

DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ÖN YÜKLEMELER
ALTINDA DÜŞÜK HIZLI DARBE
DAVRANIŞLARI



Muhammet TURGUT

Kasım, 2020
İZMİR

SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ÖN YÜKLEMELER ALTINDA DÜŞÜK HIZLI DARBE DAVRANIŞLARI

**Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Mekanik Programı**

Muhammet TURGUT

**Kasım, 2020
İZMİR**

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

MUHAMMET TURGUT, tarafından **DOC. DR. OKAN ÖZDEMİR** yönetiminde hazırlanan “**SANDIĞIÇ KOMPOZİTLERİN ÖN YÜKLEMELER ALTINDA DÜŞÜK HIZLI DARBE DAVRANIŞLARI**” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Okan Özdemir

Yönetici

Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU

Jüri Üyesi

Dr. Öğr. Üyesi Uğur KEMİKLİOĞLU

Jüri Üyesi

Prof. Dr. Özgür ÖZÇELİK

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Lisans ve yüksek lisans eğitimimi tamamladığım yer olan Dokuz Eylül Üniversitesinin akademik kadrosu ve tüm çalışanlarına şükranlarımı sunarım.

Muhammet TURGUT



SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ÖN YÜKLEMELER ALTINDA DÜŞÜK HIZLI DARBE DAVRANIŞLARI ÖZ

Günümüzde havacılık, savunma ve uzay sanayisinin yaygınlaşması ile kompozit malzemelerin önemi giderek artmaktadır. Kompozitler içinde geniş bir kullanımı olan karbon fiber takviyeli kompozitler, düşük yoğunluk, yüksek darbe dayanımı, yüksek aşınma, yorulma dayanımı ve titreşim sönümleme özelliklerine sahiptirler. Matris yapısı olarak kompozit malzemelerin üretiminde, yüksek termal dayanımı, sert yapısı ve aşınmaya karşı direnç gibi özellikleri nedeniyle, termoset reçineler yaygın olarak kullanılmaktadır. Karbon fiberler ve termoset bazlı epoksi reçine bu özellikleri nedeniyle çalışma kapsamında kullanılmıştır. Numunelerin üretimi vakum destekli reçine infüzyon yöntemi yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Laminalı numuneler $[0/90]_6$ oryantasyonunda karbon woven ve $[0/90]_4$ oryantasyonunda kevlar woven kumaş kullanılarak üretilmiştir. Sandviç numuneler ise $[(0/90)_3/PET/[(0/90)_3]$ oryantasyonunda karbon woven ve $[(0/90)_2/PET/[(0/90)_2]$ oryantasyonunda kevlar woven kumaş kullanılarak üretilmiştir. Kompozitlerin kürlenmesi 80°C 'de 12 saat beklenerek gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, numuneler 150x150 mm boyutlarında kesilmiştir. Bu parçalara, ön yüklemesiz ve 250 μm değerinde bası, çeki ve kayma ön yüklemesi olarak düşük hızlı darbe deneyleri uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, bası ön yüklemesi altında kompozitlerin maksimum deformasyon değerleri ön yüklemenin artışı ile yükselmektedir.

Anahtar kelimeler: Bası ön yüklemesi, darbe dayanımı, karbon fiber, termoset, düşük hızlı darbe

LOW VELOCITY IMPACT BEHAVIORS OF SANDWICH COMPOSITES WITH PRELOADS

ABSTRACT

Nowadays, the importance of composite materials is increasing with the spread of aviation, defense and space industries. Carbon fiber reinforced composites, which are widely used in composites, have a low density, high impact resistance, high wear, fatigue resistance and vibration damping properties. Thermoset resins are widely used in the manufacturing of composite materials as a matrix structure due to their high thermal stability, hard structure and abrasion resistance properties. Because of these properties, carbon fibers and thermoset resins were chosen in the scope of this study. Vacuum assisted resin infusion method was used in the production of the specimens. Composites laminas were produced with carbon woven fibers in the stacking sequence of $[0/90]_6$ and kevlar woven fibers stacking sequence of $[0/90]_4$. Sandwich composites were produced in the stacking sequence of $[(0/90)_3/PET/[(0/90)_3]$ carbon and stacking sequence of $[(0/90)_2/PET/[(0/90)_2]$ kevlar. The curing process was carried out at 80°C for 12 hours. The specimens were then cut to dimensions of $150\times 150\text{ mm}$. Low velocity impact tests were applied to specimens with compressive, tensile and shear preload of $250\text{ }\mu\text{m}$ and without preload. According to the results, the maximum deformation values of the composites under compressive preload increase with increasing the preload level.

Keywords: Compressive preload, impact response, carbon fiber, thermoset, low velocity impact

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU	ii
TEŞEKKÜR	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT	v
ŞEKİLLER LİSTESİ	viii
TABLolar LİSTESİ	xii
 BÖLÜM BİR – GİRİŞ	 13
 BÖLÜM İKİ – KOMPOZİT MALZEMLER	 18
2.1 Kompozit Malzeme	18
2.1.1 Kompozit Malzemelerin İsimlendirilmesi	21
2.2 Kompozit Malzeme Bileşenleri	22
2.2.1 Takviye Fazı	22
2.2.1.1 Parçacık Yapı	23
2.2.1.2 Elyaf ve Fiber Yapı	23
2.2.1.2.1 Karbon ve Grafit Fiber	24
2.2.1.2.2 Aramid Fiberler	26
2.2.1.2.3 Elyaf lar	26
2.2.2 Matris Fazı	27
2.2.2.1 Polimerik Matrisler	27
2.2.2.1.1 Termoset Reçine	28
2.2.2.1.2 Termoplastik Reçine	29
2.2.2.1.3 Seramik Matrisler	30
2.2.2.1.4 Metal Matrisler	31
2.3 Sandviç kompozitler	31
2.3.1 Çekirdek	33
2.3.2 Kabuk	34

2.4 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri.....	34
2.4.1 Elle Tabakalama	35
2.4.2 Sprey Püskürtme Yöntemi	36
2.4.3 Vakum Bag	37
2.4.4 Otoklav	38
2.4.5 Reçine Transfer Kalıplama	40
2.4.6 Vakumla Reçine İnfüzyon Yöntemi	41
2.4.7 Bant Sarma Yöntemi	42
 BÖLÜM ÜÇ – MALZEME VE YÖNTEM	44
3.1 Malzeme	44
3.1.1 Reçine	44
3.1.2 Karbon Kumaş	46
3.1.3 Aramid Kumaş	47
3.2 Kullanılan Cihazlar	47
3.2.1 Kompozit Üretim Masası	47
3.2.2 Ön Yükleme Cihazı	48
3.2.3 Strengçeç	50
3.2.4 Veri Okuyucu	51
3.2.5 Darbe Cihazı	51
3.3 Yöntem	54
3.3.1 Üretim	54
3.3.2 Numune Hazırlama	58
3.3.3 Deney	58
 BÖLÜM DÖRT – SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	60
4.1. Ön yükleme-siz Lamina Numunelerin Darbe Davranışı	61
4.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	61
4.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri.....	62
4.2 Ön yüklemeli Lamina Numunelerin Darbe Davranışı	62

4.2.1 Çeki Durumu	63
4.2.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	63
4.2.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri	64
4.2.2 Bası Durumu	65
4.2.2.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	65
4.2.2.2 Enerji – Zaman Grafikleri	66
4.2.3 Kayma Durumu	66
4.2.3.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	67
4.2.3.2 Enerji – Zaman Grafikleri	67
4.3 Lamina Numunelerin Darbe Davranışı Özet	68
4.4 Ön yüklemesiz Sandviç Numunelerin Darbe Davranışı	70
4.4.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	70
4.4.2 Enerji – Zaman Grafikleri	71
4.5 Ön yüklemeli Sandviç Numunelerin Darbe Davranışı	72
4.5.1 Çeki Durumu	72
4.5.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	73
4.5.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri	73
4.5.2 Bası Durumu	74
4.5.2.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	74
4.5.2.2 Enerji – Zaman Grafikleri	75
4.5.3 Kayma Durumu	76
4.5.3.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri	76
4.5.3.2 Enerji – Zaman Grafikleri	77
BÖLÜM BEŞ – YARGILAR	79
KAYNAKLAR	81

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1 Kompozit plaka a) çeki ön yüklemesi b) bası ön yüklemesi	15
Şekil 1.2 Formlu plaka deneyi	16
Şekil 1.3 a) Ön yükleme mekanizması b) Mekanizmasının şematik gösterimi	17
Şekil 2.1 Kemik Yapısının Alt Bileşenleri.....	19
Şekil 2.2 Dayanıklılık modül grafiği.....	19
Şekil 2.3 Gerilme birim şekil değiştirme grafiği.....	21
Şekil 2.4 Matris malzemesine göre isimlendirme	22
Şekil 2.5 Takviye malzemesine göre isimlendirme	22
Şekil 2.6 Uzun fiber üretimi.....	23
Şekil 2.7 Polyacrylonitrile (PAN) karbon fiber üretim prosesi.....	25
Şekil 2.8 İki yönlü örgülü kumaşların örgü tipleri (a) düz (b) çapraz (c) saten.....	26
Şekil 2.9 Termoset ve termoplastik bağ yapısı	28
Şekil 2.10 Termosetlerin moleküler bağlarının gösterimi	29
Şekil 2.11 Moleküller arası ilişki (a) amorf polimer ve (b) yarı kristalize polimer ...	30
Şekil 2.12 Karşılaştırmalı sandviç panel yapısı ve I giriş	32
Şekil 2.13 Sandviç yapının verimi	32
Şekil 2.14 Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi.....	33
Şekil 2.15 Sandviç kompozit kullanım alanları	34
Şekil 2.16 Elle tabaklama gösterimi.....	36
Şekil 2.17 Kırpılmış cam fiber ile üretim	37
Şekil 2.18 Vakum çantalama yöntemi	38
Şekil 2.19 Otoklav yöntemi şematik gösterimi	39
Şekil 2.20 Uzay sanayinde kullanılan otoklav cihazı.....	40
Şekil 2.21 Reçine transfer kalıplama yöntemi	40
Şekil 2.22 Vakum destekli reçine transfer kalıplama yöntemi	41
Şekil 2.23 Bant sarma yöntemi	42
Şekil 3.1 Kompozit üretim masası	48
Şekil 3.2 Ön yükleme aparatı	49
Şekil 3.3 Tutunmayı sağlayan kanallı tasarım	49
Şekil 3.4 Strengçe bağlantısı	51

Şekil 3.5 CEAST Fractovis Plus marka darbe cihazı.....	52
Şekil 3.6 CEAST Fractovis Plus marka darbe cihaz iklimlendirme kabini	53
Şekil 3.7 Darbe ucu	53
Şekil 3.8 Sıcaklık zaman grafiği	54
Şekil 3.9 Teflon film kaplama.....	55
Şekil 3.10 Çepeçevre çift taraflı macun bant	55
Şekil 3.11 Oryantasyona göre dizilim.....	56
Şekil 3.12 Dağıtıcı, soyma kumaşı ve spiral yarıklı hortum	56
Şekil 3.13 Vakuma alınmış durum.....	57
Şekil 3.14 Reçine verme işlemi.....	57
Şekil 3.15 Numune kesim işlemi	58
Şekil 4.1 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	61
Şekil 4.2 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, enerji - zaman grafikleri	62
Şekil 4.3 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	63
Şekil 4.4 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	64
Şekil 4.5 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	65
Şekil 4.6 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	66
Şekil 4.7 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	67
Şekil 4.8 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	68

Şekil 4.9 Karbon – kevlar lamina kompozit numunelerin maksimum temas kuvveti – farklı ön yüklemeler altında değişimi	69
Şekil 4.10 Karbon – kevlar lamina kompozit numunelerin maksimum enerji– farklı ön yüklemeler altında değişimi i	69
Şekil 4.11 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	70
Şekil 4.12 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	71
Şekil 4.13 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	73
Şekil 4.14 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	73
Şekil 4.15 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	75
Şekil 4.16 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	75
Şekil 4.17 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri	77
Şekil 4.18 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri	77

TABLÖLAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1 Bazı önemli seramik malzemeler.....	30
Tablo 2.2 Metal matrisli kompozitler için bazı önemli takviyeler	31
Tablo 3.1 Termoplastik reçinenin kimyasal ve fiziksel özellikleri	45
Tablo 3.2 Termoplastik reçinenin mekanik özellikleri	45
Tablo 3.3 Karışım oranı	45
Tablo 3.4 Karbon fiber mekanik özellikleri.....	46
Tablo 3.5 Aramid fiber mekanik özellikleri.....	47



BÖLÜM BİR

GİRİŞ

Kompozit malzemeler temel olarak; bir ya da birden fazla malzemenin birbirlerinin zayıf yönlerini iyileştirmek amacıyla bir araya getirilerek oluşturulan, kendisini oluşturan malzemelerden daha üstün özellikler gösteren yeni bir malzemeye denmektedir.

Oluşturulan bu yeni yapısal sistemin özelliklerinin belirlenmesinde üç ana kısım önemli rol almaktadır. Bu kısımlar matris, takviye ve ara yüzey bölgesidir. Kompozit malzemede ara yüzey bölgesi ile matris ve takviye kısımlarının birbirine tutunmasını sağlamaktır. Matris kısmı kompozit yapıyı dış etkilere koruma ve yapı üzerine gelen yüklerin homojen olarak dağıtılmasında görev alır. Takviye bölgesi ise oluşturulan bu yapıda gelen yüklerin taşınmasında görev almaktadır.

Tarihsel süreç içerisinde kompozit malzemelerin kullanımı uzun yıllar öncesine dayanmaktadır. İnsanoğlu evlerin inşası esnasında çamur ve samanı karıştırarak kerpici yapı malzemesi olarak kullanmışlardır. Günümüzde ise hala geleneksel malzemelerin yeterli olmadığı durumlarda veya mevcut özelliklerin iyileştirilmesi gereken durumlarda kompozit malzemeler kullanılmaktadır.

Geleneksel yöntem ve malzemelerin istedikleri sağlamadığı durumlarda kompozit biliminin sınırları başlamaktadır. Kompozit malzemelerin mekanik ve kimyasal özellikleri üzerinde en belirgin kısımları olan matris ve takviye kısımları seçimde ve kullanımda belirleyicidir.

Otomotiv ve havacılık sektörlerindeki yükseliş ile yaygın olarak kullanılmaya başlanan kompozit malzemelerin önemi uzay teknolojilerin gelişmesiyle daha da artmış durumdadır. Araştırmacılar kompozit malzemelerin mekanik özellikleri belirlenmesi için çalışmalar yapmaktadır. Kompozit malzemeler oluşturulan çok elemanlı sistemlerin bir parçası olarak kullanıldığı durumlarda darbe davranışları, hasar durumları, tamir edilmesi gibi konular önem arz etmektedir.

Doğan ve Arıkan (2017) cam elyaf takviyeli kompozitlerin termoplastik ve termoset türleri için darbe davranışlarını incelemiştir. Yaptıkları çalışmalar ile termoset ve termoplastik türdeki kompozit malzemelerin mekanik davranışları üzerine yorumlar getirmişlerdir. Termoplastik kompozitlerin deformasyon ve yük taşıma yeteneklerinin termoset kompozitlere göre daha fazla olduğunu gözlemlemişlerdir.

Vieille ve diğer. (2013), termoplastik kompozitler ve karbon fiber takviyeli termoset kompozitler üzerine çalışmalar yapmışlardır. Bu çalışmalarında kompozit numunelerin darbe davranışlarını incelemişler ve bazı çıkarımlarda bulunmuşlardır.

Guillaud ve diğer. (2015), yapmış oldukları karbon epoxy kompozit parçalarda tek eksenli çeki ön yüklemeli ve ön yüklemesiz numuneler ile çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarını gerçek durum ile benzeştirmek için yeni bir cihaz tasarımı yapmışlardır. Laboratuvarımızda gerçekleştirecek olduğumuz çalışmalarda ön yüklemeleri uygulamak için özgün tasarım olan ön yükleme cihazı kullanılacaktır. Yaptıkları çalışma sonucunda ön yüklemeli numunelerde darbe bölgesinin azaldığını gözlemlemişlerdir. Bununla beraber ön yükleme ile darbe yapılan numunenin sertliğinin arttığı gözlemlenmiştir.

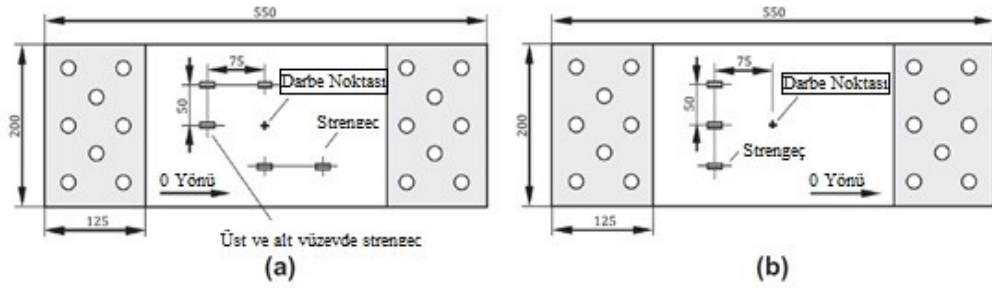
Heimbs ve diğer. (2009) yapmış olduğu çalışmada 3 farklı karbon fiber takviyeli plastik kompozitin tek yönlü bası yüklemesi altında darbe davranışını ön yüklemesiz numuneler ile karşılaştırmıştır. Yaptıkları bu karşılaştırma ile ön yükleme yapılmış kompozit plakaların enerji absorbelerinde ön yüklemesizlere kıyasla artan bir sapma görülmüştür. Bunun nedeni daha fazla enerji absorbe edilmiş ve daha az geri dönüş etkisi ile açıklanmıştır.

Al-Shamary ve diğer. (2016), yaptıkları çalışmalarında PVC sandviç kompozitlerin düşük hızda darbe davranışlarını incelemişlerdir. Çalışmalarında kompozit yapının çekirdek kalınlığını değiştirerek değişimi gözlemlemişlerdir.

Garcı'a-Castillo ve diğer. (2015), yaptıkları çalışmada cam vinilester kompozitlerin yüksek hızda darbe davranışlarını incelemişlerdir. Gözlemleri sonucu ön yüklemeli ve ön yüklemesiz numunelerde darbe bölgesi aynı trendi takip etmiştir. Yapılan ön yükleme sonucunda balistik sınırlarda artış gözlemlenmiştir.

Kompozit çekirdek yapıdaki malzemede (PVC ve PET) kalınlığının değişikliği ile Özdemir ve diğer. (2015), yapının darbe esnasındaki davranış değişikliğini incelemişlerdir.

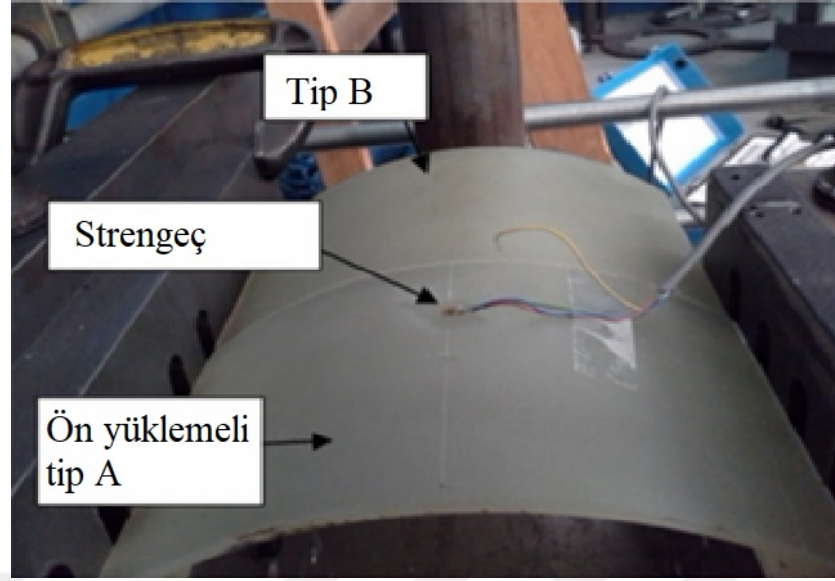
Heimbs ve diğer. (2014), çeki ve bası ön yüklemeleri altında kompozit plakaların darbe davranışlarını incelemiş ve ön yüklemesiz numunelerin darbe davranışları ile karşılaştırmıştır. Şekil 1.1'de yapılan çalışma görsel olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.1 Kompozit plaka a) çeki ön yüklemesi b) bası ön yüklemesi (Heimbs ve diğer., 2014)

Whittingham ve diğer. (2004), yapılan çalışmalardan ayrı olarak kayma yüklemesi olarak adlandırılan birinci eksenin çeki ikinci eksenin bası durumunu incelemişlerdir.

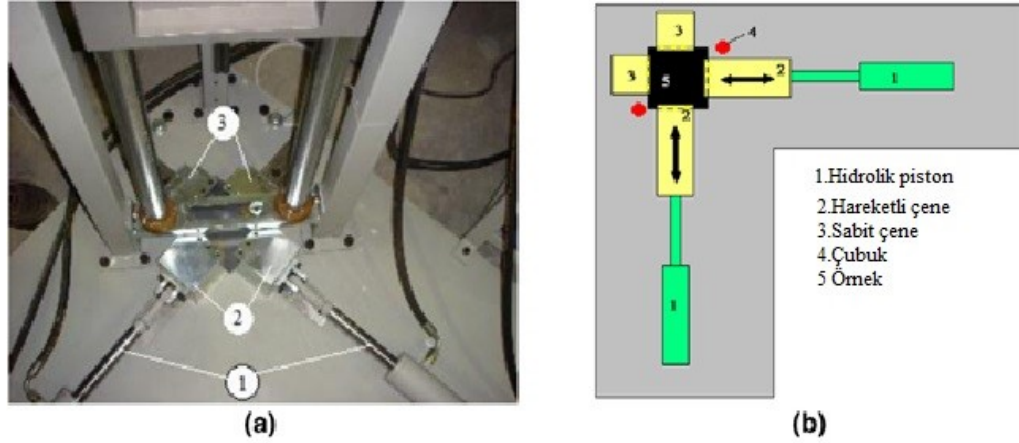
Kompozit malzemeler kullanıldıkları yer ve üretim toleransları nedeniyle birçok farklı form ve şekilde olabilir. Araştırmacılar genel olarak plakalar üzerine çalışmalar yapmışlar ve bu numunelerin darbe davranışlarını incelemişlerdir. Saghafi, Brugo ve diğer. (2016), yaptıkları çalışmada formlu plakaların darbe davranışlarını incelemişlerdir. Şekil 1.2'de numunenin formlu görünümü görülmektedir.



Şekil 1.2 Formlu plaka deneyi (Saghafi, Brugo ve diğer., 2016)

Sandviç kompozitlerin içyapısındaki laminalar üzerlerinde eğilme ve iç yüklerini taşımaktadırlar. Sandviç kompozitlerin başka bir ana kısmı olan çekirdek ise yapı üzerinde enine yönde yükleri karşılamaktadır. Enine yönde kompozit yapının yük taşıma kabiliyeti incelenmesine örnek olarak Bekisli, ve Grenestedt (2004) örnek verilebilir. Yaptıkları çalışmada çekirdek malzemesi olarak balsa kullanmışlardır. Yaptığımız çalışmada kompozit yapının çekirdekli ve çekirdeksiz olarak ön yüklemeli ve ön yüklemesiz deneyleri yapılacaktır.

Kurşun ve diğer. (2015), deneysel ve sayısal olarak çift yönlü ön yüklemesi altında E-cam/ Epoksi laminalar üzerinde düşük hızlı darbe deneyleri yapmışlardır. Ön yükleme vermek için pistonlardan faydalanmıştır. Birbirine dik olarak bağlanan iki piston yardımıyla çift yönlü çeki, bası ve çeki-bası (kayma) kuvvetleri elde edilmiştir. Laminalar elle tabaklama yöntemiyle üretilmiştir. Şekil 1.3'de deney düzeneği gösterilmiştir.



Şekil 1.3 a) Ön yüklemesi mekanizması b) Mekanizmasının şematik gösterimi (Kurşun ve diğer., 2015)

Doğan (2017) polimer matrisli kompozitler üzerine yaptığı çalışmada; termoplastik matrisli kompozitlerin, termoset matrisli kompozitlere nazaran tekrarlı darbe tepkilerinin daha iyi olduğu kanaatine varmışlardır. Bu özelliği nedeniyle birçok sektör termoplastik matrisli kompozitlere ilgi duymaktadır.

Özdemir ve diğer. (2018), yüzey malzemesi olarak cam elyaf takviyeli polipropilen laminalar ile sandviç kompozit üretimi yapmışlardır. Bu üretilen malzemelerin kalınlığının kompozit yapının darbe davranışına olan etkisini incelemişlerdir. Deney sonuçları ile bir genellemeye giderek formüller geliştirilmiştir.

Yapılan literatür çalışmalarında ön yükleme ile birçok çalışmanın yapıldığı görülmektedir. Yapacak olduğumuz çalışmada özgün olarak kalınlık parametresi sabit tutulup karbon ve kevlar takviye malzemeli termoset kompozit numuneler üzerinde ön yüklemeli deneyler yapılacaktır.

BÖLÜM İKİ

KOMPOZİT MALZEMLER

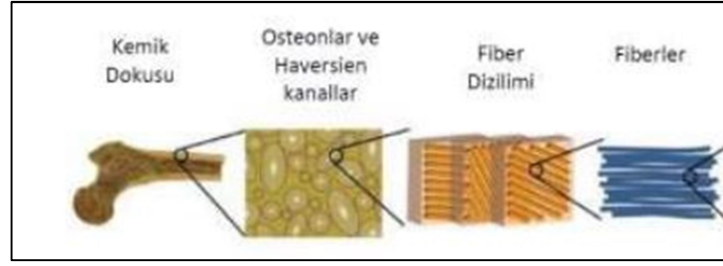
2.1 Kompozit Malzeme

Malzemeler, yaşamlarımız üzerinde öyle bir etkiye sahiptir ki, insanlığın tarihsel dönemlerinde hâkim olmuş ve bu dönemler kullanılan malzemeler ile adlandırılmıştır. Son kırk yılda, yaygın olarak kompozit malzemeler, plastikler ve seramikler kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin hacmi ve uygulama sayısı istikrarlı bir şekilde artmış, yeni ve gelişmiş uygulamalar ile etkisini arttırmıştır (Barbero, 2009).

Kompozit malzeme teriminin ilk olarak kullanımı 1950 yıllarına dayanmaktadır. 1960 yıllarında ise dünya genelinde yaygınlaşmaya başlamıştır (Wang, 2011).

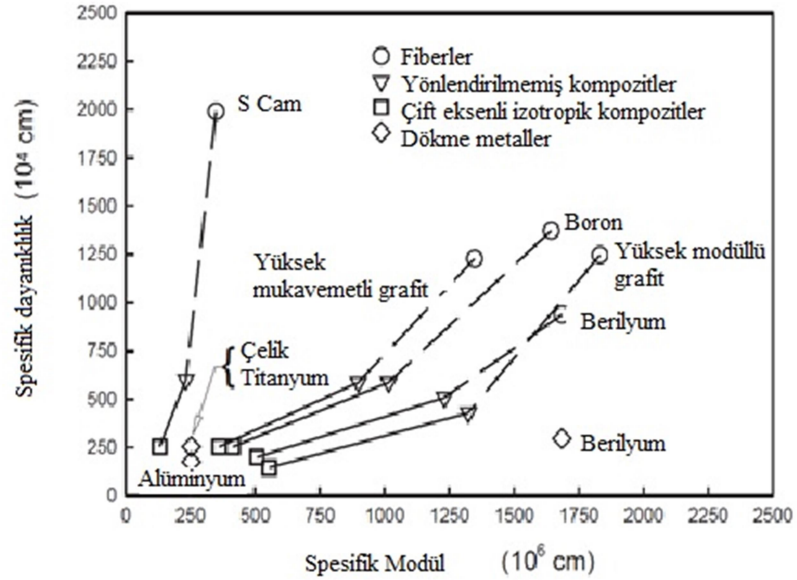
Doğada birçok malzeme belirgin bir şekilde kompozit yapı özelliğini gösterir. Bu durum özellikle en az iki yapı malzemesine sahip doğal ve biyolojik malzemeler için geçerlidir. Doğada kompozit yapı çoğunlukla matrisi oluşturan yumuşak bir yapıya gömülmüş, genellikle uzun formda güçlü katı bir bileşen bulunmaktadır. Örneğin, ahşap malzeme, lignin matrisindeki selüloz moleküllerinin lifli zincirlerinden oluşmaktadır. Kemik ve dişlerin her ikisi de esasen kolajen adı verilen sert bir organik bileşen matrisinde sert organik kristallerden oluşmaktadır (Clyne, 1996).

Kemiğin alt yapı bileşenleri yapı olarak kompozit malzemeler ile benzerlik göstermektedir. Bu durum Şekil 2.1’de gösterilmiştir (Nair, Gautieri, Chang, ve Buehler, 2013).



Şekil 2.1 Kemik yapısının alt bileşenleri (Nair, ve diğer., 2013)

Kompozit malzemeler, bireysel kullanımlarından daha yüksek özellik gösteren iki ya da daha fazla malzemenin bir araya gelmesiyle oluşan kombine yapılardır. Metalik alaşımların aksine kombinasyonda kullanılan her malzeme kendi mekanik, kimyasal ve fiziksel özelliğini korunmaktadır. Kompozit malzemelerin temel avantajları, dökme malzemelere kıyasla düşük yoğunlukta bir araya getirilerek bitmiş parçada (ürün) ağırlık azalmasına izin veren yüksek mukavemet ve sertlikte olmasıdır. Şekil 2.2’de farklı malzeme türleri için dayanıklılık modül grafiği verilmiştir (Callister, 2011).



Şekil 2.2 Dayanıklılık modül grafiği (Callister, 2011)

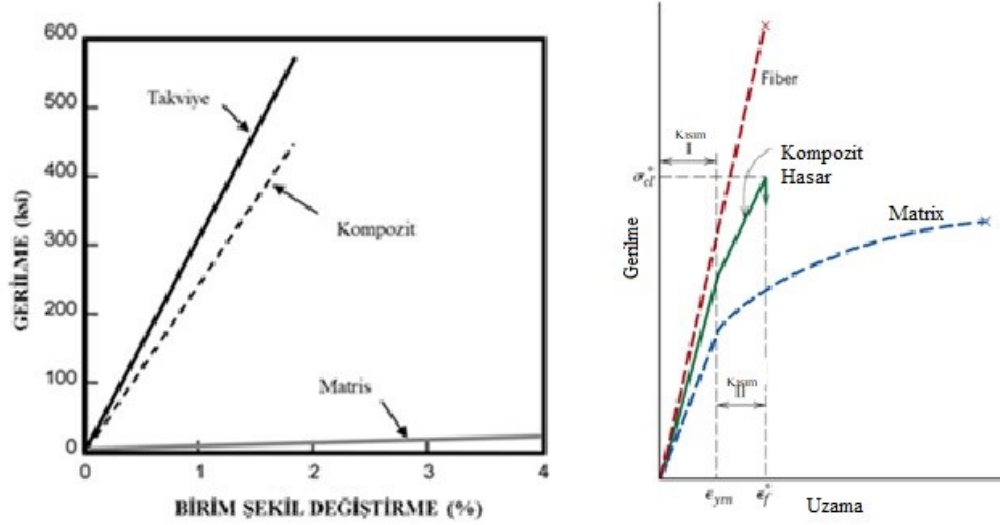
Oluşturan malzemenin kompozit malzeme olabilmesi için aşağıda belirtilen özellikleri sağlamalıdır.

- Mikroskobik olarak homojen birleşim yapmayan, farklı ara yüze sahip bir yapı olmalıdır.
- Birleşen malzemelerin özelliklerinde birbirini tamamlayıcı farklılıklar olmalıdır.
- Oluşturulan yeni yapıda büyük bir iyileşme görülmelidir.
- Bileşen malzemelerin hacim oranı %10'dan fazla olmalıdır (Wang, 2011).

Kompozit kullanımına yönlendiren ana faktörler ağırlık azaltma, korozyon direncine karşı artış sağlama ve parça sayısında azalmadır. Diğer avantajlar arasında elektromanyetik şeffaflık, darbe için sertleştirme, erozyon ve aşınma direnci, akustik ve titreşim sönümleme, artırılmış yorulma ömrü, termal / akustik yalıtım, düşük termal genleşme, düşük veya yüksek termal iletkenlik, kendi kendine iyileşme, düşük veya yüksek geçirgenlik, yangın direnci ve yangın geciktirme, ablasyon, yıldırım çarpmalarına karşı koruma, manyetoelektrik tepki ve daha fazlası sayılabilir (Barbero, 2009).

Kompozitler hafiftir, çünkü hem lifler hem de matris olarak kullanılan polimerler düşük yoğunluğa sahiptir. Daha da önemlisi, lifler Şekil 2.2'de gösterildiği gibi çoğu malzemeden daha yüksek mukavemet / ağırlık ve sertlik / ağırlık oranlarına sahiptir (Campbell, 2010).

Kompozit malzemeyi oluşturan yapıların kompozit içerisindeki durumları incelendiğinde, yapıların kompozit malzemenin yük taşıma kabiliyetinde farklı etkilere sahip olduğu görülmektedir. Matrisler malzeme üzerine gelen yüklerin yapı içerisinde dağıtımını sağlarken, takviye malzemesi bu gelen yüklerin %70 ile %90'nını karşılayıcı etki göstermektedir. Şekil 2.3'de bu durum gösterilmiştir (Campbell, 2010).

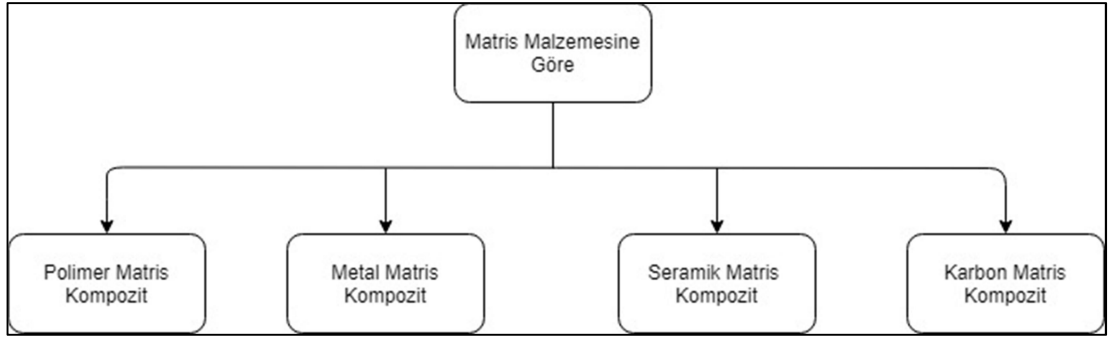


Şekil 2.3 Gerilme birim şekil değiştirme grafiği (Campbell, 2010)

2.1.1 Kompozit Malzemelerin İsimlendirilmesi

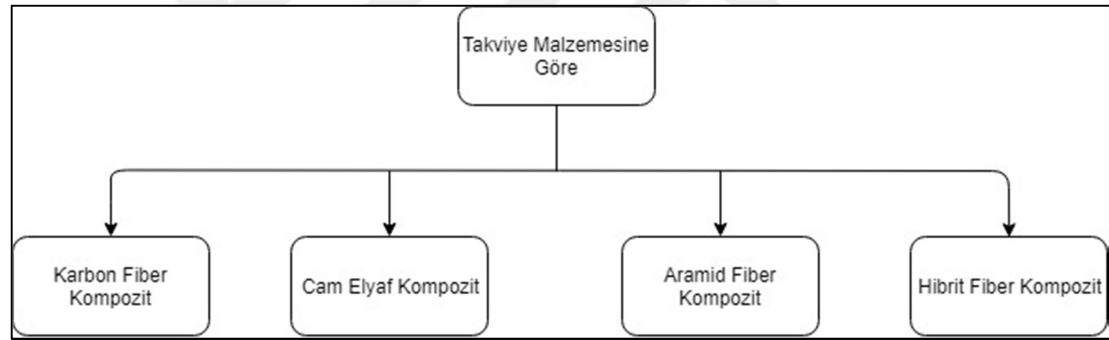
Birçok yeni materyalin geliştirilmesi bilimsel isimlerinden öncedir, bu yüzden geleneksel olarak önce bir dizi popüler isim kullanılmıştır. Örneğin, cam elyaf ve reçineli evsel kompozit malzeme 1950'lerde “cam çeliği” olarak isimlendirilmeye başlandı. Bununla beraber cam elyaf takviyeli plastikler (GFRP), cam plastikler, cam bez laminalar ve cam elyaf kompozit malzeme şeklinde de isimlendirildi. Aynı tür malzemeler için, birçok farklı isimlerin kullanılması karışıklığa ve yanlışlıklara neden olmaktadır. Bu kesinlikle malzemelerin uygulanması ve geliştirilmesi için arzu edilen bir durum değildir (Wang, 2011).

Kompozit malzemeler takviye ve matris malzemesi ile isimlendirilebilir. Matris malzemesinin türüne göre, metal matris kompozitleri, alüminyum matris kompozitleri, polimer matris kompozitleri ve epoksi reçine matris kompozitleri şeklinde isimlendirilir. Şekil 2.4'de matris malzemesine göre adlandırma sistematığı verilmiştir (Wang, 2011).



Şekil 2.4 Matris malzemesine göre isimlendirme (Wang, 2011)

Polimer matris kompozitleri genellikle fiber takviye türüne göre isimlendirilir cam elyaf (genellikle cam elyaf takviyeli plastik olarak da bilinir), karbon fiber ve hibrit fiber kompozitler gibi. Şekil 2.5’de takviye malzemesine göre isimlendirme sistematığı verilmiştir (Wang, 2011).



Şekil 2.5 Takviye malzemesine göre isimlendirme (Wang, 2011)

2.2 Kompozit Malzeme Bileşenleri

2.2.1 Takviye Fazı

Takviye fazı yapıda güç ve sağlamlık sağlarken matrisler çevresel direnç sağlamaktadır. Birçok uygulamada takviye, matrinden daha sert, daha güçlü ve daha sağlamdır. Takviye sistemde genellikle elyaf ya da parçacık şeklide bulunur. Takviyeler polimer seramik ve metallerden yapılabilmektedir. Kompozit yapıda farklı konfigürasyonda kullanılan her takviye farklı bir özellik sağlar. Özellikler

elyafların kompozit yapılara yerleştirilme biçime ve yönlendirilmesine büyük ölçüde bağlıdır (Mazumdar, 2002).

2.2.1.1 Parçacık Yapı

Parçacıklar belirli bir yönetime sahip değildir ve mekanik özelliklerde minimum iyileşme sağlamaktadır. Malzemenin maliyetini azaltmak için sıklıkla dolgu maddesi olarak kullanılırlar. Kıyma fiberler, son derece güçlü, ancak matriste eşit şekilde dağılması zor olan yapılardır. Liflere kıyasla hem uzunluk hem de çap olarak küçüktürler (Campbell, 2010).

2.2.1.2 Elyaf ve Fiber Yapı

Fiberlerin parçacıklara göre çok uzun bir eksenine sahiptir. Genellikle daireseldirler ve fiber uzunluğu yönünde önemli ölçüde daha güçlüdürler, çünkü imalat işlemi sırasında çekilerek yapılırlar. Üretim esnasında çekme işlemi ile moleküller yönlendirilirler. Böylece lifler üzerindeki gerilim daha fazla çekme kuvveti taşımaktadır. Şekil 2.6'da uzun fiber üretimi gösterilmiştir (Campbell, 2010).



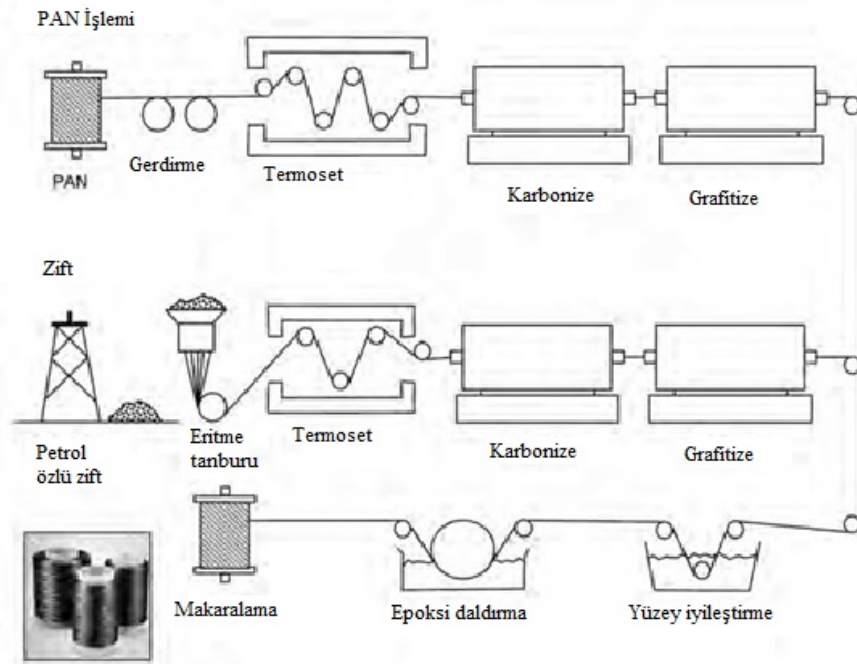
Şekil 2.6 Uzun fiber üretimi (Campbell, 2010)

2.2.1.2.1 Karbon ve Grafit Fiber. Karbon ve grafit elyafları, yüksek performanslı kompozit yapılarda kullanılan en yaygın elyaf formlarıdır. Çok çeşitli özelliklerle üretilebilirler. Üstün gerilme ve basınç dayanımına sahip fiberler yüksek elastise modülüne ve mükemmel yorulma özelliklerine sahiptir. Karbon yapısı paslanma göstermez (Campbell, 2010).

Karbon fiberlerin mekanik özellikleri, karbon zincirlerinin atomik konfigürasyonu ve grafit kristal yapısına olan bağları ile belirlenmektedir. Karbon fiber yapının mukavemeti güçlü atom bağlarının fiberler yönünde yönlendirilmesi ile sağlanır (Barbero, 2009).

Dezavantajları, düşük gerilme- uzama miktarı, düşük darbe direnci ve yalıtım olmayan elektrikli makinelerde kısa devreye neden olabilecek yüksek elektrik iletkenliğidir. Yüksek maliyetleri nedeniyle şimdiye kadar yaygın olan ticari uygulamaların dışında kalmıştır. Ağırlık tasarrufunun maliyetten daha kritik olduğu düşünülen havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılırlar (Mallick, 1988).

Karbon ve grafit lifleri, suni ipek, poliakrilonitril (PAN) ve petrol bazlı zift öncüllerinden yapılabilir. Her ne kadar PAN lifleri, rayon liflerinden daha pahalı olsa da, PAN, yapısal karbon lifleri için yaygın olarak kullanılmaktadır, çünkü karbon verimi rayon liflerinin neredeyse iki katıdır. Eğim işlemi ile PAN'dan üretilenlere göre daha düşük mukavemetli fiberler üretilir. PAN ve zift bazlı karbon elyaflar için genelleştirilmiş üretim işlemleri, Şekil 2.7'de gösterilmektedir.



Şekil 2.7 Polyacrylonitrile (PAN) karbon fiber üretim prosesi (Campbell, 2010)

Rayon bazlı liflerin özü selülozun çıkarıldığı odun hamurudur ve lifler ıslak eğirme ile üretilmektedir. Lifler daha sonra karbona dönüştürme işlemin için 205 ila 410 ° C’de ısıtılma işlemine tabi tutulmaktadır. PAN ve zift bazlı elyafların aksine, suni ipek bazlı elyaflar karbonizasyondan önce bir germe ve ısı ayarlama işlemi gerektirmez; erimeden karbonize edilebilirler. Karbonizasyon ve grafitleşme sırasında, yapının kademeli olarak sıralanması söz konusudur (Campbell, 2010).

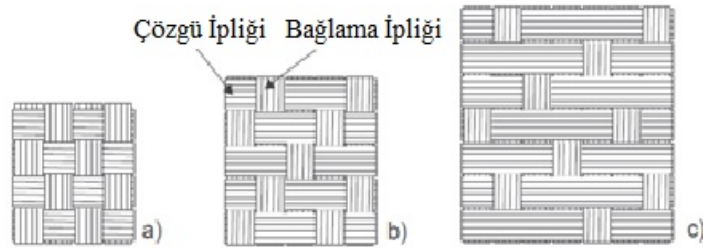
PAN (Poliakrilonitril) Tabanlı Karbon Fiberler, ön ham madde formunda yüksek derecede bir yönelme sergilerler ve suni ipek bazlı elyaflardan yaklaşık% 50 daha yüksek verim gösterirler. PAN tabanlı karbon fiberlerin üretim süreci beş aşamaya ayrılabilir (Campbell, 2010).

- Bir elyaf oluşturmak için PAN kopolimerinin eğilmesi ve gerilmesi,
- Gerilim altında 200 - 300°C sıcaklıkta havada stabilizasyon ve oksidasyonu,
- 1800 - 2900 °F (980 - 1595 ° C) sıcaklıktaki atıl atmosferde karbonizasyonu,

- 3600 – 5500 °F'de (1980 - 3040 ° C) atıl atmosferde grafitleme,
- Yüzey işleme ve boyutlandırma (Campbell, 2010).

2.2.1.2.2 Aramid Fiberler. Aramid lifleri yüksek kristalli aromatik poliamid liflerdir, bu nedenle mevcut takviye edici lifler arasında en düşük yoğunluğa ve en yüksek gerilme mukavemeti ağırlık oranına sahiptirler. Kevlar 49, piyasada bulunan aramid elyaflarından birinin ticari adıdır. Bir takviye olarak, aramid elyaflar, hafif, yüksek gerilme mukavemeti ve çarpma hasarının tolere edilmesinin önemli olduğu (örneğin bir el aletinin yanlışlıkla düşürülmesi) deniz ve havacılık uygulamalarında kullanılmaktadır. Karbon fiberler gibi, uzunlamasına doğrultuda negatif bir termal genleşme katsayısına da sahiptirler. Aramid elyaf takviyeli kompozitlerin ana dezavantajları, düşük basınç dayanımları ve kesme veya işlemede zorluklarıdır (Mallick, 2007).

2.2.1.1.3 Elyaflar. Takviye malzemesi olarak elyafların kullanılması, yerleştirme kolaylığı üstün hasar toleransı ve kompozit yapının darbe direnci gibi konularda takviye malzemesi olarak tek yönlü lamina kullanılmış kompozitlere göre avantaj sağlamaktadır. Literatürün büyük çoğunluğu düz dokuma kumaşlara odaklanmaktadır, ancak dimi, saten ve sepet örgüsü üstün örtülebilirliklerinden dolayı popüler hale gelmektedir. Bu örgü biçimleri Şekil 2.8'de gösterilmiştir (Barbero, 2009).



Şekil 2.8 İki yönlü örgülü kumaşların örgü tipleri (a) düz (b) çapraz (c) saten (Barbero, 2009)

2.2.2 Matris Fazı

Lifleri düzenli bir sırada bir araya getirmek ve onları çevreden korumak, matrisin ana görevidir. Matris yükleri fiberlere aktarır. Sıkıştırma yüklemesinde fiber mikro bükülmelerden dolayı erken bozulmaya uğrar bunu önlemek içinde matris kritik rol oynamaktadır. Matris ayrıca, kompozite tokluk, hasar toleransı ve darbe ve aşınma direnci sağlar. Matrisin özellikleri maksimum kullanım sıcaklığını, neme ve sıvılara karşı direnci ve termal ve oksidatif kararlılığında belirlemektedir (Campbell, 2010).

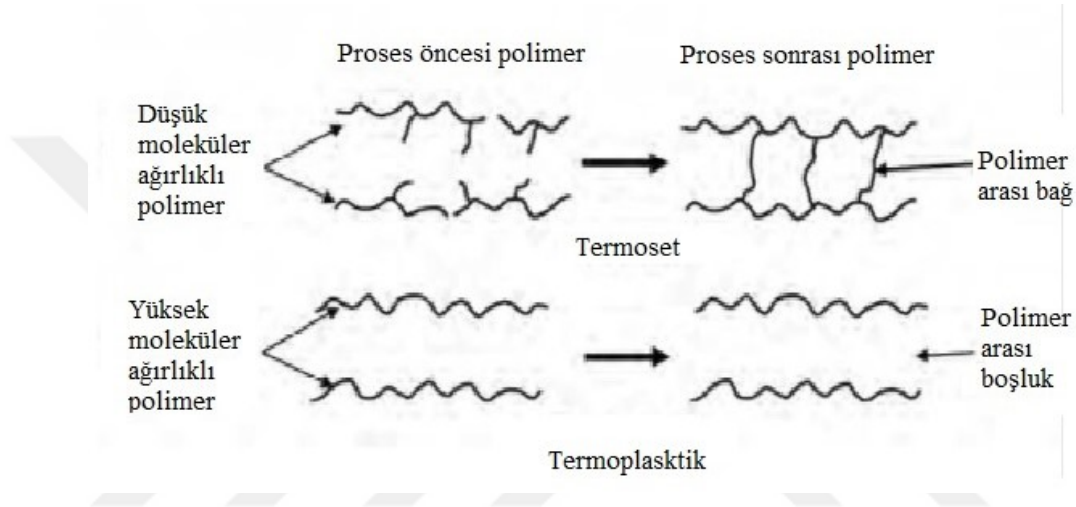
Matris seçimi kimyasal, termal, elektrik, yanıcılık, çevre, maliyet, performans ve üretim gereksinimlerine göre yapılmaktadır. Matris, bir kompozitin servis çalışma sıcaklığının yanı sıra parça üretimi için işlem parametrelerini belirlenmektedir (Mazumdar, 2002).

Çoğu zaman, farklı kompozit tiplerini matris malzeme özelliklerine göre sınıflandırmak uygundur, örnek olarak polimer matrisli kompozitler, seramik matrisli kompozitler, metal matrisli kompozitler verilebilir (Chawla, 1993).

2.2.2.1 Polimerik Matrisler

Gelişmiş kompozitler için polimerik matrisler, termosetler veya termoplastikler olarak sınıflandırılır. Termosetler düşük moleküler ağırlıklı, sertleşme sırasında eritilemeyen ve çözünmeyen üç boyutlu çapraz bağlı yapılar oluşturan düşük viskoziteli monomerlerdir. Çapraz bağlama, kimyasal reaksiyonların kendileri tarafından üretilen ısı ile tahrik edilen kimyasal reaksiyonlardan kaynaklanır. Örneğin ekzotermik tepkime gibi. Sertleşme ilerledikçe reaksiyonlar hızlanır ve moleküler düzenleme içindeki mevcut hacim azalır, böylece moleküllerin daha az hareket etmeye başlar ve viskozitede bir artış olur. Reçine jelleşip kauçuksu bir katı oluşturduktan sonra yeniden eritilemez. Sertleşme kimyasal reaksiyonlar gerektiren doğal olarak sürülen bir olay olduğundan, termosetler oldukça uzun işlem sürelerine sahip olmaları ile karakterize edilmektedir (Campbell, 2010).

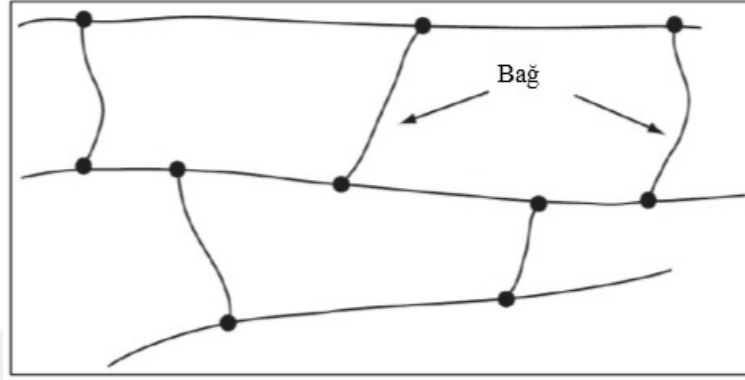
Buna karşılık, termoplastikler ısı ile kimyasal olarak çapraz bağlanmaz ve bu nedenle uzun kürleme döngüleri gerektirmez. Bunlar, eritilebilen, birleştirilebilen ve daha sonra soğutulabilen yüksek moleküler ağırlıklı polimerlerdir. Termoplastikler çapraz bağlanmadığından, daha sonra biçimlendirme veya birleştirme işlemleri için tekrar ısıtılabilirler; Bununla birlikte, doğal olarak yüksek viskoziteleri ve yüksek erime noktaları nedeniyle, işlem için yüksek sıcaklıklar ve basınçlar gerekir. Şekil 2.9’da termoset ve termoplastik bağ yapısı gösterilmiştir (Campbell, 2010).



Şekil 2.9 Termoset ve termoplastik bağ yapısı (Campbell, 2010)

2.2.2.1.1 Termoset Reçine. Kürlendikten sonra termoset malzemeler tekrar eritilemez veya yeniden şekillendirilemez. Sertleşme sırasında, çapraz bağlanma adı verilen üç boyutlu moleküler zincirler oluştururlar. Bu çapraz bağlanmalar nedeniyle moleküller esnek değildir ve yeniden şekillendirilemez. Çapraz bağlantıların sayısı arttıkça, malzeme daha sert ve termal olarak istikrarlı olacaktır. Kauçuklarda ve diğer elastomerlerde çapraz bağların yoğunlukları çok daha azdır ve bu nedenle esnektirler. Termosetler yüksek sıcaklıklarda bir dereceye kadar yumuşayabilir. Bu özellik bazen filament sargılı borular gibi borulu yapılarda bir bükülme veya eğri oluşturmak için kullanılır. Termosetler doğada kırılmandır ve genellikle bir tür dolgu ve takviye ile kullanılır. Termoset reçineleri kolay işlenebilirlik ve daha iyi lif emdirme sağlar, çünkü reçine oda sıcaklığında sıvıdır ve filament sarımı, pultrusion ve RTM gibi çeşitli işlemler için kullanılır. Termosetler daha büyük termal ve boyutsal stabilite, daha iyi sertlik ve daha yüksek elektriksel, kimyasal ve solvent direnci sunmaktadır.

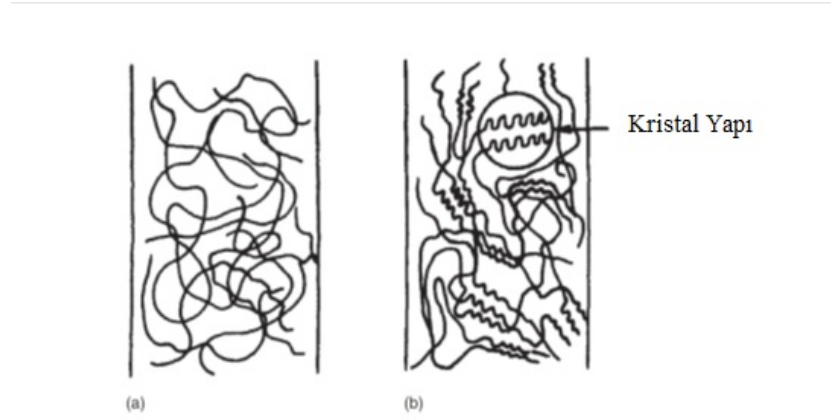
Termoset kompozitlerde kullanılan en yaygın reçine malzemeleri epoksi, polyester, vinilester, fenolikler, siyanat esterler, bismaleimidler ve polimitlerdir. Şekil 2.10'da termosetlerin moleküler bağ yapısı gösterilmiştir (Mazumdar, 2002).



Şekil 2.10 Termosetlerin moleküler bağlarının gösterimi (Mazumdar, 2002)

2.2.2.1.2 Termoplastik Reçine. 1980'lerde ve 1990'ların başında, devlet kurumları, havacılık müteahhitleri ve malzeme tedarikçileri, termosetlerin yerine termoplastik kompozitler geliştirmek için yüz milyonlarca dolar yatırım yapmıştır. Tüm bu yatırım ve çabaya rağmen, sürekli fiber termoplastik kompozitler, ticari ve askeri uçaklar için yalnızca bir avuç üretim uygulamasından ibaret kalmıştır (Campbell, 2010).

Termoplastik malzemeler, genel olarak, termoset malzemelerden sünek ve dayanıklıdır ve dolgu maddesi ve takviye olmadan çok çeşitli yapısal olmayan uygulamalar için kullanılmaktadır. Termoplastik moleküller çapraz bağlantı yapmazlar ve bu nedenle esnek ve yeniden şekillendirilebilirler. Termoplastikler, Şekil 2.11'de gösterildiği gibi şekilsiz veya yarı kristalli olabilir. Şekilsiz termoplastiklerde moleküller rastgele düzenlenir; yarı kristal plastiklerin kristal bölgesinde, moleküller düzenli bir şekilde düzenlenmiştir. Moleküllerin karmaşık yapısından dolayı plastiklerde % 100 kristallik olması mümkün değildir. Şekil 2.11'de termoplastik reçinenin moleküler yapısı gösterilmiştir (Mazumdar, 2002).



Şekil 2.11 Moleküller arası ilişki (a) amorf polimer ve (b) yarı kristalize polimer (Mazumdar, 2002)

2.2.2.1.3 Seramik Matrisler. Seramikler esas olarak hem kristalli hem de kristalli olmayan bileşikler olarak bulunurlar. Seramik malzemelerin bir alt sınıfı olan camlar kristalli değildir, camlar dışındaki seramikler kristalli bir yapıya sahiptir. Bazen seramikler arasında karbon ve bor gibi bazı temel malzemeler de bulunabilir. Tablo 2.1’de bazı önemli seramik malzemelere değinilmiştir. Metaller ise bileşiklerden ziyade tek tek elementlerden oluşur. Kristalin seramik bileşiklerde stokiometri, bir elementin diğerine oranını belirler; örnek olarak bileşikler demir oksit (FeO), silikon nitrür (Si_3N_4), gibidir. Bazı önemli seramik matrisler tabloda gösterilmiştir (Chawle, 1993).

Tablo 2.1 Bazı önemli seramik malzemeler (Chawle, 1993)

Tip	İsimlendirme
Tek oksijenli	Alumina (Al_2O_3) Zirconia (ZrO_2) Titania (TiO_2) Magnesium Oxide (MGO) Silica (SiO_2)
Karışık oksijenli	Mullite ($3\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 2\text{SiO}_2$) Spinel ($\text{MgO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$)
Karbiritler	Silicon carbide (SiC) Boron carbide (B_4C) Titanium carbide (TiC)
Nitritler	Boron nitride (BN) Silicon nitride (Si_3N_4)
Elementler	Carbon (C) Boron (B)

2.2.2.1.4 *Metal Matrisler*. Metal matrisli kompozitler, tüm diğer kompozitler gibi, kompoziti oluşturan malzemelerin münferit olarak kullanımları durumunda elde edilemeyen özelliklerin, birleşme sağlanarak elde edildiği yapılardır. Tablo 2.2’de bazı önemli metalik malzemelere değinilmiştir. İstenilen özellikleri sağlanması için uygun şekilde dağıtılmış en az iki kimyasal ve fiziksel olarak farklı fazdan oluşmaktadır. Genellikle iki faz bulunur, örneğin metalik matriste dağılmış lifli ya da parçacıklı faz. (Chawle, 1993).

Tablo 2.2 Metal matrisli kompozitler için bazı önemli takviyeler (Chawle, 1993)

Tip	İsimlendirme
Sürekli fiber	Al_2O_3 , $Al_2O_3+SiO_2$, B, C, SiC, Si_3N_4 , Nb-Ti, Nb_3Sn
Sürekli olmayan fiber	Kıymıklar SiC, TiB_2 , Al_2O_3 Kısa Fiberler Al_2O_3 , $Al_2O_3+SiO_2$, SiC
Partiküller	Al_2O_3 , SiC, TiC B_4C , WC

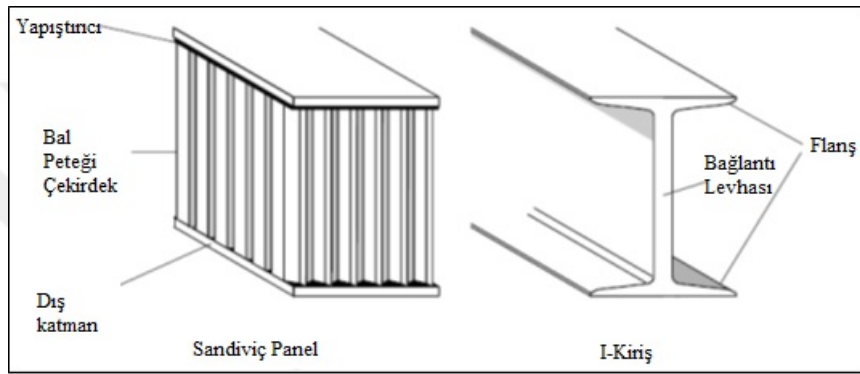
Bunlara örnek olarak süper iletken mıknatıslar için bakır bir matristeki Nb-Ti filamentleri, kesici alet ve petrol sondaj uçları olarak kullanılan tungsten karbür (WC)/kobalt(Co) parçacıklı kompozitler ve uzay, otomotiv ve termal yönetim uygulamalarında kullanılan SiC parçacık takviyeli Al matris kompozitler verilebilir (Chawle, 1993).

2.3 Sandviç Kompozitler

Sandviç yapı genel olarak dış kısımdaki mukavim bir yüzey materyalinin iç kısımdaki hafif çekirdek malzemeye yapıştırılmasıyla elde edilir. Çekirdek malzeme ve yüzey malzemesi ile birlikte üretim yapılabileceği gibi kompozit detayların ayrı

üretip çekirdek malzemeye daha sonra yapıştırılmasıyla da elde edilebilir. (Campbell, 2010).

Sandviç yapılar havacılık ve uzay endüstrisinde, gösterdikleri yüksek sertlik ve yüksek mukavemet ağırlık oranıyla yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu sandviç sistemin davranışı eğilme yüklerini (çekme ve bası) destekleyen yüzey malzemesi ve yük uygulandığı durumlarda kesme kuvvetlerini aktaran I kiriş gibidir. Bu I kiriş yapısı Şekil 2.12’de gösterilmiştir (Campbell, 2010).



Şekil 2.12 Karşılaştırmalı sandviç panel yapısı ve I kiriş (Hexcel Composites, 1999)

Sandviç kompozitlerde çekirdek malzemenin kalınlığının 2 katına çıkarılması, yüzde 3 ağırlık artışı ile sertliği 7 katına çıkarmaktadır. Çekirdek malzemenin kalınlığı 4 katına çıktığında yüzde 6 ağırlık artışına nazaran sertlikte 37 kat bir artış oluşmaktadır. Bu durum Şekil 2.13’de gösterilmektedir. Bu özelliği ile sandviç kompozitler yaygın olarak kullanılmakta ve tercih edilmektedir (Campbell, 2010).

	Rigid Malzeme	Sandviç Yapı	Kalın Sandviç Yapı
Sertlik	1.0	7.0	37.0
Bükülme Mukavemeti	1.0	3.5	9.2
Ağırlık	1.0	1.03	1.06

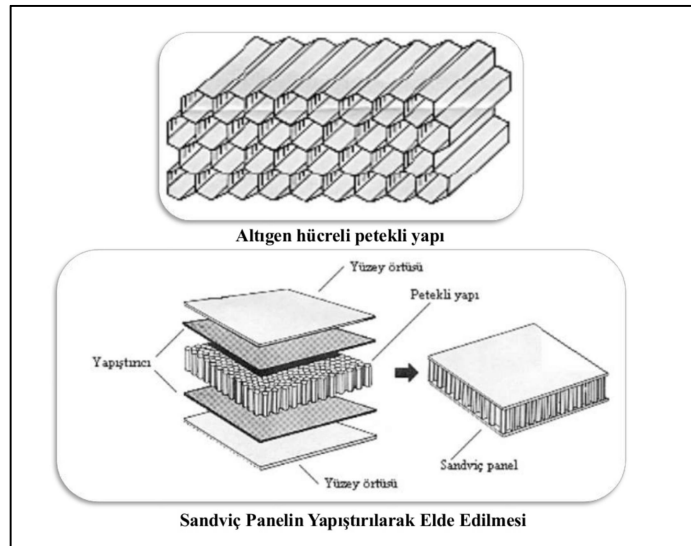
Şekil 2.13 Sandviç yapının verimi (Campbell, 2010)

2.3.1 Çekirdek

Çekirdek malzemeler sandviç yapılı kompozitlerde iki ince kabuk malzeme arasına kullanılan kalın yapılardır. Çekirdek malzemelerin yapı içinde kullanım amacı hafif boşluklu yapılar ile düşük ağırlık yüksek direngenliğe sahip yapılar oluşturmaktır. Çekirdek malzemeler kabuk malzemelere alt ve üst yüzeylerinde yük aktarımını sağlayabilecek yüksek mukavemetli bağlayıcı kimyasallar ile birleştirilir (Campbell, 2010).

Çekirdek malzemeler hücresel ve yapısal olmak üzere iki ana kategoride sınıflandırılır. Hücresel çekirdek yapılar yan yana boşluklu hücre biçiminde duvar ile çevrili tekrar eden üretilir. Bu hücreler ile direngenlik sağlanırken boşluklu yapı ile de hafiflik elde edilir. Hücresel köpük yapısı metal ve polimer köpükler, balsa ağacı ve bal peteği yapısal uygulamalarında çok yaygındır (Arıkan,2019).

Ağ yapılı çekirdekler, katı bir malzemedan yapılmış sürekli bir ağ yapısına sahip yapısal sistemlerdir. Bu ağ yapısı kayma kuvvetlerinin kompozit katmalardan aktarılmasını sağlarlar. Şekil 2.14’de sandviç yapının oluşumu gösterilmiştir. Çekirdek yapılar tek başlarına kullanıldıkları zaman zayıf yapılardır (Arıkan, 2019).



Şekil 2.14 Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi (Slideshare, 2000)

2.3.2 Kabuk

Yaygın olarak kullanılan yüzey tabaka malzemeleri, alüminyum, cam, karbon ve aramiddir. Tipik bir sandviç yapıda, çekirdek yoğunlukları 16 ila 480 kg/m³ arasında değişirken yüzey tabakaları çekirdek yapılara nispeten daha ince olarak 0,25 ila 3 mm arasında değişir (Campbell, 2010).

2.4 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

Her malzeme birbirinden ayrı fiziksel, mekanik ve işleme özelliklerine sahiptir ve bu nedenle malzemeyi nihai şekle dönüştürmek için uygun bir üretim tekniği kullanılmalıdır. Şekil 2.15’de sandviç kompozitin havacılık alanında kullanımı gösterilmiştir. Bir üretim yöntemi bir malzeme için uygun olabilirken başka bir malzeme için uygun olmayabilir. Örneğin ahşap malzemeyi işlemek çok kolaydır, bu nedenle ahşap bir kütüğü son şekline getirmek için sıklıkla işleme kullanılır. Seramik parçaların ise işlenmesi zordur ve bu nedenle genellikle sıcak presler kullanılır. Kompozitlerde, standart boyutlu tabakaların veya boşlukların işlenmesi yaygın değildir ve lifleri kestiği ve liflerde süreksizlik yarattığı için kaçınılmıştır (Campbell, 2010).



Şekil 2.15 Sandviç kompozit kullanım alanları (Campbell, 2010)

Tasarım ve imalat mühendisleri için bir parçanın üretimi için doğru imalat sürecini seçmek temel bir zorluktur, bunun nedeni tasarım ve imalat mühendislerinin

parçayı imal etmek için hammadde ve işleme teknikleri açısından çok fazla seçeneğe sahip olmalarıdır. Bir prosesin seçimi, uygulama ihtiyacına bağlıdır. Bir yöntem seçimi için kriterler, parçanın üretim oranı, maliyet, dayanıklılık ve büyüklük ve şekli gereksinimlerine bağlıdır (Mazumdar, 2002).

Otomotiv uygulamaları için elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üretimi ve tasarımı, uçak uygulamaları için olanlardan önemli ölçüde farklıdır. Bu fark, havacılık parçaları için yılda üretim birkaç yüz parça iken, otomotiv bileşenleri için saatte 100 ila 200 parça arasında değişen üretim hacmidir (Mallick, 1988).

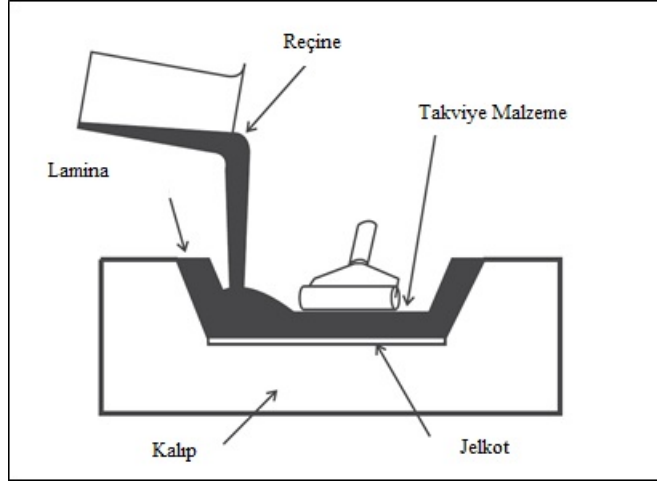
Görüldüğü gibi kompozit üretim yönteminin ve aşamalarının belirlenmesi başlı başına bir mühendislik alanıdır. Aynı yöntemin farklı alanlarda kullanılması ile işçilik ve kalite faktörleri büyük oranda değişmekte; bütün bu değişim faktörlerinin detaylı olarak incelenmesi gerekmektedir.

Tez kapsamında kompozit üretim yöntemlerinin başlıcaları olan elle tabaklama, sprey püskürtme, vakum çantalama, otoklav, reçine transfer kalıplama, vakumla reçine infüzyon yöntemi ve bant sarma yöntemlerine değinilmiştir.

2.4.1 Elle Tabakalama

Islak serpmeye olarak da adlandırılan el yerleşimi tekniği, en basit ve en yaygın kullanılan üretim yöntemidir. Temel olarak, kuru takviyelerin kalıba manuel olarak yerleştirilmesini ve daha sonra reçinenin uygulanmasını içerir. Daha sonra, ıslanmış kompozit de homojen reçine dağılımını ve hava ceplerinin çıkarılmasını kolaylaştırmak için el silindirleri kullanılarak haddelenir (Barbero, 2009).

Şekil 2.16’da gösterilen işlem istenen kalınlığa ulaşılan kadar tekrarlanır. Katmanlı yapı daha sonra kürlenir. Stiren gibi uçucuların emisyonu, diğer açık kalıp yöntemlerinde olduğu gibi yüksektir. El yerleştirme işlemi dört temel aşamaya ayrılabilir: kalıp hazırlama, jel kaplama, yerleştirme ve kürlenme (Barbero, 2009).



Şekil 2.16 Elle tabaklama gösterimi (Barbero, 2009)

2.4.2 Sprey püskürtme yöntemi

Püskürtme işlemi, ıslak serme işlemine benzer, fark kalıbın üzerine lif ve reçine malzemelerini uygulama yönteminde bulunur. Islak serme işleminde emek yoğunudur, çünkü takviyeler ve reçine malzemeleri elle uygulanmaktadır. Püskürtme işleminde, saatte 1000 ila 1800 lb malzeme kapasiteli reçine ve takviyeler uygulamak için bir püskürtme tabancası kullanılmaktadır. Bu işlemde, doğranmış cam elyafı ve reçine / katalizörü kalıba dökmek için bir püskürtme tabancası kullanılmaktadır. Püskürtme işleminde bir püskürtme tabancası kullanılarak saate 450 ila 800 kg reçine ve takviye uygulanabilir. Şekil 2.17’de yöntem gösterilmiştir. Tabanca aynı anda sürekli elyaf fitillerini önceden belirlenmiş bir uzunlukta (10 ila 40 mm) keser ve bir reçine / katalizör spreyi vasıtasıyla kalıba püskürtür. Püskürtme işlemi, ıslak yerleştirme işleminden çok daha hızlıdır ve daha ucuz bir cam elyafı olan fitiller kullandığından daha az pahalı bir seçimdir (Mazumdar, 2002).

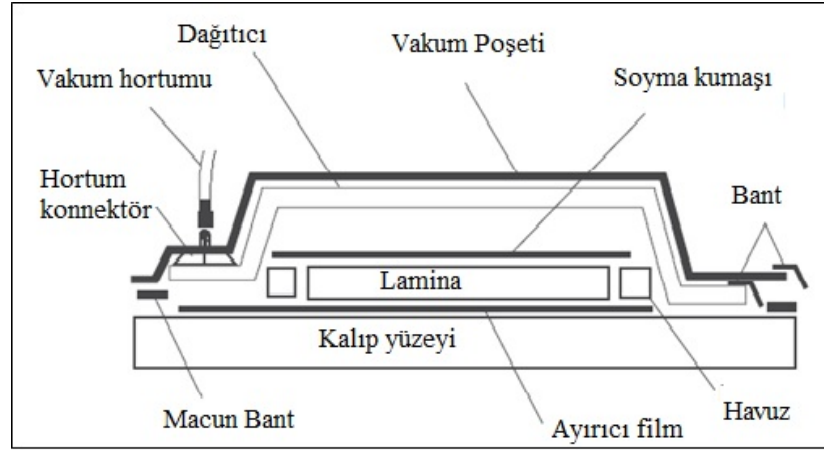


Şekil 2.17 Kırpılmış cam fiber ile üretim (Mazumdar, 2002)

2.4.3 Vakum Bag

Vakumlu torbalar, büyük, yüksek kaliteli, düşük maliyetli kompozit parçaların üretimine izin vermektedir. Vakumlu torbalamanın ana avantajları, vakumlama ve sertleştirme ekipmanının çeşitli parçalar için kullanılabilmesidir. Torba kalıplama ile yapılabilecek parçanın boyutu, sadece sertleştirme fırını veya otoklavın boyutu da dahil olmak üzere, sertleştirme ekipmanı ile sınırlıdır. Bununla birlikte, parçanın kalitesi işçinin becerisine bağlıdır (Barbero, 2009).

Laminat kürlenmeden önce uygulanan muntazam bir basınç, elyafların yerleşmesini ve fazla reçine, hava ve uçucu maddelerin matristen uzaklaştırılmasını geliştirir. Basınç, esnek bir diyafram veya torba yardımıyla uygulanmaktadır (Şekil 2.18).



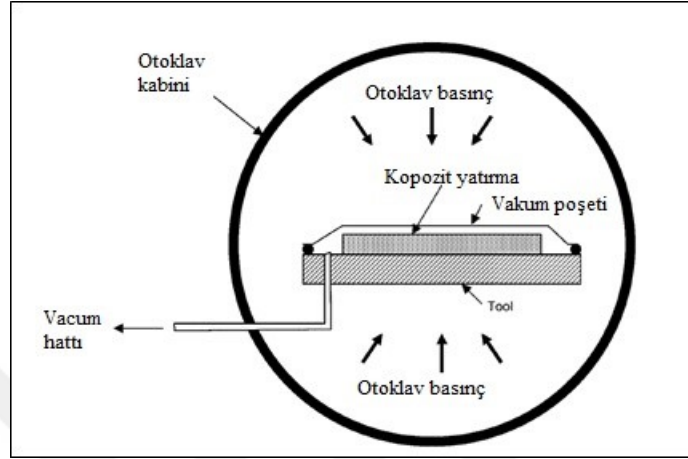
Şekil 2.18 Vakum çantalama yöntemi (Barbero, 2009)

Laminalar bir kalıp içine serilir ve reçine yayılmaktadır. Laminanın kalıba veya havalandırmaya yapışmasını önlemek için her iki tarafında ayırıcı film veya bir ayırıcı madde kullanılmaktadır. Bazen, daha sonra yapışmayı (ikincil yapıştırma) arttırmak için yüzeye bir baskı veya desen bırakmak için bir soyma tabakası kullanılmaktadır. Havalandırma / hava alma kombinasyonu vakumu dağıtmaya yardımcı olmaktadır ve uçucu maddeleri ve fazla reçineyi vakum portuna yönlendirmektedir. Laminat daha sonra kalıbı mükemmel bir şekilde kapatan esnek bir torba ile kaplanmaktadır. Daha sonra vakum uygulanır ve parça ısı ve basınçla kürlenmektedir. Torbanın altına vakum uygulandığında, atmosferik basınç laminat üzerinde eşit olarak hareket etmektedir. Vakum yapıdaki kalıntı çözücü, sıkışmış hava veya reçinenin düşük molekül ağırlıklı bileşenleri gibi fazla uçucu bileşiklerin geri çekilmesine yardımcı olmaktadır. Bu işlemlerden sonra malzemeler istenilen şekle gelmiş bir yapı halini almaktadır. Laminata basınç uygulamak için üç temel yöntem vardır: basınç torbası, vakum torbası ve otoklav işleme, son ikisi en popüler yöntemlerdir (Barbero, 2009).

2.4.4 Otoklav

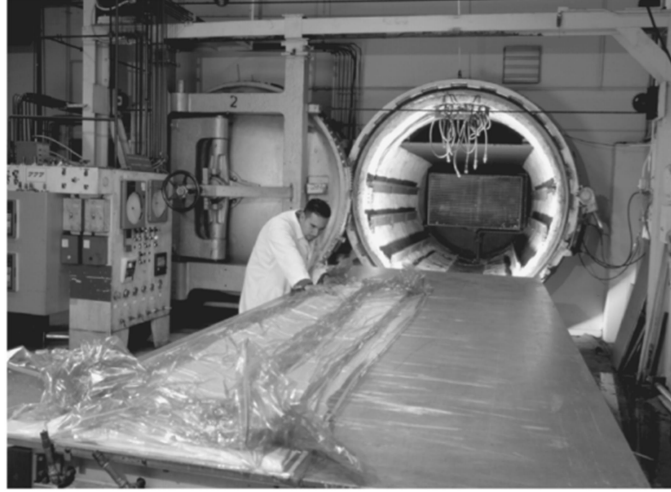
Otoklavlar, kompozitin yapının işlenmesi sırasında sıkıştırılmış gaz kullanan basınçlı kaplardır. Yüksek kaliteli, karmaşık parçaların üretiminde kullanılırlar. Şekil 2.19'da otoklav yöntemi şematik gösterimi gösterilmiştir. Yöntem, büyük parçalar ve

orta üretim adetleri için iyidir. Kompozitlerin otoklavla işlenmesi, vakum torbası tekniğinin bir uzantısıdır, vakumla mevcut olandan daha yüksek basınç sağlamaktadır ve daha fazla sıkıştırma ve boşluk giderme sağlarlar (Barbero, 2009).



Şekil 2.19 Otoklav yöntemi şematik gösterimi (Barbero, 2009)

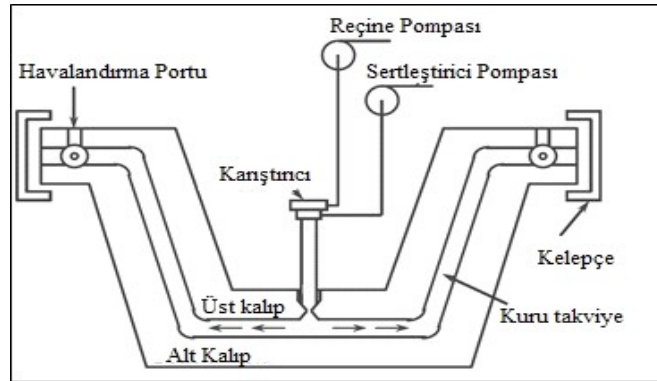
Kompozit parça bir vakum torbasına konulmakta ve kapatılmaktadır. Torbanın içine tam veya kısmi vakum çekilmektedir ve torbanın dışına atmosfer basıncından daha yüksek gaz basıncı uygulanmaktadır. Daha sonra sıcaklık, polimerin sertleşmesini başlatmak için yükseltilmektedir. Yüksek sıcaklık ayrıca polimerin viskozitesini azaltmaktadır, polimerin kompozitin takviyesine nüfuzuna ve yapının yerleşmesine yardımcı olmaktadır. Şekil 2.20’de uzay sanayinde kullanılan otoklav cihazı gösterilmiştir (Barbero, 2009).



Şekil 2.20 Uzay sanayinde kullanılan otoklav cihazı (Barbero, 2009)

2.4.5 Reçine Transfer Kalıplama

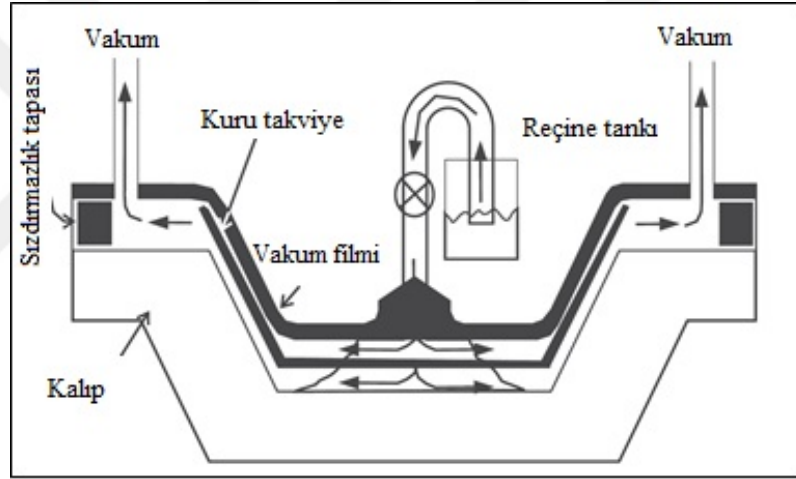
Reçine transfer kalıbı (RTM), reçine girişini sağlayan ve havanın kaçmasına izin veren çıkışları olan bir kalıp kullanılmaktadır. Bu kalıp Şekil 2.21’de gösterilmiştir. Sıvı reçine, giriş yoluyla kalıba pompalanmaktadır, fiberler ıslatılmaktadır ve kalıp boşluğu doldurulmaktadır. Kalıp dolduğunda, reçine kaynağı çıkarılmaktadır, kalıp girişleri ve çıkışları kapatılmakta ve reçineyi kürleştirmek için ısı uygulanmaktadır. Reçine tamamen sertleştikten sonra kalıp açılmakta ve üretilen kompozit kısım çıkarılmaktadır (Barbero, 2009).



Şekil 2.21 Reçine transfer kalıplama yöntemi (Barbero, 2009)

2.4.6 Vakumla Reçine İnfüzyon Yöntemi

Vakum destekli reçine transfer kalıplamada (VARTM), vakum kalıbın çıkışına uygulanmakta ve reçine kalıba sadece vakumla çekilmektedir. İşlem Şekil 2.22’de gösterilmektedir. Reçine emdirilmiş takviyeye uygulanan basınç, uygulanan vakum ile vakum torbasının açıkta kalan yüzeyine etki eden atmosferik basınç arasındaki basınç farkından kaynaklanmaktadır. Basınç yerine vakum uygulandığından, kalıbın yarısı (dişisi ya da erkeği) bir vakum torbası ile değiştirilebilmektedir. Reçine akışı, kalıba veya vakum torbasının altına yerleştirilmiş bir mikro boşluklu dağıtıcı ile desteklenebilir (Barbero, 2009).

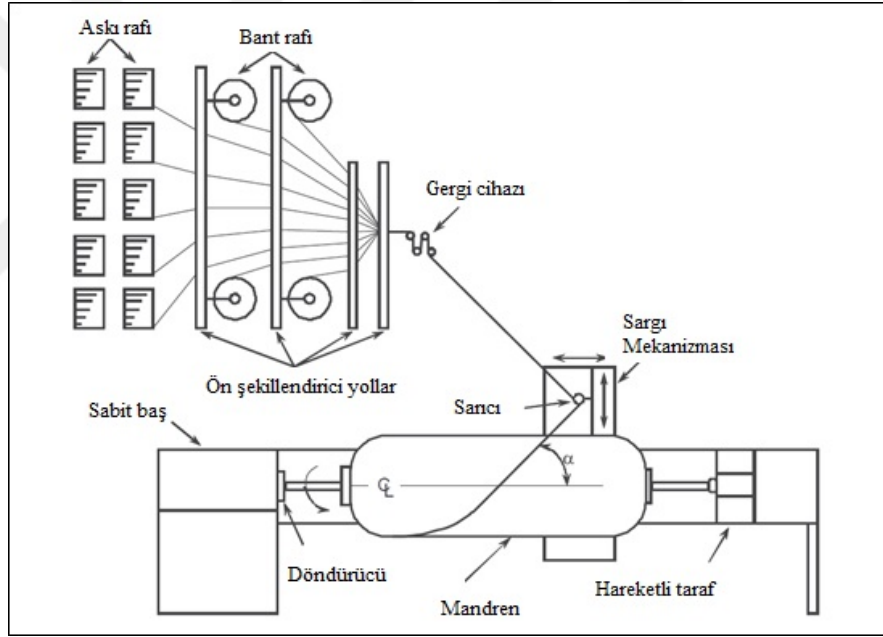


Şekil 2.22 Vakum destekli reçine transfer kalıplama yöntemi (Barbero, 2009)

Basınç farkı geleneksel RTM’de kullanılan basınçtan çok daha düşük olduğundan ve sertleştirme yaygın olarak ortam sıcaklığında yapıldığı için, kalıbın maliyeti önemli ölçüde azaltılabilmektedir. Basıncılı reçine transfer kalıplamada ihtiyaç duyulan ağır çelik kalıplar, ahşap, epoksi veya hafif çelikten yapılmış daha hafif kalıplarla değiştirilebilmektedir. Bu işlem için döngü süreleri, büyük karmaşık parçalar için dakikalar ile saatler arasında değişmektedir. VARTM'nin tipik uygulamaları arasında tekne gövdeleri ve benzeri büyük ve karmaşık parçalar bulunmaktadır (Barbero, 2009).

2.4.7 Bant Sarma Yöntemi

Bu işlemle üretilen şekillerin çoğu, borular, silindirler ve küreler gibi dönel yüzeylerdir. Filaman sargısında, yüzey kaplanana ve gerekli kalınlık elde edilene kadar mandrel üzerine fitil gibi sürekli takviyeler sarılmaktadır. Ham madde olarak reçine ve fiberin kullanıldığı işlem oldukça otomatikliği uygun ve düşük el işçiliği istemektedir, bu yüzden üretim maliyetleri düşüktür. Mandrenin önceden programlanmış dönüşü ve dağıtım gözünün yatay hareketi, helisel sarım makinesinin en basit çalışma şekli olan Şekil 2.23'de gösterilen helisel deseni üretmektedir (Barbero, 2009).



Şekil 2.23 Bant sarma yöntemi (Barbero, 2009)

Filament sarma işleminin üç ana çeşidi vardır;

- Islak sargı; kuru takviyenin sarımdan hemen önce bir sıvı reçine ile birleştirildiği yöntemdir.

- Islak haddelenmiş prepreg sargı; kuru prepreg takviyenin sarımdan önce kullanılmak üzere reçinelenip sargı halinde kullanıma hazır bekletildiği yöntemdir.
- Çekme sargısı; takviye malzemesi olarak tedarikçiden hazır alınan reçineleme işlemi yapılmış bir malzemenin kullanıldığı yöntemdir.

Filament sargı imalatçılarının çoğu, hem ıslak sargı hem de ıslak haddelenmiş prepreg için kendi reçine sistemlerini formüle etmektedir (Campbell, 2010).



BÖLÜM ÜÇ

MALZEME VE YÖNTEM

Tez kapsamında deneysel çalışma yapılabilmesi için lamina ve sandviç olmak üzere iki tip kompozit numune üretilmiştir. Bu numunelerin üretimi sırasında tümünde termoplastik reçine kullanılmıştır. Takviye malzemesi olarak kevlar ve karbon kumaşlar, sandviç yapılarda içe çekirdek malzemesi olarak PET köpük kullanılmıştır.

Malzemeler, vakum destekli reçine infüzyon yöntemi ile üretime uygundur. Bu yöntemde kullanılan malzemelerin hepsi bir kalıp ortamında birleştirilmesi yapılarak vakumlanmıştır. Bu oluşan vakum yardımıyla reçine kompozit yapıya emdirilmiştir.

Üretimi yapılan kompozit parça ön yükleme deneyine uygun olacak şekilde kesilir ve 150x150 mm numuneler oluşturulur. Bu numunelere özel olarak tasarlanan ön yükleme aparatı ile ön yükleme verilir ve darbe testi yapılmıştır.

3.1 Malzeme

3.1.1 Reçine

Çalışma kapsamında Fibermak Composite firmasından alınan epoksi reçine ve sertleştirici kullanılmıştır. Reçine ve sertleştiricinin kodu sırasıyla F-1564 ve F-3484'dir. F-1564 reçine düşük vizkositesi ve yüksek esnekliği ile lamine üretim yöntemlerinin kullanıldığı endüstriyel uygulamalarda kullanılmaktadır. Epoksi reçine, reçine transfer kalıplama, ıslak yatırma ve ip sarma yöntemleriyle de kullanılmaktadır Tablo 3.1 ve Tablo 3.2'de reçine ve sertleştiricinin kimyasal, fiziksel mekanik özelliklerine değinilmiştir.

Tablo 3.1 Termoplastik reçinenin kimyasal ve fiziksel özellikleri (Fibermak Composite, 2020)

	F-11564	F-13487
Viskozite 25°C	1250-1450 [mPA s]	30-70 [mPA s]
Yoğunluk 25°C	1.1-1,2 [g/cm ³]	0,98-1 [g/cm ³]
Epoxy İndeks	5,8-6,05 [Eq7kg]	9,30-10,20 [Eq7kg]
Berraklık	Temiz sıvı	Temiz sıvı

Tablo 3.2 Termoplastik reçinenin mekanik özellikleri (Fibermak Composite, 2020)

Mekanik Özellikleri		
Çekme Gerilimi	80°C 8 Saat	70-75 MPa
Çekme Modülü	80°C 8 Saat	2850-3000 MPa
Eğilme Gerilimi	80°C 8 Saat	110-125 MPa
Eğilme Modülü	80°C 8 Saat	2800-3000 MPa

Epoksi reçinelerin kürlenmesi için ve kullanıldığı yerde verimi için sıcaklık önemli bir faktördür. Tablo 3.2’de kürleşme için sıcaklık bilgisi ve elde edilen mekanik özellikler belirtilmiştir.

Epoksi esaslı kompozitler oda ve yüksek sıcaklıklarda iyi performans sağlar. Epoksiler 200 ila 250 ° F sıcaklıklara kadar iyi çalışabilir ve 400 ° F'ye kadar iyi performans gösterebilen epoksiler vardır. Yüksek sıcaklık ve yüksek performanslı epoksiler için maliyet artar, ancak iyi kimyasal ve korozyon direnci sağlarlar (Mazumdar, 2002).

Reçine ve sertleştirici oda sıcaklığında Tablo 3.3’de belirtilen ağırlık karışım oranına uygun olarak karıştırılır. Vakum destekli reçine infüzyon yönteminde kullanılmak üzere hazır hale getirilir.

Tablo 3.3 Karışım oranı (Fibermak Composite, 2020)

Karışım Oranı		
	Ağırlık Oranı	Hacim Oranı
F-11564	100	100
F-13487	34	41

3.1.2 Karbon Kumaş

Numuneler hazırlanırken Fibermak Composite firmasından alınan mekanik özellikleri Tablo 3.4’de gösterilen karbon kumaş kullanılmıştır.

Karbon fiber en iyi özellik kombinasyonunu sunar, ancak cam veya aramidden daha pahalıdır. Karbon fiber düşük bir yoğunluğa ve düşük bir termal genleşme katsayısına (CTE) sahiptir ve iletkenidir. Yapısal olarak çok verimlidir ve mükemmel yorulma direnci gösterir. Ancak kırılıgandır (yüzde ikiden daha az gerilme-bozulma) ve düşük darbe direnci gösterir. İletken olduğundan, anodik özelliği fazla olan metalle (alüminyum gibi) doğrudan temas ettirildiğinde galvanik korozyona neden olur (Campbel, 2020).

Karbon ve grafit fiberler, 2000 ila 7000 MPa ve 4 ila 21 GPa’lık modüller ile geniş bir mukavemet ve sertlik aralığında mevcuttur. Bu geniş özellik yelpazesi ile karbon fiber genellikle yüksek mukavemetli, ara modül veya yüksek modül olarak sınıflandırılmaktadır. Hem karbon hem de grafit lifler, çekme adı verilen bükülmemiş demetler halinde üretilmektedir. Ortak çekme boyutları 1k, 3k, 6k, 12k ve 24k’dır, burada k 1000 lif demektir. İmalattan hemen sonra, karbon ve grafit elyaflar normal olarak polimerik matrise yapışmalarını arttırmak için yüzey işlemden geçirilmektedir (Campbel, 2020).

Tablo 3.4 Karbon fiber mekanik özellikleri (Fibermak Composite, 2020)

Mekanik Özellikler	Değer	Birim	Test Yöntemi
Yoğunluk	1,79	g/cm ³	JISR 7601
Çekme Dayanımı	4410	MPa	JISR 7601
Çekme Modülü	235000	MPa	JISR 7601

3.1.3 Aramid Kumaş

Numuneler hazırlanırken Fibermak Composite firmasından alınan mekanik özellikleri Tablo 3.5’de gösterilen aramid kumaş kullanılmıştır.

Tablo 3.5 Aramid fiber mekanik özellikleri (Fibermak Composite, 2020)

Mekanik Özellikler	Değer	Birim	Test Yöntemi
Yoğunluk	1,4	g/cm ³	JISR 7601
Çekme Dayanımı	700	MPa	JISR 7601
Çekme Modülü	102000	MPa	JISR 7601

Aramid elyaf (Kevlar), düşük bir yoğunluğa sahip ve son derece sert olan, yüksek gerilme mukavemetine sahip olmak için mükemmel hasar sergileyen ancak sıkıştırmada zayıf performans gösteren organik bir elyafır. Ultraviyole ışığa da duyarlıdır ve uzun süreli servis için sadece 150°C'den düşük sıcaklıklarda kullanılmalıdır. Başka bir organik elyaf, Spectra gibi ultra yüksek moleküler ağırlıklı polietilenden yapılır. Mükemmel radar şeffaflığı ve düşük dielektrik sabiti ile düşük bir yoğunluğa sahiptir. Düşük yoğunluğu nedeniyle, oda sıcaklığında çok yüksek özgül mukavemet ve modül sergilemektedir (Camphel, 2020).

3.2 Kullanılan Cihazlar

Numunelerin üretimi ve test edilmesi sırasında kullanılan cihazlar aşağıdaki gibidir.

- Kompozit üretim masası
- Ön yükleme cihazı
- Strengçe
- Veri okuyucu
- Darbe cihazı

3.2.1 Kompozit Üretim Masası

Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümü kompozit üretim laboratuvarında kompozit üretimi için özel olarak tasarlanmış olan bir masa kullanılarak üretim yapılmıştır. Masa üzerindeki kontrolcü ile reçinenin kürleşmesi için gerekli olan sıcaklık istenen süre boyunca masa içerisinde bulunan termal ısıtıcılar ile verilmiştir. Masanın oda sıcaklığından 100°C'ye kadar ısıtılabilir. 47

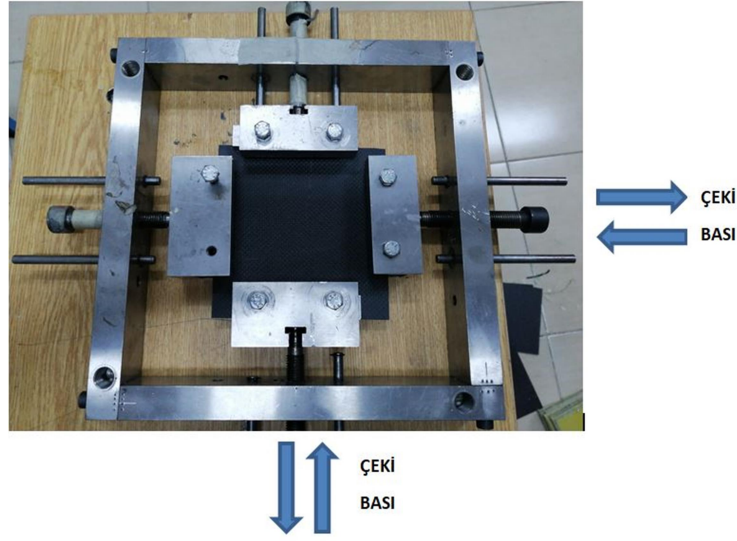
Masada ilave olarak vakum cihazı bulunmaktadır. Bu cihaz yardımı ile vakum destekli kompozit üretimine imkân sağlamaktadır. Şekil 3.1’de kompozit üretim masası gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Kompozit üretim masası (Kişisel arşiv, 2020)

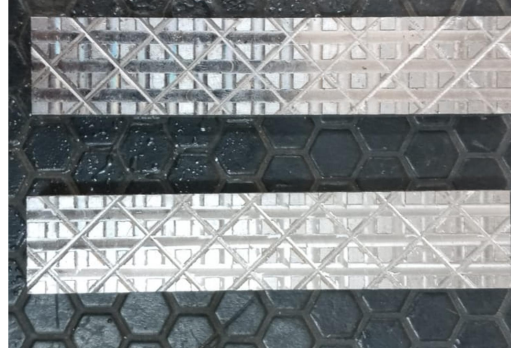
3.2.2 Ön Yükleme Cihazı

Çalışmalarda üzerinde yoğunlaşarak irdelenen konu kompozit numunelerin düşük hızlı darbe davranışlarının incelenmesidir. Deneylerin yapımından numunelere ön yükleme uygulanabilmesi için tasarımı ve üretimi özel yapılmış olan ön yükleme cihazı kullanılmaktadır. Kullanılan cihaz Şekil 3.2’de gösterilmektedir.



Şekil 3.2 Ön yükleme aparatı (Kişisel arşiv, 2020)

Ön yükleme cihazı tasarımı itibariyle numunelere iki düzlemde kuvvet uygulayacak şekildedir. Cihazda bulunan dört adet çene yardımıyla kompozit numune bağlanır. Bu çeneler uygulanan kuvvetler sırasında numunenin kayması önlenmesi için üzerinde Şekil 3.3’de gösterilen birbirine dik kanallar bulundurmaktadır. Bu kanallar yardımıyla numune iki çene arasında tutulmaktadır.



Şekil 3.3 Tutunmayı sağlayan kanallı tasarım (Kişisel arşiv, 2020)

Numune üzerine uygulanan kuvvetlerin hesaplanmasında temel mukavemet formülleri kullanılmıştır. Cihaz üzerindeki cıvataların döndürülmesi ile numune üzerinde çeki ve bası kuvvetleri uygulanmaktadır. Bu değerlerin buluna bilmesi için cıvata üzerinde oluşan gerilmelerden faydalanılmıştır. Cıvataların çapları ve malzemesine bağlı elastise modülü değerleri bilinmektedir. Bilinen bu değerler ile

aşağıdaki temel mukavemet formülleri kullanılarak, uygulanan kuvvet hesaplanmıştır. Elde edilen uzunluktaki değişim bilinen değer ilk boya bölünerek birim şekil değiştirme miktarı bulunmuştur. Cıvata malzemesi için elastise modülü değeri malzeme kataloglarından elde edilmiştir. Elastise modülü ve birim şekil değiştirme miktarı belirlendikten sonra cıvata üzerindeki gerilme hesaplanmıştır. Gerilmenin cıvatanın kesit alanına bölünmesiyle cıvata üzerinde oluşturulan kuvvet değeri hesaplanmıştır.

$$\varepsilon = \frac{\delta}{L_0} \quad (3.1)$$

ε = birim şekil değiştirme

δ = uzunluktaki değişim (mm)

L_0 = ilk uzunluk (mm)

E = Elastise modülü

$$\sigma = E * \varepsilon \quad (3.2)$$

σ = Gerilme (Mpa)

F = Uygulanan kuvvet (N)

A = Kesit alan (mm^2)

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (3.3)$$

$$F = E * \varepsilon * A \quad (3.3)$$

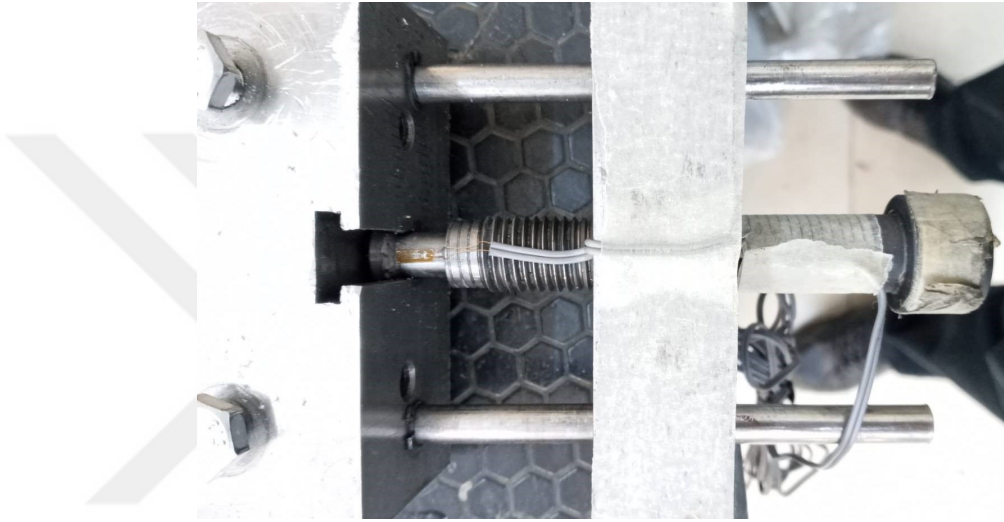
Çalışmanın yapıldığı cıvata milinin çapı 9,8 mm ve elastise modülü 200 GPa'dır.

250 μ için kuvvet değeri 98,2 kN'dur.

3.2.3 Strengçe

Strengçler kullanıldıkları bölgelerdeki kuvveti, basıncı, gerilimi ve ağırlığı ölçmek için kullanılan ölçüm aparatlarıdır. Numune üzerindeki oluşturulan etkinin numunedeki değişimini elektriksel direnç cinsinden ölçümünü gerçekleştirir. Dirençte meydana gelen değişikliğin gerilme cinsinden karşılığı bulunmuştur.

Strengeler ile uzama ölçüleceği gibi daralmada ölçülebilmektedir. Farklı yönlerden etki eden kuvvetlere göre tasarımı yapılmış strengelerde bulunmaktadır. Şekil 3.4’de cihazda kullanımı gösterilmiştir. Cıvatalar döndürüldükçe numune üzerinde çekme ve basma yönünde kuvvetler etki etmeye başlamaktadır. Oluşan bu kuvvetler cıvata kesitinde uzama ve daralmaya sebep olmaktadır. Bu uzama ve daralmanın ölçümü strengelerde oluşan gerilme farklılıkları yardımıyla ölçülmektedir.



Şekil 3.4 Strengeli bağlantısı (Kişisel arşiv, 2020)

3.2.4 Veri Okuyucu

Strengelerden alınan elektriksiz değerlerin uzama cinsinden karşılığını görmek için kullanılan cihazlardır.

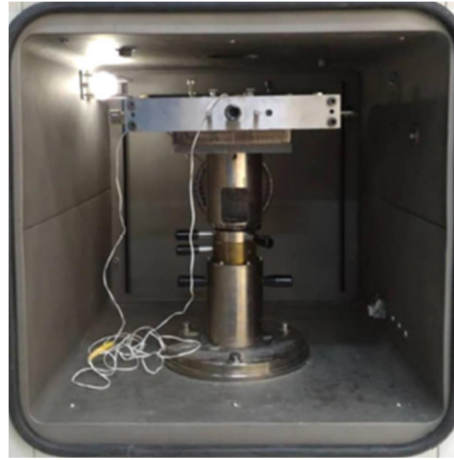
3.2.5 Darbe Cihazı

Dokuz Eylül Üniversitesi, Makine Mühendisliği bölümündeki CEAST Fractovis Plus marka darbe cihazı ile deneyler yapılmıştır. Cihaz prensip olarak numunelere ağırlık düşürerek çalışmaktadır. Cihaz ile elde edilen darbe enerji değerleri 1800 Joule değerine kadar ulaşmaktadır. Numunelere uygulanan düşük hızlı darbe deneylerinde numune üzerinde geri sekmenin oluşması ile tekrarlı darbe oluşmasına karşı cihazda geri sekmeyi önleyen bir koruma bulunmaktadır. Şekil 3.5’de cihaz gösterilmektedir.



Şekil 3.5 CEAST Fractovis Plus marka darbe cihazı (Kişisel arşiv, 2020)

Cihaz kabin içerindeki sıcaklığını -100°C ile 150°C arasında ayarlayarak iklimlendirmeyi sağlamaktadır. Cihazın bu özelliği sayesinde deneylerin yapımında sıcaklık bir girdi olarak incelenebilmekte ve istenilen sabit sıcaklıkta deneyler gerçekleştirilebilmektedir. Şekil 3.6’da iklimlendirme özellikli kabin gösterilmektedir.



Şekil 3.6 CEAST Fractovis Plus marka darbe cihaz iklimlendirme kabini (Kişisel arşiv, 2020)

Deneyler yapılırken Şekil 3.7’de gösterilen darbe ucu olarak yarı küresel uç kullanılmıştır. Kullanılan uç 626 gr ağırlığa ve 12,7 mm çapa sahiptir. Bu uç kullanılarak yapılan darbe deneyi sonucunda temas kuvveti, yer değiştirme, enerji ve zaman değişim değerleri istenen sıklıkta veri olarak kaydedilebilmektedir.



Şekil 3.7 Darbe ucu (Kişisel arşiv, 2020)

3.3 Yöntem

3.3.1 Üretim

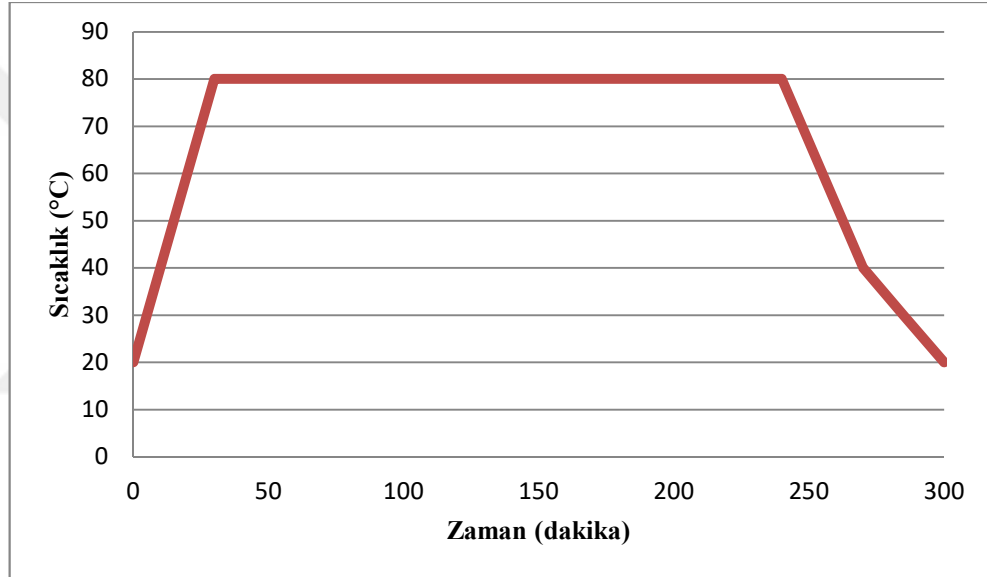
Çalışmada kullanılacak olan numunelerin üretilmesi için vakum destekli infüzyon yöntemi kullanılmıştır. Yöntemde kullanılacak kalıp ve kürleşmeyi sağlayacak ısı Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümü kompozit üretim laboratuvarındaki özel olarak tasarlanmış kompozit üretim masasında yapılmıştır

Laminalı numuneler $[0/90]_6$ oryantasyonunda karbon woven ve $[0/90]_4$ oryantasyonunda kevlar woven kumaş kullanılarak üretilmiştir. Sandviç numuneler ise $[(0/90)_3/PET/[(0/90)_3]$ oryantasyonunda karbon woven ve $[(0/90)_2/PET/[(0/90)_2]$ oryantasyonunda kevlar woven kumaş kullanılarak üretilmiştir.

Kompozit üretiminden sonra deneylerin gerçekleştirilmesi için numuneler darbe deneyi için uygun boyutlarda hazırlanmıştır. Darbe cihazı ile numunelerin 10J, 20J,

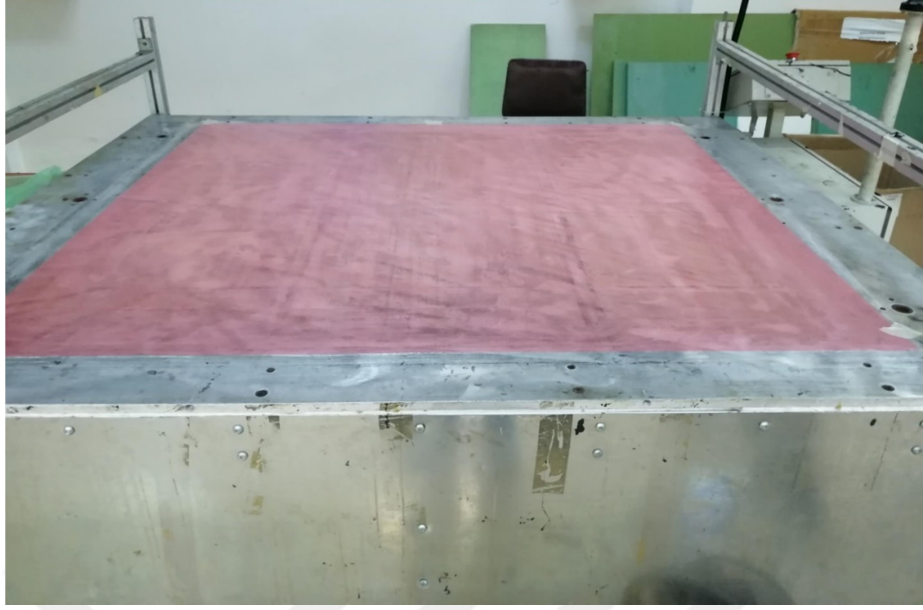
ve 30J de 23°C oda sıcaklığında ASTM D3763 standartına göre düşük hızlı darbe deneyleri gerçekleştirilmiştir.

Masa bünyesinde kürleşmeyi sağlamak için kontrolcü üzerinden sıcaklık kontrolü sağlanan termal rezistansları bulunmaktadır. Bu sayede istenilen sıcaklık ve istenilen sürede reçinenin kürleşmesi sağlanmakta ve mekanik özellikleri kontrol edilmektedir. Masanın zamana bağlı sıcaklık grafiği Şekil 3.8’de verilmiştir. Numunelerin üretimi sırasında ise 9 saat boyunca 80°C’de reçinenin kürlenmesi sağlanmıştır.



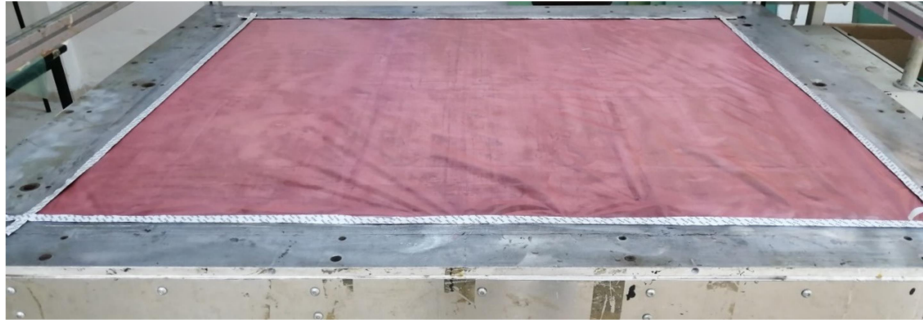
Şekil 3.8 Sıcaklık zaman grafiği (Kişisel arşiv, 2020)

Vakum destekli reçine infüzyon yönteminde üretim aşaması aşağıdaki gibidir. Masanın üzerini reçine ile ara yüzey görevi görecektir bir teflon film ile kaplanır ve bu sayede reçinenin masa üzerine yapışması engellenmiş olur. Yapışmayı engellemek için yapılan teflon film masa ile birlikte Şekil 3.9’da gösterilmiştir.



Şekil 3.9 Teflon film kaplama (Kişisel arşiv, 2020)

Daha sonrasında vakum esnasında sızdırmazlığın sağlanması için yarısı masa üzerinde ve yarısı da teflon film üzerinde olacak şekilde Şekil 3.10'da gösterildiği gibi çift taraflı macun yapıştırılmıştır.



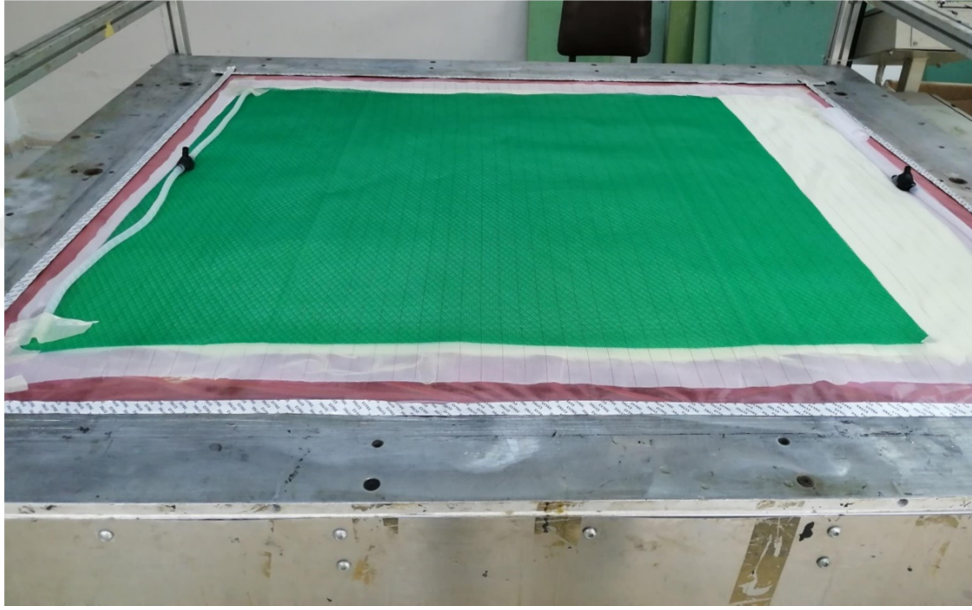
Şekil 3.10 Çepeçevre çift taraflı macun bant (Kişisel arşiv, 2020)

Bu işlemler yapıldıktan sonra Şekil 3.11'de gösterildiği gibi üretilecek olan oryantasyona göre takviye malzeme ve çekirdek malzemeler teflon üzerine dizilmeye başlanır.



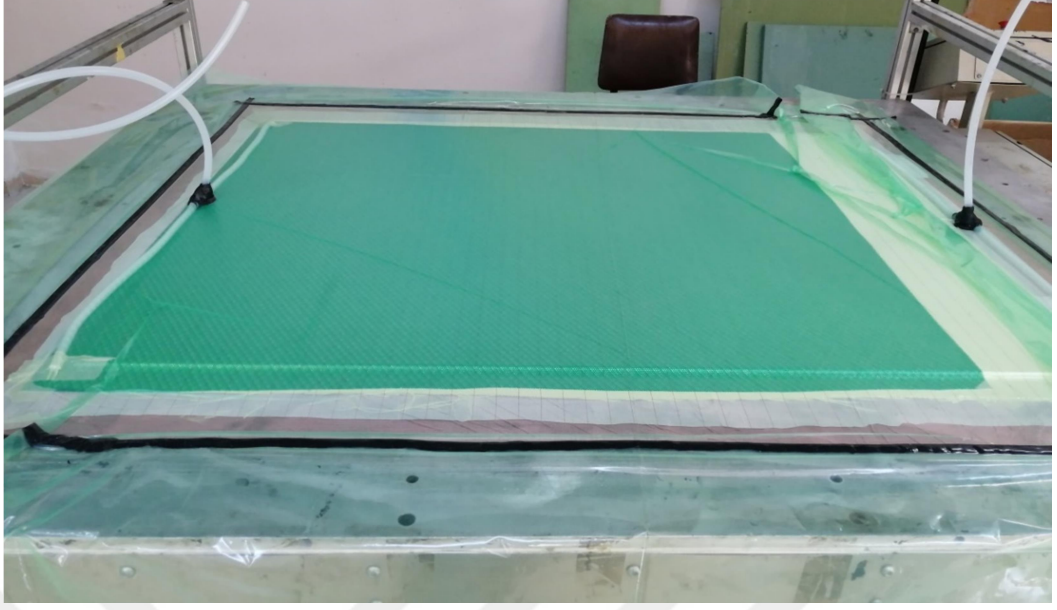
Şekil 3.11 Oryantasyona göre dizilim (Kişisel arşiv, 2020)

Dizilmiş bu malzemelerin üretimden sonra vakum poşeti ve reçine dağıtıcıdan kolayca ayrılabilmesi için soyma kumaşı ilave edilmiştir. Reçinenin kompozit üzerinde ilerleyebilmesi için reçine dağıtıcı ilave edilmiştir. Kullanılan masanın şekline ve vakum yönüne göre serimin iki tarafına spiral hortumlar konulmuştur. Dağıtıcı, soyma kumaşı ve spiral yarıklı hortumlar Şekil 3.12’de gösterilmiştir.



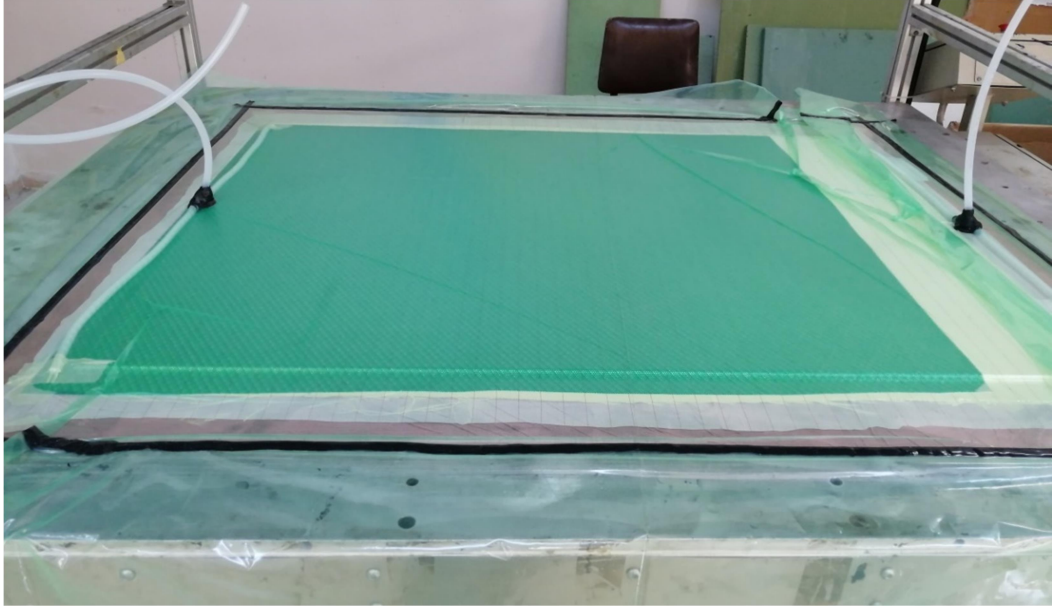
Şekil 3.12 Dağıtıcı, soyma kumaşı ve spiral yarıklı hortum (Kişisel arşiv, 2020)

Bir yüzü teflona yapışmış halde bulunan macunun diğer yüzü de son olarak kapatılan vakum filmi ile yapışması sağlanmıştır. Oluşturulan bu yapı kaçak kontrolünün yapılması için vakuma alınır ve bir süre beklenmiştir. Bu vakumlu hal Şekil 3.13’de gösterilmiştir.



Şekil 3.13 Vakuma alınmış durum (Kişisel arşiv, 2020)

Eğer kaçak yok ve vakum basıncı kaybedilmemiş ise reçine verme işlemine geçilebilmektedir. Reçine verme işleminden sonra reçinen yapısına göre belirlenen süre kürleşme için beklenilmiştir. Reçine verme işlemi Şekil 3.14’de gösterilmiştir.



Şekil 3.14 Reçine verme işlemi (Kişisel arşiv, 2020)

3.3.2 Numune Hazırlama

Plaka şeklinde üretimi yapılan kompozitlerin deneylerde kullanılmak üzere 150x150 mm ebatlarında numuneleri kesilerek hazırlanmıştır. Kesim işlemi su soğutmalı elmas kesici ile gerçekleştirilmiştir. Soğutucu suyu ve keskin elmas bıçağı ile kompozit numuneler üzerinde istenmeyen deformasyonlar önlenmiştir. Kesimden önceki plaka hali kesim cihazı ve hazırlanmış numune Şekil 3.15’de gösterilmiştir. Numune kalınlıkları karbon ve kevlar laminalarda yaklaşık 1,1 mm, sandviç numunelerde ise yaklaşık 6,2 mm’dir



Şekil 3.15 Numune kesim işlemi (Kişisel arşiv, 2020)

3.3.3 Deney

Kompozit parçalar üretimlerinden sonra lojistik işlemleri, uygulama alanları ve kullanım biçimlerine göre sayısız ön yüklemelere ve darbelere maruz kalmaktadır. Birçoğu kullanım ömürleri boyunca üzerlerindeki ön yükleme ile çalışmaktadır. Bu nedenler ile ön yükleme ve darbe konusu kompozit parçalar için önem arz etmektedir.

Çalışma kapsamında kompozit numunelere ön yükleme altında darbe deneyi uygulanmıştır. Sistematiik bir biçimde çok katlı karbon ve aramid lamina numunelere kalınlık sabit tutularak ön yükleme ve ön yüklemesiz darbe uygulanarak sonuçlar gözlemlenmiştir. Deneyler her durum için üçer kez tekrarlanmıştır

Karbon ve aramid takviye malzemesi ve köpük çekirdek malzemesi olarak kullanıldığı sandviç numunelerde kalınlık sabit tutularak ön yükleme ve ön yüklemesiz darbe deneyleri uygulanmıştır.

Tüm ön yükleme yükleri için ayrı ayrı incelemelerde bulunulmuştur. Bu incelemeler ile ön yükleme tipinin darbe enerjisine etkisi de gözlenmiştir. Bu uygulamalar sırasında darbe ucu bütün deneylerde aynı tutulmuştur.

Darbe deneyinin 10J, 20J ve 30 J de gerçekleştirilmesi ile darbe enerjinin değişimi de bir kontrol gurubu olarak izlenmiştir. Darbe enerjisinde değişimin etkileri gözlemlenmiştir. Bu deneyler yapılırken her durum için 3 tekrar uygulaması ile güvenilirliğin artırılması amaçlanmıştır. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen deneyler sonucunda elde edilen veriler ile enerji-zaman, temas kuvveti-deformasyon ve eş enerji grafikleri paylaşılmıştır. Bu grafikler kullanılarak numunelerin maksimum temas kuvveti, maksimum çökme, maksimum temas süresi ve absorbe edilen enerji değerleri karşılaştırılmıştır. Bir sonraki bölümde bu grafikler paylaşılmıştır.

Bu bakımdan çalışma birçok konunun irdelenmesini ve çıkarımlarda bulunularak endüstriyel çalışmaların yönlendirilmesine imkân tanımaktadır.

BÖLÜM DÖRT

SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Kompozit malzemelerden beklenen özellikler kullanım alanlarına ve işlevlerine göre farklılık göstermektedir. Farklı kullanım alanları ve sistemde aldıkları görevler itibariyle kompozit malzemelerin üzerindeki yükler ve ön yüklemeler oldukça çeşitlidir. Havacılık ve uzay gibi alanlarda yaygın olarak kullanılan kompozit malzemeler sistemde sıklıkla güvenlik elamanı olarak kullanılmakta; dayanım, darbe davranışı gibi konular kompozitler için kritik bir önem arz etmektedir. Kompozit malzemelerin ön yükleme altında davranışları bir çalışma konusu olarak karşımıza çıkmaktadır.

Tez çalışması kapsamında yukarıda belirtilen durumlar göz önünde bulundurularak ön yüklemeli kompozit parçalar üzerinde düşük hızlı darbe deneyleri gerçekleştirilmiştir.

Bu deneylerde aşağıdaki parametreler değiştirilerek incelemelerde bulunulmuştur.

- Darbe enerjisi
- Çekirdek malzemesi
- Takviye malzemesi
- Ön yükleme şekli

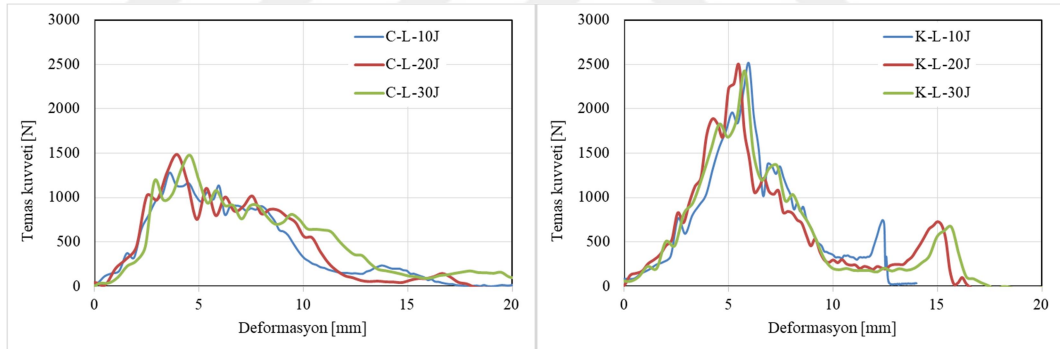
İlk olarak çekirdek malzemesi kullanılmadan oluşturulan karbon ve kevlar lamina numunelerin düşük hızlı darbe deneyleri gerçekleştirilmiştir. Ardından numune boyut ve kalınlığı aynı tutularak ön yükleme altında düşük hızlı darbe deneyleri yapılmıştır. Yapılan bu ilk deneyler ile belirli başlı çıkarımlarda bulunulmuş ve yapılacak olan deneylere zemin hazırlanmıştır. Lamina numunelerde 6 kat karbon kumaşa karşılık 4 kat kevlar kumaş kullanılarak eşit kalınlık elde edilmiştir.

4.1 Ön Yüklemesiz Lamina Numunelerin Darbe Davranışı

Çalışmanın başlangıcında takviye malzemelerinin değişiminin kalınlık sabit tutularak darbe dayanımına etkisi gözlemlenmiştir. Her iki malzemenin havacılık ve savunma sanayinde etkin olarak kullanılması sebebiyle karbon ve kevlar malzemelerinin ön yükleme altındaki davranışları incelenmiştir.

4.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin ön yüklemesiz 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerinde test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.1’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde tüm enerji seviyelerinde numunelerin delindiği gözlemlenmiş ve okunan maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 1485N ve 2488N değerinde olduğu görülmüştür.

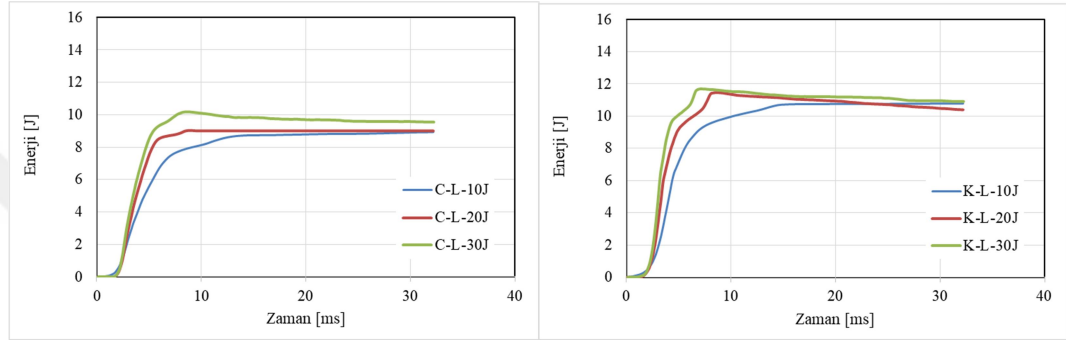


Şekil 4.1 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Şekil 4.1 incelendiği zaman aynı kalınlıkta kevlardan üretilen laminalarda temas kuvvetinin bütün enerji değerlerinde karbondan yüksek olduğu görülmektedir. Kevlar malzemesinin yüksek tokluk dayanımına sahip olması nedeniyle kevlar numuneler karbon numunelere nazaran darbe testi sonucunda yüksek temas kuvveti değerlerine ulaşmıştır. Sırasıyla karbon ve kevlar lamina numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 376.02 N/mm ve 310.3 N/mm’dir.

4.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin ön yüklemesiz durumda, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafikleri Şekil 4.2’de verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde bütün enerji seviyelerinde kompozit numunelerin delindiği ve darbe enerji seviyelerinin artışıyla birlikte absorbe edilen enerjinin de arttığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.2 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, enerji - zaman grafikleri

Enerji – zaman grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum absorbe edilen enerji miktarının karbon ve kevlar malzeme için sırasıyla 10,1J ve 11,6J değerinde olduğu görülmüştür.

4.2 Ön Yüklemeli Lamina Numunelerin Darbe Davranışı

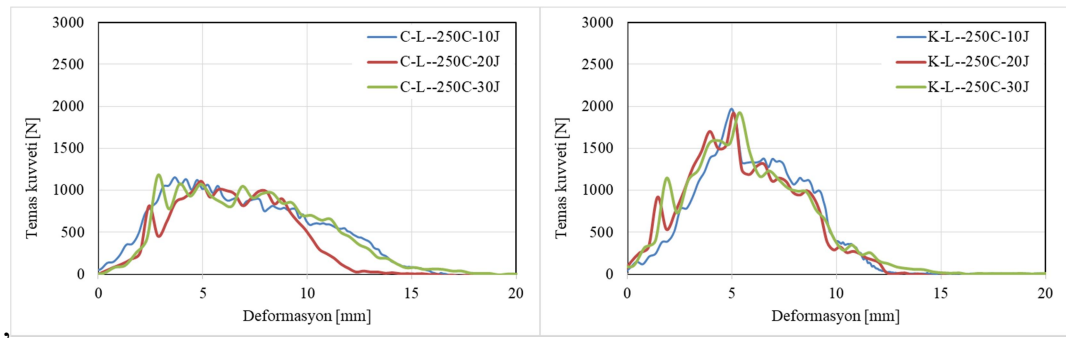
Kompozit numuneler bulundukları çalışma koşullarında diğer bütün sistemler gibi daima gerek ağırlık gerekse çevresel kuvvetlerin etkisiyle ön yükleme altında bulunurlar. Havacılık ve savunma sanayi gibi alanlarda emniyet elemanı olarak bulunan kompozit parçalar için ön yükleme konusu oldukça önemlidir. Çalışmanın bu bölümünde çeşitli ön yükleme durumlarındaki (çekme, bası ve kayma) lamina kompozitlerin darbe dayanımları 10J, 20J ve 30J enerji seviyelerinde uygulanmıştır.

4.2.1 Çeki Durumu

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin ön yükleme aparatı tarafından ön yükleme uygulanması sırasında dikkat edilen konu, uygulanan ön yükleme değerinin parçada hasara neden olmayacak şekilde ayarlanmasıdır. Aparat çenelerinin çentikli yapısı numuneyi kaydırmayacak şekilde tasarlanmış ve sıkma kuvveti verilirken numunelerin hasar görmemesine dikkat edilmiştir. Bütün bu durumlar göz önünde bulundurularak çeki ön yükleme değeri +250 μ olarak uygulanmıştır.

4.2.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin +250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.3’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde tüm enerji seviyelerinde numunelerin delindiği görülmüştür. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 1179 N ve 1970 N değerinde olduğu görülmektedir. Sırasıyla karbon ve kevlar lamina numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 412,67 N/mm ve 376,46 N/mm’dir.

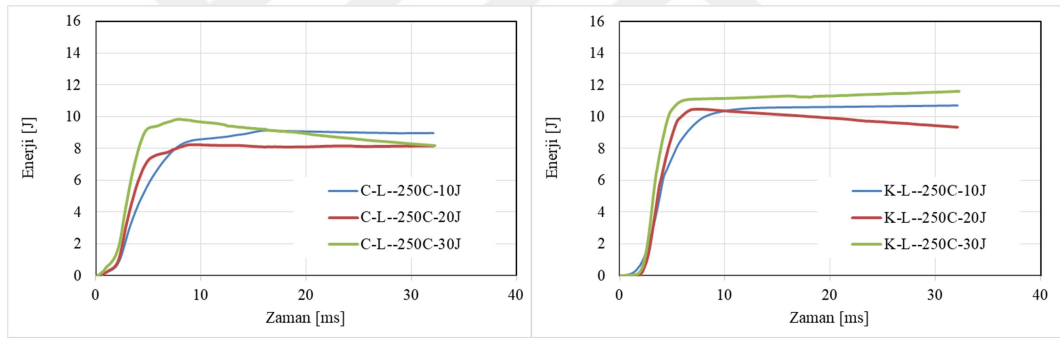


Şekil 4.3 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Çeki ön yüklemesi altında takviye malzemesi örgüsünü oluşturan lifler darbe sırasında ön yüklemesiz numunelere göre ekstra bir yük altında bulunmaktadır. Bu durum kompozit numunenin çeki ön yüklemesi altında hızlı hasar almasına neden olmaktadır. Maksimum temas kuvveti ön yüklemesiz numunelere göre azalma göstermiştir.

4.2.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin +250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki enerji – zaman grafikleri Şekil 4.4’de verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde bütün enerji seviyelerinde kompozit numunelerin delindiği ve darbe enerji seviyelerinin artışıyla birlikte absorbe edilen enerjinin de arttığı görülmüştür.



Şekil 4.4 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

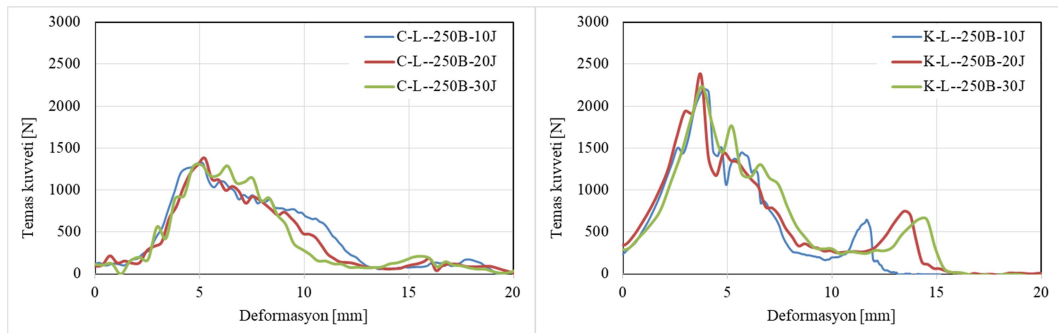
Enerji – zaman grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum absorbe edilen enerji miktarının sırasıyla 9,7J ve 11,1J değerinde olduğu görülmüştür. Ön yüklemesiz numunelerin absorbe ettiği enerji ile çeki ön yükleme durumundaki numunelerin absorbe ettiği enerji miktarları incelendiğinde çeki ön yüklemesi numunelerin darbe esnasında absorbe ettiği enerji miktarını azalttığı gözlemlenmiştir. Numuneler düşük enerjiler ile hasar alıp delinmektedir.

4.2.2 Bası Durumu

Çalışmanın devam eden kısmında ön yüklemenin yönü değiştirilerek bası yönünde bir yükleme ile karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin darbe deneyleri gerçekleştirilmiştir. Ön yükleme aparatı kullanılarak yapılan parça üzerine etki eden bası yönündeki ön yükleme değeri parçanın hasar almadan ve burkulmadan test edilebildiği değer olan -250 μ değerinde uygulanmıştır.

4.2.2.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin -250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.5’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde tüm enerji seviyelerinde numunelerin delindiği gözlemlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 1377N ile 2375N değerinde olduğu görülmüştür. Sırasıyla karbon ve kevlar lamina numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 262,65 N/mm ve 640,27 N/mm’dir.



Şekil 4.5 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

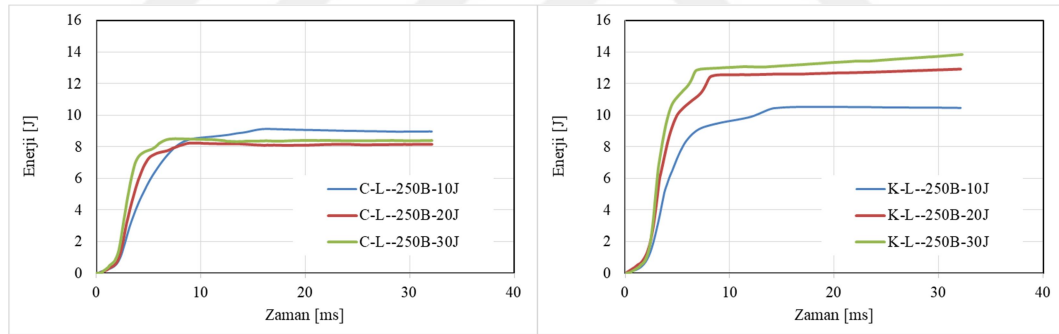
Bası ön yükleme durumunda oluşan grafikler ön yüklemesiz ve çeki durumu ile kıyaslandığında bası ön yüklemesinin numuneler üzerinde çeki ön yüklemesi kadar etki etmediği görülmüştür. Ön yüklemesiz değerler ile kıyaslandığında bası ön

yüklemeli kompozit numunelerin temas kuvveti değerini yaklaşık 50N azalttığı gözlemlenmiştir.

4.2.2.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin +250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafikleri Şekil 4.6’da verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde bütün enerji seviyelerinde kompozit numunelerin delindiği ve darbe enerji seviyelerinin artışıyla birlikte absorbe edilen enerjinin de arttığı gözlemlenmiştir.

Enerji – zaman grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum absorbe edilen enerji miktarının sırasıyla 9,1J ve 13,0J değerinde olduğu görülmüştür. Ön yüklemesiz numuneler ile karşılaştırıldığında her iki numune tipi için delinme sınırında olduğundan belirgin bir farklılık görülmemiştir.



Şekil 4.6 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

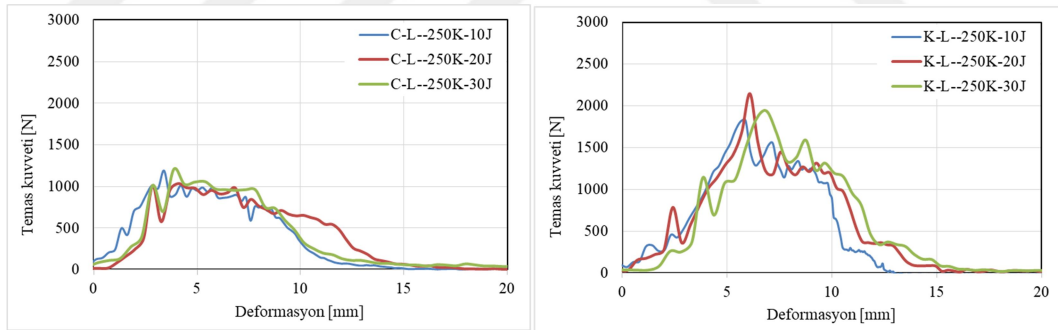
4.2.3 Kayma Durumu

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit lamina numunelere çeki ve bası ön yüklemeleri uygulanarak kayma ön yüklemesi oluşturulmuştur. Kayma durumu aynı şiddetteki yüklerin 2 boyutlu düzlemde bir eksenenden negatif bir eksenenden pozitif etki etmesi ile meydana getirilmiştir. Ön yükleme cihazında bir cıvata bası yönünde kuvvet oluşturacak şekilde ilerletilirken, bir cıvata çeki yönünde kuvvet oluşturacak şekilde hareket ettirilmiştir. $\pm 250 \mu$ ön yüklemesi altında ve 10J, 20J ve 30J darbe

enerjilerinde deneyler yapılmış ve temas kuvveti – yer değiştirme ile enerji – zaman grafikleri incelenmiştir.

4.2.3.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

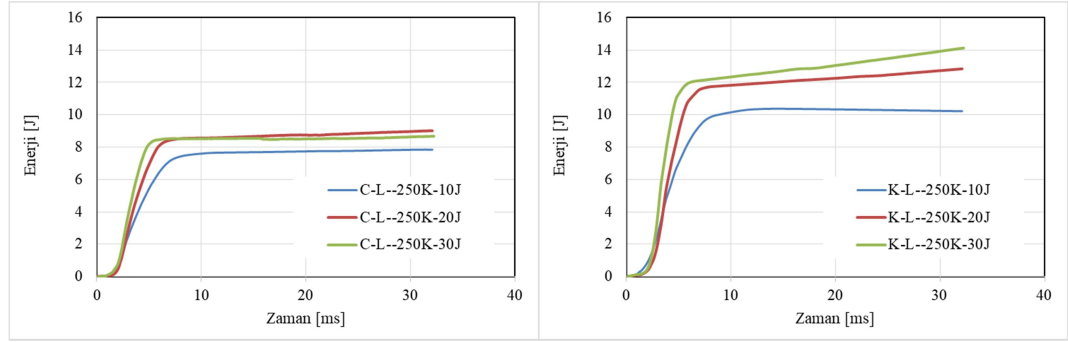
Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin $\pm 250 \mu$ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.7’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde tüm enerji seviyelerinde numunelerin delindiği gözlemlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 1207N ve 2145N değerinde olduğu görülmüştür. Sırasıyla karbon ve kevlar lamina numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 317,76 N/mm ve 352,92 N/mm’dir.



Şekil 4.7 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

4.2.3.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin $\pm 250 \mu$ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki enerji – zaman grafikleri Şekil 4.8’de verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde bütün enerji seviyelerinde kompozit numunelerin delindiği ve darbe enerji seviyelerinin artışıyla birlikte absorbe edilen enerjinin de arttığı gözlemlenmiştir.

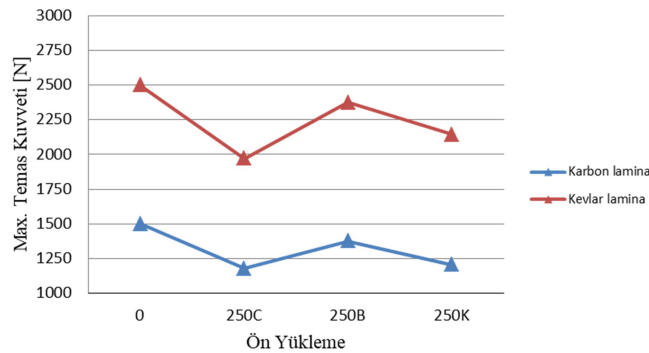


Şekil 4.8 Aynı kalınlığa sahip a) karbon lamina b) kevlar lamina kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

Enerji – zaman grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum absorbe edilen enerji miktarının sırasıyla 8,7J ve 12,3J değerinde olduğu görülmüştür.

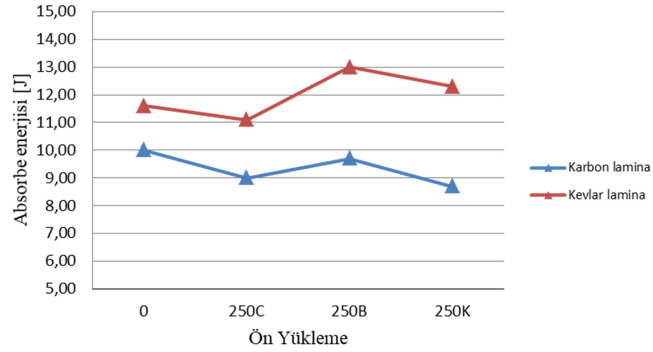
4.3 Lamina Numunelerin Darbe Davranışı Özet

Çalışma kapsamında ilk aşama olarak belirlenen lamina kompozit numunelerin darbe davranışları özet olarak Şekil 4.9’da maksimum temas kuvveti – yer değiştirme grafiği ve Şekil 4.10’da enerji – zaman grafiği olarak verilmiştir. Şekil 4.9 ve Şekil 4.10’da yatay eksenle belirtilen değerler sırasıyla ön yüklemesiz (0), çeki ön yüklemesi (250C), bası ön yüklemesi (250B), kayma ön yüklemesi (250K) parantez içindeki gösterimleri ile tarif edilmiştir. Ön yükleme değerinin eksenle 250 μ olması sebebiyle gösterimde kullanılmıştır.



Şekil 4.9 Karbon – kevlar lamina kompozit numunelerin maksimum temas kuvveti – farklı ön yüklemeler altında değişimi

Şekil 4.9’da gösterilen temas kuvveti – yer değiştirme grafiği incelendiğinde bütün ön yükleme çeşitlerinin temas kuvvetini azaltıcı yönde etki ettiği görülmüştür. Etkinin en fazla görüldüğü ön yükleme durumu +250 μ çeki ön yüklemesidir.



Şekil 4.10 Karbon – kevlar lamina kompozit numunelerin maksimum enerji– farklı ön yüklemeler altında değişimi

Şekil 4.10’da gösterilen enerji – zaman grafiği incelendiğinde bası ön yüklemesinde absorbe edilen enerjinin arttığı görülmüştür. Çeki ön yüklemesinde absorbe edilen enerji azalmıştır. Kayma ön yüklemesinde ise karbon numunede azalmaya sebep olurken kevlar numunede artışa sebep olmuştur. Numunelerin absorbe ettikleri enerji değerleri çeki ve kayma ön yüklemelerinde ön yüklemeye bağlı olarak artış göstermiştir. Benzer şekilde Heimbs ve diğer. (2009) çalışmalarında da ön yükleme ile birlikte absorbe edilen enerjinin arttığı sonucuna ulaşmışlardır.

4.4 Ön Yüklemesiz Sandviç Numunelerin Darbe Davranışı

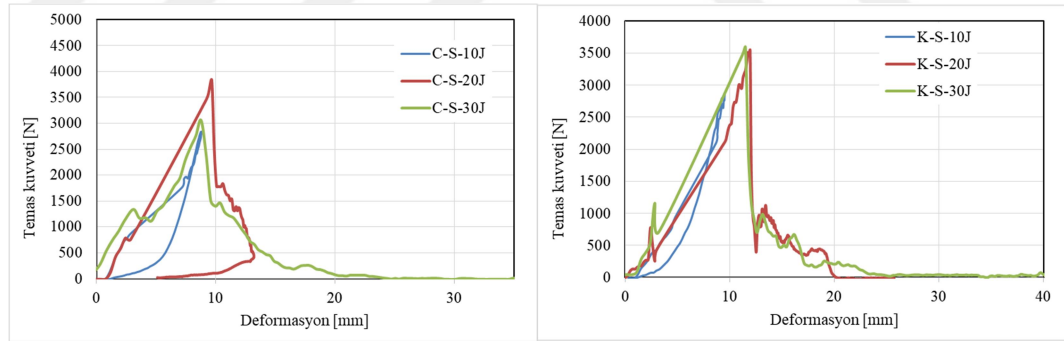
Kompozit yapılar kullanıldıkları sistemlerde daha fazla yük ve kuvvet taşıyabilmeleri için sandviç yapılar halinde kullanılmaktadırlar. Sandviç kompozit bölümünde de belirtildiği gibi sandviç yapılar dayanım ve yük karşılama bakımından mekanik bir sistemde I kiriş gibi davranmaktadırlar. Kompozit, takviye malzemesi

ile özellik kazandırılan sistem çekirdek malzemesi ile de mekanik olarak sistemde oluşan yükleri taşımaya yetkin bir hale getirilmektedir.

Karbon ve kevlar sandviç kompozit numunelerin düşük hızlı ön yüklemeli darbe deneyleri çalışmanın ikinci bölümünde yapılmıştır. Lamina numunelerde görülmeyen saplanma ve geri sekme durumları sandviç kompozit de çekirdek malzemenin kullanımına bağlı olarak kalınlığın artmasıyla dayanım arttığı için görülebilmektedir.

4.4.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin ön yüklemesiz 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.11’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde kompozit numune için üç durum olan sekme, saplanma ve delip geçme durumları gözlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla karbon ve kevlar sandviç numuneler için 3826 N ve 3696 N değerinde olduğu görülmüştür.



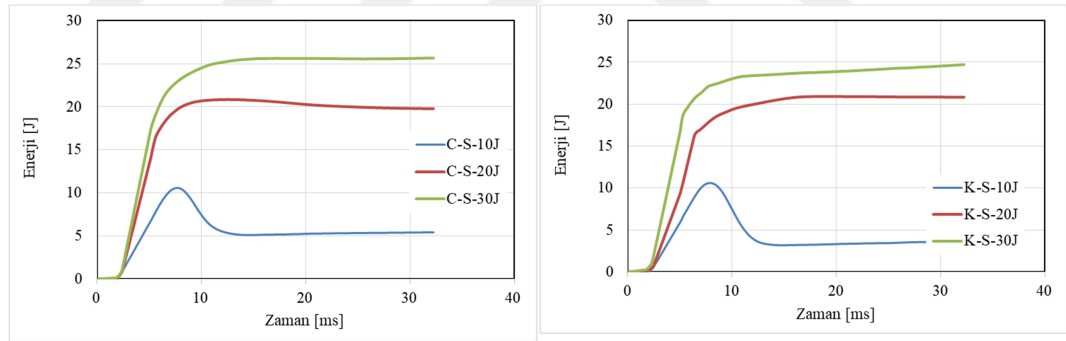
Şekil 4.11 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Eğrinin alçalan kısımların incelendiğinde her iki numunenin 10J enerji seviyesinde geri sektiği görülmüştür. Numuneler için 20J enerji değeri hasar eşik değeri olarak belirlenmiştir. Darbe ucu her iki numunede de 20J enerji seviyesinde saplanmıştır. 30J enerjide ise delici ucun numuneleri delip geçtiği gözlemlenmiştir. Sırasıyla karbon ve kevlar lamina numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 396,55 N/mm iken sandviç

kompozitlerde bu değer 324,24 N/mm'dir. Ön yüklenmemiş sandviç numunelerde temas kuvveti her iki malzeme tipi için delinme sınırına kadar artış göstermiş ardından azalmıştır. Kandaş ve Özdemir (2020) oda sıcaklığında yaptıkları deneylerde benzer sonuçlara ulaşmışlardır. Yapılan bu ilk çalışmada numuneler için geri sekme, saplanma ve delip geçme durumlarının görülmesi diğer ön yüklemeli çalışmalar için temel oluşturmuştur.

4.4.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit lamina numunelerin ön yüklemesiz durumda, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafikleri Şekil 4.12'de verilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde darbe enerji seviyelerinin artışıyla birlikte absorbe edilen enerjinin de arttığı gözlemlenmiştir. Karbon ve kevlar numunelerde maksimum absorbe edilen enerjinin sırasıyla 25,4J ve 26,3J olduğu görülmüştür.



Şekil 4.12 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin ön yüklemesiz farklı enerji seviyelerinde, enerji - zaman grafikleri

Enerji – zaman grafikleri incelendiğinde 10J enerji seviyesinde geri sekmenin olduğu net biçimde gözlemlenmektedir. Geri sekme durumu enerji – zaman grafiğinde eğrinin geri dönüşü ile bilinmektedir. Numuneyi delmek için gerekli olan enerjiye sahip olmayan delici uç numuneye çarpıp geri dönmekte ve enerjisini kaybetmektedir. Grafikteki tepenin olduğu an çarpma anıdır.

20J enerji seviyesi ise numunenin saplanma ve delip geçme durumu için tam bir sınır değer olduğu grafik açık bir biçimde ortaya koymaktadır. n yüklemesiz durumda delinme sonrasında numunelerde absorbe edilen enerjinin bir miktar daha arttığı gözlemlenmiştir.

4.5 n yüklemeli Sandviç Numunelerin Darbe Davranışı

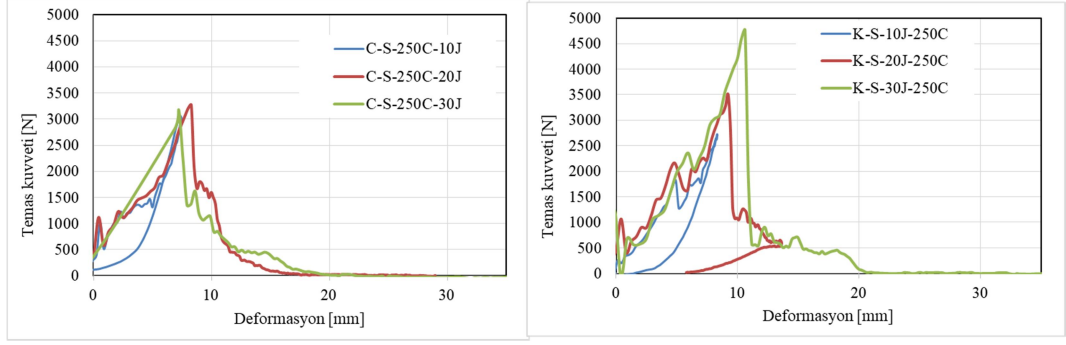
Çalışmanın ilk kısmında lamina numuneler için gerçekleştirilen n yüklemeli düşük hızlı darbe deneyleri ikinci kısımda kompozit numuneler içinde gerçekleştirilmiştir.

4.5.1 eki Durumu

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin n yükleme aparatı tarafından hasar almandan uygulanan çeki n yükleme değeri +250 μ olarak belirlenmiştir.

4.5.1.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Karbon ve kevlar elyaflar ile üretilmiş sandviç kompozitler +250 μ n yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği şekil 4.13’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde 10J enerji değerinde geri sekme, 20J enerji değerinde karbon numunede delip geçme kevlar numunede saplanma, 30J enerji seviyesinde ise her iki numunede de delip geçme durumunu gözlemlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 3211 N ve 4756 N değerinde olduğu grlmştir.

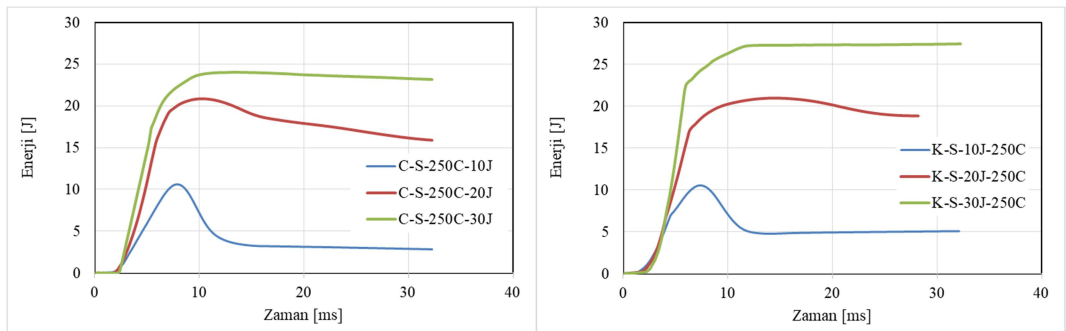


Şekil 4.13 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Çeki ön yüklemesi karbon numunede delinme sonrasında maksimum temas kuvvetinde düşüşe neden olarak numunenin delinmesine neden olmuştur. Kevlar numunede ise 20J enerji seviyesinde ön yüklemesi numunelerde olduğu gibi saplanma durumu gözlemlenmiştir. Sırasıyla karbon ve kevlar sandviç numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 400,45 N/mm ve 448,73 N/mm'dir.

4.5.1.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin +250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafiği Şekil 4.14'de gösterilmiştir.



Şekil 4.14 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin çeki önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

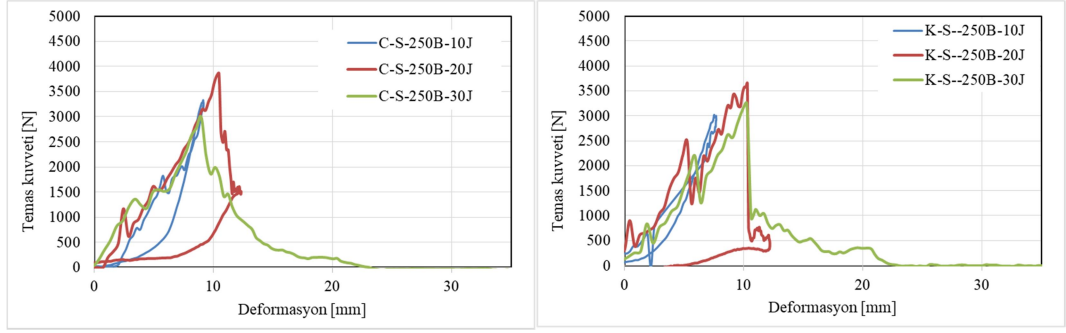
Enerji – zaman grafikleri incelendiğinde 10J enerji seviyesinde eğrinin geri dönüş yaptığı noktada geri sekme görülmektedir. Numune ucu parçaya saplanmadan geri sekmiştir. Grafik incelendiğinde 20J enerji seviyesinde Kevlar numunelerinde delinme sınırına çok yaklaştığı görülmektedir. Karbon ve kevlar ile üretilmiş sandviç numunelerde maksimum absorbe edilen enerjinin sırasıyla 23,9J ve 27,2J olduğu görülmüştür.

Karbon numune için temas kuvveti-yer değiştirme grafiğinde yapılan yorum kevlar numune için enerji - zaman grafiğinde tekrarlanabilir. Her iki grafikte incelendiğinde çeki ön yüklemesinin kompozit numunelerin delinme enerjisi azalttığı bir başka deyişle daha düşük enerji seviyesinde delinmeye neden olduğu görülmektedir.

4.5.2 Bası Durumu

4.5.2.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Karbon ve kevlar elyaflar ile üretilmiş sandviç kompozitler -250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.15’de gösterilmiştir. Eğrinin alçalan kısımların incelendiğinde her iki numunenin 10J enerji seviyesinde geri sektiği görülmüştür. Numuneler için 20J enerji değeri hasar eşik değeri olarak belirlenmiştir. Darbe ucu her iki numunede de 20J enerji seviyesinde saplanmıştır. 30J enerjide ise delici ucun numuneleri delip geçtiği gözlemlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 3809 N ve 3653 N değerinde olduğu görülmüştür.

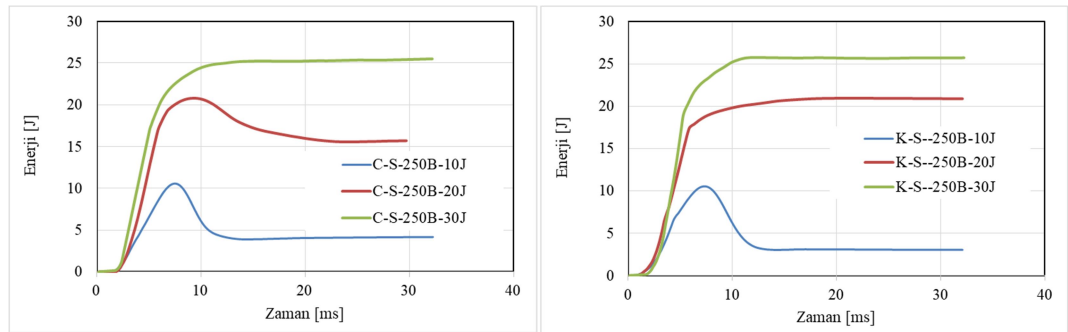


Şekil 4.15 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Bası ön yüklemesinin etkisi görülebilmesi için ön yüklemesiz sandviç numunelerin darbe testi sonucu oluşan temas kuvveti – deformasyon grafikleri ile, bası ön yüklemeli sandviç darbe testi sonucu oluşan temas kuvveti – deformasyon grafikleri karşılaştırılmıştır. Bası ön yüklemesinin darbe testi üzerinde çeki ön yüklemesi kadar etkisinin olmadığı gözlemlenmiştir. Sırasıyla karbon ve kevlar sandviç numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 373,50 ve 347,04 N/mm'dir.

4.5.2.2 Enerji – Zaman – Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin -250 μ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafiği Şekil 4.16'da gösterilmiştir.



Şekil 4.16 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin bası önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

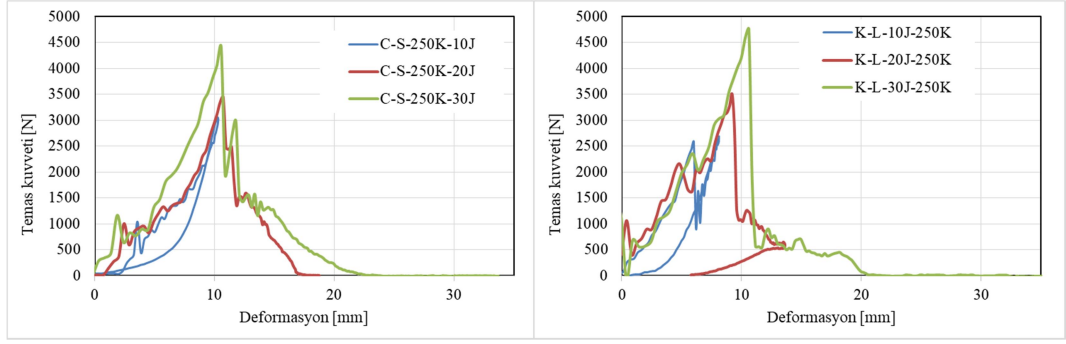
Enerji – zaman grafikleri incelendiğinde ön yüklemesiz sandviç numunelerden farklı olarak bası ön yüklemeli sandviç numunelerin delinme sonrası absorbe edilen darbe enerjisinde bir miktar artış olduğu gözlemlenmiştir. Buna neden olarak sıkıştırılan takviye ve çekirdek malzeme içinde darbe ucunun ilerlemesi zorlaşmıştır. Enerji – zaman grafikleri incelendiğinde 10J enerji seviyesinde eğrinin geri dönüş yaptığı noktada geri sekme görülmektedir. Numune ucu parçanın yüzeyine hasar vererek geri sekmiştir. Karbon ve kevlar numunelerde maksimum absorbe edilen enerjinin sırasıyla 25,2J ve 25,7J olduğu görülmüştür.

4.5.3 Kayma Durumu

Aynı kalınlığa sahip karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelere çeki ve bası ön yüklemeleri uygulanarak kayma ön yüklemesi oluşturulmuştur. $\pm 250 \mu$ ön yüklemesi altında ve 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerinde deneyler yapılmış ve temas kuvveti – yer değiştirme ile enerji – zaman grafikleri incelenmiştir.

4.5.3.1 Temas Kuvveti – Yer Değiştirme Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin $\pm 250 \mu$ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan temas kuvveti – yer değiştirme grafiği Şekil 4.17’de gösterilmiştir. Her iki tip numune içinde grafiğin alçalan bölgeleri incelendiğinde 10J enerji değerinde geri sekme, 20J enerji değerinde karbon numunede delip geçme kevlar numunede saplanma, 30J enerji seviyesinde ise her iki numunede de delip geçme durumunu gözlemlenmiştir. Temas kuvveti – yer değiştirme grafiklerindeki bütün enerji seviyeleri incelendiğinde maksimum temas kuvvetinin sırasıyla 4410 N ve 4760 N değerinde olduğu görülmüştür.

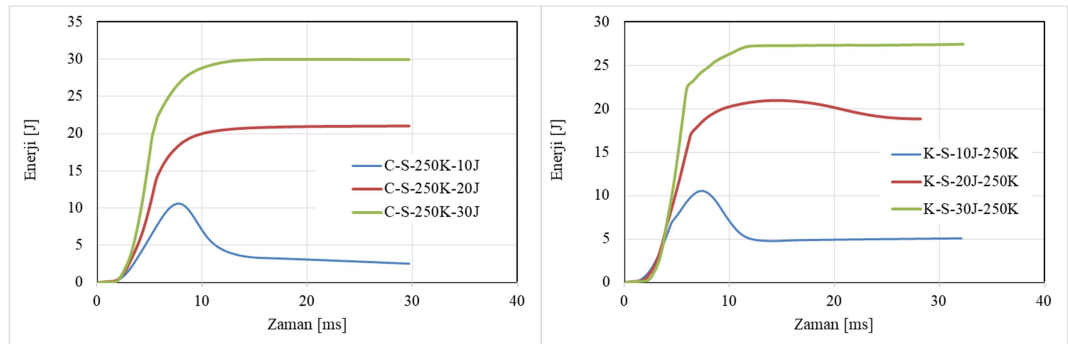


Şekil 4.17 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, temas kuvveti – yer değiştirme grafikleri

Kayma ön yüklemesi karbon numunede delinme sonrasında maksimum temas kuvvetinde düşüşe neden olarak numunenin delinmesine neden olmuştur. Kevlar numunede ise 20J enerji seviyesinde ön yüklemesi numunelerde olduğu gibi saplanma durumu gözlemlenmiştir. Sırasıyla karbon ve kevlar sandviç numunelerin eğilme rijitlikleri (eğrinin maksimum temas kuvvetine kadar olan kısmının eğimi) 420,07 N/mm ve 446,11 N/mm'dir.

4.5.3.2 Enerji – Zaman Grafikleri

Karbon ve kevlar kompozit sandviç numunelerin $\pm 250 \mu$ ön yükleme değeri altında, 10J, 20J ve 30J darbe enerjilerindeki test sonucunda oluşan enerji – zaman grafiği şekil 4.18'de gösterilmiştir. Karbon ve kevlar numunelerde maksimum absorbe edilen enerjinin sırasıyla 29,8J ve 27,3J olduğu görülmüştür.



Şekil 4.18 Aynı kalınlığa sahip a) karbon sandviç b) kevlar sandviç kompozitlerin kayma önyüklemesi altında farklı enerji seviyelerinde, enerji – zaman grafikleri

Şekil 4.18’de her iki grafikte incelendiğinde karbon numunenin kayma ön yüklemesi sonrasında daha düşük enerji seviyesinde hasar aldığı gözlemlenmiştir. Delinme sonrası absorbe edilen enerjide ise bir artış görülmemiştir. 10J enerji seviyesinde numune delinmeden yüzey hasar almıştır ve darbe ucu geri sekmiştir. Kevlar malzemesi lamina numunelerde olduğu gibi kayma ön gerilmesinde absorbe edilen enerjide artış görülmüştür. Karbon numunelerde ise ön gerilmesi durumuna göre 4,4J değerinde absorbe edilen enerjide artış gözlemlenmiştir.



BÖLÜM BEŞ

YARGILAR

Yüksek lisans tez kapsamında çalışmanın ilk kısmı olarak aynı kalınlıktaki karbon ve kevlar lamina kompozit numunelerin ön yüklemesiz ve ön yüklemeli düşük hızlı darbe davranışları incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar her iki tip numunenin farklı enerji seviyelerinde gerçekleştirilen darbe deneyleri karşılaştırılmalı olarak incelenmiştir. İkinci aşama olarak karbon ve kevlar takviye malzemelerin kullanıldığı sandviç numuneler ile ön yüklemesiz ve ön yüklemeli düşük hızlı darbe testleri yapılmıştır. Sandviç numunelerinde farklı ön yüklemelerde davranışları karşılaştırılmıştır. Bu incelemeler sonucunda aşağıdaki yargılara ulaşılmıştır.

- Aynı kalınlıktaki karbon ve kevlar kompozit numunelerin darbe dayanımları incelendiğinde, kevlar takviye malzemesinin tokluğunun yüksek olması nedeniyle yüksek darbe dayanımı sonuçları görülmektedir. Sistemde birbirlerinin yerine kullanılması boyut olarak mümkün olan kompozit parçalarda detay malzemelerin özellikleri belirleyicidir.
- Ön yüklemesiz durumda lamina karbon ve kevlar numunelerin absorbe ettikleri enerji değeri delinme sonrası arttan enerjiyle birlikte artmaya devam etmektedir.
- Bütün enerji seviyelerindeki ön yükleme çeşitleri kompozit numunelerin darbe dayanımına olumsuz etkide bulunmuştur.
- Ön yüklenmemiş numunelerde maksimum temas kuvveti iki malzeme içinde delinme noktasına kadar yükselmiş sonrasında düşüş gözlemlenmiştir.
- Çeki ön yüklemesi her iki tip kompozit numunede darbe dayanımına en fazla olumsuz etki eden yükleme tipidir. Matris malzemesi gergin bir hal alarak üzerindeki yükleme ile darbelere karşı zayıflamaktadır. Bu yargı ile kompozitten yapılmış bir uçak kanadının üretim veya montaj sırasında maruz kalacağı ön yükleme kanat üst yüzeyden alacağı darbe yüklerini kritik hale getirebileceği sonucu doğmaktadır.

- Bası ön yüklemesi numunelerde matris ve çekirdek malzemesinin sıkışmasına neden olmaktadır. Bu nedenle enerji - zaman grafiklerinde hasar sonrası absorbe edilen darbe enerjisi belirli bir aralıkta artmaktadır.
- Karbon grafit yapısı itibariyle gevrek, kırılgan bir malzemedir. Lamina numunelerde karbon ve kevlar karşılaştırıldığında karbon numunenin yapısı nedeniyle daha çabuk hasar aldığı görülmektedir. Sandviç yapılarda kullanımında ise ise karbon artan kalınlık ile beraber daha rijit bir yapı oluşturmuştur ve kevlar numunelere eşit ve daha yüksek dayanım göstermişlerdir.
- Numunelerin absorbe ettikleri enerji değerleri çeki ve kayma ön yüklemelerinde ön yüklemeye bağlı olarak artmıştır.
- Sandviç numunelerde temas kuvveti – deformasyon grafiğinde belirgin olarak görülen çift tepe durumu yüzey malzemelerine darbe ucunun temas etmesi esnasında oluşmaktadır. Malzemenin yüzeyde hasar almasının ardından darbe ucu ilerlemektedir.

KAYNAKLAR

- Abrate S. (2010). *Impact engineering of composite structures* (1. Baskı). New York: Springer Wien.
- Al-Shamary, A.K.J., Karakuzu, R. ve Özdemir, O. (2016). Low-velocity impact response of sandwich composites with different foam core configurations. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 18 (6), 754-768.
- Arıkan, V. ve Sayman, O. (2015). Comparative study on repeated impact response of E-glass fiber reinforced polypropylene and epoxy matrix composites. *Composites Part B*, 83, 1-6.
- Bekisli, B. ve Grenestedt, J.L. (2004). Experimental evaluation of a balsa sandwich core with improved shear properties. *Composites Science and Technology*, 64, 667-674
- Biron, M. (2013). *Thermoplastics and thermoplastic composites* (1. Baskı). Amsterdam: Elsevier.
- Boumbimba, R.M., Coulibaly, M., Khabouchi, A., Kinvi-Dossou, G., Bonfoh, N. ve Gerard, P. (2017). Glass fibres reinforced acrylic thermoplastic resin-based tri-block copolymers composites: Low velocity impact response at various temperatures. *Composite Structures*, 160, 939-951.
- Balasubramanian, M. (2013). Introduction to composites. *Composite materials and processing* (1-10). London: CRC Press.
- Callister, W. D, Rethwisch D. G. (2011). *Materials science and engineering: an introduction*.(8th ed.) Hoboken: Wiley,

- Campbell, F.C. (2010). *Structural composite materials* (1. Baskı). Ohio: ASM International.
- Cantor, B., Dunne, F. ve Stone, I. (2004). *Metal and ceramic matrix composites* (1. Baskı). Bristol and Philadelphia: Institute of Physics Publishing.
- Dhakal, H.N., Zhang, Z.Y., Bennett, N. ve Reis, P.N.B. (2012). Low-velocity impact response of non-woven hemp fibre reinforced unsaturated polyester composites: Influence of impactor geometry and impact velocity. *Composite Structures*, 94, 2756–2763.
- Doğan, A. ve Arıkan, V. (2017). Low-velocity impact response of E-glass reinforced thermoset and thermoplastic based sandwich composites. *Composites Part B*, 127, 63-69
- Fibermak Composite, (2016). F-RES 11564 / F-HARD 13486 / F-HARD 13487 datasheet, 1 Ocak 2016, <http://www.fibermakcomposites.com/>
- García-Castillo, S.K., Sa´nchez-Sa´ez, S., Lo´pez-Puente, J., Barbero, E. ve Navarro, C. (2009). Impact behaviour of preloaded glass/polyester woven plates. *Composites Science and Technology*, 69, 711–717.
- Garcia-Gonzalez, D., Rodriguez-Millan, M., Rusinek, A. ve Arias, A. (2015). Low temperature effect on impact energy absorption capability of PEEK composites. *Composite Structures*, 134, 440–449.
- Guillaud, N., Froustey, C., Dau, F. ve Viot, P. (2015). Impact response of thick composite plates under uniaxial tensile preloading. *Composite Structures*, 121, 172–181.

- Heimbs, S., Heller, S., Middendorf, P., Hahnel, F. ve Weiße, J. (2009). Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: Test and modelling. *International Journal of Impact Engineering*, 36, 1182–1193.
- Heimbs, S., Bergmann, T., Schueler, D. ve Toso-Pentecôte, N. (2014). High velocity impact on preloaded composite plates. *Composite Structures*, 111, 158–168.
- Herszberg, I. ve Weller, T. (2006). Impact damage resistance of buckled carbon/epoxy panels. *Composite Structures*, 73, 130–137.
- Hexcel Composites (1999). *Composite repair*. 11 Mayıs 2015, http://learn.skillman.eu/pluginfile.php/337/mod_resource/content/1/Composite_Repair.pdf
- Kandaş, H. ve Özdemir, O. (2020). Influence of preload type on low velocity impact response of glass fiber reinforced thermoplastic composites *International Polymer Processing*, 35(2), 193-202.
- Kurşun, A., Şenel, M. ve Enginsoy, H.M. (2015). Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate. *Advances in Engineering Software*, 90, 41–52.
- Mallick, P.K. (2007). *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. London: CRC Press.
- Mazumdar, S.K. (2002). *Composites manufacturing materials, product and process engineering* (1. Baskı). America: CRC Press.
- Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S. ve Jones, R. (2006). Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, 76, 209–217.

- Moallemzadeh, A.R., Sabet, S.A.R. ve Abedini, H. (2018). Preloaded composite panels under high velocity impact. *International Journal of Impact Engineering*, 114, 153–159
- Nair, A. K., Gautieri, A., Chang, S. W., ve Buehler, M. J. (2013). Molecular mechanics of mineralized collagen fibrils in bone. *Nature Communications*, 4, 1724.
- Özdemir, O. ve Kandaş, H. (2018). Cam lifi takviyeli polipropilen kompozitlerde kalınlığın ve sıcaklığın darbe davranışına etkileri. *Tekstil ve Mühendis*, 25 (110), 103-112.
- Özdemir, O., Öztoprak, N ve Kandaş, 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
- Russo, P., Langella, A., Papa, I., Simeoli, G. ve Lopresto, V. (2017) Thermoplastic polyurethane/glass fabric composite laminates: Low velocity impact behavior under extreme temperature conditions. *Composite Structures*, 166, 146–152.
- Saghafi, H., Brugo, T., Minak, G. ve Zucchelli, A. (2014). The effect of pre-stress on impact response of concave and convex composite laminates. *Procedia Engineering*, 88, 109 – 116.
- Saghafi, H., Minak G. ve Zucchelli, A. (2014). Effect of preload on the impact response of curved composite panels. *Composites: Part B*, 60, 74–81.
- Schueler, D., Toso-Pentecôte, N. ve Voggenreiter, H. (2016). Effects of static preloads on the high velocity impact response of composite plates. *Composite Structures*, 153, 549–556.

Sorrentino, L., de Vasconcellos, D.S., D'Auria, M. ve Sarasini, F. (2017). Effect of temperature on static and low velocity impact properties of thermoplastic composites. *Composites Part B*, 113, 100-110.

Vieille, B., Casado, V.M. ve Bouvet C., (2013), About the impact behavior of woven-ply carbon fiber-reinforced thermoplastic- and thermosetting-composites: A comparative study. *Composite Structures*, 101, 9-21.

Wang, R., Zheng, S. ve Zheng Y. (2011). *Polymer matrix composites and technology*. Sawston. Woodhead Publishing.

Whittingham, B., Marshall, I.H., Mitrevski, T. ve Jones, R. (2004). The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage. *Composite Structures*, 66, 685–698.