstermemiştir.

- Düşük hızlı darbe testi sonucunu numunelere ait hasar görüntüleri incelendiğinde, kompozit malzemelerde tespit edilen tipik hasar şekilleri delemantasyon, çökme, matris çatlakları, fiber ayrılmaları ve fiber kırıkları şeklindedir. Kesit görüntüleri incelendiğinde ise, çekirdek- kompozit ara yüzey ayrılmaları ve balsa odununda meydana gelen ezilmeler görülmektedir.

Kenar basma testleri sonucunda, sandviç yapıların çekirdek kalınlığı, dış yüzey tabaka sayısı artışı ve oryantasyon açısı değişiminin numunelerin hasara uğradığı kritik yük değeri ve bu değere karşılık gelen basma mukavemeti üzerindeki etkileri incelenmiştir. Aşağıda basma testleri sonucu elde edilen bulgular maddeler halinde verilmiştir.

- En yüksek kuvvet değeri B10-C[0°]₁₂ kodlu numunelerde 56875,82N ve en düşük kuvvet değeri ise C4-[±45°]₄ kodlu numunelerde 10298,13N olarak belirlenmiştir. Tüm oryantasyon dilimlerinde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak sandviç yapıya ait hasar yükü değerinin arttığı görülmektedir. Bununla birlikte her iki tabaka sayısında da en yüksek kuvvet değerleri [0°]_{2s}, en düşük kuvvet değerleri ise [±45°]_s fiber dizilimli sandviç kompozit numunelerde belirlenmiştir. Dış yüzey tabaka sayısı artışına bağlı olarak hasar yükü değerleri artmaktadır. En büyük artış 4 mm balsa odununun kullanıldığı [0°]_{2s} ve [0/90°]_s dizilimli sandviç numunelerde ortalama %66,41 ve %67,1 olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte [±45°]_s dizilimli numunelerde dört çekirdek kalınlığında tabaka sayısı artışına bağlı olarak ortalama %46,99'lük artış gözlenmiştir.
- [0°]_{2s}, [0/90°]_s ve [±45°]₆ fiber dizilimli sandviç numunelerde çekirdek kalınlığı artışına bağlı olarak basma gerilmesi değerleri artış göstermektedir. Fakat [±45°]₄ dizilimli numunelerin gerilme değerlerinde azalma meydana gelmektedir. Her iki tabaka sayısının kullanıldığı sandviç numunelerde en yüksek gerilme değerleri [0°]_{2s}, en düşük gerilme değerleri ise [±45°]_s dizilimli numunelerde görülmektedir. Tabaka sayısı artışına bağlı olarak basma gerilmesi değerleri artmaktadır. Bu durum tüm çekirdek kalınlığı ve oryantasyon dizilimlerinde de benzer sonuçlar vermektedir. Yapılan testler sonucunda, sandviç numunelerde meydana gelen belirgin hasar tipleri ara yüzey ayrılması, burkulma ve çekirdek hasarıdır.

6. KAYNAKLAR

- [1] Dai, J., & Hahn, H. (2003). Flexural behavior of sandwich beams fabricated by vacuum-assisted resin transfer molding. *Composite Structures*(61), 247–253.
- [2] Silva, A. D., & Kyriakides, S. (2007). Compressive response and failure of balsa wood. *International Journal of Solids and Structures*(44), 8685–8717. doi:10.1016/j.ijsolstr.2007.07.003
- [3] Tagarielli, V. L., Deshpande, V. S., & Fleck, N. A. (2007). The dynamic response of composite sandwich beams to transverse impact. *International Journal of Solids and Structures*(44), 2442–2457.
- [4] Tagarielli, V. L., Deshpande, V. S., & Fleck, N. A. (2008). The high strain rate response of PVC foams and end-grain balsa wood. *Composites: Part B: Engineering*(39), 83–91.
- [5] Tagarielli, V. L., Deshpande, V. S., & Fleck, N. A. (2010). Prediction of the dynamic response of composite sandwich beams under shock loading. *International Journal of Impact Engineering*(37), 854–864. d
- [6] Atas, C., & Sevim, C. (2010). On the impact response of sandwich composites with cores of balsa wood and PVC foam. *Composite Structures*, 93, 40–48.
- [7] Chen, A., Kim, H., & Bezares, J. (2011). Non-explosive simulated blast loading of balsa core sandwich composite beams. *Composite Structures*(93), 2768–2784.
- [8] Duigou, A. L., Deux, J. M., & Davies, P. (2011). PLLA/Flax Mat/Balsa Bio-Sandwich Manufacture and Mechanical Properties. *Appl Compos Mater*(18), 421–438.
- [9] Kepler, J. A. (2011). Simple stiffness tailoring of balsa sandwich core material. *Composites Science and Technology*(71), 46–51.
- [10] Fathi, A., Wolff-Fabris, F., Altstadt, V., & Gatzi, R. (2013). An investigation on the flexural properties of balsa and polymer foam core sandwich structures: Influence of core type and contour finishing options. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 15(5), 487–508.
- [11] Osei-Antwi, M., Castro, J. D., Vassilopoulos, A. P., & Keller, T. (2013). Shear mechanical characterization of balsa wood as core material of composite sandwich panels. *Construction and Building Materials*(41), 231–238.
- [12] Osei-Antwi, M., Castro, J. D., Vassilopoulos, A. P., & Keller, T. (2014). Fracture in complex balsa cores of fiber-reinforced polymer sandwich structures. *Construction and Building Materials*(71), 194–201.
- [13] Shishkina, O., Lomov, S. V., Verpoest, I., & Gorbatiikh, L. (2014). Structure–property relations for balsa wood as a function of density: modelling approach. *Archive of Applied Mechanics*(84), 789–805.
- [14] Borrega, M., & Gibson, L. J. (2015). Mechanics of balsa (*Ochroma pyramidale*) wood. *Wood Sci Technol* (84), 75–90.
- [15] Fathi, A., Keller, J.-H., & Altstaedt, V. (2015). Full-field shear analyses of sandwich core materials using Digital Image Correlation (DIC). *Composites: Part B*(70), 156–166.

- [16] Karaduman, Y., & Önal, L. (2016). Flexural behavior of commingled jute/polypropylene nonwoven fabric reinforced sandwich composites. *Composites Part B*(93), 12-25.
- [17] Gren, K., Szatkowski, P., & Chłopek, J. (2016). Characteristics Of Failure Mechanisms And Shear Strength Of Sandich Composites. *Composites Theory and Practice*, 16(4), 255-259.
- [18] Wang, H., Ramakrishnan, K. R., & Shankar, K. (2016). Experimental study of themedium velocity impact response of sandwich panels with different cores. *Materials and Design*(99), 68–82. doi:10.1016/j.matdes.2016.03.048
- [19] Yaman, M., & Önal, T. (2016). Investigation of dynamic properties of natural material-based sandwich composites: Experimental test and numerical simulation. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 18(4), 397–414.
- [20] Kaboğlu, C., Pimenta, S., Morris, A., & Dear, J. P. (2017). The Effect Of Different Types Of Core Material On The Flexural Behavior Of Sandwich Composites For Wind Turbine Blades. *Journal of Thermal Engineering*, 3(2), 1102-1109.
- [21] Mohammadi, M. S., & Nairn, J. A. (2017). Balsa sandwich composite fracture study: Comparison of laminated to solid balsa core materials and debonding from thick balsa core materials. *Composites Part B*(122), 165e172.
- [22] Zaharia, S. M., Morariu, C. O., & Pop, M. A. (2017). Experimental Study of Static and Fatigue Behavior of CFRP-Balsa Sandwiches under Three-point Flexural Loading. *BioResources*, 12(2), 2673-2689.
- [23] Shi, H., Liu, W., & Fang, H. (2018). Damage characteristics analysis of GFRP-Balsa sandwich beams under Four-point fatigue bending. *Composites Part A*(109), 564–577.
- [24] Özdemir, O., Öztoprak, N., & Kandas, H. (2018). Single and repeated impact behaviors of bio-sandwich structures consisting of thermoplastic face sheets and different balsa core thicknesses. *Composites Part B*(149), 49–57.
- [25] Li, X., Fang, H., Huo, R., & Wu, P. (2019). Flexural creep behavior and life prediction of GFRP-balsa sandwich beams. *Composite Structures*(224), 111009.
- [26] Najafi, M., Ansari, R., & Darvizeh, A. (2019). Experimental characterization of a novel balsa cored sandwich structure with fiber metal laminate skins. *Iranian Polymer Journal*(28), 87–97.
- [27] Griškevičius, P., Zeleniakiene, D., Leišis, V., & Ostrowski, M. (2010). Experimental and numerical study of impact energy absorption of safety important honeycomb core sandwich structures experimental and numerical study of impact energy absorption of safety important honeycomb core sandwich structures. *Materials Science (Medžiagotyra)*, 16(2), 119–123.
- [28] Malekzadeh Fard, K., Khalili, S. M., Forooghi, S. H., & Forooghi, M. (2014). Low velocity transverse impact response of a composite sandwich plate subjected to a rigid blunted cylindrical impactor. *Composites Part B: Engineering*(111–122), 111–122.
- [29] Arıkan, V. (2019). *Sandviç Kompozitlerin Onarım Parametrelerinin İncelenmesi* (Doktora tezi). Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.

- [30] Çalışkan, U. (2018). *Kompozit Sandviç Kirişlerin Eğilme Darbe Davranışlarının İncelenmesi* (Doktora tezi). Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Kayseri
- [31] Soutis, C. (2005). Fibre reinforced composites in aircraft construction. *Progress in Aerospace Sciences*, 41(2), 143-151.
- [32] Zurnacı , E. (2019). *Farklı Çekirdek Konfigürasyonuna Sahip Sandviç Yapıların Tasarımı, Üretimi Ve Mekanik Özelliklerinin Araştırılması* (Doktora tezi). Karabük Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, karabük.
- [33] Tortoç, A. (2009). *Balsa / PVC Sandviç Yapılarda Kırılma Tokluğu Etkisinin Nümerik Çalışması* (Yüksek Lisans tezi). Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir
- [34] Leijten, J., Bersee, H. E., Bergsma, O. K., & Beukers, A. (tarih yok). Composites : Part A Experimental study of the low-velocity impact behaviour of primary sandwich structures in aircraft. *Composites Part A*, 40(2), 164–175.
- [35] Topac, O. T., Gozluklu, B., Gurses, E., & Coker, D. (2017). Experimental and computational study of the damage process in CFRP composite beams under low-velocity impact. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 92(167 – 182).
- [36] Sun G, Li, G., Zhou, S., Li, H., Hou , S., & Li, Q. (2011). Crashworthiness design of vehicle by using multiobjective robust optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 44(1), 99–110.
- [37] Polotoğlu, U. (2012). *Sandviç Kompozit Plakların Darbe Davranışları* (Yüksek Lisans tezi): Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- [38] Şahin, Y. (2006). *Kompozit Malzemelere Giriş*. Ankara: Seçkin Yayınları.
- [39] Kaw, A. K. (2006). *Kompozit Malzeme Mekaniği*. Ankara: Elif Yayınevi.
- [40] Lin , J., Luo, Z., & Tong, L. (2010). Design of Adaptive Cores of Sandwich Structures Using a Compliant Unit Cell Approach and Topology Optimization. *Journal of Mechanical Design*, 132(8), 081012.
- [41] Wadley, H. N. (2006). Multifunctional periodic cellular metals. *Philosophical Transactions Of The Royal Society A*(364), 31–68.
- [42] Baumgärtner, F., Duarte, I., & Banhart, J. (2005). Industrialization of Powder Compact Toaming Process. *Advanced Engineering Materials*, 2(4), 168–174.
- [43] Solmaz, M. Y., Kaman, M. O., Turan, K., & Turgut , A. (2010). Petek Yapılı Kompozit Levhaların Eğilme Davranışlarının İncelenmesi. *Fırat Üniv. Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 1(22), 1-11.
- [44] Jen, Y. M., Ko, C. W., & Lin, H. B. (2009). Effect of the amount of adhesive on the bending fatigue strength of adhesively bonded aluminum honeycomb sandwich beams. *International Journal of Fatigue*, 31(3), 455-462.
- [45] Romanoff, J., Remes, H., Socha, G., Jutila, M., & Varsta, P. (2007). The stiffness of laser stake welded T-joints in web-core sandwich structures. *Thin-Walled Structures*, 45(4), 453-462.
- [46] Lui, J., & Patel, J. (2015). *Improving Product Design By Predicting Flexural Strength Of A Honeycomb Core Sandwich Panel Composite Using Ply Tensile Strength*. California: California Polytechnic State University.

- [47] Url-1. (2014, Ağustos). <https://www.sikorskyarchives.com/RAH-66%20COMANCHE.php>. (A. , Düzenleyen) Ocak 17, 2020 tarihinde SIKORSKY PRODUCT HISTORY. adresinden alındı.
- [48] Murr, L. E. (2015). *Handbook of Materials Structures, Properties, Processing and Performance*. New York: Springer Reference.
- [49] Karadağ, S. (2011). RüzgârTürbini Kanat İmalatı. *İzmir Rüzgâr Sempozyumu ve Sergisi*. İzmir.
- [50] Beşergil , B. (2016). *Doğadan Teknolojite Kompozitler*. Ankara: Gazi Kitapevi.
- [51] Url-2.(2011, Kasım 24). <http://365days365businessideas.blogspot.com/2011/11/start-fibre-glass-boat-building.html>. Nisan 18, 2020 tarihinde alındı.
- [52] Asi, D. (2018). *Polimer Matrisli Kompozit Malzemelerde İlave Olarak Kullanılan Parçacıkların Geometrisinin Kompozit Malzemelerin Fiziksel Ve Mekaniksel Özelliklerine Etkisinin Araştırılması* (Doktora tezi). Uşak üniversitesi, Fen Bilimleri enstitüsü, Uşak.
- [53] Erkendirici, Ö. F. (2006). *Tel Takviyeli Termoplastik Kompozitlerde Kırılma Davranışlarının İncelenmesi* (Doktora tezi). Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- [54] Psarras, G. C. (2006). Hopping conductivity in polymer matrix–metal particles. *Composites: Part A*, 37, 1545–1553.
- [55] Fidan, S. (2011). *Polimer matrisli kompozitlerin darbe davranışlarının incelenmesi ve oluşan hasarların mikro tomografi yöntemiyle incelenmesi* (Doktora tezi). Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.
- [56] Mergen, Ö. B. (2019). *Karbon Zengin Nanomalzeme İçeren Termoplastik Kompozitlerin Elektriksel, Optik Ve Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi* (Doktora tezi). Trakya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Edirne.
- [57] Soydal, Ü. (2014). *İletken Polimer Kompozitlerin Hazırlanması ve Karakterizasyonu* (Doktora tezi). Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- [58] Shalin, R. E. (1995). *Polymer Matrix Composites*. London, UK: Chapman-Hall.
- [59] Saçak, M. (2005). *Polimer teknolojisi*. Ankara: Baran Ofset.
- [60] Mıstık, S. İ. (2009). *Bor lifi takviyesinin polimer esaslı kompozit yüzeylerin mekanik özelliklerine etkisi* (Doktora tezi). Marmara Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [61] Önal, T. (2013). *Kompozit Balsa Sandviç Yapıların Dinamik Özelliklerinin İncelenmesi* (Yüksek Lisans tezi). Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Erzurum.
- [62] Taya, M., & ARSENAULT, R. J. (1989). *Metal Matrix Composites Termomechanical*. Pergamon Press.
- [63] Savaş, Ö. (2010). *Alüminyum esaslı İn-Situ Borür takviyeli kompozitlerin üretimi ve özelliklerinin incelenmesi* (Doktora tezi). Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya.
- [64] Rohatgi, P. (2001). Cast Metal Matrix Composites: Past, Present ve Future. *American Foundry Society, Silver Anniversary Paper, Div. 2. AFS Transactions, 133(1)*, 1-25.

- [65] Karadağ, H. B. (2012). *Çelik/Bronz Talaş Kompozitin mekanik Özellikleri* (Doktora tezi). Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- [66] Chawla, K. K. (2011). *Composite Materials*. Birmingham, ABD: Springer.
- [67] Yaman, B. (2009). *Seramik Matrisli Kompozit Malzemelerin Elektrik Akımı Destekli Sinterleme (SPS)* (Doktora tezi). Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.
- [68] Koruvatan, A. (2008). *Farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen tabakalı kompozit plakaların pimli/civatalı bağlantılarının hasar analizinin incelenmesi* (Doktora tezi). Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir.
- [69] Callister, W. D. (2007). *Materials Science and Engineering: An Introduction* (Sevent Edition b.). York, ABD: John Wiley & Sons, Inc.
- [70] Tekoğlu, E. (2015). *Mekanik Alaşımlama Yöntemleri İle Üretilmiş Al15Si2,5Cu0,5Mg Matrisli Ve CeO₂, Y₂O₃, La₂O₃ Pekiştiricili Kompozitlerin Geliştirilmesi Ve Karakterizasyonu* (Yüksek Lisans tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [71] Hsiao, K. T., & Heider, D. (2012). Vacuum assisted resin transfer molding (VARTM) in polymer matrix composites. *Manufacturing techniques for polymer matrix composites (PMCs)*, 310-347.
- [72] Van O. S., Allen, T., Battley, M., & Bickerton, S. (2019). An objective comparison of common vacuum assisted resin infusion processes. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 125(105528).
- [73] Uslu, E. (2020). *Elektro-Eğirme Yöntemiyle Üretilen Farklı Nanoelyaflarla Takviye Edilmiş Polimer Matrisli Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi* (Doktora tezi). Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Erzurum.
- [74] Durgun, İ. (2014). Vakum İnfüzyon yöntemi ile kompozit parça üretimi. *7. Otomotiv Teknolojileri Kongresi*. Bursa.
- [75] Açıkbaz, G. (2016). *Seramik Sağlık Gereçlerine Alternatif Polimer Matrisli Kompozit Malzemelerin Geliştirilmesi Ve Karakterizasyonu* (Doktora tezi). Dumlupınar Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kütahya.
- [76] Reddy, J. N. (1997). *Mechanics of laminated composite plates theory and analysis* (1th Ed. b.). USA: CRC Press.
- [77] Altunsaray, E. (2011). *Kompozit yapıların statik ve dinamik analiz yardımıyla tasarımı* (Doktora tezi). Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [78] Dursun, T. (2006). *Civata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Levhalarda Hasar Analizi* (Doktora tezi). Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [79] Puchades, M. İ. (2016). *Behaviour Of Composite Sandwich Decks At High Temperatures*. Switzerland: School of Architecture, Civil and Environmental Engineering, EPFL, École Polytechnique Fédéral de Lausanne.
- [80] Kotlarewski, N. J., Belleville, B., Gusamo, B. K., & Ozarska, B. (2016). Mechanical properties of Papua New Guinea balsa wood. *European Journal of Wood and Wood Products*(74), 83-89.
- [81] Hexion Specialty Chemicals. (2006). *Laminating Resing L 160 Technical Information*. Stuttgart: Hexion.

- [82] Aslan , M., Güler, O., & Alver, Ü. (2018). Farklı yüzey ve çekirdek malzemelerine sahip sandviç panel kompozitlerin mekanik özelliklerinin incelenmesi. *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6(24), 1062-1068.
- [83] Okutan B., (2001). *Stress and failure analysis of laminated composite pinned joints* (Doktora tezi). Dokuz Eylül üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- [84] Çiçek, Ö. F. (2019). *Aramid elyaf ve cam elyaf ile oluşturulan kompozit boruların iç basınç altındaki hasar gerilme davranışı* (Yüksek Lisans tezi). İnönü Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Malatya.
- [85] Follrich, J., Vay, O., Veigel, S., & Müller, U. (2010). Bond strength of end-grain joints and its dependence on surface roughness and adhesive spread. *The Japan Wood Research Society*.
- [86] Balıkoğlu, F. (2020). *Geleneksel Ve Alternatif Malzemeli Denizel Kompozitlerin Üretim Parametreleri Ve Mekanik Özelliklerine Etkilerinin Araştırılması* (Doktora tezi). Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir.

EKLER

EKA

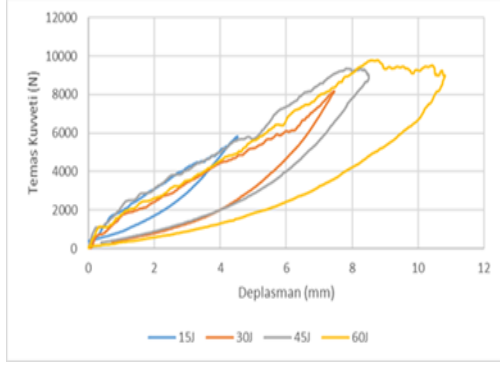
Çizelge A.1 15 J ve 30J enerji değerinde gerçekleştirilen düşük hızlı darbe test sonuçları.

Numune kodu	15 J				30 J			
	Temas kuvveti (N)	Deplasman (mm)	Absorbe edilen enerji (J)	Temas kuvveti (N)	Deplasman (mm)	Absorbe edilen enerji (J)		
B4-C[0°] ₈	5704,38 (187,64)	4,47 (0,079)	3,568 (0,282)	8158,9 (62,48)	7,338 (0,109)	11,56 (0,281)		
B6-C[0°] ₈	5621,39 (195,7)	4,547 (0,198)	3,643 (0,381)	7569,73 (125,2)	7,023 (0,087)	10,642 (1,63)		
B8-C[0°] ₈	5999,8 (117,18)	4,359 (0,065)	4,018 (0,321)	6717,14 (596,05)	7,532 (0,521)	11,847 (1,097)		
B10-C[0°] ₈	6564,28 (29,79)	3,711 (0,043)	3,542 (0,345)	7197,58 (218,08)	6,995 (0,121)	10,89 (0,795)		
B4-C[0°] ₁₂	7247,61 (386,01)	3,174 (0,058)	2,074 (0,937)	10152,91 (320,72)	5,082 (0,103)	9,423 (1,038)		
B6-C[0°] ₁₂	7285,14 (176,42)	3,023 (0,164)	2,013 (0,646)	9003,61 (74,22)	5,545 (0,089)	9,681 (0,327)		
B8-C[0°] ₁₂	6784,77 (288,12)	2,899 (0,134)	2,17 (0,15)	8855,07 (100,21)	5,361 (0,084)	10,653 (1,069)		
B10-C[0°] ₁₂	7135,03 (259,15)	3,39 (0,164)	2,853 (0,515)	9358,57 (233,94)	5,237 (0,157)	10,386 (0,339)		
B4-C[±45°] ₄	6128,15 (246,4)	4,961 (0,28)	3,518 (0,188)	9508,68 (215,33)	7,047 (0,225)	9,978 (1,556)		
B6-C[±45°] ₄	6392,29 (160,2)	4,008 (0,121)	3,328 (1,074)	9178,75 (379,43)	6,478 (0,182)	10,63 (2,242)		
B8-C[±45°] ₄	6328,3 (293,25)	4,502 (0,116)	2,948 (1,136)	8614,26 (496,06)	6,557 (0,132)	11,689 (1,611)		
B10-C[±45°] ₄	7219,47 (12,42)	3,844 (0,081)	3,24 (0,65)	9378,9 (273,14)	5,855 (0,107)	11,259 (0,052)		
B4-C[±45°] ₆	7332,05 (396,3)	3,532 (0,239)	2,262 (0,332)	10726,78 (129,43)	5,168 (0,102)	9,864 (0,906)		
B6-C[±45°] ₆	7088,12 (26,12)	3,64 (0,114)	2,001 (0,857)	10445,04 (174,03)	4,951 (0,192)	9,725 (0,435)		
B8-C[±45°] ₆	7588,49 (560,58)	3,234 (0,174)	2,063 (0,14)	9735,41 (370,33)	5,373 (0,154)	10,792 (1,286)		
B10-C[±45°] ₆	7475,91 (103,87)	3,567 (0,024)	2,071 (0,142)	10676,74 (677,86)	5,262 (0,282)	10,708 (1,377)		
B4-C[0°] ₄	6461,09 (110,45)	4,757 (0,094)	2,829 (1,073)	9655,66 (209,86)	6,664 (0,107)	11,027 (1,508)		
B6-C[0°] ₄	6454,83 (192,1)	4,478 (0,024)	3,196 (0,355)	9327,29 (308,55)	6,396 (0,229)	11,517 (0,521)		
B8-C[0°] ₄	7108,44 (27,08)	4,294 (0,031)	3,673 (0,465)	8828,48 (165,92)	6,463 (0,072)	11,51 (1,121)		
B10-C[0°] ₄	7169,43 (127,29)	3,972 (0,126)	3,613 (0,925)	9256,93 (299,65)	6,038 (0,187)	12,05 (1,03)		
B4-C[0°] ₆	7411,8 (32,84)	3,854 (0,055)	2,335 (0,191)	10883,14 (32,84)	5,435 (0,046)	9,468 (0,716)		
B6-C[0°] ₆	7669,8 (105,63)	3,44 (0,087)	2,28 (0,265)	10484,41 (150,77)	5,221 (0,133)	10,912 (0,801)		
B8-C[0°] ₆	7959,04 (7,24)	3,346 (0,082)	2,34 (0,459)	10625,14 (623,53)	5,187 (0,371)	9,655 (0,961)		
B10-C[0°] ₆	7285,14 (176,42)	3,721 (0,087)	2,198 (0,678)	11022,31 (189,99)	4,925 (0,068)	11,27 (0,802)		

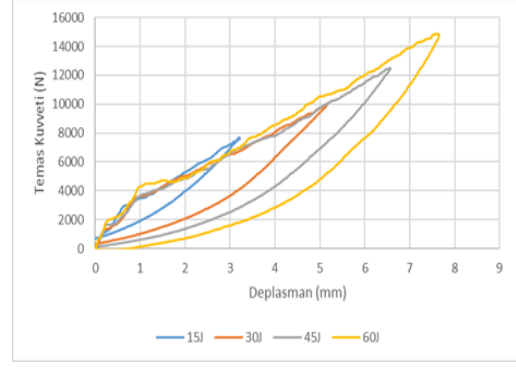
Çizelge A.2 45 J ve 60 J enerji değerinde gerçekleştirilen düşük hızlı darbe test sonuçları.

Numune kodu	45 J				60 J				
	Temas kuvveti (N)	Deplasman (mm)	Absorbe edilen enerji (J)	Temas kuvveti (N)	Deplasman (mm)	Absorbe edilen enerji (J)	Temas kuvveti (N)	Deplasman (mm)	Absorbe edilen enerji (J)
B4-C[0°] ₈	9487,57 (195,7)	8,517 (0,325)	18,526 (0,637)	9894,9 (122,72)	10,740 (0,148)	34,914 (0,798)	9894,9 (122,72)	10,740 (0,148)	34,914 (0,798)
B6-C[0°] ₈	9016,12 (338,56)	8,6 (0,128)	22,672 (1,15)	10423,42 (122,24)	10,699 (0,09)	34,248 (0,436)	10423,42 (122,24)	10,699 (0,09)	34,248 (0,436)
B8-C[0°] ₈	8274,94 (405,47)	8,883 (0,443)	24,743 (0,791)	9192,82 (237,37)	11,154 (0,148)	35,865 (0,328)	9192,82 (237,37)	11,154 (0,148)	35,865 (0,328)
B10-C[0°] ₈	7924,36 (193,58)	8,939 (0,166)	26,81 (0,428)	9722,9 (524,65)	9,704 (0,263)	37,507 (1,554)	9722,9 (524,65)	9,704 (0,263)	37,507 (1,554)
B4-C[0°] ₁₂	12492,16 (9,38)	6,51 (0,146)	17,92 (0,651)	14564,02 (277,93)	7,81 (0,135)	30,734 (1,058)	14564,02 (277,93)	7,81 (0,135)	30,734 (1,058)
B6-C[0°] ₁₂	10751,8 (78,92)	6,99 (0,162)	20,63 (1,219)	12983,15 (323,52)	8,109 (0,243)	33,57 (0,31)	12983,15 (323,52)	8,109 (0,243)	33,57 (0,31)
B8-C[0°] ₁₂	10299,91 (313,2)	6,466 (0,163)	21,092 (0,645)	11495,33 (341,65)	8,814 (0,05)	33,948 (0,57)	11495,33 (341,65)	8,814 (0,05)	33,948 (0,57)
B10-C[0°] ₁₂	10107,56 (703,97)	7,071 (0,43)	22,025 (0,219)	11727,53 (13,27)	8,131 (0,004)	34,472 (0,025)	11727,53 (13,27)	8,131 (0,004)	34,472 (0,025)
B4-C[±45°] ₄	10941,51 (381,79)	8,35 (0,13)	20,944 (1,458)	11931,59 (567,21)	10,132 (0,032)	41,163 (0,21)	11931,59 (567,21)	10,132 (0,032)	41,163 (0,21)
B6-C[±45°] ₄	10808,09 (298,31)	8,057 (0,435)	23,92 (3,438)	10928,18 (407,41)	10,214 (0,219)	42,659 (1,226)	10928,18 (407,41)	10,214 (0,219)	42,659 (1,226)
B8-C[±45°] ₄	10335,86 (1073,62)	8,152 (0,529)	24,17 (0,476)	10781,51 (690,94)	10,108 (0,253)	44,833 (0,95)	10781,51 (690,94)	10,108 (0,253)	44,833 (0,95)
B10-C[±45°] ₄	10453,14 (641,08)	7,44 (0,185)	29,083 (0,241)	10806,51 (389,49)	9,483 (0,091)	45,471 (2,637)	10806,51 (389,49)	9,483 (0,091)	45,471 (2,637)
B4-C[±45°] ₆	13444,44 (107,28)	6,556 (0,144)	17,875 (0,252)	15128,58 (638,58)	7,456 (0,103)	30,304 (0,723)	15128,58 (638,58)	7,456 (0,103)	30,304 (0,723)
B6-C[±45°] ₆	13270,87 (132,68)	6,308 (0,033)	19,321 (0,038)	14609,37 (624,1)	7,942 (0,285)	36,099 (3,637)	14609,37 (624,1)	7,942 (0,285)	36,099 (3,637)
B8-C[±45°] ₆	11618,07 (347,18)	6,532 (0,187)	23,147 (0,442)	14237,22 (329,07)	7,964 (0,257)	35,637 (1,113)	14237,22 (329,07)	7,964 (0,257)	35,637 (1,113)
B10-C[±45°] ₆	13075,39 (392,98)	6,258 (0,405)	23,612 (3,503)	15067,53 (145,87)	7,365 (0,106)	38,718 (4,531)	15067,53 (145,87)	7,365 (0,106)	38,718 (4,531)
B4-C[0/90°] ₄	10700,2 (442,82)	8,209 (0,087)	25,945 (1,465)	11635,27 (283,89)	9,917 (0,286)	36,302 (1,166)	11635,27 (283,89)	9,917 (0,286)	36,302 (1,166)
B6-C[0/90°] ₄	10313,19 (89,56)	8,109 (0,082)	31,179 (0,11)	10634,52 (106,15)	10,115 (0,319)	43,034 (0,452)	10634,52 (106,15)	10,115 (0,319)	43,034 (0,452)
B8-C[0/90°] ₄	10282,7 (223,15)	7,951 (0,024)	27,19 (2,273)	10532,9 (706,17)	10,285 (0,226)	43,382 (0,36)	10532,9 (706,17)	10,285 (0,226)	43,382 (0,36)
B10-C[0/90°] ₄	9977,77 (322,87)	7,89 (0,186)	31,121 (0,277)	10492,23 (351,34)	9,69 (0,156)	46,088 (0,628)	10492,23 (351,34)	9,69 (0,156)	46,088 (0,628)
B4-C[0/90°] ₆	14248,17 (74,22)	6,374 (0,075)	19,049 (0,224)	16022,93 (288)	7,667 (0,059)	36,378 (0,51)	16022,93 (288)	7,667 (0,059)	36,378 (0,51)
B6-C[0/90°] ₆	13274 (304,02)	6,541 (0,174)	18,188 (0,636)	14908,03 (265,66)	7,689 (0,187)	39,627 (0,49)	14908,03 (265,66)	7,689 (0,187)	39,627 (0,49)
B8-C[0/90°] ₆	13205,2 (357,53)	6,443 (0,174)	19,594 (1,583)	15114,62 (558,81)	7,570 (0,184)	42,365 (0,62)	15114,62 (558,81)	7,570 (0,184)	42,365 (0,62)
B10-C[0/90°] ₆	13644,59 (252,85)	6,122 (0,069)	21,989 (1,346)	15448,32 (271,23)	7,554 (0,12)	43,508 (1,441)	15448,32 (271,23)	7,554 (0,12)	43,508 (1,441)

EK B

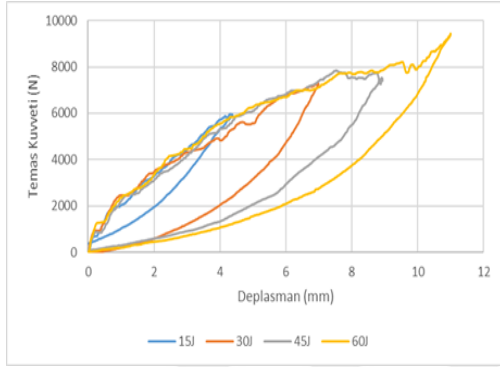


a)

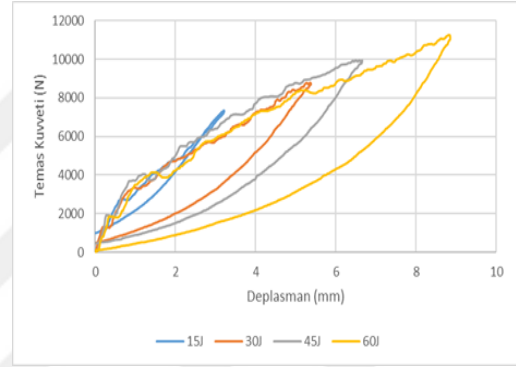


b)

Şekil B.1 a) B4-C[0°]₈, b) B4-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

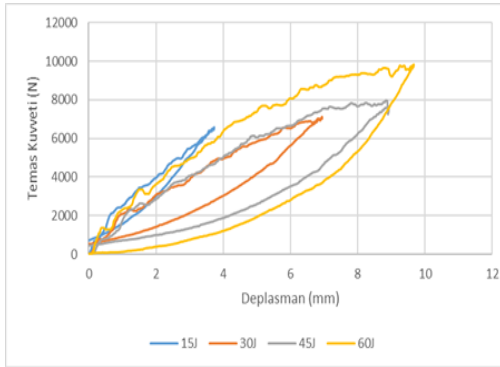


a)

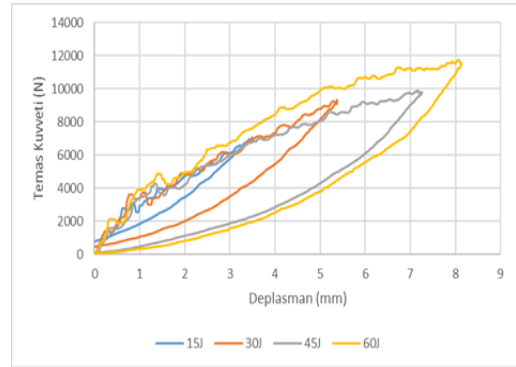


b)

Şekil B.2 a) B8-C[0°]₈, b) B-C[0°]₁₂ numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

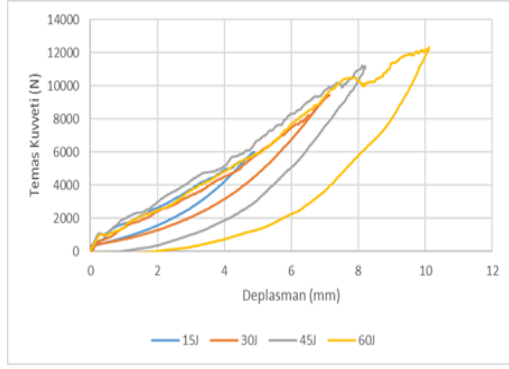


a)

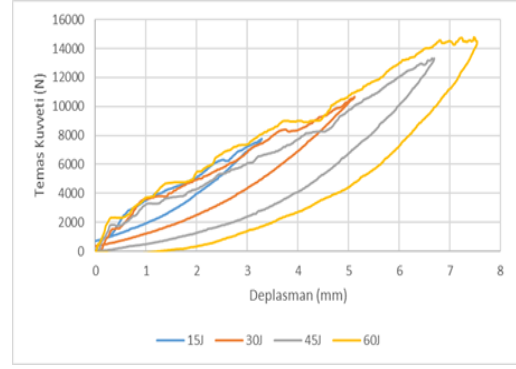


b)

Şekil B.3 a) B10-C[0°]₈, b) B4-C[0°]₁₂ numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri

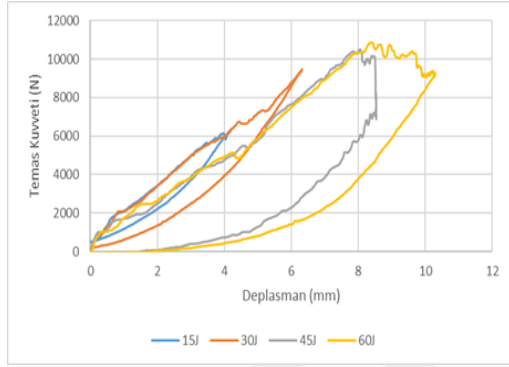


a)

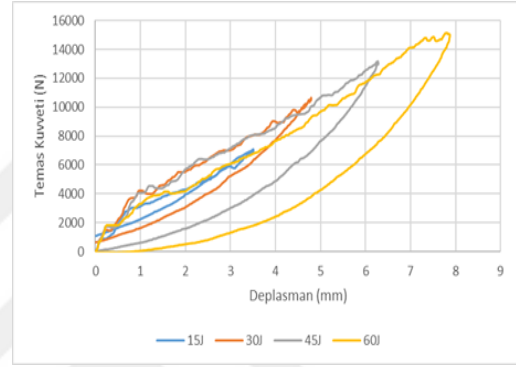


b)

Şekil B.4 a) B4-C[0/90°]₄, b) B4-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

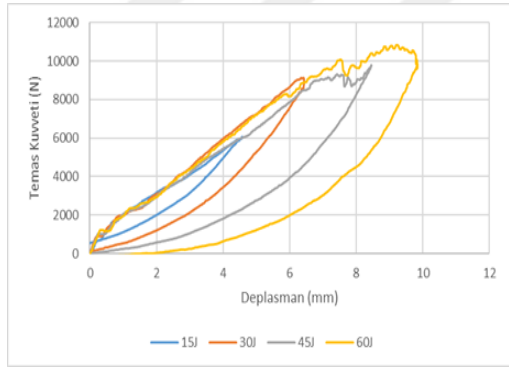


a)

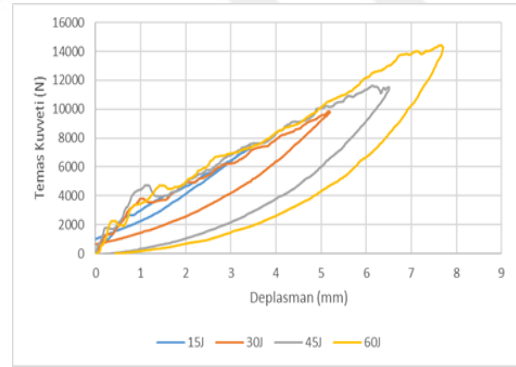


b)

Şekil B.5 a) B6-C[0/90°]₄, b) B6-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

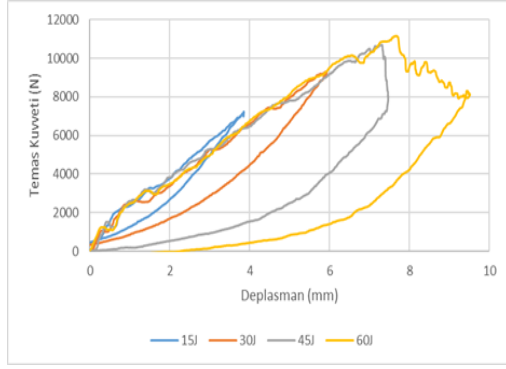


a)

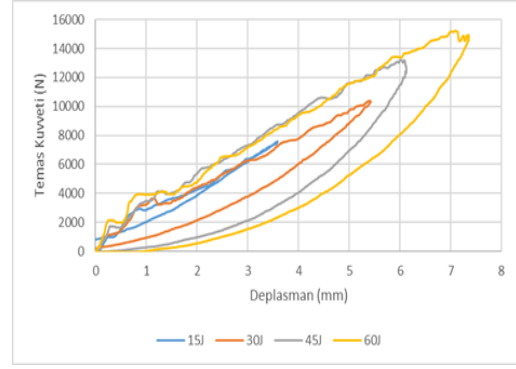


b)

Şekil B.6 a) B8-C[0/90°]₄, b) B8-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

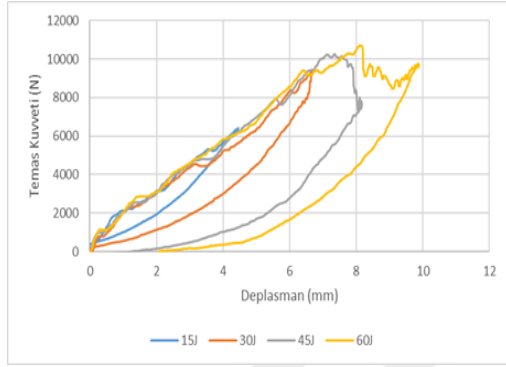


a)

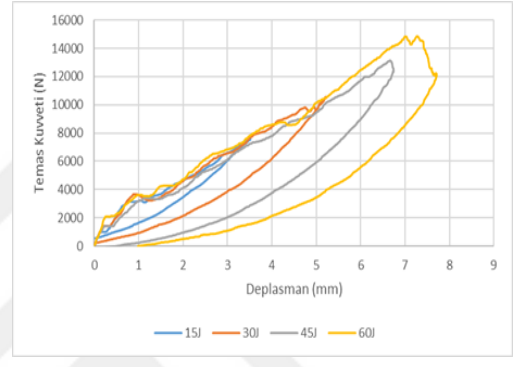


b)

Şekil B.7 a) B10-C[0/90]₄, b) B10-C[0/90]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

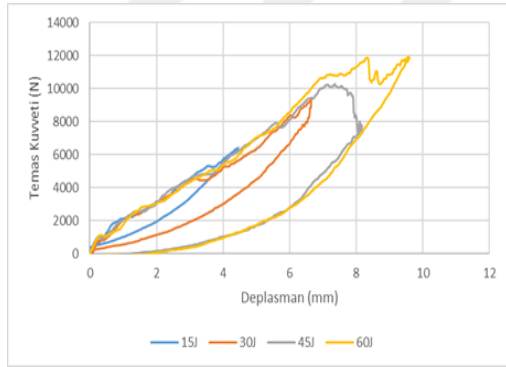


a)

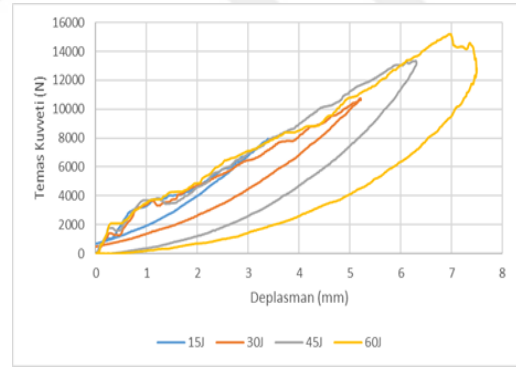


b)

Şekil B.8 a) B6-C[±45]₄, b) B6-C[±45]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.

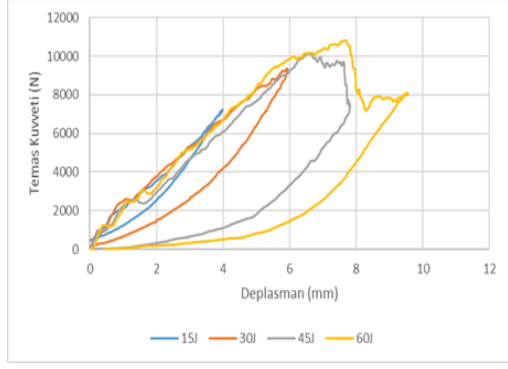


a)

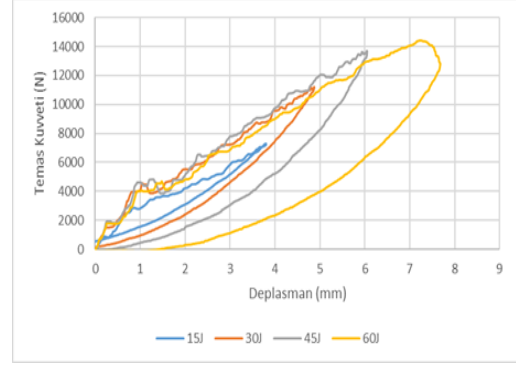


b)

Şekil B.9 a) B8-C[±45]₄, b) B8-C[±45]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.



a)

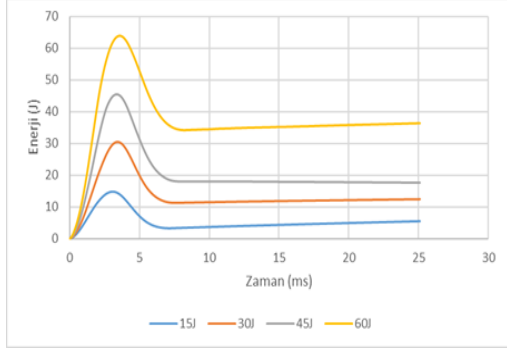


b)

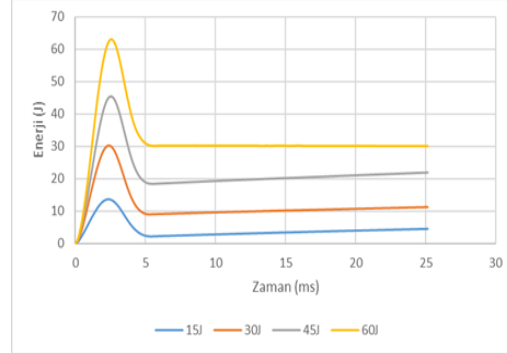
Şekil B.10 a) B10-C[±45°]₄, b) B10-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Temas kuvveti-Deplasman grafikleri.



EK C

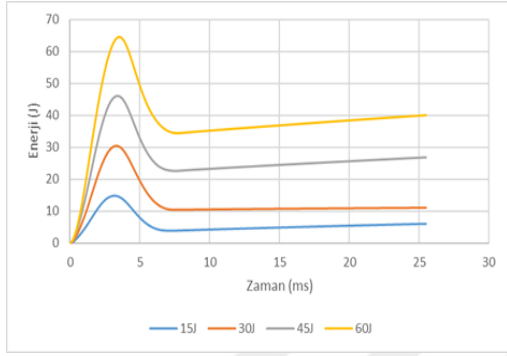


a)

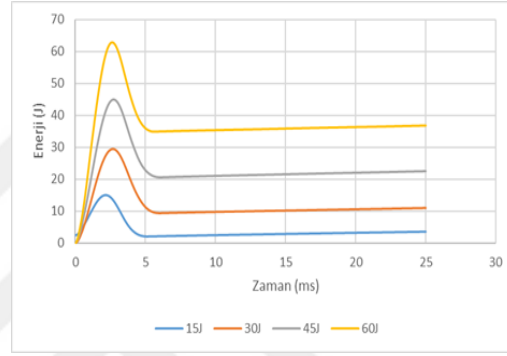


b)

Şekil C.1 a) B4-C[0°]₈, b) B4-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

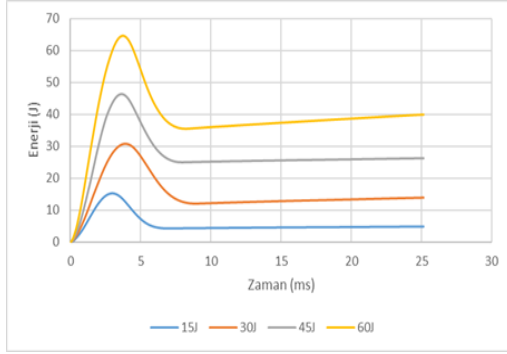


a)

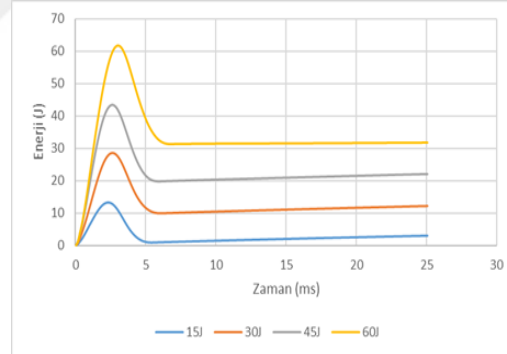


b)

Şekil C.2 a) B6-C[0°]₈, b) B6-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

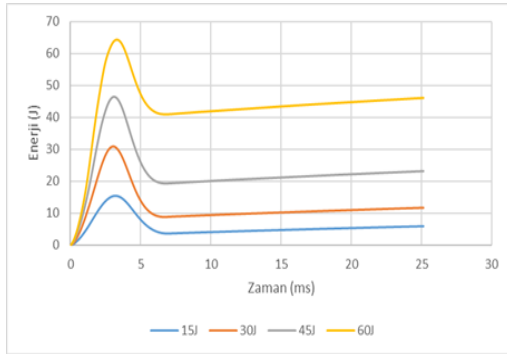


a)

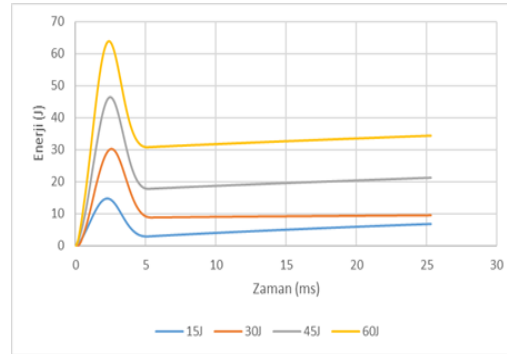


b)

Şekil C.3 a) B8-C[0°]₈, b) B8-C[0°]₁₂ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

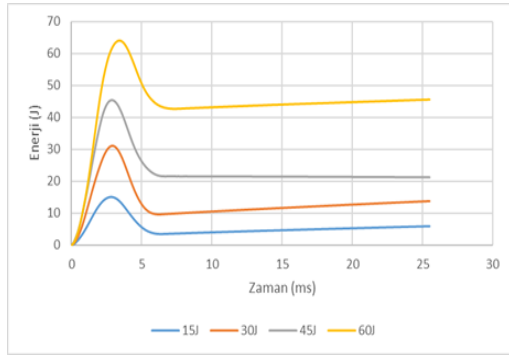


a)

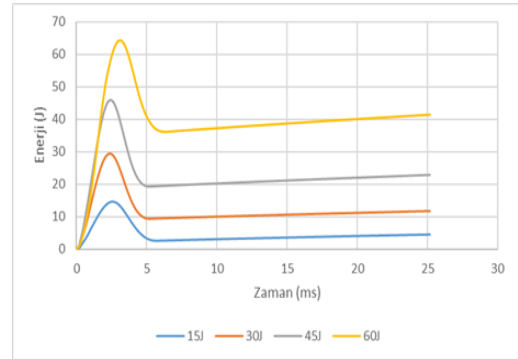


b)

Şekil C.4 a) B4-C[0/90°]₄, b) B4-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

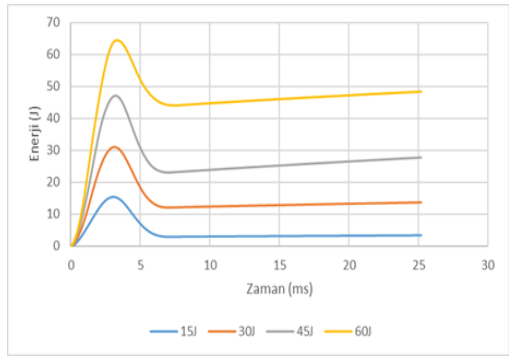


a)

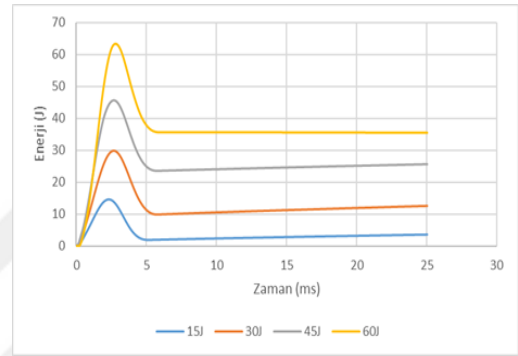


b)

Şekil C.5 a) B6-C[0/90°]₄, b) B6-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

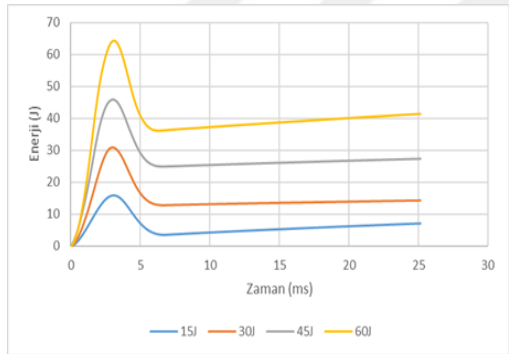


a)

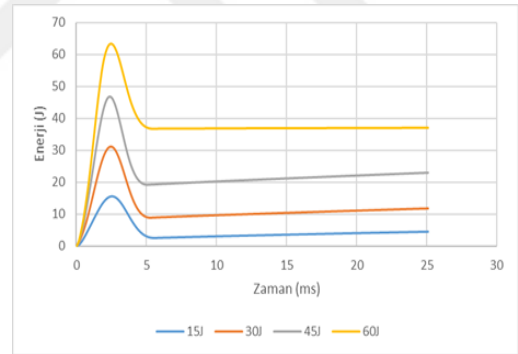


b)

Şekil C.6 a) B8-C[0/90°]₄, b) B8-C[0/90°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

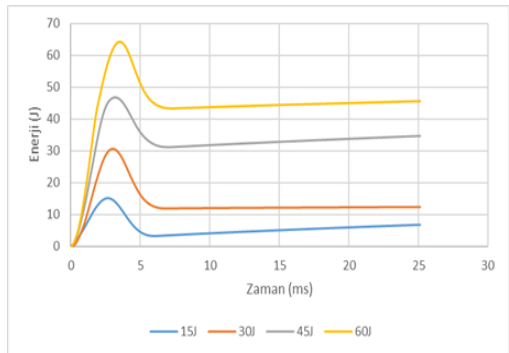


a)

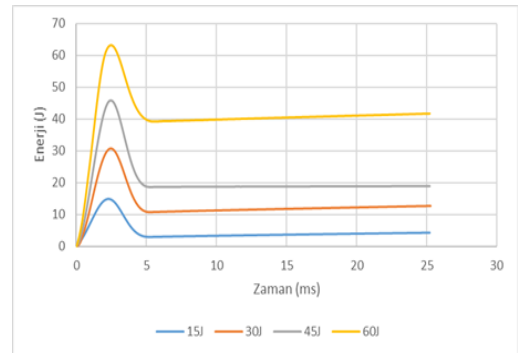


b)

Şekil C.7 a) B4-C[±45°]₄, b) B4-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.

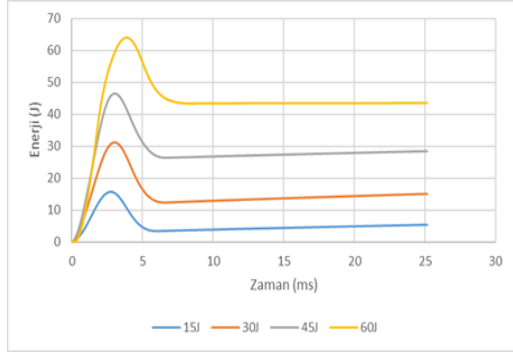


a)

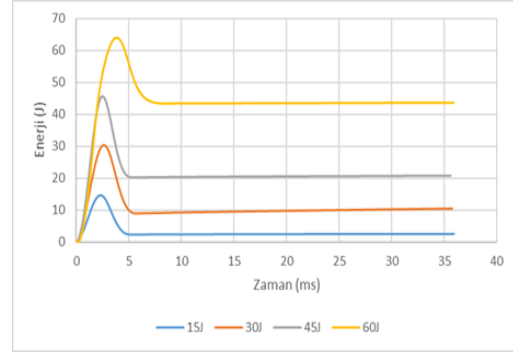


b)

Şekil C.8 a) B6-C[±45°]₄, b) B6-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.



a)



b)

Şekil C.9 a) B8-C[±45°]₄, b) B8-C[±45°]₆ kodlu numunelerin Enerji-Zaman grafikleri.



ÖZGEÇMİŞ

Tuğberk ÖNAL – 1988 yılında İzmir’de doğdu. Lisans eğitimini 2006-2011 yılları arasında Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde tamamladı. 2013 yılında, Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Makine Teorisi ve Dinamiği Ana Bilim dalında yüksek lisans eğitimini tamamladı. 2013-2014 yılları arasında İngiltere’de bulunan Kaplan dil okullarında dil eğitimi aldı. 2014-2015 yılları arasında Elazığ Eti Krom A.Ş’de makine mühendisi olarak görev yaptı. 2014 yılında İnönü Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde doktora eğitimine başladı. 2015 yılında İnönü Üniversitesi Arapgir Meslek Yüksekokulunda öğretim görevlisi olarak görev yapmaya başladı.

Yayın Listesi:

Uluslararası hakemli dergilerde yayımlanan makaleler:

1. Yaman M.ve **Önal T.**, “Investigation of dynamic properties of natural material-based sandwich composites: Experimental test and numerical simulation.” Journal of Sandwich Structures Materials, 18(4), 397-414, 2015.

Uluslararası bilimsel toplantılarda sunulan ve bildiri kitaplarında basılan bildiriler:

1. Erdoğan Y. E., Korkmaz E. E., **Önal T.**, Önal Y. ve Temiz Ş., “Epoksi reçinede partikül takviye oranının viskozite ve sıcaklık değişimine etkisinin araştırılması.” 1. Uluslararası Battalgazi Multi Disipliner Çalışmalar Kongresi, 1, 891-897, 2018, Malatya.
2. **Önal T.** ve, Temiz Ş., “Investigation of the effects of core thickness and surface orientation on mechanical properties of sandwich composite sheets.” International Conference on Science, Engineering Technology, 20-25, 2019, Dubai.