

**SİLİKON MATRİSLİ DÜZ DOKUMALI  
KARBON FİBER TAKVİYELİ  
KOMPOZİTLERİN TERMAL VE MEKANİK  
DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

İsmail Sinan ATLI

Danışman

Doç. Dr. Atilla EVCİN

MALZEME BİLİMİ VE MÜHENDİSLİĞİ  
ANABİLİM DALI

Aralık 2019

Bu tez çalışması 17.FEN.BIL.70 numaralı proje ile BAPK tarafından desteklenmiştir.

**AFYON KOCATEPE ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**DOKTORA TEZİ**

**SİLİKON MATRİSLİ DÜZ DOKUMALI KARBON FİBER TAKVİYELİ  
KOMPOZİTLERİN TERMAL VE MEKANİK DAVRANIŞLARININ  
İNCELENMESİ**

**İsmail Sinan ATLI**

**DANIŞMAN**  
**Doç. Dr. Atilla EVCİN**

**MALZEME BİLİMİ VE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**Aralık 2019**

## TEZ ONAY SAYFASI

İsmail Sinan ATLI tarafından hazırlanan “Silikon Matrisli Düz Dokumalı Karbon Fiber Takviyeli Kompozitlerin Termal ve Mekanik Davranışlarının İncelenmesi” adlı tez çalışması lisansüstü eğitim ve öğretim yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca 27/12/2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından **oy birliği** ile Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Malzeme Bilimi ve Mühendisliği Anabilim Dalı’nda DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

**Danışman** : Doç. Dr. Atilla EVCİN

**Başkan** : Prof. Dr. Kubilay ASLANTAŞ  
Afyon Kocatepe Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi

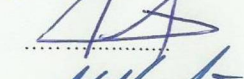
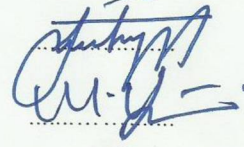
**Üye** : Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY  
Afyon Kocatepe Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi

**Üye** : Doç. Dr. Atilla EVCİN  
Afyon Kocatepe Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

**Üye** : Doç. Dr. Halil DEMİRER  
Marmara Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi

**Üye** : Doç. Dr. Hasan KOTAN  
Necmettin Erbakan Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

İmza



Afyon Kocatepe Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun

...../...../..... tarih ve

..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. İbrahim EROL

Enstitü Müdürü

**BİLİMSEL ETİK BİLDİRİM SAYFASI**  
**Afyon Kocatepe Üniversitesi**

**Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;**

- Tez içindeki bütün bilgi ve belgeleri akademik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Görsel, işitsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda ilgili eserlere bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu,
- Atıfta bulunduğum eserlerin tümünü kaynak olarak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- Ve bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunmadığımı

**beyan ederim.**

**27/12/2019**

**İsmail Sinan ATLI**

**ÖZET**  
Doktora Tezi

**SİLİKON MATRİSLİ DÜZ DOKUMALI KARBON FİBER TAKVİYELİ  
KOMPOZİTLERİN TERMAL ve MEKANİK DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

İsmail Sinan ATLI  
Afyon Kocatepe Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Malzeme Bilimi ve Mühendisliği Anabilim Dalı  
**Danışman:** Doç. Dr. Atilla EVCİN

Bu çalışmanın amacı, geleneksel polimer matrisli kompozit malzemeler dışında bir malzeme olan silikon matrisli karbon fiber takviyeli kompozitlerin (KFTS-K) mekanik ve termal davranışlarını incelemektir. Silikon matris tercih edilmesinin sebebi, silikonun yüksek elastik deformasyon kabiliyetidir. Bahsedilen malzemelerin bu kabiliyeti, onları özellikle havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılan katlanıp açılabilir sistemlerin tasarımında ilgi çekici hale getirmektedir.

Çalışmada üretilen malzemelerin katlama işlemi sırasında ve sonrasında mekanik davranışlarındaki değişiklikler gözlenmiştir. Numunelerin bir kısmına uygulanan çekme testleri sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmiştir. Hem statik hemde dinamik katlamalar sonucunda malzemede gözle görülür bir hasar oluşmamıştır. Genel olarak dört tabakalı kompozit malzemelerin katlamalar sonrasında mekanik performanslarındaki düşüş daha az olmuştur. Gerçekleştirilen termal testlerde ise kompozit malzemelerin yaklaşık 350 °C'ye kadar kararlılık gösterdikleri saptanmıştır.

**2019, xiii + 133 sayfa**

**Anahtar Kelimeler:** Silikon, Karbon fiber, Mikro burkulma, Elastik deformasyon, Katlanabilirlik.

**ABSTRACT**  
Ph.D. Thesis

INVESTIGATION OF MECHANICAL AND THERMAL BEHAVIOR OF PLAIN  
WEAVE CARBON FIBER REINFORCED SILICONE MATRIX COMPOSITES

Ismail Sinan ATLI

Afyon Kocatepe University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Material Science and Engineering

**Supervisor:** Assoc. Prof. Atilla EVCİN

The aim of this study is to investigate the mechanical and thermal behavior of carbon fiber reinforced silicone matrix composites (CFRS-C), which is not a traditional polymer matrix composite. The reason for choosing silicone matrix is the high elastic deformation capability of silicone. This capability of aforementioned materials makes them particularly attractive in design of deployable systems utilized in aerospace industry.

In the study, changes in mechanical behavior of manufactured materials during and after folding process were investigated. Uniaxial tensile tests applied to some of specimens were simulated with finite element analyses. Both after static and dynamic fold-deploy processes no visible damage were occurred. Generally, four-layer composites succeeded less decrease from uniaxial tests applied after fold-deploy processes. It was detected from thermal tests that composite materials performed thermal resistance up to around 350 °C.

**2019, xiii + 133 pages**

**Keywords:** Silicone, Carbon fiber, Micro-buckling, Elastic deformation, Foldability.

## TEŞEKKÜR

Öncelikle 17.FEN.BIL.70 numaralı ‘‘Silikon Matrisli Düz Dokumalı Karbon Fiber Takviyeli Kompozitin Termal ve Mekanik Davranışlarının Belirlenmesi’’ isimli proje ile finansal katkı sağlayarak bu tezin gerçekleşmesine önemli katkı sağlayan Afyon Kocatepe Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimine sonsuz teşekkürlerimi sunarım. Tez danışmanım Doç. Dr. Atilla EVCİN’e çalışmalarındaki hedeflerimi gerçekleştirmemde desteklerini esirgemediği için teşekkürlerimi borç bilirim. Kapısını her çaldığımda bilgi, görüş ve önerilerini benimle paylaşan Prof. Dr. Kubilay ASLANTAŞ’a, fikirleri ile destek veren Muhammed YÜRÜSOY’a, tezin gelişimine katkıda bulunan Malzeme Bilimi ve Mühendisliği Anabilim Dalı öğretim üyeleri Prof. Dr. Taner KAVAS, Doç. Dr. Aytekin HİTİT ve Dr. Öğr. Üyesi Metin ÖZGÜL’e, teknik ve manevi anlamda ihtiyaç duyduğum her an yanımda olan Arş. Grv. Dr. Hakan ÇİFTÇİ, Dr. Öğr. Üyesi Yelda AKÇİN ve Arş. Gör. Dr. Melih ÖZÇATAL’a, yardımlarını esirgemeyen laboratuvar sorumluları Ersin DURAK, Zekeriya YARIMAY ve İbrahim YALÇINKAYA’ya, laboratuvarının kapısını her an kullanımına açık tutan Kimya Mühendisliği Bölümü’ne ve bu çalışmanın gerçekleşmesinde emeği geçen her bireye sonsuz teşekkürlerimi sunarım

Sevgi, ilgi ve alakaları ile zor ve karanlık zamanlarda yoluma ışık olan, başımı dik tutmamı sağlayan sevgili aileme ve eşime minnetim sonsuzdur.

İsmail Sinan ATLI  
AFYONKARAHİSAR, 2019

## İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET .....	i
TEŞEKKÜR .....	iii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ .....	iv
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ .....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ .....	xii
1. GİRİŞ .....	1
1.1 Tezin Amaç ve Kapsamı .....	1
1.2 Kompozit Malzemelere Genel Bakış .....	4
1.2.1 Geçmişte Kompozit Malzemeler .....	5
1.2.2 Günümüzde Kompozit Malzemeler .....	6
1.2.3 Gelecekte Kompozit Malzemeler .....	6
1.3 Kompozit Malzemelerin Yapısı .....	7
1.4 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması .....	10
1.5 Üretim Yöntemleri .....	13
1.6 Kompozit Malzemelerin Avantajları .....	21
2. LİTERATÜR BİLGİLERİ .....	22
2.1 Silikon Polimerler .....	22
2.1.1 Silikon Polimerlerin Yapısı .....	22
2.1.2 Silikon Polimerlerin Sentezi .....	23
2.1.3 Silikon Polimerlerin Genel Özellikleri .....	24
2.2 Silikon Polimerin Mekanik Davranışı ve Hiperelastisite .....	27
2.3 Şekil Değiştirebilen Havacılık Malzemeleri .....	30
2.4 Şekil Değiştirebilen Uçak Kanat Yüzeyleri .....	32
2.4.1 Şekil Değiştirebilen Kanat Yapıları Kullanmanın Avantajları .....	33
2.4.2 Şekil Değiştirebilen Kanat Yapılarında Elastomer Kullanımı .....	35
2.5 Katlanıp Açılabilir Uzay Yapıları .....	37
2.6 Silikonun Matris Malzemesi Olarak Kullanıldığı Çalışmalar .....	43
3. MATERYAL ve METOT .....	46
3.1 Ara-yüzey Bağ Kuvvetinin Arttırılması Üzerine Çalışmalar .....	46
3.1.1 Fiber Çekme Testi İçin Numunelerin Hazırlanması .....	46
3.1.2 Fiber Çekme Testi .....	47



3.2 Karbon Fiber Yüzey Modifikasyonu Üzerine Çalışmalar .....	48
3.3 Karbon Fiber Kumaşların Çekme Mukavemetlerinin Bulunması.....	50
3.4 Silikonun Mekanik Özelliklerinin Doğrulanması.....	52
3.5 Numunelerin Üretilmesi.....	53
3.6 Statik Katlama Prosesi .....	55
3.7 Dinamik Katlamalar İçin Cihaz Tasarımı ve Üretimi.....	57
3.8 Numunelerin Çekme Testine Hazırlanması .....	57
3.9 Referans Numunelerinin Çekme Testleri.....	58
3.10 Statik Olarak Katlanmış Numunelerin Çekme Testleri .....	59
3.11 Dinamik Katlamaların ve Çekme Testlerinin Yapılması.....	59
3.12 Kompozit Malzemenin ve Bileşenlerinin Termal Analizleri .....	62
3.13 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Modelleme .....	63
4. BULGULAR .....	67
4.1 Fiber Çekme Testi Bulguları.....	67
4.2 Karbon Fiber Yüzey Modifikasyonu Bulguları.....	69
4.2.1 Yüzey Modifikasyonunun Uygulanması.....	69
4.2.2 Yüzey Modifikasyonu Yapılan Kumaşların Testi .....	70
4.2.3 Silikon Bileşenlerin Çekme Testi Sonuçları.....	71
4.3 Basınç ve Sıcaklık Parametrelerinin Belirlenmesi .....	71
4.4 Çekme Testi Sonuçları.....	72
4.4.1 Referans Numunelerinin Çekme Testi Sonuçları .....	72
4.4.2 Tabaka Sayısının Mekanik Özelliklere Etkisi .....	73
4.4.3 Statik Olarak Katlı Kalmış Numunelerin Çekme Testi Sonuçları.....	76
4.4.4 Katlama Süresinin Mekanik Özelliklere Etkisi .....	80
4.4.5 Dinamik Olarak Katlanan Numunelerin Çekme Testi Sonuçları .....	84
4.4.6 Katlama Sayısının Mekanik Özellikler Üzerine Etkisi .....	89
4.5 Çekme Testi Sonucu Elde Edilen Grafiklerin Yorumlanması .....	94
4.6 Çekme Testi Genel Bulguları.....	97
4.7 Termal Karakterizasyon Bulguları .....	98
4.8 Sonlu Elemanlar Modelleme Bulguları .....	110
5. TARTIŞMA ve SONUÇ .....	112
6. KAYNAKLAR.....	115
ÖZGEÇMİŞ.....	131

## SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

### Simgeler

---

°C	Santigrat derece
C <sub>1</sub>	Şekil değiştirme tansörü
CO <sub>2</sub>	Karbon dioksit
cP	Centipoise
d <sub>f</sub>	Fiber çapı
dk	Dakika
F <sub>max</sub>	Maksimum kuvvet
HCl	Hidroklorik asit
I <sub>1</sub>	1. Şekil değiştirme sabiti
I <sub>2</sub>	2. Şekil değiştirme sabiti
I <sub>3</sub>	3. Şekil değiştirme sabiti
Kg/m <sup>2</sup>	Kilogram/metrekare
kPa	Kilopaskal
L <sub>i</sub>	İlk boy
L <sub>s</sub>	Son boy
Me <sub>2</sub> Si(OH) <sub>2</sub>	Disilanol
Me <sub>2</sub> SiCl <sub>2</sub>	Dimetildiklorosilan
mm	Milimetre
MPa	Megapaskal
NO <sub>x</sub>	Nitrojen (x) oksit
Si-O	Siloksan bağları
W	Şekil değiştirme enerji yoğunluk fonksiyonu
λ	Uzama oranı
τ <sub>app</sub>	Arayüzey kayma mukavemeti

### Kısaltmalar

---

AUA	Avrupa Uzay Ajansı
BMC	Bulk moulding compound
CTD	Composite Technology Development
CUB	Contraves Uzay Birimi
DSC	Diferansiyel taramalı kalorimetre
JTL	Jet Tahrik Laboratuvarı
MMK	Metal matrisli kompozitler
PMK	Polimer matrisli kompozit malzemeler
RTV 830-K.K.	RTV 830 Silikonu-Karbon Fiber Kompozit
SEM	Taramalı elektron mikroskopis
ŞHP	Şekil Hafızalı Polimer
SMC	Sheet moulding compound
SMK	Seramik matrisli kompozit malzemeler
TGA	Termal Gravimetri Analizi
TGK	Termal genleşme katsayısı
TSE3488T-K.K.	TSE3488T-Karbon Fiber Kompoziti

---

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

- Şekil 1.1** Datashvili vd. (2005) tarafından geliştirilmiş silikon matrisli karbon fiber reflektör, (a: reflektörün açılmış hali, b: reflektörün şemsiye tipinde paketlenmesi c: reflektörün rastlantısal paketlenmesi)..... 2
- Şekil 1.2** CTD firması tarafından tasarlanmış TEMBO reflektör anteni (İnt.Kyn.1)..... 2
- Şekil 1.3** Adaptif kanat gösterim modeli ve kanat yüzey tabakalama durumu (Vocke III *et al.* 2012)..... 3
- Şekil 1.4** Türk yayının uzunlamasına gösterimi; AAA: Yayın merkez kısmını gösteren üç ahşap parçası. BBB: Birbirine yapıştırılmış parçaların yüzeyden görünümü. CCC: Birbirine yapıştırılmış parçaların yandan görünümü. DDD: Yay gerildiği anda arka ya da dış yüzeyi oluşturan, merkeze yapıştırılmış olan tendon şeridi. EE: Yay gerildiği anda, yayın iç göbek kısmını oluşturan, merkeze yapıştırılmış olan kendinden eğimli boynuz malzemesi (Payne-Gallwey 1907)..... 5
- Şekil 1.5** Kompozit malzeme yapısının genel gösterimi. .... 8
- Şekil 1.6** Farklı fiber doğrultularına ve dokuma yapılarına sahip kumaş yapısındaki takviye elemanlarının gösterimi: a) 90° ve tek doğrultuda yönlenmiş fiberler, b) 0° ve tek doğrultuda yönlenmiş fiberler, c) 0°-90° doğrultusunda yönlenmiş fiberlerden oluşan düz dokumalı kumaş, d) 0°-90° doğrultusunda yönlenmiş fiberlerden oluşan dimi (twill) örgülü kumaş..... 9
- Şekil 1.7** Farklı tabaka sayısına ve farklı doğrultuda fiber yönlenmelerine sahip bir kompozit malzeme yapısı..... 9
- Şekil 1.8** Sanviç yapıli kompozit malzemenin yapısı (Daniel *et al.* 2009)..... 10
- Şekil 1.9** Kompozit malzemelerin matris malzemesinin türüne göre sınıflandırılması.. 11
- Şekil 1.10** Farklı malzemelerin bir araya gelerek oluşturduğu kompozit malzemelere verilen şematik örnek. .... 12
- Şekil 1.11** Kompozit malzemelerin takviye elemanının yapısına göre sınıflandırılması. .... 12
- Şekil 1.12** Elle yatırma yönteminin gösterimi (Yuhazri *et al.* 2010). .... 13
- Şekil 1.13** Püskürtme yönteminin gösterimi (Balasubramanian *et al.* 2018)..... 14
- Şekil 1.14** Prepreg yönteminin gösterimi (Callister and Retwisch 2018)..... 14
- Şekil 1.15** Fiber sarma yönteminin gösterimi (İnt.Kyn.2). .... 15
- Şekil 1.16** Reçine transfer kalıplama yönteminin gösterimi (Nawaz *et al.* 2018)..... 16
- Şekil 1.17** Vakum torbalama yönteminin gösterimi (Hang *et al.* 2017)..... 16

Şekil 1.18	Profil çekme yönteminin gösterimi (Callister and Retwisch 2018).....	17
Şekil 1.19	Otoklav kalıplama yönteminin gösterimi (Halley 2012).....	18
Şekil 1.20	Enjeksiyon kalıplama yöntemi gösterimi (İnt.Kyn.3).....	18
Şekil 1.21	SMC hamurunun üretim yöntemi (Lee 1992). ....	19
Şekil 1.22	BMC hamurundan kalıplama yöntemi ile kompozit malzeme üretimi. ....	20
Şekil 1.23	Dönme hareketi sayesinde besleme malzemesi olan reçine ve fiberin kalıp duvarına yapıştığı kompozit malzeme kalıplama tekniği: Santrifüj Kalıplama. ....	20
Şekil 2.1	Silikonun temel kimyasal yapısının gösterimi (Colas 2005).....	22
Şekil 2.2	Silikonun 3 boyutlu ağ yapısının kimyasal gösterimi (Colas 2005).....	23
Şekil 2.3	Japon Shin-Etsu Slicone laboratuvarlarında gerçekleştirilen mekanik testlere göre silikon polimerin diğer organik kauçuklara göre sıcaklıkla değişen a) yırtılma mukavemeti, b) çekme mukavemeti (İnt.Kyn.4).....	26
Şekil 2.4	Uygulanan gerilme karşısında elastik ve hiperelastik davranış gösteren malzemelerin lineer ve lineer olmayan davranışları (Beda 2007).....	28
Şekil 2.5	İki eksenli gerilmeye maruz kalan hiperelastik çubuk şeklindeki malzemenin gösterimi.....	28
Şekil 2.6	Kel başlı kartalın farklı kanat konfigürasyonları (Bowman <i>et al.</i> 2002). ....	31
Şekil 2.7	İki aktüatör yardımıyla burulma ve eğilme davranışlarını başarabilen uçak kanat profili (Kudva 2004).....	35
Şekil 2.8	Şişirme yöntemi ile katlanıp açılabilen bir antenin aşamalarının gösterimi (Freeland <i>et al.</i> 1996).....	38
Şekil 2.9	Contraves Uzay Birimi'nde geliştirilen şişirme-rijitleme yöntemi ile kapanıp açılabilen reflektör anten (Cassapakis and Thomas 1995). ....	39
Şekil 2.10	Elastik teller yardımı ile katlanıp açılabilen reflektör anten (Lai and Pellegrino 1999, Seffen <i>et al.</i> 2000).....	40
Şekil 2.11	Şekil hafızalı polimer ve şişirilebilen iskelet sistemi yardımıyla açılıp kapatılabilen reflektör membranı (Gaspar <i>et al.</i> 2007).....	41
Şekil 2.12	Elektrostatik şekillendirme ile formunu kazanan anten yapısının şematik gösterimi (Chodimella <i>et al.</i> 2006).....	41
Şekil 2.13	Düzlemsel membran antenlerin yapısal gösterimi: a) dairesel gövdeli, b) at nalı şekline sahip gövdeli, c) dikdörtgen gövdeli (Liu <i>et al.</i> 2014).....	42
Şekil 3.1	Fiber çekme testi için numune hazırlama prosesi. ....	47

Şekil 3.2 a) Fiber çekme için hazırlanan aparat, b) Numunenin çekme cihazına yerleştirilmesi, c) çekme testinin gerçekleştirilmesi.....	48
Şekil 3.3 Fiber çekme testinin temsili gösterimi. ....	48
Şekil 3.4 Karbon fiber üretim şeması (Pilato and Michno 1994).....	49
Şekil 3.5 Kompozit malzeme üretiminde kullanılan sıcak pres cihazı. ....	50
Şekil 3.6 a) Yüzey modifikasyonuna maruz bırakılmamış kumaşın çekme numuneleri. b) Yüzey modifikasyonuna maruz bırakılmış kumaşın çekme numuneleri..	51
Şekil 3.7 Kumaş numuneler için kullanılan çekme test düzeneği. ....	51
Şekil 3.8 Silikon bileşenlere çekme testi uygulanması: a) standarda göre üretilen numuneler, b) test düzeneği. ....	52
Şekil 3.9 Kompozit numunelerin hazırlanmasında silikonun uygulama aşaması. ....	54
Şekil 3.10 Tabakalı kompozit malzemenin yapısını temsil eden şekil. ....	55
Şekil 3.11 Statik olarak katlanmış numuneler ve katlanma prosesinin gösterimi. ....	56
Şekil 3.12 Statik olarak katlanmış ve sonrasında açılmış numuneler: a) 2 hafta, b) 8 hafta, c) 12 hafta süresince katlı kalmış numuneler. ....	56
Şekil 3.13 Tez kapsamında tasarlanan ve üretilen dinamik katlama cihazı.....	57
Şekil 3.14 Çekme testi düzeneği gösterimi: a) Numunelerin çekme çeneleri içinde kalan kısımlarına epoksi ile kanvas bezi yapıştırılan numuneler, b) Numune boyut özelliklerinin şematik gösterimi, c) Numunenin çekme testi çeneleri arasına yerleştirilmesi. ....	58
Şekil 3.15 Katlama cihazının pnömatik devre şeması. ....	60
Şekil 3.16 Katlama cihazı numune bağlama aparatı ve numunelerin bağlanma şekli....	61
Şekil 3.17 Katlama cihazı ve katlama aşamaları. ....	61
Şekil 3.18 NETZSCH marka Jupiter STA-449 model DSC-TG cihazı: a) cihazın genel görüntüsü, b) analiz yapılan numune ve referans numunesinin yerleştirildiği krozeler. ....	62
Şekil 3.19 Malzeme özelliklerinin bulunması için kullanılan test düzeneği: a) Mekanik test cihazı genel gösterimi, b) Gerinim pulu uygulanmış ve çekme testi çeneleri arasına yerleştirilmiş numunenin gösterimi. ....	64
Şekil 3.20 Modele uygulanan sınır şartlarının örnek gösterimi. ....	65
Şekil 3.21 Sonlu elemanlara ayrılmış modelin gösterimi. ....	66
Şekil 4.1 Fiber çekme testi sonucu fiber uçlarında kalan fiberlerin optik mikroskop yardımı ile elde edilen görüntüleri.....	68

<b>Şekil 4.2</b>	a) Herhangi bir karbon fiber yüzey ya da silikon viskozite modifikasyonu uygulanmadan üretilen KFTS-K malzemesi, b) Viskozitenin düşürülmesi sonrası üretilen KFTS-K malzemesi, c) Hem viskozitenin düşürülmesi hemde karbon fiber kumaşın yüzey modifikasyonu sonrasında üretilen KFTS-K malzemesi. ....	69
<b>Şekil 4.3</b>	a) Yüzey işlemi görmemiş, b) %10 derişime sahip solüsyon içinde yüzey işlemi görmüş, c) %20 derişime sahip solüsyon içinde işlem görmüş karbon fiberlerin 2500x büyütme ile çekilmiş SEM fotoğrafları.....	70
<b>Şekil 4.4</b>	Numunelerin tabaka sayılarının çekme gerilmesine etkisi.....	75
<b>Şekil 4.5</b>	Tabaka sayısı ile maksimum uzama arasındaki ilişki. ....	75
<b>Şekil 4.6</b>	RTV 830-K.K. malzemelerinin farklı katlama sürelerine göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlı kalma süresine göre değişimi. ....	81
<b>Şekil 4.7</b>	TSE3488T-K.K. malzemelerinin farklı katlama sürelerine göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlı kalma süresine göre değişimi. ....	83
<b>Şekil 4.8</b>	RTV 830-K.K. malzemelerinin farklı katlama sayılarına göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlanma sayısına göre değişimi.....	91
<b>Şekil 4.9</b>	TSE3488T-K.K. malzemelerinin farklı katlama sayılarına göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının, katlanma sayısına göre değişimi.....	92
<b>Şekil 4.10</b>	Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi. ....	95
<b>Şekil 4.11</b>	Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi. ....	95
<b>Şekil 4.12</b>	Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi. ....	96
<b>Şekil 4.13</b>	Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi. ....	96
<b>Şekil 4.14</b>	Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi. ....	96
<b>Şekil 4.15</b>	Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi... ..	97
<b>Şekil 4.16</b>	Kompozit malzeme bileşenlerinin DSC analiz grafikleri: a) karbon fibere, b) TSE3488T silikonuna, c) RTV 830 silikonuna ait grafikler.....	99
<b>Şekil 4.17</b>	TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.....	100
<b>Şekil 4.18</b>	RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.....	101

- Şekil 4.19** Kompozit malzeme bileşenlerinin TG analiz grafikleri: a) karbon fibere, b) TSE3488T silikonuna, c) RTV 830 silikonuna ait grafikler..... 102
- Şekil 4.20** TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı..... 103
- Şekil 4.21** RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı..... 104
- Şekil 4.22** RTV 830 ve TSE3488 silikonları ile karbon fiber takviyenin; a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri..... 105
- Şekil 4.23** K.f. takviyeli TSE3488T silikonunun: a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri..... 108
- Şekil 4.24** K.f. takviyeli RTV 830 silikonunun: a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri..... 109
- Şekil 4.25** Ref-R1 numune modelinin ‘y’ eksenine yönündeki uzamasının gösterimi: modelde en az gerilme değerine sahip bölgeler lacivert en fazla olanlar ise kırmızı renkle gösterilmektedir. .... 111

## ÇİZELGELER DİZİNİ

Sayfa

<b>Çizelge 2.1</b> Vocke III vd. (2012)'nin inceledikleri elastomerlerin özellikleri.....	43
<b>Çizelge 2.2</b> NuSil Silicone Technology firmasının ürettiği CF19-2615 markalı çift bileşenli silikonun teknik özellikleri (Jimenez and Pellegrino 2012)....	44
<b>Çizelge 3.1</b> Silikonun viskozitesini düşürmek için katılan katkı ve hazırlanan numunelerin isimlendirmesi.....	46
<b>Çizelge 4.1</b> Fiber çekme testi sonuçları.....	67
<b>Çizelge 4.2</b> RTV 830-K.K. referans numunelerinin çekme testi sonucu elde edilen mekanik veriler.....	72
<b>Çizelge 4.3</b> TSE3488T-K.K. Referans numunelerinin çekme testi sonucu elde edilen mekanik veriler.....	73
<b>Çizelge 4.4</b> Referans numunelerinin tabaka sayılarına göre mekanik özellikleri.....	74
<b>Çizelge 4.5</b> 14 gün süre ile statik katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	76
<b>Çizelge 4.6</b> 14 gün süre ile statik katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	77
<b>Çizelge 4.7</b> 56 gün süreyle katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	78
<b>Çizelge 4.8</b> 56 gün süreyle katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	78
<b>Çizelge 4.9</b> 84 gün süreyle katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	79
<b>Çizelge 4.10</b> 84 gün süreyle katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.....	79
<b>Çizelge 4.11</b> Belirli sürelerle katlanmaya maruz bırakılmış RTV 830-K.K. numunelerin ortalama mekanik göstergeleri.....	80
<b>Çizelge 4.12</b> Belirli sürelerle katlanmaya maruz bırakılmış TSE3488T-K.K. numunelerin ortalama mekanik göstergeleri.....	82
<b>Çizelge 4.13</b> 500 Defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları..	84
<b>Çizelge 4.14</b> 500 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.	85
<b>Çizelge 4.15</b> 1000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.	86
<b>Çizelge 4.16</b> 1000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.....	86



<b>Çizelge 4.17</b> 2000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları. .....	87
<b>Çizelge 4.18</b> 2000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları. .....	87
<b>Çizelge 4.19</b> 4000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları. ..	88
<b>Çizelge 4.20</b> 4000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.	88
<b>Çizelge 4.21</b> Belirli sayılarda tekrarlı olarak katlanmış RTV 830-K.K. malzemelerinin mekanik değerlerindeki değişimler.....	90
<b>Çizelge 4.22</b> Belirli sayılarda tekrarlı olarak katlanmış TSE3488T-K.K. malzemelerinin mekanik değerlerindeki değişimler.....	90
<b>Çizelge 4.23</b> Katlanma sayısına göre mukavemetlerdeki düşüş oranlarının kıyaslanması. .....	94
<b>Çizelge 4.24</b> Kompozit malzemelerin DSC ve TG analizleri sonucunda ortaya çıkan kritik sıcaklıklar.....	107
<b>Çizelge 4.25</b> Numunelerin deneysel ve modelleme sonucunda elde edilen maksimum gerilme sonuçlarının karşılaştırılması.....	110

# 1. GİRİŞ

## 1.1 Tezin Amaç ve Kapsamı

Bu tez çalışması farklı özelliklere sahip malzemeleri bir araya getirerek hem katlanıp paketlenabilir hem de açıldığında formunu koruyacak derecede rijit bir kompozit malzeme tasarlamak, üretmek ve test etmek üzerine kurgulanmıştır. Esnekliği sağlayacak matris elemanı olarak silikon, rijitliği sağlayacak takviye elemanı olarak çift yönlü dokumaya sahip karbon fiber kumaş kullanılması planlanmıştır. Çalışmada iki farklı çeşit silikon reçine kullanılarak bu reçinelerin farklı özelliklerinin kompozit malzemenin özelliklerine nasıl yansıtacağı görülmek istenmektedir. Ayrıca bir, iki ve dört tabakalı kompozit malzeme üretilmesi ve bu değişkenin katlama aksiyonuna nasıl etki edeceği gözlemlenmek istenmiştir.

Çalışmada matris malzemesi olarak silikon seçilmiştir çünkü günümüzde çoğunlukla tercih edilen matris malzemeleri olan epoksi, polyester ve vinil ester gibi termoset reçineler kürlendikten sonra rijit bir davranış sergilemektedirler. Rijit matris içine gömülen karbon fiberlerin hareket kabiliyeti kalmadığından, kompozit malzeme katlanmak için eğilip bükülmek istendiğinde, karbon fiberler üzerinde ve etrafında fazlaca gerilme yığılması meydana gelecek ve malzeme katlanma derecesine gelmeden hasara uğrayacaktır (Campbell *et al.* 2004, Francis *et al.* 2006). Bu sebeptendir ki fiberler esneme kabiliyeti daha yüksek bir malzeme olan silikon elastomerle birleştirilmeye karar verilmiştir. Düşük gerilme uygulanması ile yüksek derecede elastik deformasyon kabiliyeti gösterebilen silikon elastomer içine gömülen fiberler, yüksek eğrilik çapıyla katlansalar dahi, silikonun bu kabiliyeti onların hasarsız bir şekilde mikro-burkulmalarına izin verecektir (Semprinoschnig *et al.* 2009, Mejia-Ariza *et al.* 2010, Maqueda *et al.* 2012).

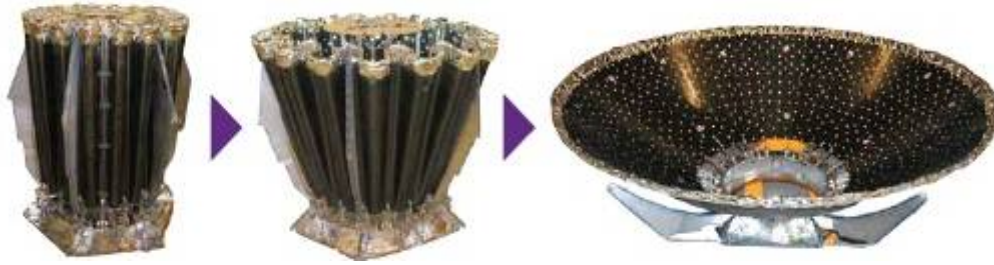
Silikonun matris malzemesi olarak kullanıldığı farklı çalışmalar mevcuttur. Bunlardan birisi Munich Teknik Üniversitesi'nde Datashvili vd. (2005) tarafından yürütülmüştür. Çalışmada üç eksenli dokuma [60°/0°/-60°] yapısına sahip karbon fiber malzeme ile güçlendirilmiş silikon kullanılarak kompozit reflektör anten tasarımı ve ölçekli halinin

üretimi gerçekleştirilmiştir. Katlanabilen bu reflektör anten Şekil 1.1’de verilmiştir.



**Şekil 1.1** Datashvili vd. (2005) tarafından geliştirilmiş silikon matrisli karbon fiber reflektör, (a: reflektörün açılmış hali, b: reflektörün şemsiye tipinde paketlenmesi c: reflektörün rastlantısal paketlenmesi).

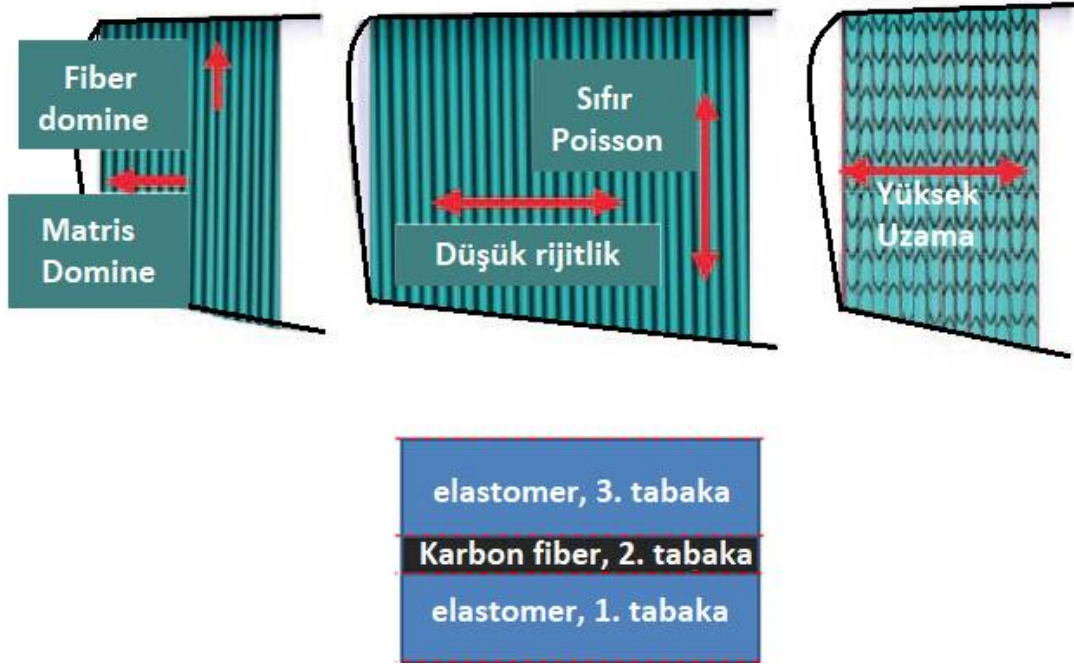
Silikon reçinenin kullanıldığı başka bir çalışmada Composite Technology Development (CTD) firması tarafından yapılmıştır. Bu tasarımda da reflektif yüzey rijit kollar yardımıyla şemsiye tipinde paketlenmektedir (Şekil 1.2).



**Şekil 1.2** CTD firması tarafından tasarlanmış TEMBO reflektör anteni (İnt.Kyn.1).

Silikon reçinenin aktif olarak kullanıldığı bir başka araştırma alanında hava araçlarıdır. Son yıllarda ayarlanabilir yüzeylerin hava araçlarına uygulanabilirliği çalışılan konular arasındadır. Şekil 1.3’te görülebileceği gibi tek boyutta kanat uzunluğunu değiştirmeye yönelik bir çalışma yer almaktadır (Vocke III *et al.* 2012).

Büyük deformasyon kabiliyeti olan elastomer malzemelerin matris malzemesi olarak kullanılması ile hasar almaksızın, büyük oranda şekil değiştirme kabiliyetine sahip kompozit malzemelerin üretimi mümkün hale gelmiştir. Bu yapıların uçak kanatlarında bir aktüatör yardımı ile kullanılması ve böylece uçuş sırasında hava durumuna ya da uçuş pozisyonuna göre tek ya da her iki kanadın uzayıp kısılması sağlanacaktır. Bu çalışmaya örnek Şekil 1.3’te verilmiştir (Vocke III *et al.* 2012).



**Şekil 1.3** Adaptif kanat gösterim modeli ve kanat yüzey tabakalama durumu (Vocke III *et al.* 2012).

Bu tez kapsamında üretilen numunelerin katlanıp açılma davranışının iki ayrı şekilde incelenmesi düşünülmüştür. Bunlardan birincisi numunelerin 14, 56 ve 84 gün süreyle 90° katlı olarak muhafaza edilerek açılması ve ikincisi, tez kapsamında tasarlanan ve üretilen cihaz yardımıyla, 500, 1000, 2000 ve 4000 defa 90° açılıp katlanmasıdır. Katlanma işlemlerinden sonra numunelerin mekanik özelliklerinde ki değişimin gözlenmesi amaçlanmıştır. Bunun yanında malzemelerin termal özelliklerinin diferansiyel taramalı kalorimetre ve termal gravimetre ile analizi çalışma kapsamına alınmıştır. Numunelere yapılan mekanik analizin sonlu elemanlar analizi ile modellenmesi planlanmıştır.

Tezde kompozit malzemeler ile ilgili genel bilgi verilmiş, silikon malzemeler ve özellikleri hakkında literatürde bulunan araştırmalara yer verilmiş, silikonlar ve diğer malzemelerle üretilmiş katlanabilir yapılar incelenmiş ve özetlenmiştir. Bunların yanında tez kapsamında planlanan malzemelerin üretimi, cihaz tasarımı ve malzemelerin karakterizasyonu ile ilgili çalışmalar ve çalışmalarla ilgili bulgu ve sonuçlar paylaşılmıştır.

## 1.2 Kompozit Malzemelere Genel Bakış

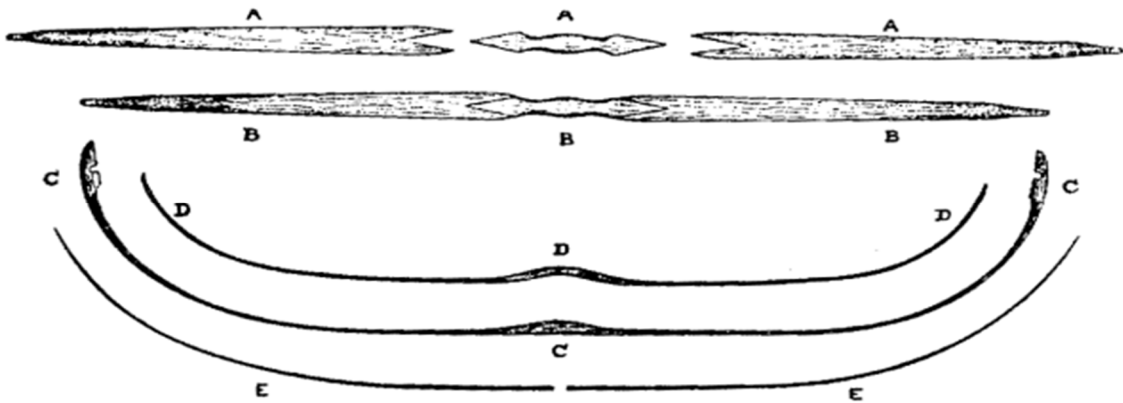
Genellikle iki farklı bileşenin doğal ya da yapay yollarla bir araya gelmesiyle oluşan kompozit malzemeler, geçmişteki ilkel uygulamalardan günümüzdeki yüksek teknoloji uygulamalarına kadar geniş bir yelpazede kullanım alanı bulmuştur. Kompozit malzemenin bileşenleri en temelde matris ve takviye elemanı olarak adlandırılır ve takviye elemanı matris içine gömülü haldedir. Bileşenler makro seviyede mekanik olarak bir araya gelirler ve birbirleri içinde çözünmezler. Bu iki temel bileşenin yanında malzemeye ek üstünlükler kazandırmak amacıyla farklı ajanlarda kullanılabilir. Kompozit malzemede matris bileşeni uygulanan yükün takviye elemanına dağıtılması, takviye elemanının çevresel etkilerden korunması, kompozit malzemenin genel şeklini kazanması ve takviye elemanlarının bir arada durması gibi görevleri üstlenirken, takviye elemanı kompozit malzemenin mekanik anlamda üstünlüklerini sağlayan ve bunun yanında korozyon direnci, elektrik iletkenliği gibi özellikler kazandıran bileşendir. Bu bağlamda bileşenler birbirlerinin zayıf özelliklerini kapatırken kuvvetli yönlerini ön plana çıkarır. Örnek verilecek olursa; hafif fakat mekanik olarak zayıf olan bir matris malzemesinin içine mukavemetli fakat nispeten daha ağır takviye elemanı gömülerek hafif fakat mukavemetli bir yapı elde edilebilir.

Takviye elemanları toz parçacık, sürekli fiber, süreksiz fiber, yonga, pul v.b. şekillerde olabilirken matris elemanı sürekli yapıdadır. Kompozit malzemenin özelliklerini en iyi şekilde sergileyebilmesinde matris ve takviye elemanlarının uygun seçilmesi hayati bir öneme sahipken, bu iki bileşenin kuvvetli bir ara yüzey bağ kuvveti ile bir araya gelmesi de aynı oranda önemlidir. Özellikle takviye elemanının üstlendiği görevin homojen bir şekilde dağılımı ve uygulanan mekanik yükler altında malzemenin erken hasara uğramasına sebep olacak bölgelerin en az oranda olması açısından ara yüzey bağ kuvveti yüksek olmalıdır.

Kompozit malzemeler üstün özellikleri ile geçmişten günümüze farklı kullanım alanlarında farklı tasarımlarla kendilerine yer bulmakla birlikte doğal halde de bulunabilirler.

### 1.2.1 Geçmişte Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemelerin geçmişteki uygulamalarına samanla güçlendirilmiş kerpiç örneği verilebilir. Saman, kil ve su ile karıştırılarak çamur haline getirilir, tuğla şekli verilerek kurumaya bırakılır. Kuruma, yani tuğla bünyesindeki suyun uzaklaşması, yüzeyden iç kısma doğru gerçekleştiği için, hacim küçülmesi homojen bir şekilde gerçekleşmediğinden, iç kısımlarda çekme, dış yüzeylerde basma gerilmeleri oluşur. Oluşan bu gerilmeler tuğla içerisinde çatlaklara sebep olur fakat eklenen saman takviyesi oluşan çatlakların ilerlemesine engel olur ayrıca kuruma sırasında oluşan mekanik etkilere tuğlanın karşı direnci artırır (Binici *et al.* 2005). Geçmişte savaş ve avlanma aracı olarak kullanılan yaylarda kompozit yapı kullanılmıştır Yay gövdesi bir ip tarafından gerilerek bünyesinde potansiyel enerji biriktirilir, ip serbest bırakıldığında potansiyel enerji kinetik enerji olarak oka aktarılır ve bu kinetik enerji okun fırlatılmasını sağlar (Bergman and McEwen 1997). Yay gerildiği anda iç kısımda basma dış kısımda çekme gerilmeleri oluşur. Bu yüzden yayın iç kısmında basma gerilmelerine dayanıklı boynuz malzemesi kullanılırken dış kısımda eğilmeye dayanıklı ve enerji depolama kabiliyeti olan ağaç yapıları kullanılmıştır. 1795 yılında kullanılan bir Türk yayının gösterimi Şekil 1.4'te verilmiştir (Payne-Gallwey 1907). Bu kompozit yapıların ağırlığı nispeten daha az olmuştur. Bazı kaynaklarda azalan yay ağırlığının atış performansını arttırdığı belirtilmektedir (Yadin 1963, Gabriel 2004).



**Şekil 1.4** Türk yayının uzunlamasına gösterimi; AAA: Yayın merkez kısmını gösteren üç ahşap parçası. BBB: Birbirine yapıştırılmış parçaların yüzeyden görünümü. CCC: Birbirine yapıştırılmış parçaların yandan görünümü. DDD: Yay gerildiği anda arka ya da dış yüzeyi oluşturan, merkeze yapıştırılmış olan tendon şeridi. EE: Yay gerildiği anda, yayın iç göbek kısmını oluşturan, merkeze yapıştırılmış olan kendinden eğimli boynuz malzemesi (Payne-Gallwey 1907).

### 1.2.2 Günümüzde Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler farklı malzemelerin mekanik olarak bir araya gelmesi ile oluşur ve farklı kullanım alanlarına göre farklı değişkenler seçilip hedef malzemenin özellikleri gözetilerek dizayn edilebilir. Bu avantaj, kompozit malzemelerin günümüzde birçok geleneksel malzemenin yerini almasını sağlamıştır. Kompozit malzemelerin bilinen en büyük avantajı ise nispeten düşük ağırlıklarına rağmen yüksek rijitlik ve mukavemet özellikleri sergilemeleridir. Bu özellikleri sayesinde havacılık ve uzay alanında kullanımları yaygındır. Bir uçağın olabildiğince fazla parçasının hafif kompozit malzemeler kullanılarak üretilmesi ile toplam ağırlığı düşecek, böylece yolcu ve yakıt kapasitesi artacak dolayısıyla uçuş mesafeleri de artacaktır. Kompozit malzemeler, deniz taşıtlarında kullanımları açısından, hafifliklerinin yanı sıra korozyon dirençleri ile de büyük avantaj sağlamaktadırlar. Ayrıca kompozit malzemeler ile korozyona dayanıklı kaplamalar yapılmaktadır. Son yıllarda savunma sanayinde kurşungeçirmez yelek ve kalkan gibi malzemelerin kompozit malzemeler ile üretimi yaygınlaşmış, böylelikle vücuda daha uygun ve hafif tasarımların önü açılmıştır (Kurahatti *et al.* 2010). Yorulma ve korozyon dirençlerinin yüksek olması bu malzemeleri yenilenebilir enerji sektöründe de çekici hale getirmiştir (Grogan *et al.* 2013). Hafiflikleri sayesinde ayrıca spor, müzik sektöründe de kullanılmaktadır (Fuss *et al.* 2013).

### 1.2.3 Gelecekte Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler ile tasarlanabilecek yapı çeşitliliği hayale sığmayacak büyüklüktedir. Bu yüzden teknolojinin gelişmesi ile birlikte söz konusu malzemeler kendilerine yeni kullanım alanları bulacaktır.

Nanoteknoloji biliminin gelişmesi ile iyonların kontrolü sağlanarak veri depolamada atomik seviyede nanokompozit cihazların kullanımı hayal olmaktan çıkacaktır (Shukla *et al.* 2019). Yine nanoteknolojideki gelişmeler biyo-çözünür nanokompozit malzemelerin moleküler seviyede üretilmesi avantajı ile sağlık alanında kullanımının yaygınlaşmasına olanak sağlayacaktır (Nayak *et al.* 2010).

Ağır y¼kler altında çalışan bazı malzemelerin aşınma oranını d¼ř¼rmek amacı ile polimerler ve polimer kompozit malzemeler ile kaplanması ve taban malzemesinin çalışma ¼mr¼n¼n uzaması için çalışmalar yapılmaktadır (Friedrich *et al.* 2011).

Hasarlı insan dokularının yeniden inşasında polimer kompozit malzemelerden yararlanılması adına çalışmalar devam etmektedir ve gelecekte bu alanda birçok gelişme kaydedilmesi beklenmektedir (Netti and Ambrosio 2011).

Katlanıp açılabilir polimer-kompozit yapılar, b¼y¼k çaptaki uzay reflekt¼rlerinin yery¼z¼nde k¼¼k hacimlere indirgenerek paketleme kolaylığı sağlanması ve bu yapıların uzayda açılmasını sağlamaktadır. Bu alanda kullanımın yaygınlaşması adına çalışmalar yapılmaktadır (Datashvili *et al.* 2005).

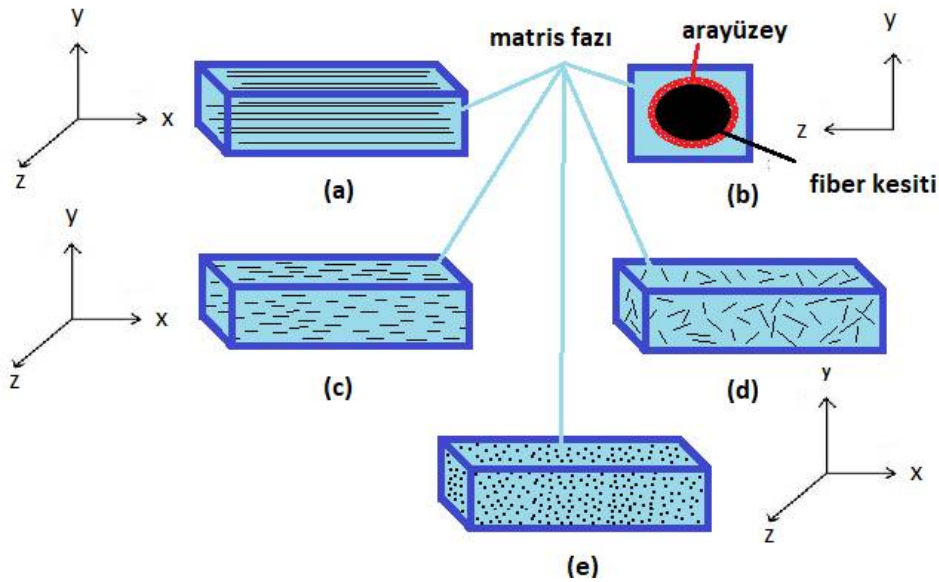
### **1.3 Kompozit Malzemelerin Yapısı**

Kompozit malzemeler farklı yapıların mekanik olarak bir araya gelerek, arzu edilen ¼zelliklerde, heterojen bir yapı oluşturması ile ¼retilirler ya da doğal olarak tabiatta var olurlar. Ana yapıyı meydana getiren bileşenler, bazen birbirlerine yakın bazen de çok farklı ¼zellikler taşırlar. Bu ¼zellikler kimyasal ya da fiziksel ¼zelliklerin yanında mekanik ¼zelliklerde olabilir. Bileşenlerin birbirinden farklı olan bu ¼zellikleri, ana malzemenin mekanik ¼zelliklerinin ve hasar davranışlarının anlaşılmasını, homojen bir malzemenin aynı ¼zelliklerinin anlaşılmasından daha zor hale getirir.

Kompozit malzemelerin bileşenleri genel olarak matris ve takviye elemanı olarak adlandırılır. Takviye elemanını çevreleyen ve bir arada tutan matris bileşeni s¼rekli yapıda olurken, kompozit malzemeye mukavemet, elektrik iletkenliği ve bunun gibi ¼zellikler kazandıran takviye elemanı s¼rekli ve s¼reksiz yapıda olabilir. Matris elemanı, fiber ya da partik¼l şeklinde olan takviye elemanlarını bir arada tutarken, ana malzemeye (kompozit malzeme) uygulanan y¼k gibi dış etkenleri takviye elemanına dağıtma g¼revini de ¼stlenir. Y¼k gibi bir dış etkenin, y¼k¼ taşıma ile g¼revli takviye elemanlarına dağıtılması ¼nem arz etmektedir. Kompozit malzemelerin ¼nemli bir ¼zelliđi olan ¼zg¼l mukavemet, her bir takviye elemanının y¼k taşıma g¼revini



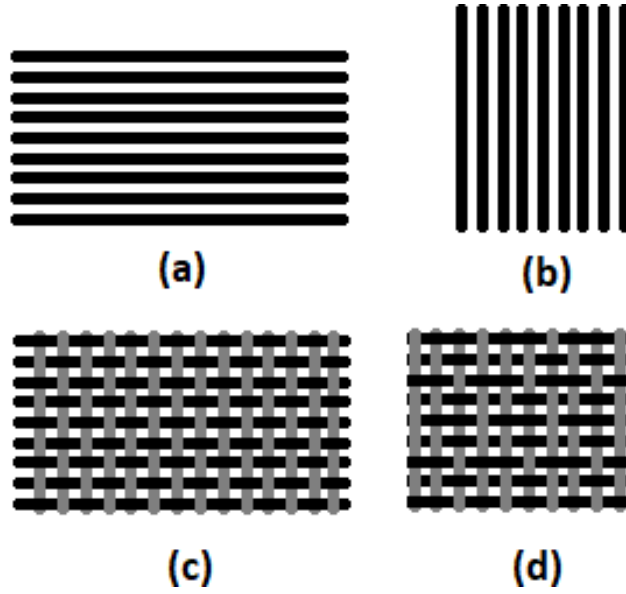
üstlenmesinden, hasar olsa dahi diğer takviye elemanlarının uygulanan yükü paylaşmasından dolayı öne çıkmaktadır. Şimdiye kadar sadece matris ve takviye elemanının öneminden bahsedilsede, bu iki bileşenin görevini mükemmel yakın yapması, aralarında ki ara-yüzey bağ kuvvetine bağlıdır. Yani, matris ve takviye elemanı ara yüzeyi üçüncü ve önemli bir yapısal eleman olarak not edilebilir. Bahsettiğimiz kompozit malzeme ve bileşenleri, takviye elemanının yapısına göre Şekil 1.5'teki gibi resmedilebilir. Şekilde mavi renkle gösterilen yapı matris elemanıdır, siyah renkteki takviye elemanını çevreler ve Şekil 1.5b'de kırmızı renkle gösterildiği gibi aralarında ara yüzey bölgesi oluşur. Takviye elemanı sürekli yapıda ve yönlendirilmiş olabileceği gibi (Şekil 1.5a), kırık yapıda ve yönlendirilmiş (Şekil 1.5c), kırık yapıda ve rastgele dağılmış (Şekil 1.5d) ya da partikül yapıda (Şekil 1.5e) olabilir.



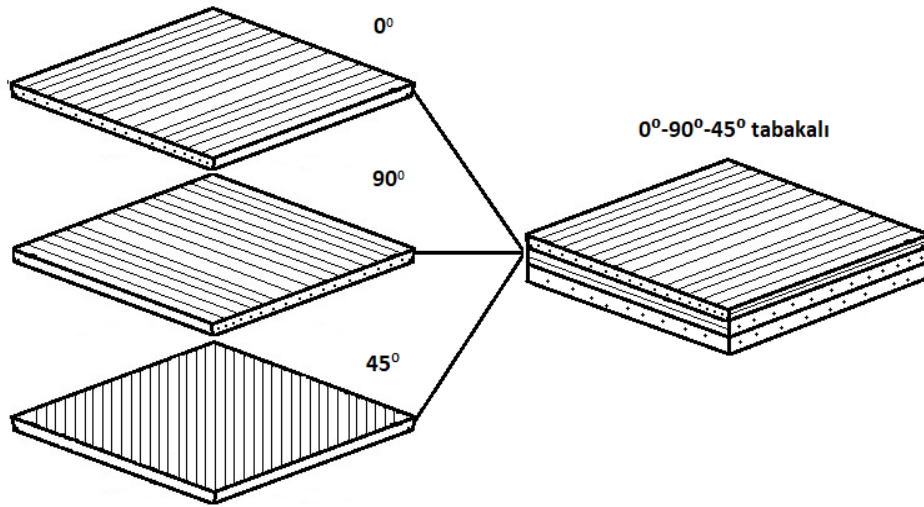
**Şekil 1.5** Kompozit malzeme yapısının genel gösterimi.

Şekil 1.5a'da gösterilen sürekli fiberler genelde kumaş haline getirilerek kullanılır çünkü dokumalı kumaşlar üretimde kolaylık sağlarlar, kalıba yayılmaları daha kolaydır ve farklı yönlerde örülmüş kumaşlar kullanılarak kompozit malzemenin birden fazla yönde mukavemete sahip olmasını sağlarlar. Kumaşlar Şekil 1.6'da gösterildiği gibi farklı yönlerde ve şekillerde dokunabilecekleri gibi Şekil 1.7'de görüldüğü üzere tabakalı yapıda, yani farklı tabaka sayılarına sahip olacak şekilde üretilebilir. Her tabakadaki fiber doğrultusu aynı ya da farklı yönde olabilir. Böylelikle ana malzeme hem istenen kalınlıkta hem her tabakanın farklı yönlendirilmesi ile farklı yönlerden

gelecek etkilere karşı mukavemetli yapıda hem de tabakaların matris ya da fiber türlerinin farklı seçilmesi ile farklı bölgelerinde farklı özellikler gösteren yapıda tasarlanabilir. Örneğin malzemenin en üst ve alt tabakalarında yani yüzeylerinde aşınmaya karşı direnç sağlayacak partikül takviyeleri kullanılıp, iç tabakalarda belirli yönde ya da yönlerde çekme mukavemeti sağlayacak sürekli fiberler kullanılabilir.

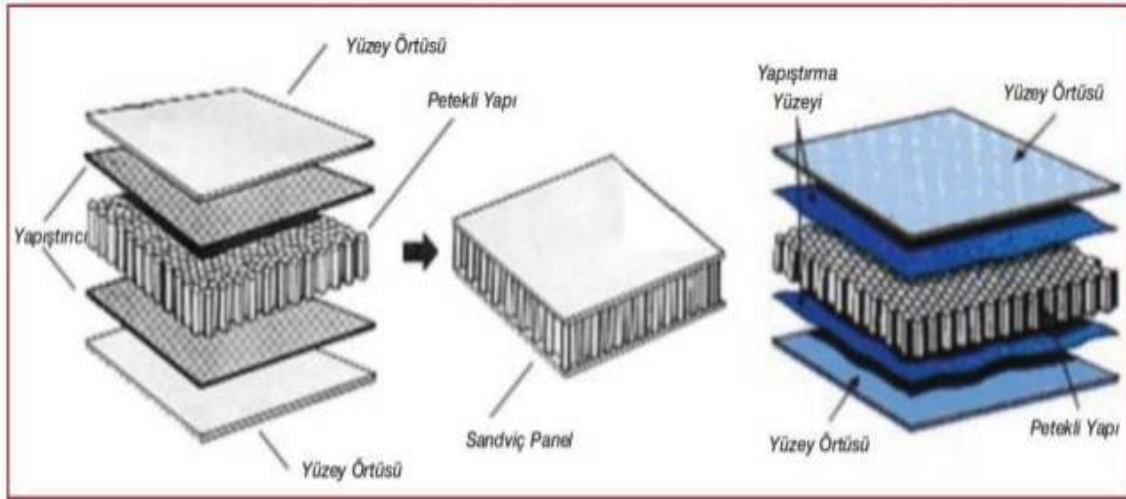


**Şekil 1.6** Farklı fiber doğrultularına ve dokuma yapılarına sahip kumaş yapısındaki takviye elemanlarının gösterimi: a)  $90^\circ$  ve tek doğrultuda yönelmiş fiberler, b)  $0^\circ$  ve tek doğrultuda yönelmiş fiberler, c)  $0^\circ$ - $90^\circ$  doğrultusunda yönelmiş fiberlerden oluşan düz dokumalı kumaş, d)  $0^\circ$ - $90^\circ$  doğrultusunda yönelmiş fiberlerden oluşan dişi (twill) örgülü kumaş.



**Şekil 1.7** Farklı tabaka sayısına ve farklı doğrultuda fiber yönelmelerine sahip bir kompozit malzeme yapısı.

Bal peteği yapısındaki malzemelerin çekirdek olarak kullanıldığı kompozit yapıları sandviç yapılı kompozit malzemeler olarak adlandırılır. Bu tip malzemeler üretilirken genelde alt ve üst katmanlar mukavemet sağlayıcı kumaşlardan oluşurken, orta katman boşluklu bal peteği formundaki darbe emme özelliğine sahip malzemelerden oluşur. Bu malzemelerin bir örneği Şekil 1.8’de verilmiştir.



Şekil 1.8 Sandviç yapılı kompozit malzemenin yapısı (Daniel *et al.* 2009).

Sandviç yapıdaki malzemeler, seçilen katmaların özelliğine göre farklı özellikler gösterebilirler. Örneğin alt ve üst yüzey örtüleri karbon fiber takviyeli kompozit malzemedен ve çekirdek kısmı bal peteğinden üretilirse, çekme ve basma gerilmeleri yüzey örtüleri, kayma gerilmeleri de çekirdek kısmında ki petek yapısı tarafından taşınır. Çekirdek yapı kullanım alanına göre strafor, karton ve nomex gibi malzemelerden seçilebilir.

#### 1.4 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

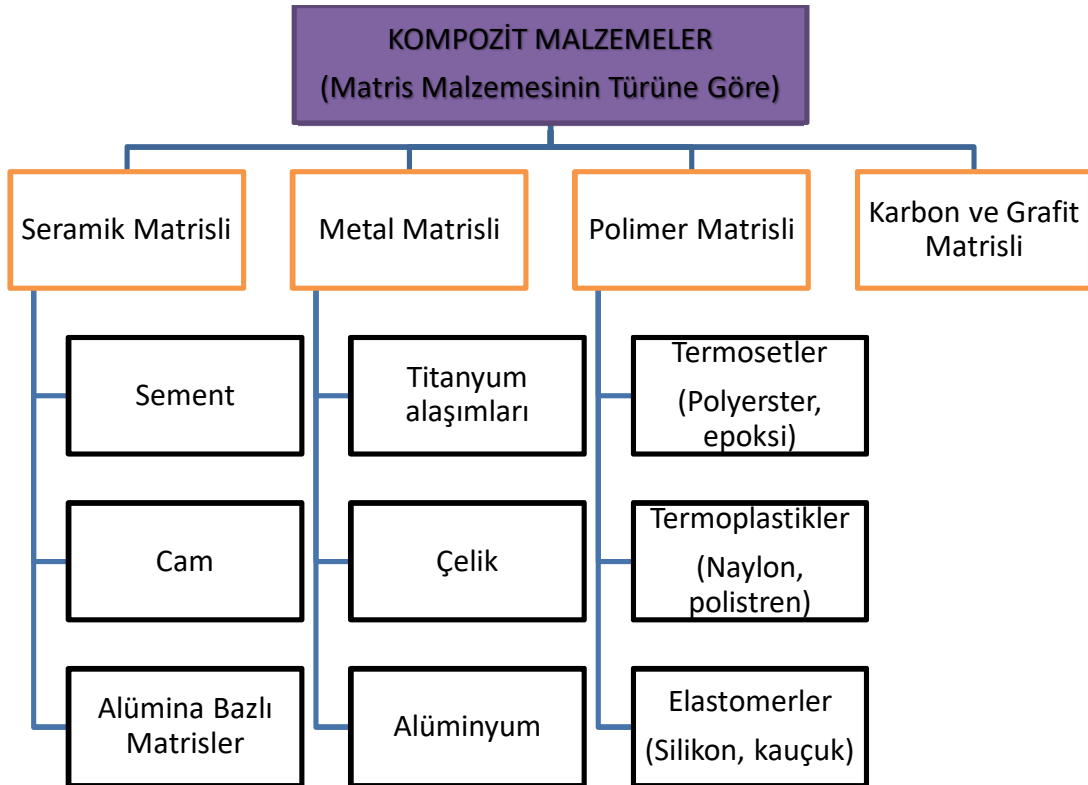
Kompozit malzemeler matris veya takviye elemanı türüne göre sınıflandırılabilir. Şekil 1.9’da kompozit malzemelerin matris türüne göre sınıflandırılması görülebilir. Şekil 1.10’da farklı malzemelerin bir araya gelerek oluşturduğu kompozit malzemelere şematik olarak örnekler verilmiştir. Kompozit malzemeler ayrıca takviye elemanının yapısına göre Şekil 1.11’deki gibi sınıflandırılabilir.

Kompozit malzemelerin tasarımında çok farklı matris ve takviye elemanları kullanılabilir. Aşağıda farklı türlerde ki kompozit malzemelere örnekler verilmiştir:

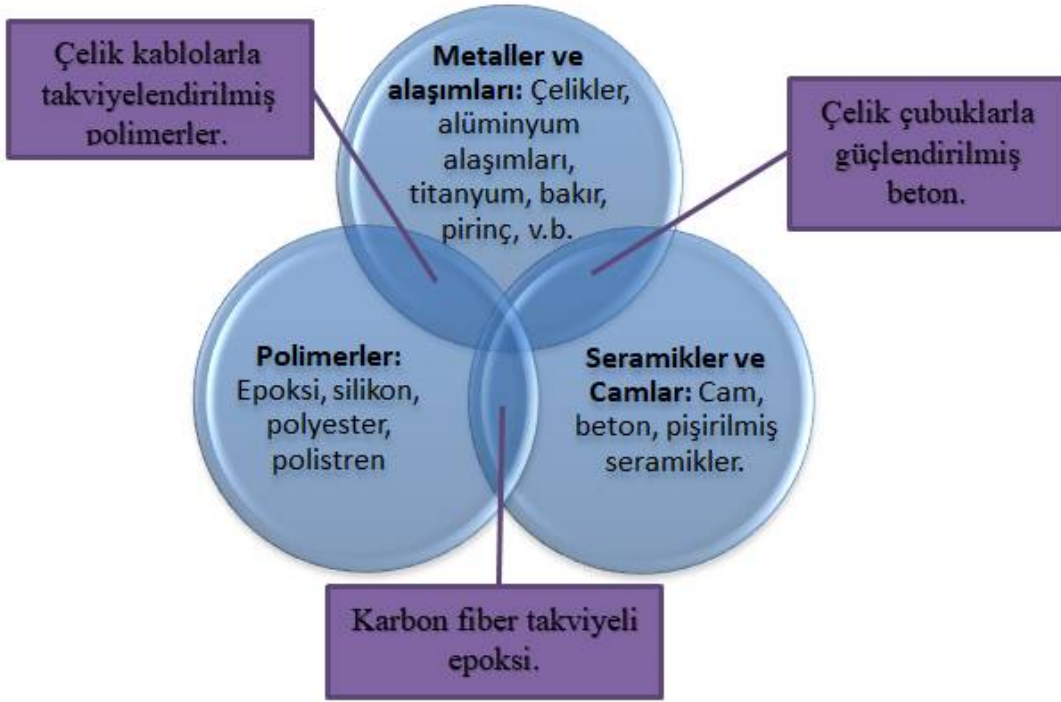
Seramik matrisli kompozit malzemeler (SMK): Alümina bazlı bir matris malzemesinin yine seramik sınıfındaki whisker şeklindeki silikon karbidlerle ya da titanyum boridlerle takviyelendirilmesi ile üretilen kompozit malzemeler.

Polimer matrisli kompozit malzemeler (PMK): Karbon fiber, cam fiber ya da kevlar fiber gibi takviye elemanlarının epoksi ve polyster gibi termoset veya naylon gibi termoplastik matris malzemelerinin içine gömülerek üretilen kompozitler.

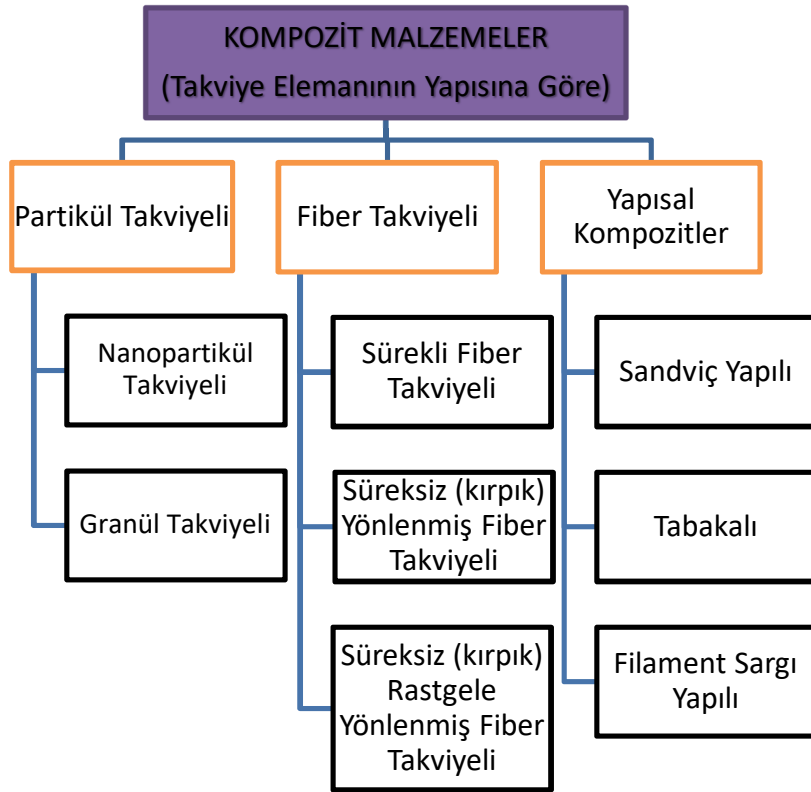
Metal matrisli kompozitler (MMK): Grafit veya alümina takviyeli magnezyum matrisli, silikon karbit takviyeli bakır matrisli ve bor takviyeli titanyum matrisli malzemeler metal matrisli kompozit malzemelere örnek verilebilir.



Şekil 1.9 Kompozit malzemelerin matris malzemesinin türüne göre sınıflandırılması.



Şekil 1.10 Farklı malzemelerin bir araya gelerek oluşturduğu kompozit malzemelere verilen şematik örnek.



Şekil 1.11 Kompozit malzemelerin takviye elemanının yapısına göre sınıflandırılması.

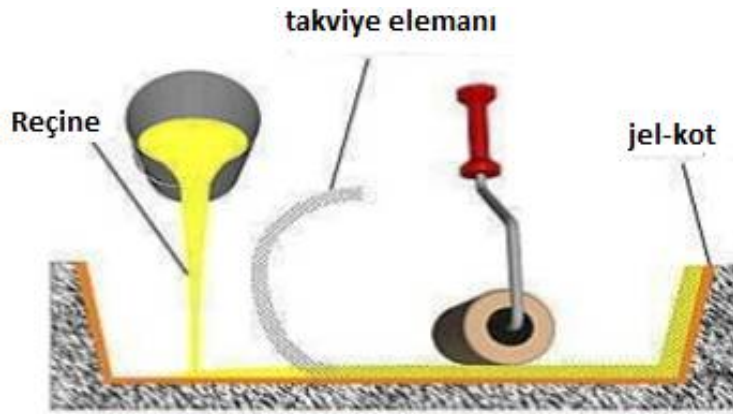
## 1.5 Üretim Yöntemleri

Polimer malzemeler elastik yapıda olmalarından dolayı uygulanan yükü takviye elemanına dağıtabilirler. Bunun yanında yoğunluklarının nispeten az olması bu malzeme sınıfının hafif ama mukavemetli malzeme tasarlama ve üretme hedefi olan çalışmalarda tercih edilmesine sebep olur. Hafifliklerinin yanında kurlenmeden önce akışkan olmalarından dolayı üretim aşamasında takviye elemanını daha iyi ıslatarak üretim sonunda daha iyi bir ara yüzey bağ kuvvetinin oluşmasına sebep olurlar.

Bu bölümde polimer matrisli kompozit malzemelerin çeşitli üretim yöntemleri incelenecektir:

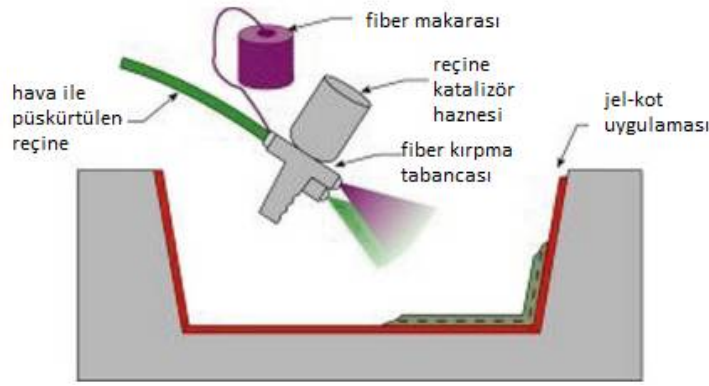
**Elle Yatırma Yöntemi:** Bu yöntem basit fakat yavaş bir yöntemdir. İnsan gücüne bağımlılık vardır bu yüzden üretilen parçanın istenilen özelliklerde olması tekniği uygulayan kişinin tecrübesi ile alakalıdır. Bu işlem Şekil 1.12’de gösterildiği gibi kumaşın kalıba serilerek reçine emdirilmesi ve reçinenin kurlenmesi ile tamamlanır.

Bu yöntemde matris malzemesinin hacim oranının fazla olması ve parça bünyesinde hava kabarcıklarının hapsolmesi gibi dezavantajlı durumlar söz konusu olabilir. Fakat gerek makineye ihtiyaç duyulmaması gerekse malzemelerinin kolay temini ve uygulamasının basitliği açısından, düşük bütçeli bilimsel çalışmaların çoğunda tercih edilen bir yöntemdir. Elle yatırma yöntemi, ilerde anlatılacak başka yöntemlerle birleştirilerek dezavantajları minimuma indirilebilir.



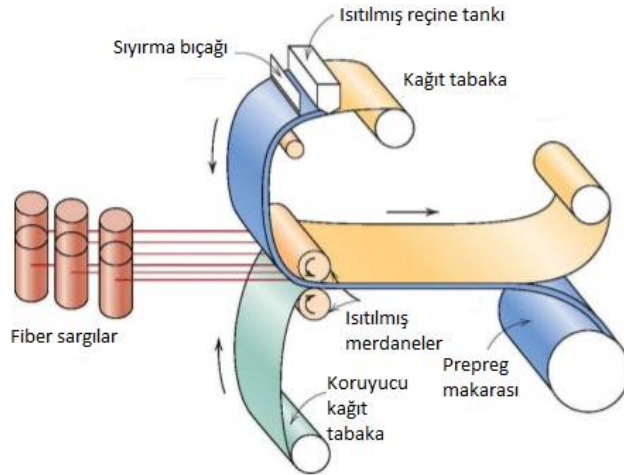
Şekil 1.12 Elle yatırma yönteminin gösterimi (Yuhazri *et al.* 2010).

Püskürtme yöntemi: Şekil 1.13'te gösterildiği üzere, sıvı haldeki reçine, katalizörü ile karışarak proses anında kırılan fiber ile aynı anda kalıp yüzeyine püskürtülür. Üretime başlamadan önce kalıp yüzeyine kalıp ayırıcı uygulanmış olması gereklidir. Fiberler tercihe göre 25-50 mm arasında bir boyutta kırılarak hava jeti yardımı ile, başka bir spreyn püskürttüğü reçine ile aynı anda, tercih edilen bir oranda kalıp yüzeyine püskürtülür. Daha sonra parça oda sıcaklığında ya da fırında, reçinenin kürlenme talimatlarında belirtilen sıcaklıkta, kürlenmeye bırakılır. Kürlenme işlemi bittikten sonra parça kalıptan ayrılır ve fazlalık kısımlar kesilerek kullanıma hazır hale getirilir.



Şekil 1.13 Püskürtme yönteminin gösterimi (Balasubramanian *et al.* 2018).

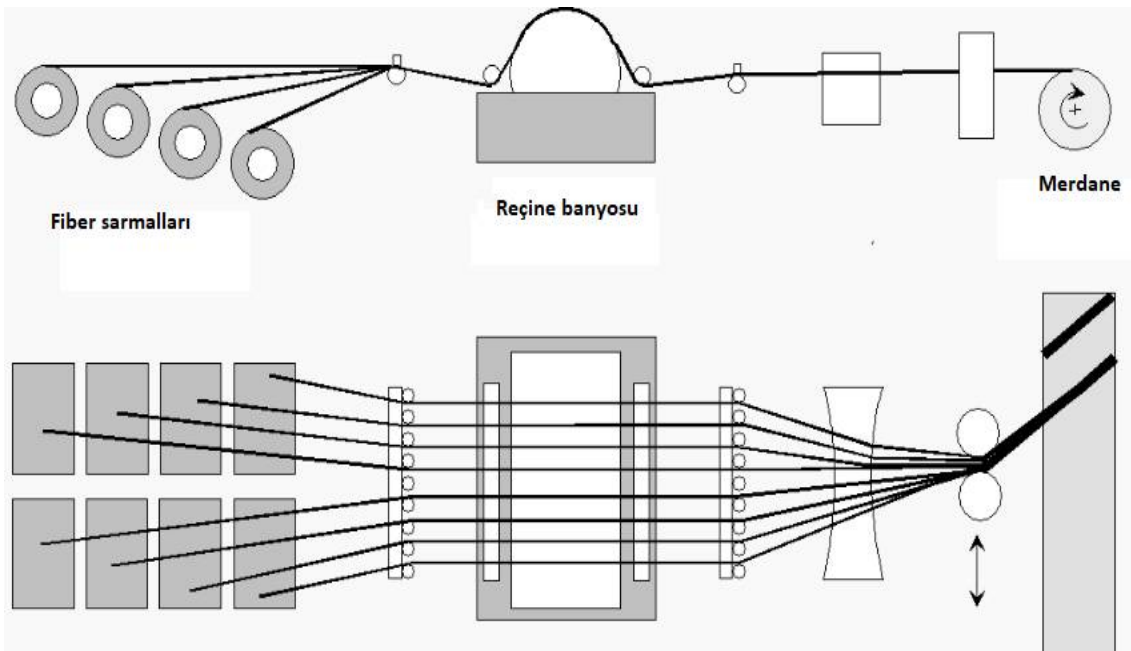
Prepreg yöntemi: Prepreg malzeme, önceden reçine emdirilmiş ve yarı kürlenmiş malzemenin kullanıldığı üretim yöntemine verilen addır. Prepreg malzemenin hazırlanması ile ilgili gösterim Şekil 1.14'te verilmiştir.



Şekil 1.14 Prepreg yönteminin gösterimi (Callister and Retwisch 2018).

Prepreg malzeme, kalıp ayırıcı uygulanmış kalıba serilerek kürlenmeye bırakılır ve istenen formdaki malzeme bu şekilde üretilir.

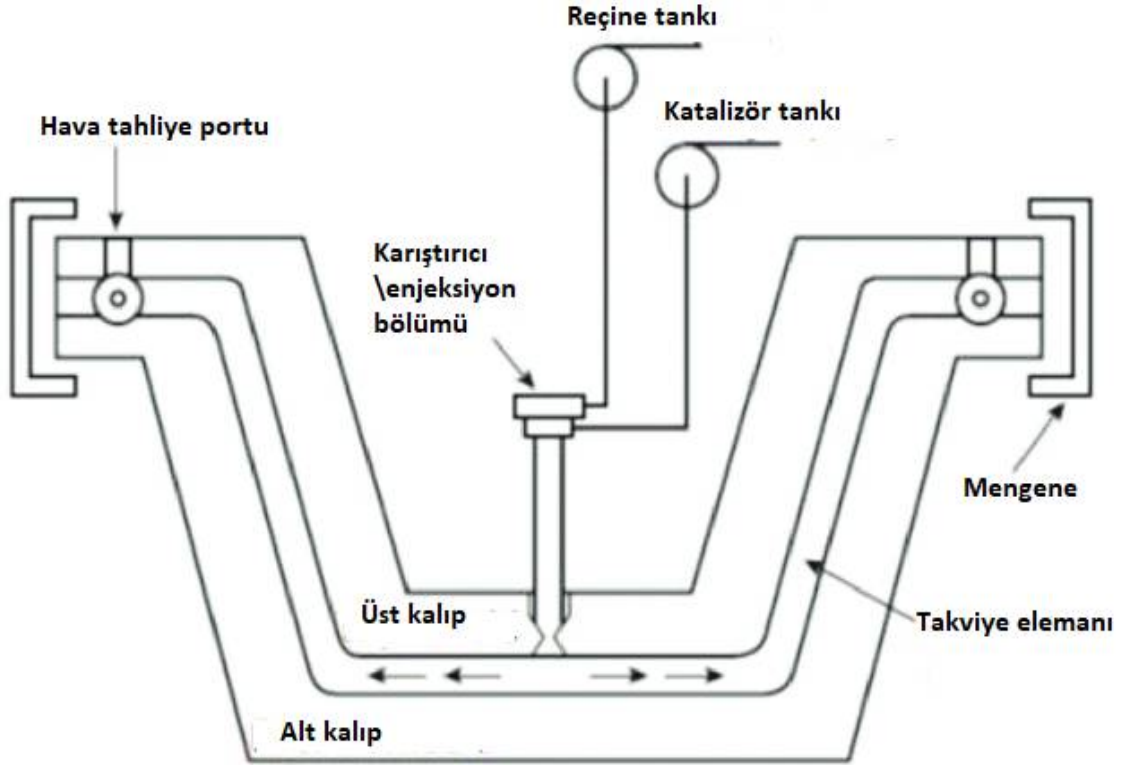
Fiber sarma yöntemi: Bu yöntemde Şekil 1.15'te gösterildiği üzere fiber makaralarından gelen kuru fiberler reÇine banyosundan geÇerek dönen merdane'deki genelde alüminyum olan kalıp üzerine reÇine ile ıslanmış halde sarılır. Sarma işlemi bittikten sonra kürlenme işlemi oda sıcaklığında ya da otoklavda gerĐekleřir. Üretim maliyeti daha az, üretim hızı ise daha yüksek olan bu yöntemle silindirik şekle sahip parĐalar üretilir.



Şekil 1.15 Fiber sarma yönteminin gösterimi (İnt.Kyn.2).

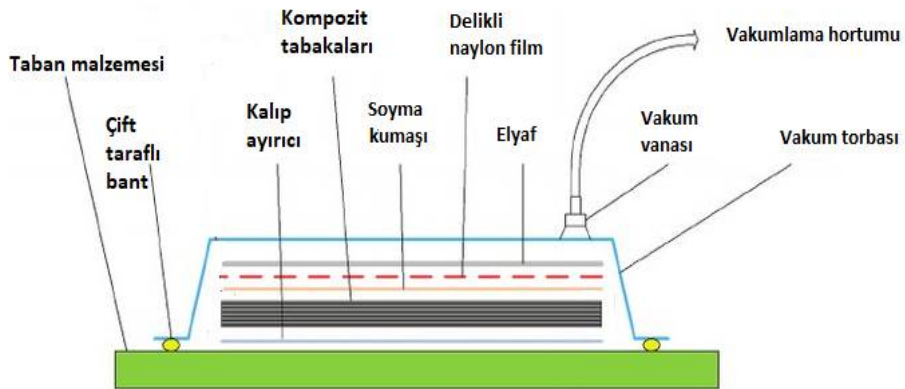
ReÇine transfer kalıplama yöntemi: Bu proses, n şekil verilmiş takviye elemanının Şekil 1.16'da gösterildiği gibi, uygun bir kalıp iğerisine yerleştirilmesi ile başlar. n şekil vermeden kasıt, katman sayısının ve kumaş yönlerinin belirlenerek, takviye elemanı olan kumaşların üst üste serilmesidir. Sonrasında ısıtılan üst kalıp alt kalıp üzerine kapatılır. ReÇine ve katalizör enjeksiyon yardımı ile Đekilerek karıştırıcı bölmesinde karıştırılır ve kalıp iÇine transfer edilir. rn kalıp iÇinde kürlenmeye bırakılır. Kürlenme işlemi bittikten sonra parĐa kalıptan Đıkarılır, fazlalık kısımları kesilerek kullanıma hazır hale getirilir.





Şekil 1.16 Reçine transfer kalıplama yönteminin gösterimi (Nawaz *et al.* 2018).

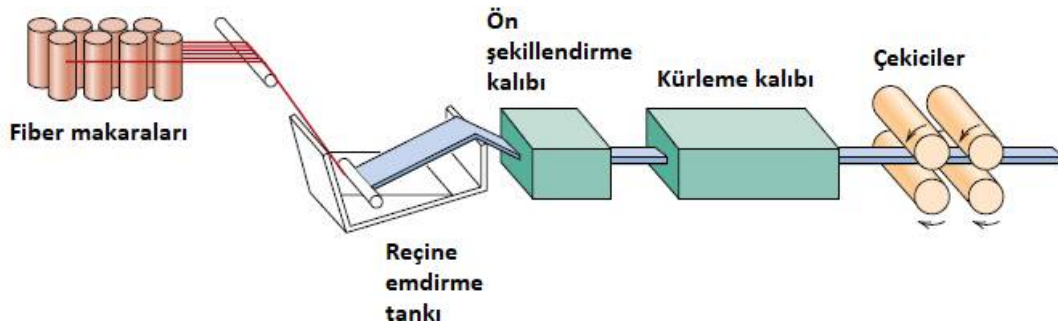
Vakum torbalama yöntemi: Bu yöntemde Şekil 1.17’de gösterildiği üzere elle yatırma yöntemi ile hazırlanmış olan kompozit tabaka üzerine soyma kumaşı, delikli naylon film, nefes alabilen elyaf kumaş serilir. Vakum torbası üzerine açılan bir vana yardımı ile fazla hava vakumlanır. Havanın vakumlanması ile fazla reçine üst katmanlara kadar çıkarak elyaf tarafından emilir. Böylece son üründe takviye elemanı hacim oranı daha fazla olurken hava kabarcıkları da uzaklaştırılmış olur. Üretilen parça vakumlu halde kürlenmeye bırakılır ve kürlenme işlemi bittikten sonra çıkarılır.



Şekil 1.17 Vakum torbalama yönteminin gösterimi (Hang *et al.* 2017).

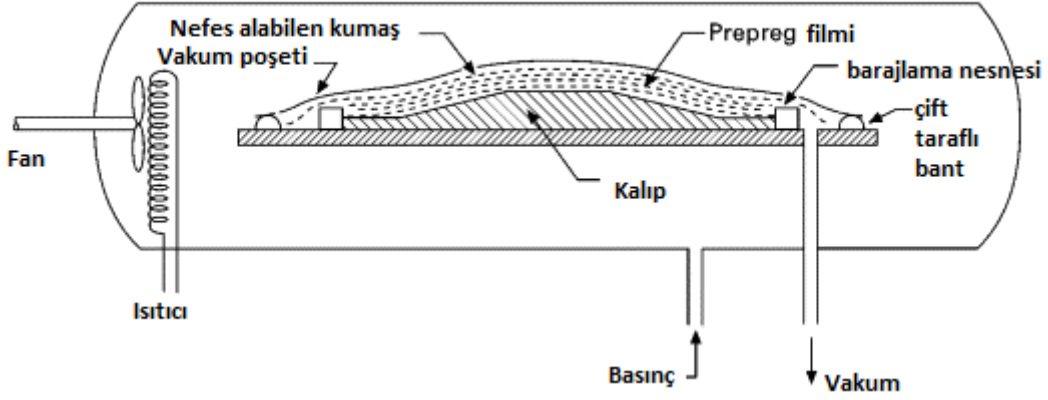
Profil Çekme Yöntemi: Profil çekme yöntemi şerit şeklinde olan ve yuvarlak, kare, dikdörtgen, L, U gibi kesitlere sahip olan malzemelerin üretiminde kullanılan, insan gücünden çok otomasyona dayalı bir yöntemdir. Şekil 1.18’de aşamaları gösterilen teknikte, makaralara sarılı olan fiberler ya da kumaş, bir sistem yardımı ile belli bir hızda çekilir ve reçine emdirme tankından geçirilerek ıslatılır. Reçine tankı termoset polimer, renk pigmenti, dolgu malzemeleri, katalizör ve diğer katkı malzemelerini içerebilir. Reçine tankında ıslanmış olan takviye elemanı ısıtılmış kalıp içerisinden geçirilir. Bu kalıp içinde fazla reçine uzaklaştırılır ve kompozit malzemeye ön şekil verilir. Sonrasında profil, sıcaklık uygulanarak kürlemenin yapıldığı ve son şeklin verildiği kürleme kalıbından geçer. Kürleme kalıbından çekilen ürün kesilerek boyutlandırma yapılır.

Profil çekme yöntemi üretim parametrelerinin kolaylıkla kontrol edilebildi, hacim oranı %80’e varan ve yüksek yüzey kalitesine sahip malzemelerin üretildiği üretim oranının ve hızının yüksek olduğu bir yöntemdir.



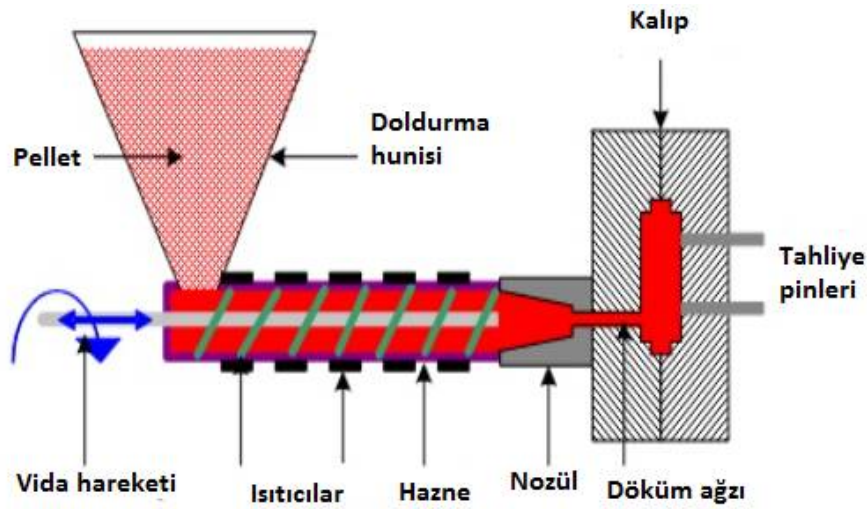
Şekil 1.18 Profil çekme yönteminin gösterimi (Callister and Retwisch 2018).

Otoklav kalıplama yöntemi: Bu yöntem yüksek özgül mukavemete sahip uzay ve uçak yapılarının üretiminde tercih edilir (Alagirusamy *et al.* 2006, Halley 2012, Eckold 1994). Parça üretiminde genelde prepreg malzeme kullanılır ve vakum torbalama tekniğinin devamında da kullanılan bir tekniktir. Kalıplanan parça öncelikle bir vakum poşeti ile örtülür. Malzeme içerisinde kalan hava vakum pompası yardımı ile boşaltılır. Uygun sıcaklık ve inert gaz yardımı otoklav içinde basınç uygulanır. Böylece kompozit parçanın hem kürlenmesi hem de sıkışması sağlanır (Ouarhim *et al.* 2019). Otoklav kalıplama yöntemine ait gösterim Şekil 1.19’da verilmiştir.



Şekil 1.19 Otoklav kalıplama yönteminin gösterimi (Halley 2012).

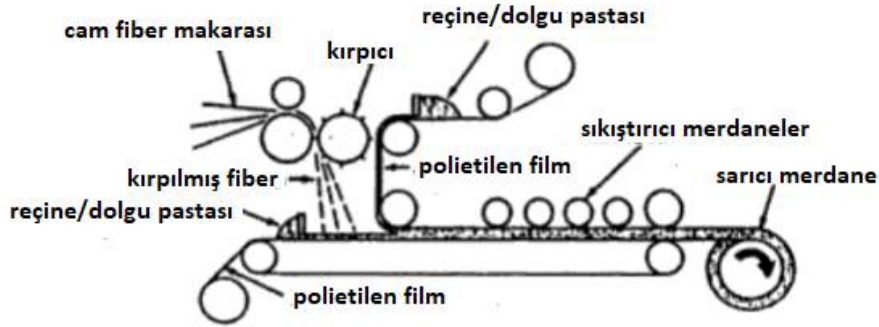
Enjeksiyon kalıplama yöntemi: Kırpılmış ya da partikül takviyeli kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntemde kapalı kalıplama sistemi vardır. Sıvı haldeki reçine kırpılmış fiberler ile karışım haline getirilir ve yüksek basınç yardımıyla kalıp boşluğuna doldurulur. Kırpılmış fiberler ağırlıkça %10 ila %40 oranında karıştırılır. Bazı yerlerde ise sıvı yerine katı polimer pelletleri ile döküm yapılır (Şekil 1.20). Bir haznede bekletilen partikül ya da kırık fiber takviyeli polimer pelletler kalıp boşluğuna doğru bir vida sistemi yardımı ile ilerlerken, yolluk kısmında eritilerek kalıp boşluğuna doğru yollar. Kalıbın şeklini alan malzeme kontrollü olarak soğutulup sertleştikten sonra kalıp boşluğundan çıkarılır. Genellikle termoplastik matrisli ve karışık şekilli kompozit malzemelerin üretiminde tercih edilen bir yöntemdir.



Şekil 1.20 Enjeksiyon kalıplama yöntemi gösterimi (İnt.Kyn.3).

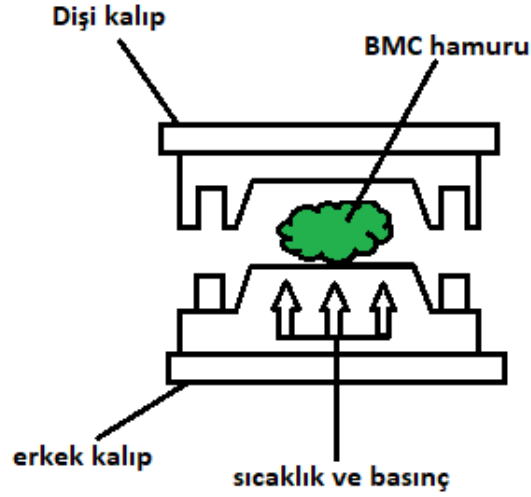
Hazır kalıplama yöntemi: Takviyelendirilmiş hazır kompozit hamurlarının bir kalıp içinde, yüksek basınç altında şekillendirildikten sonra ısıtılarak kürlendiği ve son şekillerini almış olukları bir yöntemdir. Bu hamurların SMC (sheet moulding compound) ve BMC (bulk moulding compound) olmak üzere iki çeşidi vardır ve çeşidine göre kalıplama şekli değişir. Büyük parçaların üretiminde kullanılan bir yöntemdir.

SMC kırılmış cam fiberlerin, genellikle polietilen olan bir polimer filme yedirilmesiyle hazırlanır. Lee (1992) SMC ile üretimi çalışmasında şu şekilde anlatmaktadır: Şekil 1.21’de görüldüğü üzere hamur alttan ve üstten olmak üzere iki ayrı pasta polietilen film üzerinde bir bantta akmaktadır. Bu pasta, reçine ve dolgu malzemeleri içermektedir. Dolgu malzemeleri genel olarak kil, alümina ya da kalsiyum karbonat olabilir. Alttaki film üstteki film ile birleşmeden önce üzerine kırılmış cam fiberler yayılır. Alt ve üst film buluştuktan sonra preslenir ve bütünleşirler. Sonrasında bir makaraya sarılarak hazır kalıplama yönteminde kullanılmak üzere saklanırlar. Bu polimer film katalizör ile karıştırılmış olduğundan SMC hazırlandıktan sonra erken kürlenmenin önüne geçmek için soğuk ortamda muhafaza edilmelidir.



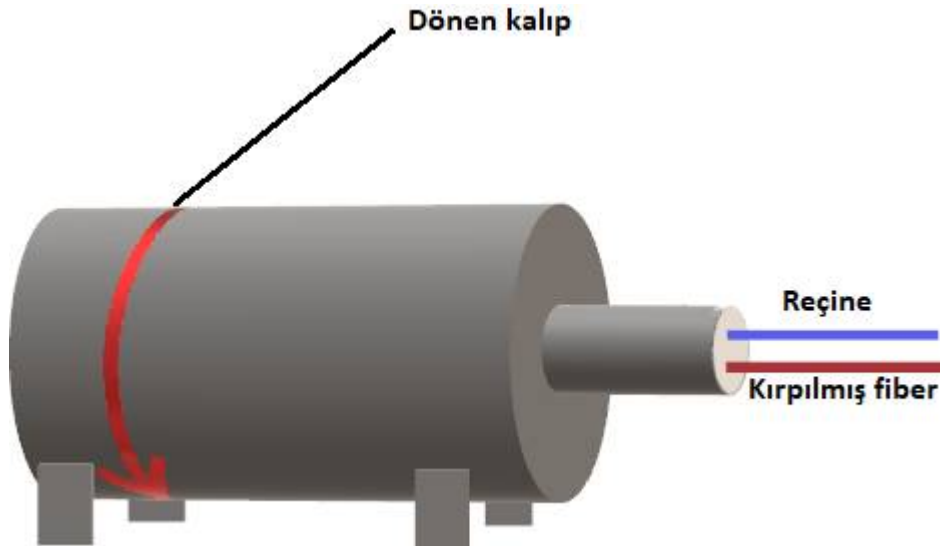
Şekil 1.21 SMC hamurunun üretim yöntemi (Lee 1992).

BMC, SMC’ye benzer şekilde, içinde reçine, kırılmış fiber, dolgu malzemesi ve katalizör barındıran hamurumsu bir karışımdır (Lee 1992). SMC’den farklı malzemelerin hamur içinde karıştırılması, film formunda olmaması ve cam fiber oranının %5-%10 daha az olmasıdır (Lee 1992, Astrom 2018). BMC hamuru hazırlandıktan ya da ticari olarak sağlandıktan sonra Şekil 1.22’deki gibi şekil verilerek istenilen bir kalıp içine koyularak, sıcaklık ve basınç altında kürlenmeye bırakılır.



Şekil 1.22 BMC hamurundan kalıplama yöntemi ile kompozit malzeme üretimi.

Santrifüj Kalıplama Yöntemi: Bu yöntemde içi boş olan silindirik kalıp bir motor yardımı ile döküm boyunca sürekli dönme hareketi yapar. Bu sırada kalıbın içine aktarılan reçine ve kırılmış fiberler homojen bir şekilde karışarak merkezkaç kuvveti sayesinde silindirik kalıbın duvarlarına yapışırlar ve aynı anda kalıp içine sıcak hava üflenir. Santrifüj kalıplamanın çalışma prensibi Şekil 1.23'te gösterilmiştir. Bu yöntem sayesinde dış yüzey kalitesi yüksek parçalar üretilebilir. Boru, silo ve silindirik kapların üretiminde tercih edilebilecek bir yöntemdir.



Şekil 1.23 Dönme hareketi sayesinde besleme malzemesi olan reçine ve fiberin kalıp duvarına yapıştığı kompozit malzeme kalıplama tekniği: Santrifüj Kalıplama.

## 1.6 Kompozit Malzemelerin Avantajları

Kompozit malzemelerin en büyük avantajlarından biri yüksek özgül mukavemet ve özgül modülleridir. Özgül mukavemet malzemenin mukavemetinin yoğunluğuna oranırken, özgül modül malzemenin Young Modülünün yoğunluğuna oranıdır. Bir diğer deyişle kompozit malzemeler hafif olmasının yanında yüksek mukavemet ve Young Modülü özelliklerine sahiptir. Bu özellikleri ile birçok mühendislik alanında kendilerine kullanım alanı bulurlar.

Fiber doğrultusu, fiber ve matris çeşidi, fiber yönü ve tabaka sayısı gibi değişkenler sayesinde dizayn özgürlüğü söz konusudur.

Kompozit malzeme bünyesinde oluşan bir çatlakın ilerlemesi takviye elemanları tarafından yavaşlatılır ya da durdurulur. Bu açıdan kompozit malzemelerin çatlak ilerleme direnci daha fazladır ve yüksek darbe direncine sahiptirler (Campbell 2003). Aerodinamik açıdan pürüzsüz ve düzgün yüzeylerin başarılı şekilde üretilmesi daha kolaydır (Rana and Figueiro 2016). Sandviç yapıları kompozit tasarımı ile darbe direnci yüksek kompozit malzemeler üretilir (Daniel *et al.* 2009, Abrate *et al.* 2012).

Termoplastik matrisli kompozit malzemelerin üretim döngüleri hızlıdır ve bu sayede yüksek hacimli malzemelerin üretiminde avantaj sağlar. Bunun yanında termoplastik malzemeler tekrar şekillendirilebilirler (Peters 2013). Bazı kompozit malzemelerin termal iletkenlikleri ve termal genleşme katsayıları düşük olduğu için boyutsal olarak kararlıdır ve kullanıldıkları yerlerde termal gerilmeye daha az maruz kalırlar (Wolf 2004). Kompozit malzemeler diğer geleneksel malzemelere göre daha az birleştirme işlemine gereksinim duyarlar ve daha az üretim sonrası işlem maliyetine sahiptirler çünkü genelde tek parça üretilirler. Kötü hava şartlarına ve korozyona dayanıklı kompozit malzemeler özellikle denizcilik alanında kullanımda ön plana çıkarlar (Oller 2014). Özellikle karbon-karbon kompozit malzemelerin ısı emici ve hafif olma özellikleri hava aracı frenlerinde kullanım avantajı sağlar (Savage 1993). Sürtünme ve aşınma direnci yüksek kompozit malzemelerin tasarım ve üretimi mümkündür.

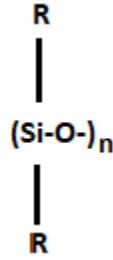
## 2. LİTERATÜR BİLGİLERİ

### 2.1 Silikon Polimerler

Silikon polimer yapıların bünyesinde hem organik hem inorganik özellikler içeren molekül yapılarının bulunması organosiloksan polimer özelliklerinin öne çıkmasını sağlar (LeVier *et al.* 1995, Liu *et al.* 2009). Silikon polimerler yapılarında ki Si-O bağları sayesinde, diğer organik lastik yapılara, ısı direnci, kimyasal kararlılık, elektrik yalıtımı, aşınma direnci, kötü hava şartlarına direnç ve ozon direnci gibi konularda üstünlük sağlar (Liu *et al.* 2009). Bu öne çıkan özellikleri sayesinde uzay-uçak, savunma, otomobil, yapı, elektrik-elektronik, sağlık ve yiyecek sanayinde kullanılmaktadır (Landrock 1995, Colas 2005).

#### 2.1.1 Silikon Polimerlerin Yapısı

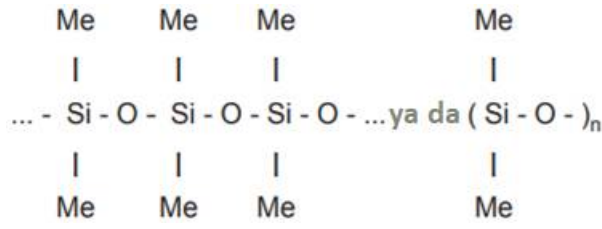
Silikon polimer katı haldeyken kauçuk yapıdadır. Kimyasal formunda karbon, oksijen ve hidrojen bulundurur. Silikon ismi 1901 yılında Kipping tarafından temel yapı olan  $R_2SiO_2$  yeni bileşenlerini tanımlamak için verilmiştir (Colas 2005). Bu temel yapı Şekil 2.1’de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Silikonun temel kimyasal yapısının gösterimi (Colas 2005).

Silikon ismi sanayi tarafından benimsenmiş olup genellikle lineer yapıda ki polimeri ifade eder ve burada R harfi metil grubu ya da polidimetilsiloksanı temsil eder (Colas 2005). Şekil 2.2’de görüldüğü üzere inorganik bir omurgaya bağlanan organik gruplar sayesinde daha öncede bahsedilen sanayilerde kullanım konusunda ön plana çıkar (Colas 2005). Bu yapı daha sonra çapraz bağ reaksiyonları ile birbirlerine bağlanıp 3

boyutlu ağ yapısını oluşturmasıyla, silikon elastomerleri oluşturur (Colas 2005):

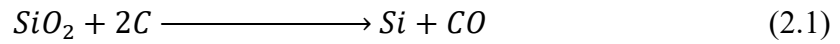


Şekil 2.2 Silikonun 3 boyutlu ağ yapısının kimyasal gösterimi (Colas 2005).

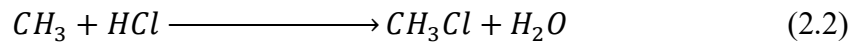
### 2.1.2 Silikon Polimerlerin Sentezi

Silikon polimerlerin sentezinde 3 aşama vardır: klorosilan sentezi, klorosilan hidrolizi, polimerizasyon ve polikondasyon.

Klorosilan Sentezi: Silikon polimerler ticari olarak Rochow prosesi takip edilerek, klorosilanlardan elde edilir (Sun *et al.* 1996). Kullanılan silikon metali, kumun yüksek sıcaklıkta indirgenmesi ile açığa çıkar:



Metanol ile hidroklorik asitin kondansasyon reaksiyonundan metil klorit elde edilir:

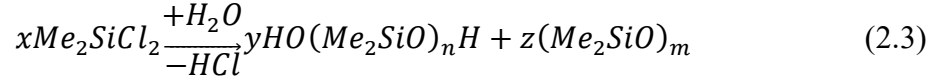


Klorosilanların elde edildiği reaksiyon, metil klorit buharının aktığı ve metal silikon tozlarının bulunduğu sıvı bir çözelti yatağı içinde 250-350° sıcaklıkta ve 1-5 bar basınç altında gerçekleşir (Mark *et al.* 2005). En çok dimetildiklorosilan ( $\text{Me}_2\text{SiCl}_2$ ) içeren, farklı silanların olduğu bir karışım elde edilir (Mark *et al.* 2005).

Klorosilanların Hidrolizi: Dimetildiklorosilanların sulu ortamda ki hidrolizi ile polidimetilsiloksanlar elde edilir (Iojoiu *et al.* 2000). Bu heterojen ve eksotermik reaksiyon, lineer (Van Dalen and Van Den Berg 1970) ve devirsel (Yoo and Jung 2004) oligomer karışımının moleküller içi ya da arası yoğunlaşmasını sağlamak için, katalizör



olarak görev yapan ve HCl ile yoğunlaşan disilanol ( $\text{Me}_2\text{Si}(\text{OH})_2$ ) (Rochow 1987) açığa çıkarır.



Yukarıda ki formülde ‘n’ değeri 20 ila 50 arasında değişirken, ‘m’ değeri en fazla 4 olmak üzere 3,4 ve 5 değerlerini alır (Van Dalen and van den Berg 1970, Yoo and Jung 2004). Bu karışım, iki oligomerin hidroliz konsantrasyonu, pHı ve çözücüleri gibi şartlara bağlı oranlarına göre, sulu asit fazından ayrılır (Rochow 1987). Bu oligomerler daha sonra su ile yıkanır, nötrelize edilir ve kurutulur. HCl daha sonra geri dönüştürülüp metanolle reaksiyona sokularak, yukarıda bahsedilen proseslerde kullanılmak üzere metilklorit ortaya çıkarır (Rochow 1987).

Polimerizasyon ve Polikondasyon: Dimetildiklorosilanın hidrolizi ile elde edilen lineer (Van Dalen and van den Berg 1970) ve devirsel (Yoo and Jung 2004) oligomerler çoğu uygulamada kullanmaya müsait olmayan kısa zincir yapısına sahiptir (Rochow 1987). Yeterli uzunluktaki makromolekülleri oluşturmak için kondense (lineer olanlar) ya da polimerize (devirsel olanlar) olmalıdırlar (Noll 1968).

Devirsel olanlar,  $(\text{R}_2\text{SiO})_m$ , birçok asit ya da baz bileşeni ile katalize edilip açılarak, uzun lineer zincirler oluşturmak üzere polimerize edilebilir (Stark *et al.* 1982). Farklı uzunluklarda polimer zincirleri elde edilir ve uzun zincirler vakum ve/veya yüksek sıcaklık altında seçilerek kalan suyun konsantrasyonu düşürülür (De Buyl 2001).

### 2.1.3 Silikon Polimerlerin Genel Özellikleri

Silikon polimerlerin yapısındaki ana zincirler siloksan bağları (Si-O) içerirler (Palsule *et al.* 2008). C-C bağları 84,9 kcal enerji taşırken Si-O bağları 106 kcal/mol enerji taşır (LeVier *et al.* 1995). Bu sebeple silikon polimerleri diğer organik polimerlerden daha üstün ısı direnci, elektrik insüstasyonu ve kimyasal kararlılığa sahiptir (Amin *et al.* 2007). Siloksin bağlarının kararlılığı, silisyum ve oksijen elementlerinin elektronegatiflik bakımından birbirinden farklı olmalarından kaynaklanır, bu da

aralarındaki bağı iyonik bağa benzer yapıda olmasını sağlar (Epping *et al.* 2010). Silikon molekülleri helezon yapıda olup, moleküller arası kuvvet zayıftır, bu durum yüksek elastikiyet, sıkıştırılabilirlik ve soğuk havalara yüksek direnç sağlar (Meng *et al.* 2012). Bununla birlikte, ana zincirin dış tarafındaki polar olmayan metil grupları ana zincir etrafında serbest bir şekilde dönerek kalkan oluştururlar (Princi 2019). Bu kalkan silikona düşük yüzey gerilimi özelliğini sağlar ki, bu da yüksek su iticilik ve yayılma gibi karakteristik özellikler barındırmasının sebebidir (Princi 2019).

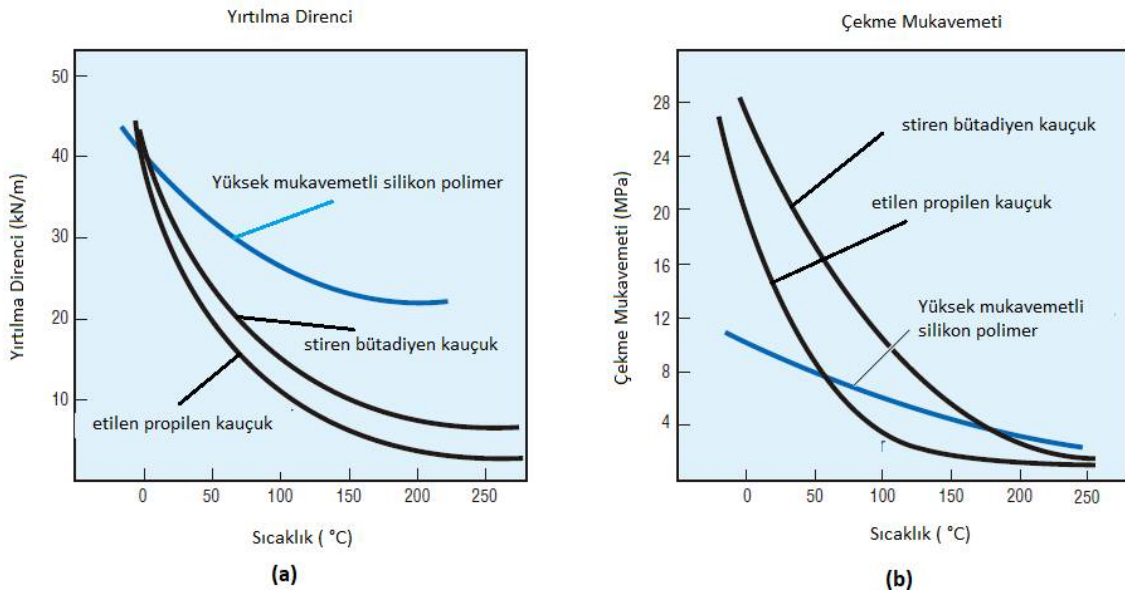
Kötü hava şartları ve kimyasal aşınma direnci: Silikonlar nispeten yüksek sıcaklıklarda depolimerizasyon katalizörü gibi davranan etkenlere maruz kaldıklarında kısmen bozunabilirler (Stark *et al.* 1982). Fakat 150 °C’de atmosfer şartları altında bozunmaya uğramaz ve hatta 200 °C’de 10000 saat ve üzerinde performansını koruduğu söylenir (İnt.Kyn.4). Yüksek sıcaklık dayanımı gerektiren çok sayıda kullanım alanları vardır (Noll 1968, Stark *et al.* 1982). İmpüritelerin olmadığı ortamda ısıl ağırlık ölçüm testlerinde polidimetilsiloksanların 400 °C’de bozunmaya başladığı tespit edilmiştir (Ratner *et al.* 2004). Bu sayede difüzyon pompa sıvıları, ısı transfer sıvıları, fırın kapak yalıtım fitilleri, fırın kablo yalıtım malzemeleri gibi alanlarda kullanılabilirler (Colas 2005).

Silikonlar hidrofobik yapıları (Princi 2019) sayesinde sulu ve kimyasal bileşenlerin olduğu ortamlarda kullanımları mümkündür (Colas 2005). Kopolimerlerin kullanımı ile elastomerlerin bilindik çözücüler içinde şişme ihtimali düşürülebilir (Ratner *et al.* 2004). Buhara maruz kaldıklarında %1 gibi düşük bir oranda nem emme özellikleri olduğundan, söz konusu ortamda mekanik mukavemet ve elektriksel özellikleri etkilenmez (De Buyl 2001).

Silikonların yapı sanayinde contalama malzemesi olarak kullanımları yaygındır. Bu alanda tercih edilmelerinin sebebi kötü iklim şartlarında kararlı yapıda olabilmeleridir (Burnside and Giannelis 2000, Sundararajan *et al.* 2004). Bu özellikleride, maruz kaldıkları hava veya su içindeki kirliliklerle düşük oranda tepkimeye girme kabiliyetleri sayesinde ortaya çıkar ve su itme özellikleri su ile temaslarını azaltırken, şeffaf yapıları sayesinde UV ışınlarından çok fazla etkilenmezler (Ghanbari *et al.* 2005). Ayrıca

polimer zincirleri arası bağ yapısı esnek olduğundan, kenar ya da köşelere conta olarak uygulandıklarında, düşük elastik modülleri sayesinde bu bölgelerde düşük gerilme meydana gelir ve bu sayede uzun süre dayanarak hizmet verirler (Dillard *et al.* 2002).

**Mekanik Direnci:** Şekil 2.3a'da verilen grafiğe göre oda sıcaklığında yüksek mukavemetli silikon malzemenin yırtılma direnci yaklaşık 40 kN/m civarında ve diğer organik kauçuk malzemelerde bu değere yakın bir performans göstermektedir. Fakat yine grafik 2.3a'ya göre artan sıcaklıkla birlikte silikon polimerin yırtılma mukavemetindeki düşüş, organik kauçuklara göre daha yavaştır. Grafikten örnek verecek olursak: 100 °C civarında organik kauçuklardan stiren bütadiyenin yırtılma mukavemeti yaklaşık 15 kN/m, etilen propilenin 11 kN/m'dir. Aynı sıcaklıkta silikon polimeri yaklaşık 27 kN/m yırtılma direnci göstermiştir.



**Şekil 2.3** Japon Shin-Etsu Silicone laboratuvarlarında gerçekleştirilen mekanik testlere göre silikon polimerin diğer organik kauçuklara göre sıcaklıkla değişen a) yırtılma mukavemeti, b) çekme mukavemeti (İnt.Kyn.4).

Şekil 2.3b'de verilen grafiğe göre ise oda sıcaklığında silikon polimerin çekme mukavemeti 9 MPa iken, organik kauçuklar olan stiren bütadiyen ve etilen propilenin çekme mukavemetleri sırasıyla yaklaşık 24 MPa ve 13 MPa'dır. Fakat sıcaklık arttığında ve 200 °C'ye geldiğinde, silikon polimer yaklaşık 4,5 MPa çekme direnci gösterirken stiren bütadiyen ve etilen propilen kauçukları sırasıyla yaklaşık 3,5 MPa ve

3 MPa çekme mukavemeti gösterirler.

Buradan varılacak sonuç şudur ki: silikon polimerler yaklaşık 200 °C'ye kadar mekanik mukavemetlerini önemli ölçüde korurlar.

## 2.2 Silikon Polimerin Mekanik Davranışı ve Hiperelastisite

Kompozit malzeme üretiminde kullanılan epoksi, polyester, fenolik ve vinil ester gibi reçineler tam katı yapıya geçtikten sonra, yani kürlendikten sonra elastik davranış gösterirler. Elastik davranış gösteren bir malzeme, nispeten küçük şekil değişimleri için konuşulduğunda, uygulanan gerilmeler karşısında lineer davranış gösterir ve bu doğrusal davranış Hooke Yasası kapsamında incelenebilir (Kelly and Zweben 1999, Daniel and Ishai 2006, Callister and Rethwisch 2018). Fakat silikon polimerinde içine girdiği elastomer sınıfında ki malzemeler küçük gerilmelere maruz kalmasına rağmen, zincir yapılarından dolayı çok büyük elastik şekil değişimleri gösterirler ve bu davranışa Hiperelastisite denir (Le Page *et al.* 2004). Hiperelastik davranış yukarıda belirtildiği gibi yüksek elastik şekil değişimleri gösterdiğinden gerilme-şekil değiştirme ilişkisi doğrusal değildir (Beda 2007). Şekil 2.4'te elastik ve hiperelastik davranışların anlatıldığı bir grafik verilmiştir. Silikon ve kauçuk gibi elastomer malzeme sınıfına giren malzemelerin hiperelastik davranışları çeşitli modellerle açıklanmıştır (Le Page *et al.* 2004, Huang and Wang 2006, Jiménez and Pellegrino 2012, Kim *et al.* 2012, Khajehsaeid *et al.* 2013, Hackett 2016).

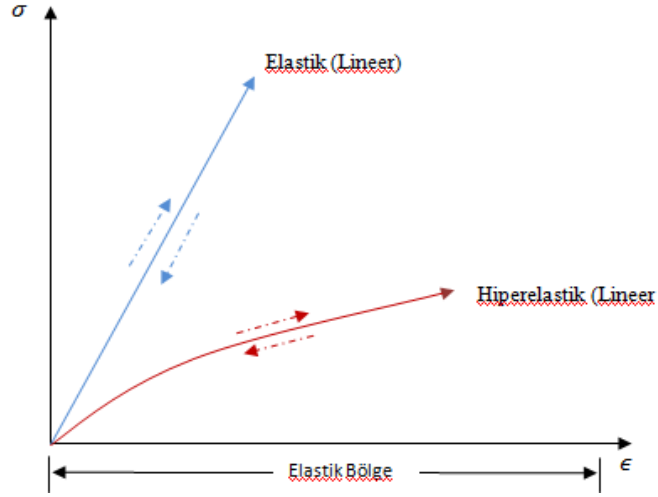
Hiperelastisite ile ilgili modellere değinmeden önce, hiperelastik malzemelerin birkaç özelliğinden bahsetmekte fayda vardır. Şekil 2.5'teki gibi  $L_i$  boyunda,  $t$  kalınlığında bir çubuğa  $F$  kuvveti uygulandığında çubuğun son boyu  $L_s$  olur. Bu durumda malzemenin şekil değişimi matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\epsilon = \frac{L_s - L_i}{L_i} \quad (2.4)$$

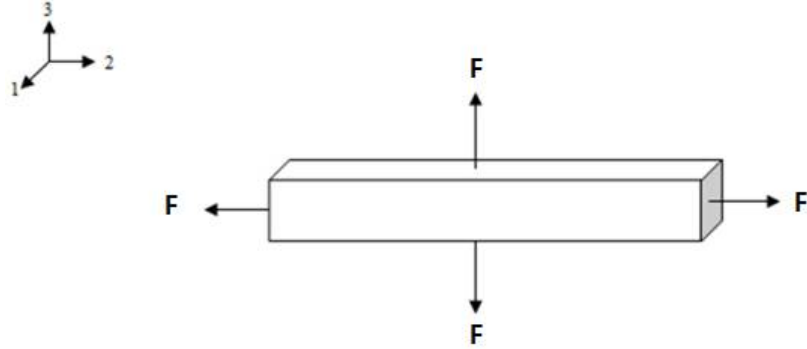
Çubuğun uzama oranı ise:

$$\lambda = \frac{L_s}{L_i} \quad (2.5)$$

şeklinde ifade edilir.  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$  ve  $\lambda_3$  olmak üzere üç temel uzama oranı vardır (Hackett 2016).



**Şekil 2.4** Uygulanan gerilme karşısında elastik ve hiperelastik davranış gösteren malzemelerin lineer ve lineer olmayan davranışları (Beda 2007).



**Şekil 2.5** İki eksenli gerilmeye maruz kalan hiperelastik çubuk şeklindeki malzemenin gösterimi.

$t$  çubuğun kalınlığı olmak üzere:

$$\lambda_1 = \frac{t_s}{t_0} = \lambda^{-2} \quad (2.6)$$

$$\lambda_2 = \lambda_3 = \frac{L_s}{L_0}$$

olur.

Sağ Cauchy-Green şekil değiştirme sabitleri olan  $I_1$ ,  $I_2$  ve  $I_3$ 'ün uzama oranları  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$  ve  $\lambda_3$  ile ilişkisi;

$$\begin{aligned} I_1 &= \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 \dots\dots\dots(2.7) \\ I_2 &= \lambda_1^2 \lambda_2^2 + \lambda_2^2 \lambda_3^2 + \lambda_3^2 \lambda_1^2 \\ I_3 &= \lambda_1^2 \lambda_2^2 \lambda_3^2 \dots\dots\dots \end{aligned}$$

şeklindedir.

Hiperleastik modeller:

1. Neo-Hookean Modeli: Bu model sıkıştırılma oranı az olan kauçuk malzemelerin elastisitesini açıklamak için kullanılan bir enerji denklemidir.

$$W = c_1 (\bar{I}_1 - 3) \quad (2.8)$$

Formülde  $C_1$  şekil değiştirme tansörüdür ve deneysel olarak bulunur.  $I_1$  birinci şekil değiştirme sabiti ve  $W$  ise şekil değiştirme enerji yoğunluk fonksiyonudur (Hackett 2016).

2. Mooney-Rivlin Modeli: Mooney-Rivlin Modeli, elastomer malzemeler için en çok kullanılan şekil değiştirme enerjisi fonksiyonudur.

$$W = c_1 (I_1 - 3) + c_2 (I_2 - 3) \quad (2.9)$$

Burada  $c_1$  ve  $c_2$  şekil değiştirme tansörleri,  $I_1$  ve  $I_2$  ise birinci ve ikinci şekil değiştirme sabitleridir (Hackett 2016).

3. Ogden Modeli: Ogden Modeli kauçuğumsu malzemelerin nispeten daha büyük deformasyonları söz konusu olduğunda kullanılan bir modeldir (Ogden 1972).

$$W(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) = \sum_{r=0}^{n \rightarrow \infty} \frac{\mu_r}{\alpha_r} (\lambda_1^{\alpha_r} + \lambda_2^{\alpha_r} + \lambda_3^{\alpha_r} - 3) \quad (2.10)$$

$\mu_i$  ve  $\alpha_i$  deneysel yollarla bulunabilecek malzeme sabitleridir.

4. Yeoh Modeli: Yeoh Modeli, karbon karası ile takviyelendirilmiş vulkanize kauçukların karakterizasyonunda kullanılır. Şekil değiştirme enerjisi birinci şekil değiştirme sabitine bağlı fonksiyonu şu şekilde ifade edilir (Yeoh 1993).

$$W(I_1) = \sum_{n=1}^i c_{i0} (I_1 - 3)^i \quad (2.11)$$

5. Arruda-Boyce Modeli 8-Zincir Modeli: Arruda ve Boyce kauçuk elastisitesi üzerine aşağıda verilen modeli öne sürmüşlerdir. Bu modelde gerilme-şekil değiştirme davranışı 8-zincir modelinin yapısıyla yakından ilişkilidir (Arruda and Boyce 1993).

$$W = G \left[ \frac{1}{2} (I_1 - 3) + \frac{1}{20N} (I_1^2 - 9) + \frac{11}{1050N^2} (I_1^3 - 27) \right] + G \left[ \frac{19}{7000N^3} (I_1^4 - 81) + \frac{519}{673750N^4} (I_1^5 - 243) \right] + \dots \quad (2.12)$$

Yukarıdaki modelde  $G = nk\theta$ ,  $n$  zincir yoğunluğu,  $k$  Boltzmann sabiti,  $N$  tek bir zinciri oluşturan bağ sayısı ve  $\theta$  sıcaklıktır.

### 2.3 Şekil Değiştirebilen Havacılık Malzemeleri

Her mühendislik malzemesinde olduğu gibi havacılık araçlarının ve malzemelerinin tasarım ve geliştirilmesinde doğada ki örneklerden ilham alınmıştır. Kuşların gökyüzünde seyahat halindeyken yeryüzünde bir av görmesi durumunda kanatlarının morfolojisini değiştirerek hızlarını düşürmesi ve süzülmesi, avına atak yapmaya karar verdiği anda da aşağı yöne, yani avına doğru olanca hızı ile ilerlemek için kanatlarını geriye doğru gererek vücudu ile birleştirmesi, aerodinamik açıdan hava sürtünmesini en aza indirgeyecek pozisyonu alması, havada uçan bir nesnenin duruma göre kanat morfolojisini değiştirmesine örnek verilebilir. Kuşların kanatlarının şekli ile fonksiyonu arasındaki matematiksel ilişkinin ortaya koyulmasıyla, morfolojik yapının duruma göre

uyarlanabilirliğinin altında yatan potansiyel faydalar, büyük hava araçlarına uygulanabilir. Bir kel başlı kartalın farklı kanat konfigürasyonları Şekil 2.6'da verilmiştir (Bowman *et al.* 2002). Bir martı türü olan *Larus Atricilla*, süzülme hızı (Tucker and Parrott 1970), uzunlamasına eğim dengesi (Neal *et al.* 2004), yalpa dengesi (Sachs 2005), uzun mesafe yolculuğu (Abdulrahim and Lind 2006), havada süzülme (Abdulrahim and Lind 2006) ve dönüş açıları (Abdulrahim and Lind 2006) gibi uçuş parametrelerinin kontrolünü, kanat morfolojisini değiştirerek sağlar.



**Şekil 2.6** Kel başlı kartalın farklı kanat konfigürasyonları (Bowman *et al.* 2002).

Wright Flyer isimli ilk motorlu uçakta kanadın şeklinin ve geometrisinin değiştirilmesi ile ilgili fikrin yeni olmadığını gösteren bir tasarımdır (Jex and Culick 1985). Bu uçak, pilotun kontrol ettiği kablolarla kanatlarının bükümünü değiştirerek sağa sola dönüşlerde uçağın eğiminin ayarlamasına izin verirdi (Jex and Culick 1985). İlerleyen tarihlerde artan savaşlar ve ticari gelişmeler sebebiyle daha yüksek hızda ve daha fazla yük taşıyabilen hava araçlarına ihtiyaç duyulmaya başlanmıştır. Stanewsky (2001)'e göre uçak kanat yüzeyinin, uçuş sırasında, geometrisinin değiştirilebilme fikri tasarımcıların ve bilim adamlarının ilgisini çekmiştir: uyarlanabilen uçak kanadı farklı hava ve görev şartlarında görev yapan uçaklarla ilgili birçok sorunu ortadan kaldırabilir ya da azaltabilir. Weisshaar (2006), uyarlanabilen kelimesini: hava aracının fiziksel



koşullarını hava şartlarına ve görevlerine daha uygun hale getirmek için, belirli özelliklerini yeniden şekillendirerek aracın performansını artıran teknolojiler olarak belirtmiştir.

1890 yılında dönemin havacılık sektörü öncülerinden Clement Ader, bir hava aracında kullanılmak üzere, açık pozisyondaki büyüklüğünün yarısına ya da üçte birine kadar küçülebilen yarası kanadı şeklindeki bir uçak kanadını sektörle tanıştırdı (Barbarino *et al.* 2011). Çokbiçimli (polimorfik) yapılara örnek olarak Geoffrey Hill'in tasarladığı ve 1931'de kullanılan Pterodactyl IV ve 1940'larda kullanılan Rus savaş uçağı IS-1 verilebilir ve bu hava araçları manevra yeteneğı olan çift kanatlı bir uçaktan daha hızlı olan tek kanatlı uçağı dönüşebilen araçlardı (Barbarino *et al.* 2011).

Uçak kanatlarının şekil değıştirebilmesi için bir aktüatöre yani uyarıcıya ihtiyacı vardır. Aktüatörler kanat yüzeylerinin bağılı bulunduğu telleri bir mekanizma yardımı ile hareket ettirerek yüzeyin şeklini revize edebilir. Inman (2001)'e göre farklı yönlerde hareket edebilme mekanizmanın gereksinimleri içindedir ve bunun yanında sürtünme ve istemdiğı yapışma dikkat edilmesi gereken sorunlar arasında yer alır. Tasarımın başarıya ulaşmasında aktüatörün enerji ve güç kapasitesi önemli parametrelerdir. Aktüatörlerin ağırlığı, hacmi, hareketin sınırı ve bant genişliğı uçuş güvenliğı açısından önemli ölçütlerdir. Önemli bir başka nokta da kanadın yük altındayken sabit pozisyonda tutulabilmesidir ve buda aktüatörün kilitlemesine bağılıdır (Inman 2001).

Aerodinamik etkilere göre geometrisi uyarlanabilir kanat kullanımı ile hava aracının farklı bileşenleri üzerindeki hava akımı optimize edilebilir ve bu yolla yolculuk sırasında ki aerodinamik performans ve manevra kabiliyeti arttırılabilir (Szodruch 1985, Smith and Nelson 1990, Thornton 1993, Siclari *et al.* 1996, Martins and Catalano 1998).

#### **2.4 Şekil Değıştirebilen Uçak Kanat Yüzeyleri**

Şekil değıştirebilen teknoloji ya da konsept tasarımı yapılırken, bu tasarım ya da konseptlere uyum sağlayacak esnek ve uygun bir yüzey malzemesinin varlığına

güvenilmektedir (Barbarino *et al.* 2011). Esnek yüzey tasarımı zordur ve tasarımda birbirinden bağımsız özellikleri bir araya getirmek gerekir. Yüzey, şekil değişikliklerine izin verecek derecede esnek olmak zorundayken aynı zamanda aerodinamik etkilere dayanım göstermek ve istenilen formu korumak için yeterince rijit özellik göstermelidir. Aynı zamanda rijitlik ve esneklik özelliklerinin belli doğrultularda olması istenebilir. Bu yüzden esnek yapıdaki yüzeyin tasarımı kullanılacağı yere ve duruma göre değişebilir.

#### **2.4.1 Şekil Değiştirebilen Kanat Yapıları Kullanmanın Avantajları**

Sanders (2003, 2005), bir hava aracının aerodinamik performansının, uzun menzilli yolcu uçağı ya da daha hızlı kısa menzilli savaş uçağı gibi farklı uçuş durumuna göre optimize edilebileceğini ve kanat profili duruma uygunluk sağlamazsa aerodinamik performansın düşeceğini belirtmiştir. Bu sebepten dolayı hava aracının kanat profilini (mesela kanat yüzey alanı) duruma göre uyarlayabilmek, optimal uçuş düzenini sağlamaya yardımcı olabilir (Joshi *et al.* 2004, Bowman *et al.* 2007).

Günümüzde hava araçlarının birçoğu, özelliklede büyük yolcu uçakları, yavaş uçuş sırasında, özelliklede iniş ve kalkış sırasında menteşeli düzenekler kullanırlar (Thill *et al.* 2008). ‘Flap’ ve ‘slat’ adı verilen elemanların yer aldığı bu düzenekle uçak kanadının kamburluğu yeniden düzenlenebilir ve taşıma kapasitesi yükseltilebilir (Yükselen 2006). Bu tip elemanların yer aldığı sisteme aşırı taşıma düzenekleri (high-lift devices) adı verilir (Yükselen 2006). Mevcut aşırı taşıma düzenekleri tatmin edici düzeyde performans gösterebilir, etkinliği arttırmak için çalışmalar devam etmektedir (Thill *et al.* 2008). Uçak kanadının kamburluğu menteşeler yardımı ile ayarlanırken kanat yapısında açıklıklar oluşur ve bu açıklıklar iniş ve kalkış sırasında sürtünme ve gürültüyü artırır (Thill *et al.* 2008). Rudolph (1996), kanattaki bu karmaşık yapının azaltılması ile birlikte uçağın ağırlık ve maliyetinin düşeceğini düşünmektedir. Bauer vd. (1998) bu prosesi: ‘uyarlanabilen kanat profili yaklaşımlarındaki temel nokta, ek ağırlık, artan bakım masrafları ve azalan güvenilirlik dezavantajlarını minimumda tutacak şekilde, maksimum aerodinamik avantajı elde etmek’ olarak yorumlamaktadır. Wlezien vd. (1998)’ne göre, uçak kanadının ağırlık ve maliyetinin yarısı aşırı taşıma düzeneklerinin karmaşıklığından kaynaklanır ve bu sistem, daha hafif ve az karmaşık olan

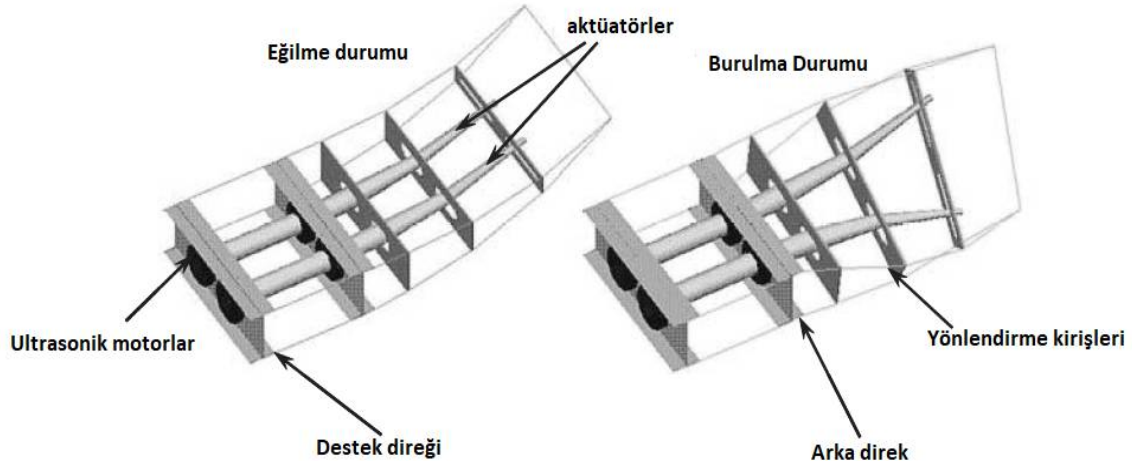
uyarlanabilir kanat profili sistemi ile yer değiştirebilir. Roth vd. (2002) ve Roth and Crossley (2003) alışmalarında uçuş sırasında kanadın Şekil değiştirmesi için gerekli optimum kanat geometrisini genetik algoritma yardımıyla analiz etmişlerdir. Bu çalışmanın sonucuna gore, uyarlanabilen kanat sabit Şekilli kanada gore %8 daha az brüt ağırlığa sahip olup daha az motor itiş gucu gerektirmektedir. Spillman (1992) göstermiştir ki, uyarlanabilen boşluksuz uçak kanadı, sürtünmeyi, ağırlığı ve maliyeti düşürmektedir. Maliyetlerdeki düşüşün ana sebebi yakıt giderlerinin düşmesidir ve bu direk operasyon maliyetini azaltmaktadır. Bu gelişme günümüzde yükselen yakıt maliyetleri ile mücadele etmeye çalışan yetkililer için ilgi çekicidir. Bein vd. (2000) ise, havacılık alanında ki uyarlanabilir kanatlar ile ilgili bu gelişmelerle birlikte CO<sub>2</sub> ve NO<sub>x</sub> gibi zehirli gaz emisyonlarının azalacağını ve doğa dostu uygulamalar adına önemli bir adım olacağını savunmaktadırlar.

Kudva (2004), Bartley-Cho vd. (2004) ve Gern vd. (2002, 2005)'nin açıklamalarına gore uyarlanabilir kanadın sadece aerodinamik değil, aeroelastik performansı da arttırılabilir ve böylece savaş uçakları için önemli faktörler olan uçuş zarfı (uçuş hızı, yükleme faktörü parametreleri) ve manevra kabiliyeti arttırılabilir. Hatta Spillman (1992), uyarlanabilir kanadın kamburluğunun ayarlanması ile savaş uçağının atak yaptığı sırada eğim durumuna ve hızına gore yükün kanat boyunca farklı Şekilde dağıtılabileceğine inanmaktadır. Böylece pilot atak anında karşılaştığı durumlara daha erken tepki verebilecektir. Ayrıca kanat uzunluğu boyunca yük dağılımının ayarlanması ile kanadın eğim ve burulma momentleri kontrol edilebilecektir (Thill *et al.* 2008).

Wlezien vd. (1998), Bein vd. (2000), Noor vd. (1998), Noor (2000), Kudva (2004) ve Bartley-Cho vd. (2004) uyarlanabilir uçak kanadı ile birlikte kullanılan akıllı kontrol sistemlerine dair örnekler vermişlerdir. Örneklerden biri Şekil 2.7'de gösterilmiştir. Bu örneklerde, uyarlanabilen kanadın duruma gore otomatik ve bağımsız Şekilde Şekil değiştirebileceğini ve pilotun ekstra dikkat ve müdahalesinin gerekmeyeceğini böylelikle uçuş sırasında iç yükünün hafifleyeceğini belirtmişlerdir. Belirtilen bu sistemler: aktif aerodinamik, aktif gürültü kontrolü, aktif aeroelastik kontrol, uçak gövde ve motor sağlığı kontrolü ve aktif Şekil kontrolü gibi ögeleri içerecektir.

Rodriguez (2007), tek tip ve uyarlanabilen kanat sisteminin farklı hava araçlarında kullanılan ve her araca göre farklılık gösteren kanat sistemleri ve operasyonları yerine geçmesiyle büyük ekonomik kazanç sağlanacağını düşünmektedir. Ayrıca her iki sistemde kendilerine addedilen görevi başarsa dahi, tek tip kanat sisteminin maliyet açısından daha düşük olacağını savunmaktadır.

Özetlemek gerekirse, Bristol Üniversitesi (İnt.Kyn.5) uyarlanabilir kanat projesinin çıktılarına göre uyarlanabilir kanat sistemlerini geliştirme ve uygulamanın yararları 4 maddede anlatılabilir: 1. Uçuş zarfını genişleterek hava aracının performansını artırır, 2. Klasik uçak kanadı yüzeyleri uyarlanabilir yüzeye değiştirilerek uçuş kontrolü daha kolay hale getirilebilir, 3. Hava sürtünme direnci azaltılarak menzil artırılabilir, 4. Titreşim azaltılarak ya da kanat sarsıntıları kontrol edilerek konfor ve güvenlik artırılabilir ve yorulma azaltılabilir.



Şekil 2.7 İki aktüatör yardımıyla burulma ve eğilme davranışlarını başarabilen uçak kanat profili (Kudva 2004).

#### 2.4.2 Şekil Değiştirebilen Kanat Yapılarında Elastomer Kullanımı

Elastomer malzemeler uygulanan küçük bir gerilme ile büyük elastik deformasyon gösterme kabiliyetine sahip malzemeler olup, bu özellikleri sayesinde uyarlanabilir hava aracı kanat yüzeylerinde kullanılabilirler. Bu özellikleri düşük yoğunluktaki çapraz bağ yapısından kaynaklanır (Callister and Rethwisch 2018). Bu az sayıda ki çapraz bağ yapısı onlara, gerilme ortadan kaldırıldıktan sonra eski şekline geri dönme kabiliyetini

kazandırır (Keihl *et al.* 2005). Örnek olarak DARPA (Defence Advanced Research Projects Agency) Akıllı Kanat programı, kanat yüzey malzemesi olarak, hasar almadan yüksek uzama oranına sahip silikon elastomer kullanmıştır (Kudva 2004).

Elastomerlerin düşük olan çekme modülleri (~0,5-50 MPa arası) %1000 oranına kadar kolay bir şekilde deforme olmalarına sebep olabilir (Wittcoff *et al.* 2012). Bu yüksek deformasyonu elde etmek için gerekli gerilme miktarı düşük olup 50 MPa civarındadır (Callister and Rethwisch 2018). Elastomerlerin gerilme–gerinim eğrileri doğrusal (lineer) olmadığından elastik modülleri gerinime, gerinme oranına ve sıcaklığa bağlı olarak değişir (Lampman 2003). Polimerler cam geçiş sıcaklıkları ( $T_g$ ) altında camsı ve gevrek davranış gösterirken,  $T_g$  üstünde kauçuğumsu yapı gösterirler (Thill *et al.* 2008). Bu yüzden hava aracının kanadında kullanılması düşünülen elastomer malzemelerin  $T_g$  'si kullanılan ortam sıcaklığının çok altında olmalıdır (Thill *et al.* 2008). Elastomer malzemelerin dikkat çeken bir diğer davranışı ise viskoelastisite olup, yük uygulandığında malzemenin hemen tepki vermediği, gerinmenin zamana bağlı bir kavram olduğunu anlatır (Callister and Rethwisch 2018).

Elastomerlerin bu özellikleri onları her ne kadar uyarlanabilen kanat yüzeyi için uygun bir malzeme olarak gösterebilir, yük taşıma kabiliyetleri düşüktür ve hava araçlarının kanatlarında maruz kalacakları aerodinamik yükleri alt katmanda bulunan iskelet yapısına iletmeleri zordur (Keihl *et al.* 2005). Aynı zamanda, mümkün olduğunca malzemenin gerinimine karşı aksiyonlarda bulunmaktan kaçınılmalıdır çünkü bu durum yorulma ile birlikte, kanat yüzeyini gerilmiş şekilde tutmak için fazladan aktüatör gücüne ihtiyaç doğuracaktır (Thill *et al.* 2008).

Kikuta (2003), piyasada mevcut bulunan poliüretan, ko-polyester ve örgülü yapıdaki birkaç termoplastik malzemenin uyarlanabilir uçak kanat yüzeyinde kullanılıp kullanılamayacağını test etmiştir. Öncelikle uyarlanabilir bir kanat yüzeyinde olması gereken özellikleri şu şekilde sıralamıştır:

- Fazla tahrik gücüne ihtiyaç duyulmaması için uzama yönü boyunca elastik yapıda olmalıdır,
- Aerodinamik ve atalet yüklerine dayanabilmesi için uzama yönü dışındaki yönlerde rijit olmalıdır,

- Tok yapıda olmalıdır,
- Aşınmaya ve kimyasallara direnci olmalıdır,
- Farklı iklim koşullarına dayanımı olmalıdır,
- Yüksek gerinim kabiliyetine sahip olmalıdır,
- Gerinim sonrası eski haline geri dönebilme hızı yüksek olmalıdır,
- Yorulma direnci fazla olmalıdır.

Sonrasında farklı malzemelere tek eksenli çekme, çift eksenli çekme ve eğme dayanım testleri uygulanmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. Yazarın sonuçlarına göre seçilen malzemelerin hiçbiri yukarıda sayılan tüm gereksinimleri karşılamamıştır. Mesela gerinim sonrası eski haline geri dönebilen bir malzeme ağır yükleri taşıyamamış ve diğer bir malzeme için tersi durum söz konusu olmuştur. Test edilen malzemeler arasında en iyi sonucu bir termoplastik poliüretan türü olan Tecoflex® 80A vermiştir. Yazar çalışması sonucunda fiber örgülü yapıdaki bir malzeme ile Tecoflex® 80A malzemesinin birlikte kullanılmasını önermiş, böylelikle ihtiyaç duyulan mukavemetin fiberler yardımı ile ve gerinme kabiliyetinin polimer ile sağlanacağını savunmuştur.

## **2.5 Katlanıp Açılabilir Uzay Yapıları**

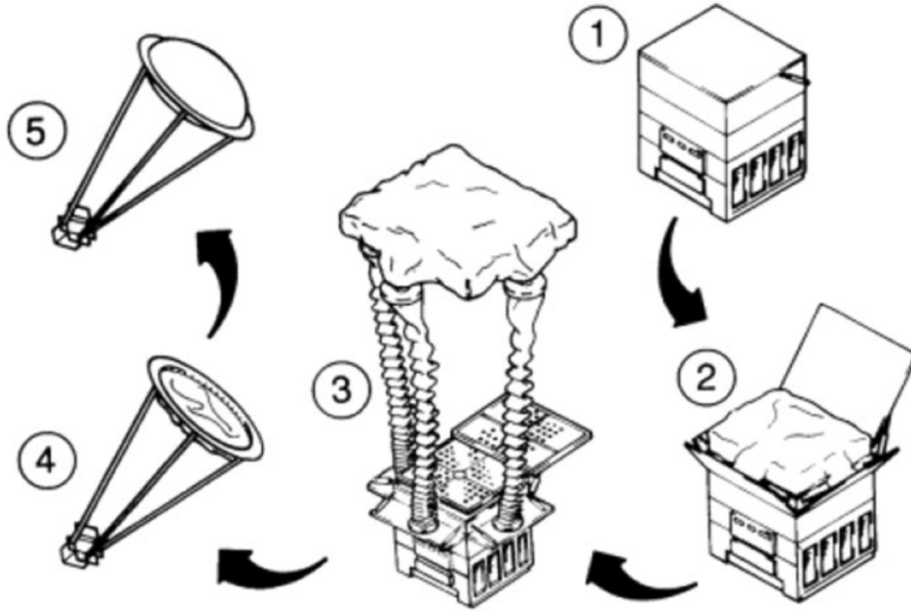
Yeryüzünde katlanarak uzayda görevini yapmak için açılabilen yapıların birçoğunun tasarımında katlanıp açılmaya izin veren esnek malzemeler kullanılmaktadır. Bu malzemeler sayesinde bahsedilen uzay yapıları yeryüzünde minimum hacme katlanarak taşınmaları açısından paketleme sıkıntısını ortadan kaldırır ve taşıma maliyetlerini düşürür (Dano *et al.* 2000, Bednarczyk and Arnold 2003, Le Page *et al.* 2004, Gonzales *et al.* 2005, Hackett 2016). Katlanabilir bu yapılar, hasar olmaksızın, küçük gerilmelerle büyük deformasyonlara izin veren uygun yapıda ki malzemelerden seçilerek oluşturulabilir (Murphey *et al.* 2001, Francis *et al.* 2006, Baier *et al.* 2009, Murphey 2009, Jimenez 2011). Esnek matrisli kompozit malzemeler eğilmeye maruz kaldığında, özellikle basma gerilmesine maruz kalan tarafta, matrisin elastik şekil değiştirme kabiliyetinden dolayı gerilim giderme mekanizması oluşur (Campbell *et al.* 2004).

Liu vd. (2014)'ne göre uzay alanında, yarıçapı çok büyük olan antenlere ihtiyaç arttığı

için, katlanabilir membran alanında ki çalışmalar ilgi çekmeye başlamıştır. Günümüzde, parabolik ve düzlemsel membran olmak üzere iki ana çeşit uzay anten membran çeşidi olduğunu belirtmişlerdir.

Parabolik membran yapıların katlanıp açılabilmesi için 5 sistem geliştirilmiştir: şişirme, şişirme-rijitleme, elastik teller, Şekil Hafızalı Polimer (ŞHP) ve elektrostatik şekillendirme sistemleridir (Liu *et al.* 2014). Şişirme basıncı, membran kalınlığı, membran malzemesinin elastik modülüsü, sınır şartları ve sıcaklık gibi parametreler şişirme yolu ile katlanıp açılabilen sistemler için önemli tasarım parametreleridir (Greschik *et al.* 2001, Naboulsi 2004).

Ondört metrelik şişirilebilir bir antenle ilgili deneyler Freeland vd. tarafından 1996 yılında yapılmıştır. Bu yapının katlanıp açılma sistemi Şekil 2.8’de gösterilmiştir.



**Şekil 2.8** Şişirme yöntemi ile katlanıp açılabilen bir antenin aşamalarının gösterimi (Freeland *et al.* 1996).

Sistemde öncelikle katlanmış haldeki anteni içeren kutu açılıyor ve üç adet direk, membran reflektör ve kaplayıcı örtü yayar tarafından metal kasa dışına fırlatılıyor. Metal kasa içinde bulunan gaz üfleme sistemi yardımı ile reflektör anten ve kaplayıcı örtü şişirilerek tam açık konuma getiriliyor.

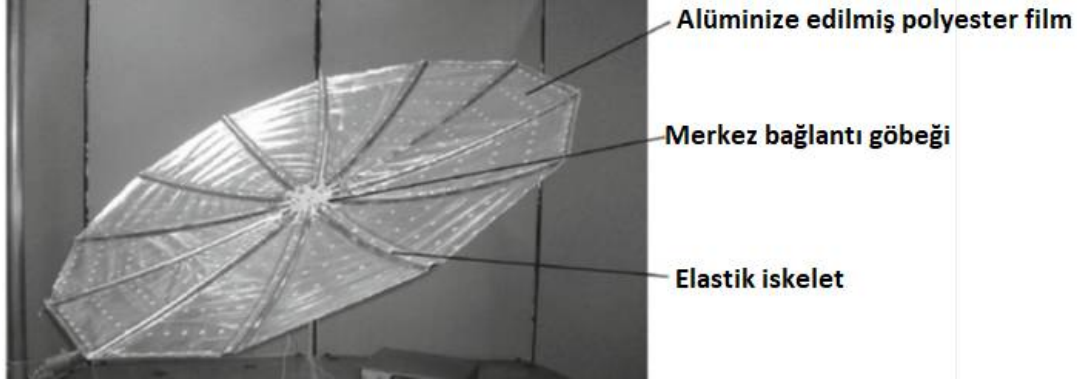
Şişirme-rijitleme sisteminde membran reflektör şişirilerek istenilen parabolik şekle geldikten sonra rijitlenerek şişirme basıncı ortadan kaldırılır (Liu *et al.* 2014). Conraves Uzay Birimi (CUB) ve Avrupa Uzay Ajansı (AUA) Şekil 2.9’da örneği görülen, şişirme-rijitleme sistemi ile katlanıp açılabilen, 3,5 m, 6 m ve 12 m çapında antenler geliştirmiştir (Cassapakis and Thomas 1995).



**Şekil 2.9** Conraves Uzay Birimi’nde geliştirilen şişirme-rijitleme yöntemi ile kapanıp açılabilen reflektör anten (Cassapakis and Thomas 1995).

Membran reflektör kevlar fiberle takviyelendirilmiş özel bir polimer reçineden yapılmış olup birim alanının ağırlığı yaklaşık  $0,41 \text{ kg/m}^2$ ’dir (Cassapakis and Thomas 1995). Şekil 2.10’da elastik teller yardımı ile katlanıp açılabilen bir reflektörün tam açık hali gösterilmektedir (Lai and Pellegrino 1999, Seffen *et al.* 2000). Anteni katlamak için iki basamak vardır. İlk önce elastik teller merkez bağlantı göbeği etrafında spiral şeklinde hizalanarak potansiyel enerjisini serbest bırakır ve sonrasında gererek düz çizgiler oluşturmasını sağlar. En sonunda elastik teller ile merkez bağlantı göbeği arasına mafsallı yerleştirilerek elastik omurganın membranı şemsiye şeklinde katlaması sağlanır. Pellegrino (2002), aynı çalışmayı 1,5 m çapına sahip bir reflektör membran üzerinde denemiştir. Bu reflektörün 12 adet elastik telle şemsiye şeklinde kapatılıp bağlanarak paketlenbilmesi mümkündür.





**Şekil 2.10** Elastik teller yardımı ile katlanıp açılabilen reflektör anten (Lai and Pellegrino 1999, Seffen *et al.* 2000).

ŞHP malzemeler şekil hafıza etkisi sayesinde katlanıp açılabilmeye olanak tanırırlar (Lin *et al.* 2006, Liu *et al.* 2014). Yeryüzünde ŞHP malzemenin cam geçiş sıcaklığı altında ki bir sıcaklıkta mekanik yükler yardımıyla paketlenme işlemi yapılır. Sonrasında yük ortadan kaldırılır ve ŞHP malzeme en son verilen şeklini korur. Malzeme hedef bölgeye, yani uzaya ulaştığında cam geçiş sıcaklığının üzerine ısıtılarak paketlenmeden önceki formuna geri döner. Gaspar vd. (2007)'nin Şekil 2.11'de gösterilen çalışmasında 2 m dış yarıçapa sahip membran anten ŞHP malzeme ile üretmiştir.

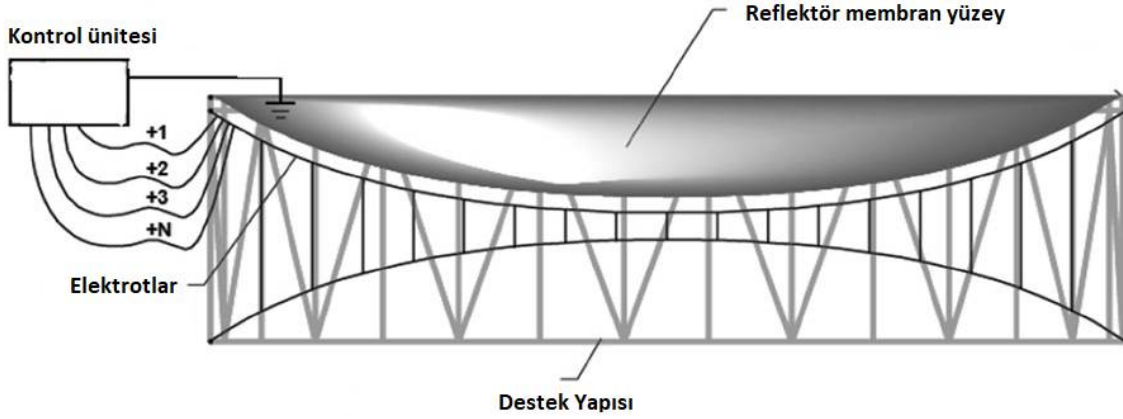
Astromesh başarılı bir şekilde uzaya gönderilen elektrostatik şekillendirme yöntemi ile tasarlanmış bir reflektör membran yapısıdır (Alvarez-Salazar *et al.* 2013). Bu yapının yüzey hassasiyetini daha da iyi hale getirmek için, elektrotlar ile membran yüzey arasında elektrik alan oluşturmak için boşluk bırakılmıştır. Elektrik alan kuvveti sayesinde metal kaplı membran yüzeyi Şekil 2.12'de gösterildiği gibi içe doğru bombe yaparak parabolik yüzeyi oluşturur (Chodimella *et al.* 2006).

Yüksek elastik modül, yüksek kayma mukavemeti, düşük yoğunluk, düşük et kalınlığı, yüksek termal kararlılık, düşük termal genişleme katsayısı ve güçlü uzay radyasyon direnci gibi özelliklere sahip olması gereken parabolik membran yüzeyler yaygın olarak polyster (PET) film ya da poliimid film malzemeleri ile üretilir (Pearson *et al.* 2010).

Tipik bir düzlemsel membran ana hatlarıyla, katlanabilen bir gövde ve bu gövde ile desteklenen çok katmanlı esnek bir membrandan oluşan sistemdir (Huang 2001).

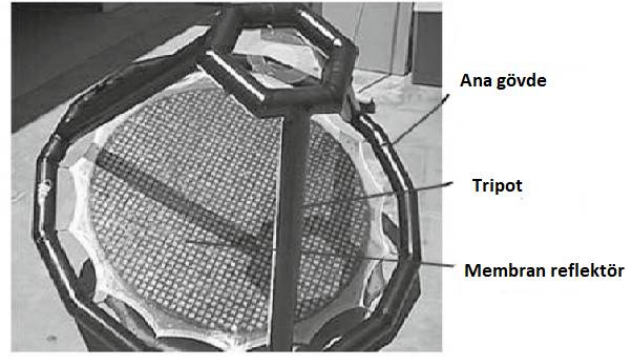


**Şekil 2.11** Şekil hafızalı polimer ve şişirilebilen iskelet sistemi yardımıyla açılıp kapatılabilen reflektör membranı (Gaspar *et al.* 2007).

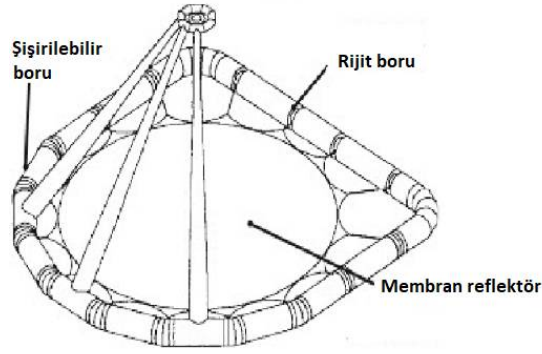


**Şekil 2.12** Elektrostatik şekillendirme ile formunu kazanan anten yapısının şematik gösterimi (Chodimella *et al.* 2006).

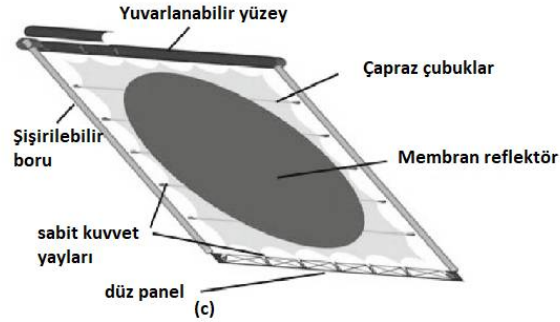
1998 yılında Jet Tahrik Laboratuvarı (JTL) ve ILC. Dover Firması Şekil 2.13a'da gösterilen 1 m çapında düzlemsel membranlı bir X-bant reflektör anten tasarladı (Huang and Feria 1999). Membranın iki tabakası poliimid film olup her iki yüzeyi de  $0,5 \mu\text{m}$  kalınlığında bakırla kaplanmıştır (Huang and Feria 1999). Reflektör antenin iskeleti şişirilebilir dairesel tüp ile oluşturulmuş ve alttan tripot ile desteklenmiştir. Şekil 2.13b'de iki şirketin birlikte geliştirdiği 3 m çapındaki membran reflektör gösterilmiştir (Cadogan *et al.* 1999).



(a)



(b)



(c)

**Şekil 2.13** Düzlemsel membran antenlerin yapısal gösterimi: a) dairesel gövdeli, b) at nalı şekline sahip gövdeli, c) dikdörtgen gövdeli (Liu *et al.* 2014).

At nalı şeklindeki iskelet bir adet rijit tüp, iki adet düz tüp ve bir adet yarım daire şeklinde şişirilebilir tüpten oluşmuştur. Membran, kırışıklık olmadan, rijit tüp üzerine sarılabilir.

JTL, 2002 yılında, Şekil 2.13c’de gösterilen dikdörtgen şeklinde ki “film ekranı” membranlı anten fikrini öne sürmüştür (Fang *et al.* 2002, Huang *et al.* 2004). Dikdörtgen şeklindeki iskeletin iki kenarı şişirilebilir tüplerden ve diğer iki kenar membranın sıkıca sarılabildiği rulolardan oluşmuştur (Fang *et al.* 2002, Huang *et al.* 2004).

## 2.6 Silikonun Matris Malzemesi Olarak Kullanıldığı Çalışmalar

Literatürde karşılaşılan silikon çeşitleri ile ilgili yapılmış bir takım mekanik temelli çalışmalar mevcuttur. Çalışmalarda farklı silikon çeşitleri ele alınarak bu malzemelerin viskozitesi, çekme dayanımı, kopma uzaması ve modülleri belirlenmiştir. Bu çalışmalarda gerek uygulama durumuna; göre kalıptan kolay ayrılma, yırtılma ve rijitlik değerleri dikkate alınarak uygun silikon seçimi yapılmış (Vocke III *et al.* 2012), gerekse üretici verileri doğrulanmıştır (İnt.Kyn.6). Uzay uygulamalarında kullanılması düşünülen silikon matrisli yapılar ile ilgili farklı bir çalışma da Avrupa Uzay Ajansı ve Thales Elektron Cihazları firması tarafından gerçekleştirilmiştir. Çalışmada uzay kalifiye silikon malzemenin UV, sıcaklık ve partikül direnç kabiliyeti incelemiştir. UV radyasyonundan önce ve sonra yapılan termo-mekanik testler, partikül yayılımı ve 200 °C’de 30 günlük termal yaşlandırma testleri sonucunda Elastosil S690 kodlu silikon malzemenin yeterli derecede kararlı özellikler gösterdiği belirlenmiştir (Semprimoschnig *et al.* 2009).

Bu tez çalışmasında silikon elastomerin en çok faydalanılacak olan özelliği uygulanan bir gerilme karşısında kırılmadan büyük şekil değişimleri gösterebilmesidir. Bu bağlamda literatürde matris malzemesi olarak kullanılan birkaç ticari silikon elastomerin mekanik özelliklerini incelemekte fayda vardır. Vocke III vd. (2012) uyarlanabilen uçak kanadına sahip hava taşıtı ile ilgili çalışmalarında kullanabilmek için araştırdıkları birçok silikon elastomerden dört tanesini daha ileri testlere tabi tutmuşlar ve özelliklerini Çizelge 2.1’deki gibi sergilemişlerdir.

**Çizelge 2.1** Vocke III vd.(2012)’nin inceledikleri elastomerlerin özellikleri.

Özellik	DC 3-4207	Sylgard-186	V-330, CA-45	V-330, CA-35
<b>Elastik Modül (kPa)</b>	130	410	570	330
<b>Vizkozite (cP)</b>	430	65,000	10,000	10,000
<b>Kopma % Uzaması</b>	100+	100+	500	510
<b>Yorumlar</b>	Kalıptan ayrılması zor.	Viskozitesi çok yüksek.	İşlenebilirliği çok iyi.	İşlenebilirliği çok iyi.

Vocke III vd. (2012) Rhodorsil'in çift bileşenli V-330 serisinin optik geçirgenlik, düşük viskozite, uzun çalışma süresi, kalıptan kolay ayrılma, yüksek uzama ve yırtılma kuvvetinden özellikleri sergilediğini görmüş ve bu seriden, en düşük sıklık özelliği göstermesinden dolayı, V-330, CA-35'i seçmişlerdir.

Bir başka çalışmada Jimenez ve Pellegrino (2012) matris malzemesi olarak "NuSil Silicone Technology" firmasının ürettiği CF19-2615 markalı çift bileşenli silikonu seçmiş ve üreticiden aldığı Çizelge 2.2'de verilen silikon özelliklerini deneylerle doğrulamışlardır. Çizelge 2.2'den görüldüğü üzere CF19-2615, düşük viskozitesi ve uzun çalışma süresi ile fiber takviyeli uygulamalarda uygun bir matris malzemesi olabileceği düşünülmektedir.

**Çizelge 2.2** NuSil Silicone Technology firmasının ürettiği CF19-2615 markalı çift bileşenli silikonunun teknik özellikleri (Jimenez and Pellegrino 2012).

<b>Malzeme Özelliği</b>	<b>Sonuç</b>	<b>ASTM</b>
<b>(Kürlenmemiş)</b>		
Viskozite (A Bileşeni)	1300 MPa	D1084, D2196
Viskozite (B Bileşeni)	800 MPa	D1084, D2196
Çalışma Süresi	4 saat	-
<b>Kürlenmiş: 150 °C 'de 30 dk.</b>	<b>Sonuç</b>	<b>ASTM</b>
Çekme dayanımı	<b>0,9 MPa</b>	D412, D882
Uzama	%100	D412, D882

Datashvili vd. (2005) katlanabilir uzay antenleri ile ilgili yaptıkları çalışmalarında kullandıkları Wacker-Chemie GmbH firmasının ürettiği Elastosil S690 markalı silikonun özellikleri ile ilgili şu bilgilere yer vermişlerdir: düşük gaz giderme, UV direnci, geniş servis sıcaklığı, düşük camsı geçiş sıcaklığı (-105 °C), oda sıcaklığında kürlenme imkânı ve optik geçirgenlik. Ayrıca Elastosil S690'ın termal genleşme katsayısının (TGK) yaklaşık  $-300 \times 10^{-6}$  olmasına rağmen, ~1 MPa elastik modüle sahip olmasından dolayı, kompozitin TGK'nı önemli derecede etkilemeyeceği belirtilmiştir.

Semprimoschnig vd. (2009) Elastosil S690'ın, 2007'den beri Avrupa Uzay Ajansı ve Thales Elektron Cihazları firması tarafından "uzayda kullanılabilir kalitede" olarak

nitelendirildiğini belirtmiş ve yaptıkları testlerle bu silikon malzemesinin UV, sıcaklık ve partikül direnç kabiliyetini sergilemişlerdir. UV radyasyonundan önce ve sonra yapılan termo-mekanik testler, partikül yayını ve 200 °C’de 30 günlük termal yaşlandırma işlemleri sonucunda, araştırmacılar Elastosil S690’ın yeterli derecede kararlı özellikler gösterdiğini belirtmişlerdir.

### 3. MATERYAL ve METOT

#### 3.1 Ara-yüzey Bağ Kuvvetinin Arttırılması Üzerine Çalışmalar

Tez öncesi yapılan ön çalışmalarda karşılaşılan en büyük sorunlardan birisi silikonun yüksek viskozitesinden dolayı karbon fiber kumaşı ıslatamaması ve kürlenmeden sonra karbon fiberlerin silikon ile iyi bir bağ yapamamasıydı. Bu bağlamda ilk çalışma, çeşitli katkılar yardımı ile RTV-2 silikonun viskozitesinin düşürülmesi yoluyla karbon fiber-silikon ara-yüzey bağ kuvvetinin arttırılması üzerine yapılmıştır. Kullanılan katkılar ve numune isimlendirmeleri Çizelge 3.1’de verilmiştir. Katkı malzemesi olarak %30 oranında ayrı ayrı silikon yağı, tiner, diklorometan ve ksilen malzemeleri kullanılmıştır. Kullanılan katkıların silikon-karbon fiber ara-yüzey bağ kuvvetine etkisi fiber çekme testi ile irdelenmiştir.

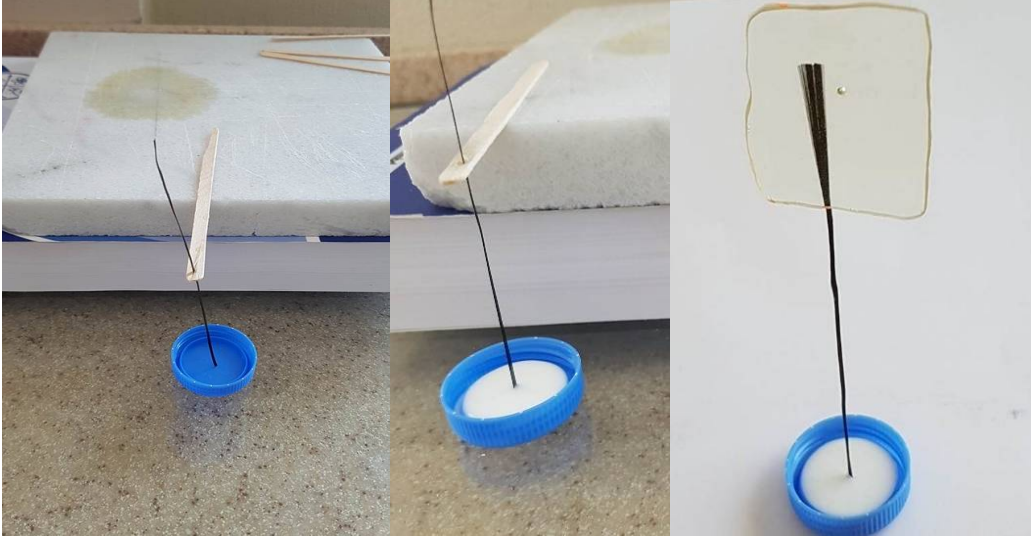
**Çizelge 3.1** Silikonun viskozitesini düşürmek için katılan katkılar ve hazırlanan numunelerin isimlendirmesi.

<b>Numune Adı</b>	<b>Katkı Maddesi (%30)</b>
RTV2-Y	Katkı yok
RTV2-S	Silikon yağı
RTV2-T	Tiner
RTV2-D	Diklorometan
RTV2-K	Ksilen

##### 3.1.1 Fiber Çekme Testi İçin Numunelerin Hazırlanması

Fiber çekme testi için numuneler Şekil 3.1’de görüldüğü gibi hazırlanmıştır. Bir adet karbon fiber demeti, hazırlanan kapak içindeki silikon karışımına daldırılarak silikonun bu vaziyette kürlenmesi sağlanmıştır. Burada amaç fiberi silikondan ayırmak için gereken kayma gerilmesini hesaplamak, çıkan sonucu karşılaştırmak ve hangi katkının en iyi sonucu verdiğini bulmaktır. Numune hazırlanırken fiber demetinin bir ucu silikon

içine daldırılırken, diğer ucu çekme testinin yapılacağı mekanik cihaza uygunluk açısından ince bir epoksi tabakası içine gömülmüş ve sonrasında epoksi kürlenmiştir. Numuneler her katkı maddesi için 4 adet olacak şekilde hazırlanmıştır.



Şekil 3.1 Fiber çekme testi için numune hazırlama prosesi.

### 3.1.2 Fiber Çekme Testi

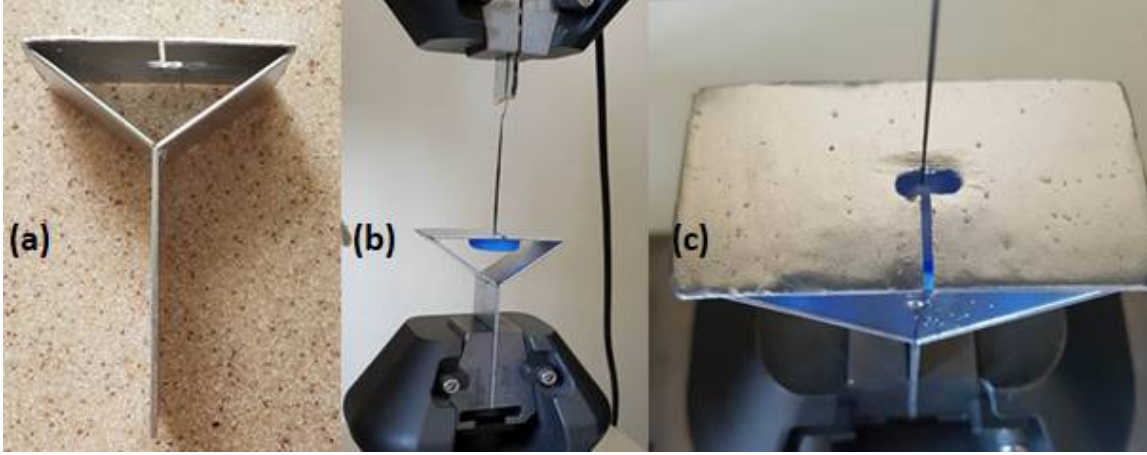
Karbon fiber ve silikonun ara-yüzey kayma mukavemeti testleri Shimadzu AG-IS 100 kN üniversal mekanik test cihazı yardımı ile yapılmıştır. Çekme testi çeneleri silikonun döküldüğü kapağı sıkıştırmak için uygun olmadığından, testi gerçekleştirmek için ayrıca Şekil 3.2a'da görülen aparat hazırlanmıştır. Test düzeneği Şekil 3.2'de gösterilmiştir.

Numune mekanik test cihazına Şekil 3.2b'de gösterildiği gibi yerleştirilmiş ve 0,01 mm/dk. hızla çekme testi gerçekleştirilmiştir. Her numune için maksimum ara-yüzey kayma kuvveti elde edilmiştir. Test sonunda fiberler silikondan ayrılmıştır. Silikonlar ortadan ikiye kesilerek, silikon içine gömülen fiber uzunlukları ölçülmüştür. Ölçülen bu uzunluk  $l_e$  daha sonra ara-yüzey kayma mukavemetini hesaplamada kullanılmıştır. Arayüzey kayma mukavemetini hesaplamak için Formül 3.1 kullanılmıştır (Miller *et al.* 1987).

$$\tau_{app} = \frac{F_{max}}{\pi d_f l_e} \quad (3.1)$$

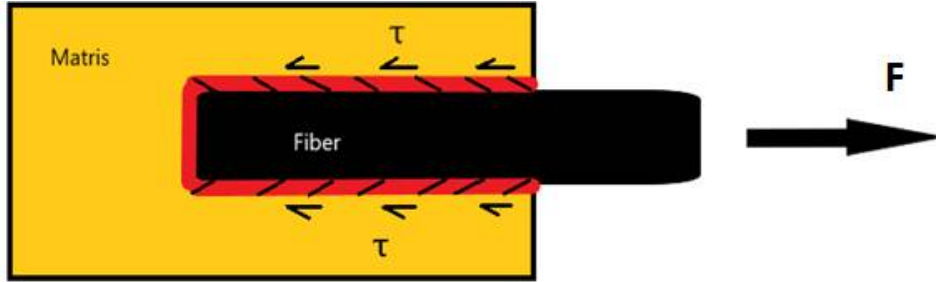


Formülde  $\tau_{app}$  arayüzey kayma mukavemeti,  $F_{max}$  deney sonucu elde edilen maksimum arayüzey kayma mukavemeti,  $d_f$  silikon içine gömülen fiber demetinin çapıdır. Yapılan çekme testinin örnekleme Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.2 a) Fiber çekme için hazırlanan aparat, b) Numunenin çekme cihazına yerleştirilmesi, c) çekme testinin gerçekleştirilmesi.

Deney sonucu silikondan ayrılan fiber uçları, fiber üzerinde tutunan silikon durumunu belirlemek için kesilerek optik mikroskopta incelenmiştir.

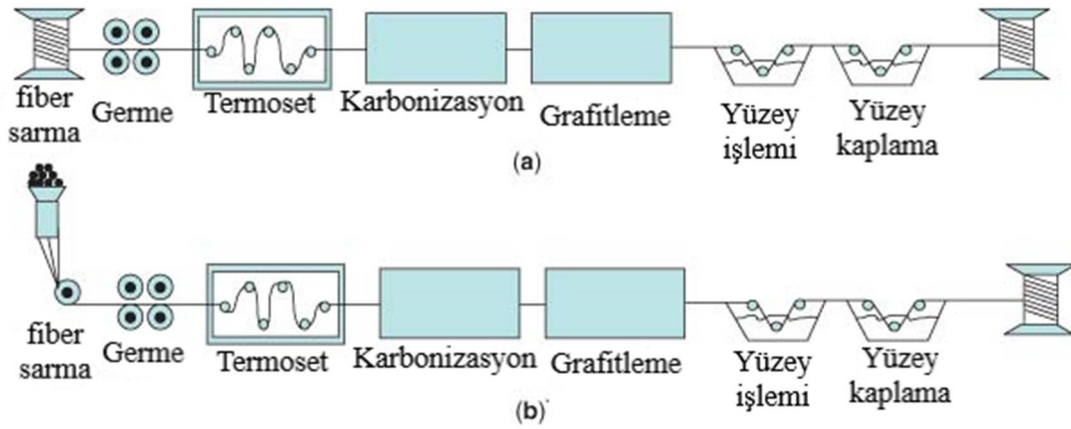


Şekil 3.3 Fiber çekme testinin temsili gösterimi.

### 3.2 Karbon Fiber Yüzey Modifikasyonu Üzerine Çalışmalar

Silikonun viskozitesini düşürmek için seçenekler arasında kullanıma en uygun malzeme olarak ksilen seçilmiş ve deneme numuneleri üretilmiştir. Fakat Şekil 4.2'de görüldüğü üzere silikonun kumaşa istenen tutunmayı tam olarak sağlayamadığı ve silikonun karbon fiber kumaş üzerinden kolay bir şekilde soyulduğu gözlenmiştir. Yapılan araştırmalar sonucu karbon fiber malzemelerin üretiminde en son aşamada fiberlerin

yüzeyinin epoksi ile kaplandığı tespit edilmiştir (Şekil 3.4).



Şekil 3.4 Karbon fiber üretim şeması (Pilato and Michno 1994).

Silikonun karbon fiber yüzeyine düzgün bir şekilde tutunamamasının sebeplerinden birisi olarak karbon fiber yüzeyindeki epoksi kaplama gösterilmiştir. Bu yüzden tezin bu aşamasında karbon fiber kumaş üzerindeki epoksi kaplamanın uzaklaştırılması üzerine çalışmalar yapılmıştır. Wu vd. (1995) yaptıkları çalışmada, karbon fiber yüzeyini aktif hale getirmek ve yüzey alanını arttırmak amacı ile, karbon fiberleri 110 °C’de 20-90 dk arası nitrik asit oksidasyonuna ve ısıtma işlemine tabi tutmuşlardır. Bu tez çalışmasında da karbon fiberlerin yüzeyindeki epoksi tabakayı kaldırmak ve yüzey pürüzlülüğünü artırarak silikonun daha iyi tutunmasını sağlamak amacı ile %10 ve %20 nitrik asit derişimine sahip solüsyonlar hazırlanarak, karbon fiber kumaşlar bu solüsyon içerisinde 60 dk boyunca 110°C’de ısıtma işlemine tabi tutulmuşlardır. Sonrasında karbon fiber yüzeylerindeki değişim taramalı elektron mikroskobu (SEM) ile incelenmiştir. Ayrıca %30 ksilen ile karıştırılan TSE3488T silikonu ve %20 derişime sahip nitrik asit solüsyonunda yüzey işlemine tabi tutulmuş karbon fiber kumaş ile deneme numunesi üretilerek silikonun yüzeye tutunma davranışı gözlemlenmiştir. Kompozit malzeme üretiminde elle yatırma yöntemi kullanılmış, tek tabaka karbon fiber kumaşa spatula yardımı ile silikon sürülerek, 120 °C sıcaklık ve 22,2 ton/m<sup>2</sup> basınç altında 60 dk kürlenmesi sağlanmıştır. Sıcaklık ve basınç, Şekil 3.5’te gösterilen Carver sıcak pres yardımı ile uygulanmıştır.

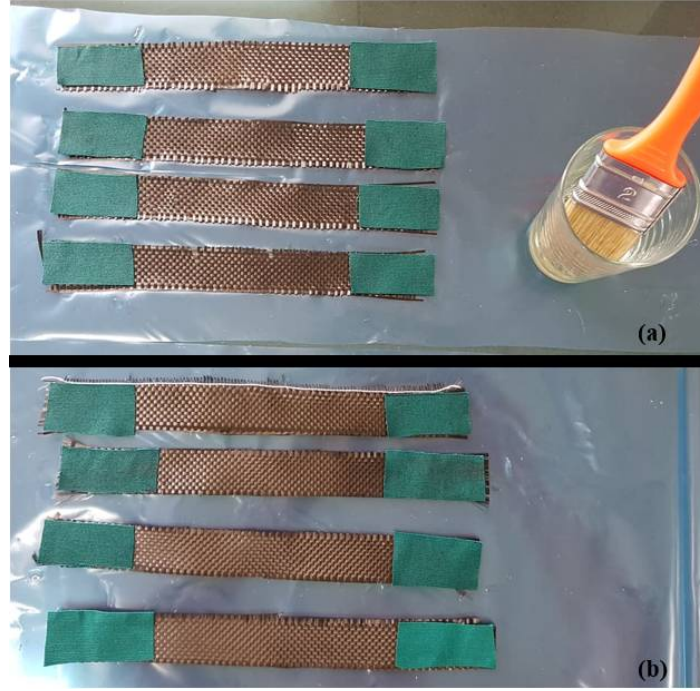


Şekil 3.5 Kompozit malzeme üretiminde kullanılan sıcak pres cihazı.

### 3.3 Karbon Fiber Kumaşların Çekme Mukavemetlerinin Bulunması

Karbon fiber kumaşlar nitrik asit solüsyonu içinde ısıl işleme tâbi tutulduktan sonra hem bu işlemin etkilerini hem de kullanılacak takviye elemanının mekanik özelliklerini belirlemek amacı ile Şekil 3.6'da görülen kumaş çekme numuneleri üretilerek, Şekil 3.7'de görüldüğü üzere Shimadzu AG-IJ 10 kN üniversal mekanik test cihazı yardımı ile test edilmişlerdir.

Kumaşlardan çekme testi numunesi hazırlanırken karşılaştırma yapabilmek amacı ile kompozit malzeme numunesi ile aynı boyutlarda numune hazırlanmıştır.



**Şekil 3.6** a) Yüzey modifikasyonuna maruz bırakılmamış kumaşın çekme numuneleri. b) Yüzey modifikasyonuna maruz bırakılmış kumaşın çekme numuneleri.



**Şekil 3.7** Kumaş numuneler için kullanılan çekme test düzeneği.

Numunelerin çekme çeneleri içinde kalacak olan 50 mm'lik kısımlarına ve her iki yüzeyine epoksi ile kanvas kumaş yapıştırılarak desteklenmiştir. Burada amaç numuneleri sabitlemek için çeneler sıkıştırılırken çene içinde kalan kısımların zarar görmemesi ve gerçeğe en yakın mukavemet değerinin elde edilmesidir. Numuneler yüzey işlemi görmemiş ve görmüş kumaşlarla 4'er adet ve 250x25x0,26 mm boyutlarında üretilmiştir. Burada tek kat kumaş test edileceği için kalınlıkla ilgili herhangi bir ayarlama işlemi yapılamamıştır. Tek kat örgü kumaşın kalınlığı olan 0,26 mm aynı zamanda test numunelerinin kalınlığıdır.

### 3.4 Silikonun Mekanik Özelliklerinin Doğrulanması

Tez kapsamında matris malzemesi olarak kullanılacak olan iki çeşit silikon malzemenin çekme testleri gerçekleştirilmiştir. Çekme testi elastomer malzemelerin çekme test standardı ASTM D412'ye göre gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.8a'da standarda göre üretilen numuneler ve Şekil 3.8b'de üretilen numunelerin çekme test düzeneği gösterilmiştir. Silikon bileşenleri karıştırılarak kalıba dökülmüş ve oda sıcaklığında 24 saat kürlenmeye bırakılmıştır. Çekme test hızı standarda uygun bir şekilde 500 mm/dk olarak belirlenmiş ve uygulanmıştır.



**Şekil 3.8** Silikon bileşenlere çekme testi uygulanması: a) standarda göre üretilen numuneler, b) test düzeneği.

### 3.5 Numunelerin Üretilmesi

Daha önce yapılan testler ve ön çalışmalar neticesinde, silikon matrisli karbon fiber takviyeli numuneler hazırlanmadan önce silikon matrisin viskozitesinin düşürülmesine ve karbon fiber kumaşın yüzeyine silikonun daha iyi tutunması amacı ile nitrik asit içerisinde ısıtma işlemi görmesine karar verilmiştir. Buradan yola çıkarak kompozit malzeme numuneleri üretiminde aşağıdaki basamaklar izlenmiştir;

- Sıcaklık ve basıncı aynı anda uygulayan Carver marka sıcak pres cihazı Şekil 3.5'te gösterilmiştir. Cihazın ısıtma ve basıncı uygulayacak olan plakalarında yüzeysel yıpranma söz konusu olduğundan, uygun ölçülerde sac kesilerek kalıp olarak kullanılmıştır. Kesilen sac plakaların ölçüleri 250x180 mm'dir.
- Rulo şeklinde 1000x5000 mm ölçülerinde temin edilen Tenax-E HTA 40 3k karbon fiber kumaşlar, yukarıda bahsedilen kalıp ölçülerinde kesilmiştir.
- Kesilen kumaşlar %20 nitrik asit çözeltisi içinde 110 °C'de ısıtma işlemi görmüş ve daha sonra etanol ile yıkanmıştır. Yıkanan kumaşlar etüv içerisinde 100 °C'de 24 saat bekletilerek nem giderme işlemi yapılmış, böylece kumaşlar kompozit malzeme üretimine hazır hale getirilmiştir.
- Kalıp olarak kullanılacak olan saclar etanol ile silinip temizlenerek hazır hale getirilmiştir. Bu basamak her kompozit malzeme plakasının üretiminden önce tekrarlanmıştır.
- Üretimde iki farklı marka silikon kullanılmıştır.
- TSE3488T markalı silikon reçinenin 'A' bileşeni ağırlıkça %30 kesilen ile karıştırılmıştır. Karıştırma işlemi 1500 devir/dk hızla 5 dakika boyunca gerçekleştirilmiştir. Aynı marka silikonun 'B' bileşeni, yani kürlenmesini sağlayan bileşeni, daha önce oluşturulan karışıma eklenerek aynı devir ve süre boyunca mekanik karıştırma işlemi yapılmıştır. Böylece kompozit malzemenin matris bileşeni uygulamaya hazır hale getirilmiştir.
- Hazırlanan silikon sac levha kalıp üzerine spatula yardımı ile homojen bir şekilde uygulanmıştır. Daha önce uygun ölçülerde kesilen tek kat kumaş, silikonun uygulandığı sac üzerine serilmiş ve üzerine spatula yardımı ile tekrar silikon uygulanmıştır. Bu işlemler Şekil 3.9'da gösterilmiştir.

- Tek tabakalı kompozit malzemelerin üretiminde yukarıdaki adımlardan sonra ikinci sac silikon uygulanan karbon fiber üzerine kapatılarak Şekil 3.5'te gösterilen sıcak pres cihazının ısıtma plakalarının arasına yerleştirilmiştir.
- 150 °C sıcaklık ve basınç altında 30 dakika ısıl işleme maruz bırakılmıştır.
- Çeşitli basınç miktarları seçilerek üretim yapılmış ve numune yüzeyindeki görseelliğe dayanarak 22,2 ton/m<sup>2</sup> basınçta üretim yapılması uygun görülmüştür. Daha yüksek basınçlarda yapılan üretimlerde numune yüzeyinde yer yer silikonsuz kalan bölgeler ya da silikonun saca yapışarak kalması durumlarıyla karşılaşmıştır. Daha düşük basınç uygulamalarında numunenin silikon oranının fazla olduğu gözlenmiştir.



**Şekil 3.9** Kompozit numunelerin hazırlanmasında silikonun uygulama aşaması.

- Kullanılan ısıtma yöntemi silikonun tedarikçi firması tarafından önerilmiştir.
- İki çeşit silikon kullanılmıştır. TSE3488T markalı silikon için üretim yöntemi yukarıda anlatılmış olup, RTV 830 markalı silikon için aynı basamaklar izlenmiştir. Tek fark bu silikonun bileşenlerinin karıştırılma oranıdır.
- RTV 830 markalı silikonun A bileşeni ile B bileşeni 1:1 oranında karıştırılmıştır. Burada yine B bileşeni kürleyici bileşendir. Bileşenlerin karıştırılma oranı dışında, viskozite düşürme basamağı da dahil bu silikonun hazırlanmasında ve kompozit malzemenin üretiminde yukarıda anlatılan basamaklar aynı şekilde uygulanmıştır.

- Tek tabakalı kompozit malzemenin üretiminde, yüzeyine silikon karışımı uygulanan sac üzerine karbon fiber serilerek, karbon fiber kumaşın üzerine bir kat daha silikon uygulanmış ve daha sonra ikinci sac kompozit malzemenin üzerine kapatılarak sıcak pres cihazında basınç ve sıcaklık altında kürlenmeye bırakılmıştı. Çift ve dört tabakalı kompozit malzeme üretimindeki basamaklar ise en son uygulanan silikon üzerine tekrar karbon fiber kumaş serilmesi ve tekrar silikon uygulanması şeklindedir. Bu proses yeterli tabaka sayısına ulaşılan kadar aynı şekilde devam eder ve en son basamakta serilen en son kumaşın üzerine silikon uygulanarak ikinci sac plaka kompozit malzemenin üzerine kapatılır.
- Tabakalı kompozit malzemenin yapısını temsil eden resim Şekil 3.10’da gösterilmiştir.
- 250x180 mm ölçülerinde üretilen kompozit plakalardan daha sonra maket bıçağı yardımı ile 250x25 mm boyutlarındaki çekme testi numuneleri ASTM D-690 standardı ölçülerinde kesilmiştir.



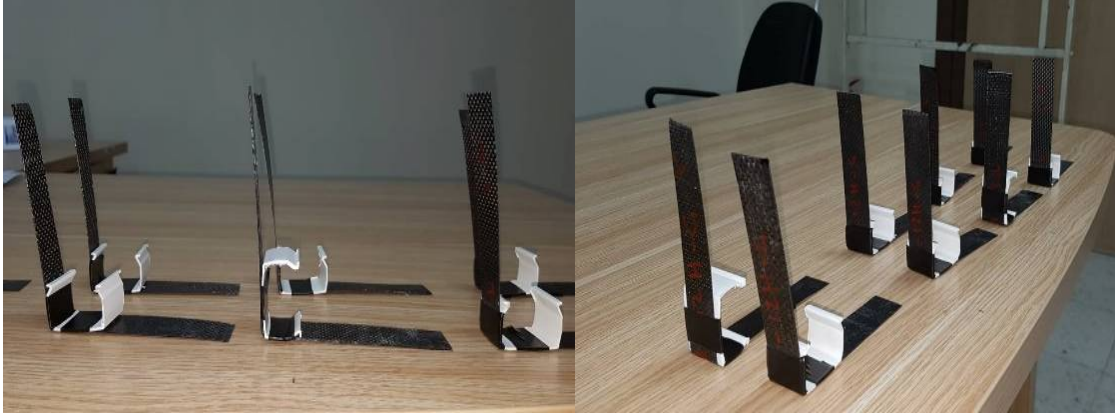
Şekil 3.10 Tabakalı kompozit malzemenin yapısını temsil eden şekil.

### 3.6 Statik Katlama Prosesi

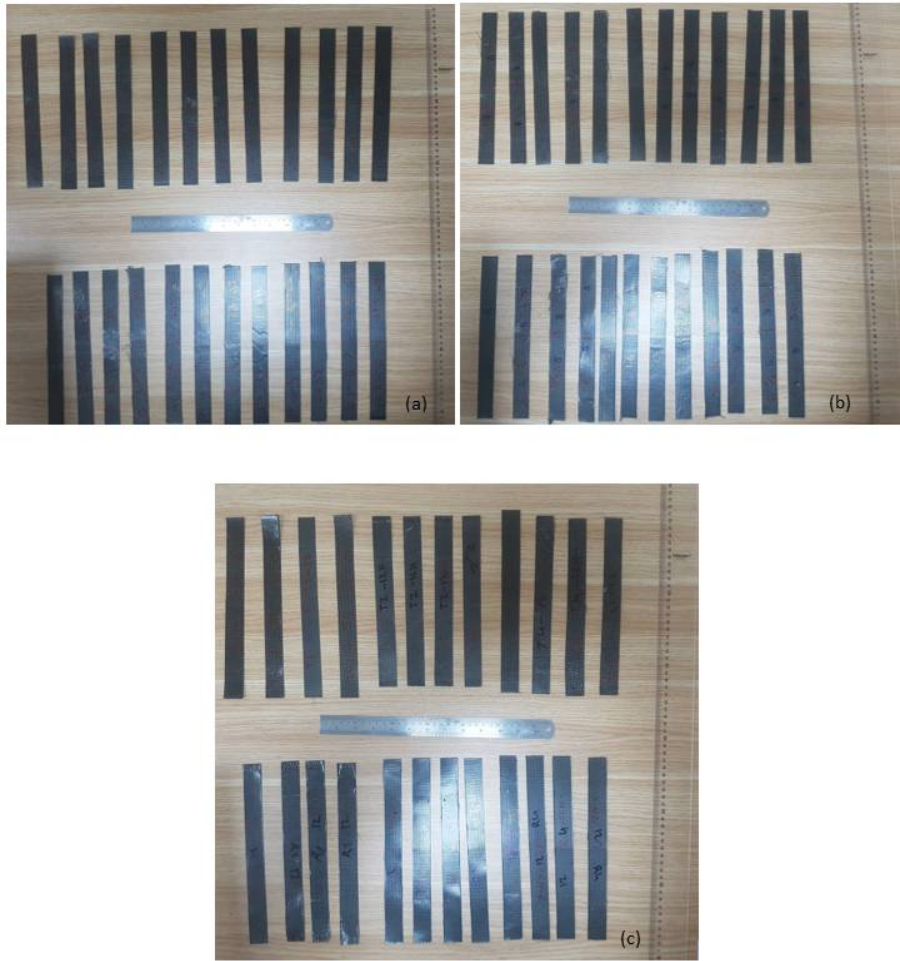
Bu çalışmada asıl amaç katlanabilir malzeme tasarımı ve üretimidir. ‘Katlanabilirlik’ ile ifade edilen malzemenin sadece mekanik anlamda bükülmeye izin vermesi değildir. Bu aksiyonu gerçekleştirdikten, yani büyük şekil değişimlerine maruz kaldıktan sonra mukavemet değerlerini büyük oranda koruyabilmesidir. Üretilen kompozit malzemelerin bu yeteneği sergileyip sergilemediğini test etmek için, bir kısmı Şekil 3.11’de görüldüğü üzere 90° katlanarak 14, 56 ve 84 gün boyunca statik şekilde muhafaza edildi. Statik katlama işlemi her iki silikon reçine çeşidi ve farklı tabaka



sayılarına sahip numuneler için gerçekleştirildi. Sözü edilen süreler boyunca katlı kalan malzemeler daha sonra Şekil 3.12'deki gibi katlanmamış hallerine geri getirildi.



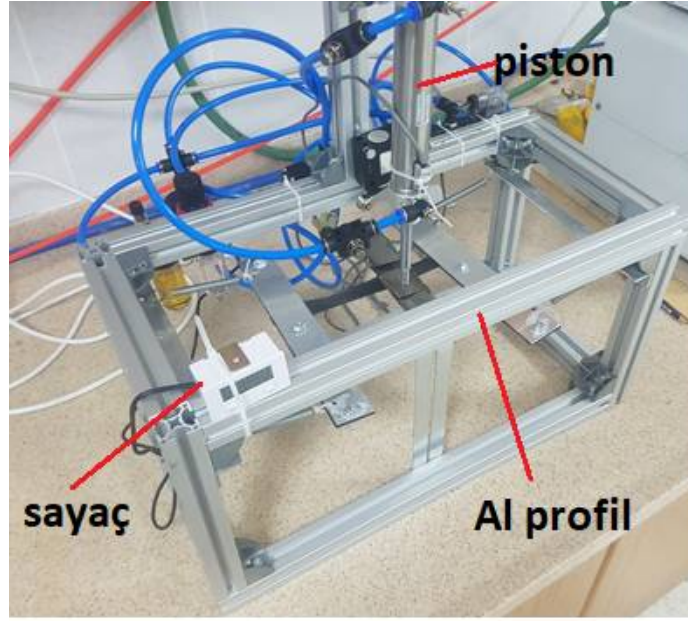
Şekil 3.11 Statik olarak katlanmış numuneler ve katlanma prosesinin gösterimi.



Şekil 3.12 Statik olarak katlanmış ve sonrasında açılmış numuneler: a) 2 hafta, b) 8 hafta, c) 12 hafta süresince katlı kalmış numuneler.

### 3.7 Dinamik Katlamalar İçin Cihaz Tasarımı ve Üretimi

Dinamik katlama cihazı, çekme testi numunelerinin, hava basıncı yardımı ile, tam ortadan tekrarlı bir şekilde 90° katlanması işlemini gerçekleştirmek için tasarlanmış ve üretilmiştir. 90° katlama işlemini yapacak olan aparat, piston hareketi sayesinde tek ekseninde aşağı yukarı hareket edecek ve sabitlenen numuneleri orta noktasından aşağıya doğru iterek tekrarlı katlanma sağlamaktadır. Cihaz Şekil 3.13'te gösterilmiştir. Cihaz tek seferde 4 çekme numunesini katlayacak şekilde tasarlanmış olup, katlama sayıları manyetik sayaç sayesinde belirlenmektedir. Cihaz tasarımında alüminyum sigma profil, pnömatik piston, manyetik sensör, manyetik sayaç ve valf kullanılmıştır. Cihaz 24 eğme/dk. hızla çalışmaktadır.

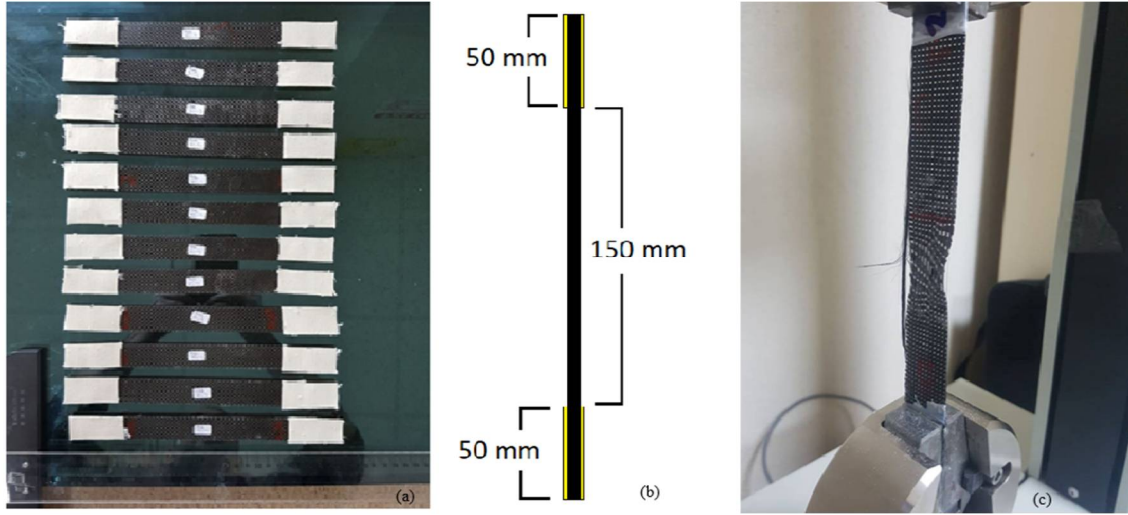


Şekil 3.13 Tez kapsamında tasarlanan ve üretilen dinamik katlama cihazı.

### 3.8 Numunelerin Çekme Testine Hazırlanması

Silikon matrisli kompozit malzemelere çekme testi yapılırken, numunelerin çene içinde kalan 50 mm.'lik baş kısımları çenenin sıkılması sonucu tahribat görmektedir. Bu durumda gerçek çekme mukavemeti elde edilemeden daha düşük bir gerilmede hasar meydana gelmektedir. Numunelerin, çekme çeneleri içinde kalan baş kısımları takviye elemanı ile kaplanmalıdır. Takviye elemanının epoksi ile silikon üzerine yapıştırılması

sonuç vermemiştir. Çünkü epoksi silikona kuvvetli bir yapışma sağlamamakta ve yapıştırılan malzeme çekme testi sırasında numuneden ayrılarak numunenin çene içinden kaymasına sebep olmaktadır. Burada çözüm, numunenin çene içinde kalan kısımlarından silikonu uzaklaştırarak epoksi ile kanvas bezinin bu kısımlara yapıştırılması ile sağlanmıştır. Bu şekilde epoksi doğrudan karbon fiberlere yapıştığından, deneme testi sırasında numune çene içinden kaymamıştır. Çekme testi sırasında çekme çeneleri içinde kalan kısımlarına epoksi ile kanvas bezi yapıştırılan numuneler Şekil 3.14’te gösterilmiştir. Bu kuvvetlendirme işlemi çekme testi yapılan tüm numunelere uygulanmıştır.



**Şekil 3.14** Çekme testi düzeneği gösterimi: a) Numunelerin çekme çeneleri içinde kalan kısımlarına epoksi ile kanvas bezi yapıştırılan numuneler, b) Numune boyut özelliklerinin şematik gösterimi, c) Numunenin çekme testi çeneleri arasına yerleştirilmesi.

### 3.9 Referans Numunelerinin Çekme Testleri

Uygulanan katlama işlemlerinin numune üzerinde ki mekanik etkilerini anlamak için, öncelikle herhangi bir katlama işlemi görmemiş numuneler test edilmeli ve diğerleri ile karşılaştırılmalıdır. Tek tabakalı RTV 830 Silikonu-Karbon Fiber Kompozit (sonraki kısımlarda RTV 830-K.K. olarak kısaltılacaktır), iki tabakalı RTV 830-K.K., dört tabakalı RTV 830-K.K., tek tabakalı TSE3488T-Karbon Fiber Kompoziti (TSE3488T-K.K. olarak kısaltılacaktır), iki tabakalı TSE3488T-K.K. ve dört tabakalı TSE3488T-K.K. numunelerinden çekme testi için 4'er adet, katlanma bölgelerinin incelenmesi için

birer ve termal testler için tek tabakalı numunelerden birer adet üretilmiştir. Çekme testleri için ayrıca ikşer adet yedek numune üretilmiştir.

Referans numuneleri Shimadzu AG-IJ 10 kN üniversal mekanik test cihazı yardımı ile 2 mm/dk. deformasyon hızı ile test edilmiştir. Tez çalışması kapsamında tüm çekme testleri aynı cihaz ve deformasyon hızı ile gerçekleştirilmiştir.

### **3.10 Statik Olarak Katlanmış Numunelerin Çekme Testleri**

2 hafta (14 gün), 8 hafta (56 gün) ve 12 hafta (84 gün) katlı kalan, tek, iki ve dört tabakalı RTV 830-K.K. ve TSE3488T-K.K. numuneleri Şekil 3.14'te görüldüğü gibi çekme testine hazırlanmıştır. Değişik sürelerde statik katlı kalan numunelerin çekme testleri gerçekleştirilmiştir.

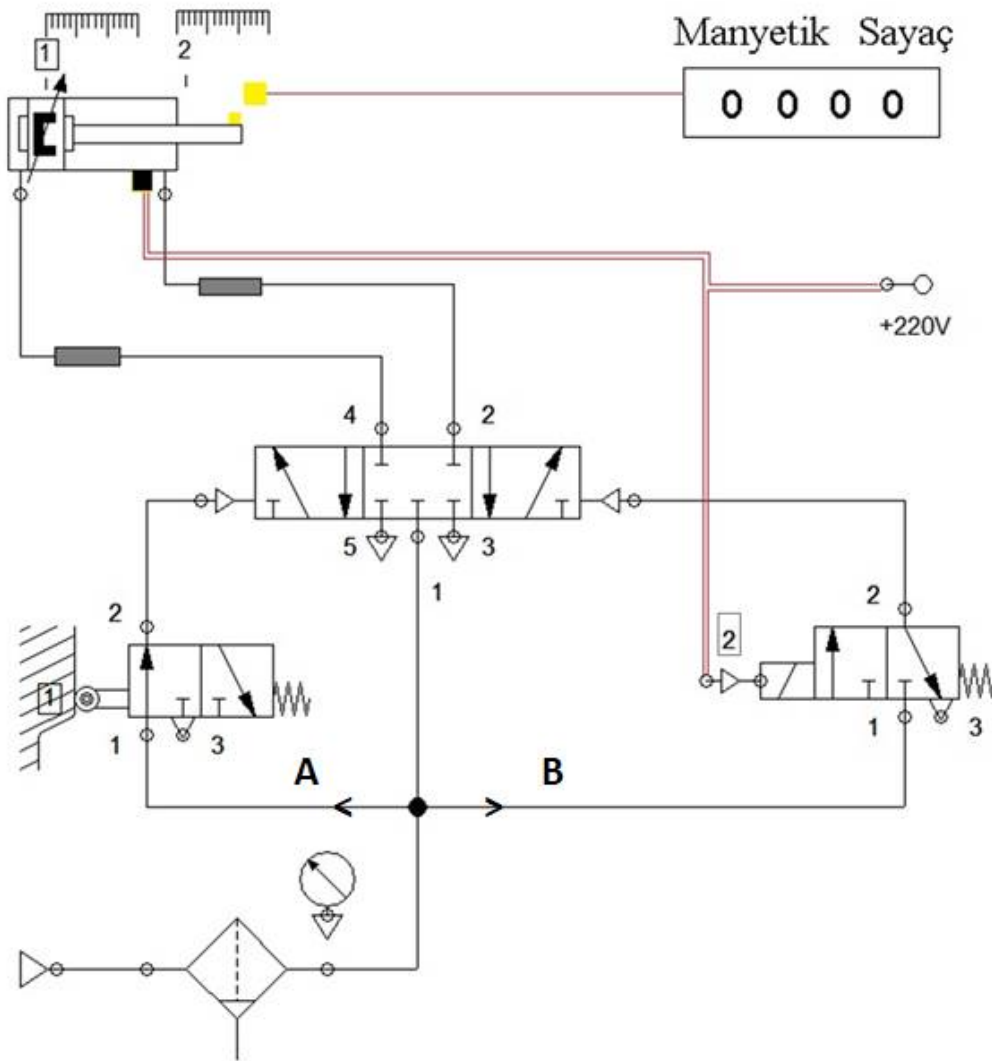
### **3.11 Dinamik Katlamaların ve Çekme Testlerinin Yapılması**

Üretilen malzemenin tekrarlı katlamaya maruz bırakıldıktan sonra mekanik davranışlarında ki değişimler gözlemlenmek istenmiş fakat literatürde katlama işlemini yapacak bir teste rastlanmamıştır. Bunun üzerine tez çalışması kapsamında Şekil 3.13 ve 3.17'de gösterilen 90° katlamayı sağlayan cihaz tasarlanmış ve üretilmiştir.

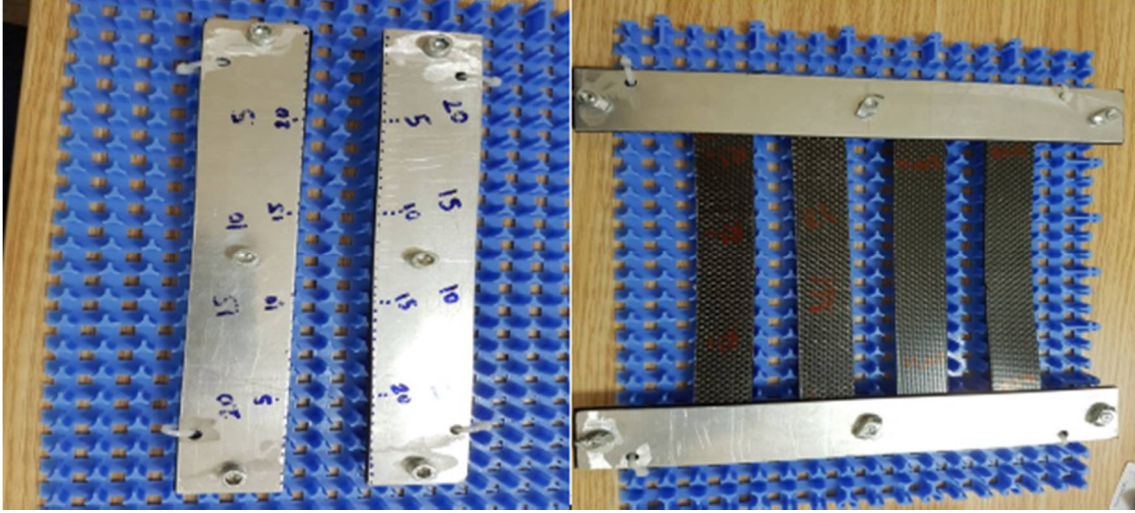
Tasarlanan bu cihazın pnömatik devre şeması Şekil 3.15'te gösterilmiştir. Cihaz temel olarak çift etkili bir pistonun yukarı ve aşağı hareketi esasına dayanmaktadır. Basıncılı hava kaynağından gelen hava, hava ve yağ filtresinden geçerek neminden arınır ve yağlanır. Barometre yardımı ile basıncı ayarlandıktan sonra 3/2 mekanik kumandalı valfe gelir. Mekanik kumandanın kolunun aşağı yukarı hareketi piston ucundaki baskı aparatının teması ile sağlanır. Piston yukarı hareket ettiği taktirde kola basarak bahsedilen valfin yayını ileri doğru sıkıştırır ve havanın bu koldan akmasına izin verir. Bu yönden akan hava 5/3 hava-hava yön kontrol valfine gelerek valfin havayı 4 nolu yoldan ilerletmesini sağlar. 4 nolu yoldan ilerleyen hava, pistonun üst yuvasına dolarak aşağıya doğru hareketini sağlar. Manyetik piston aşağı yönde hareket edince, manyetik sensörü harekete geçirecek konuma hizalanır. Manyetik sensörle aynı hizaya geldiği

anda devreye giren elektrik akımı Şekil 3.15'te sağ tarafta görülen 2 nolu selenoid valf yayını ileri doğru ittirerek 2 nolu yoldan hava akımı sağlar. Bu taraftan gelen hava akımı hava-hava yön valfinin 2 nolu yoldan havanın yoluna devam etmesini sağlar ve pistonun alt yuvasına dolan hava onu yukarı doğru hareket ettirir. Bu döngü devam ederek pistonun dilenen sayıda hareketi sağlanır.

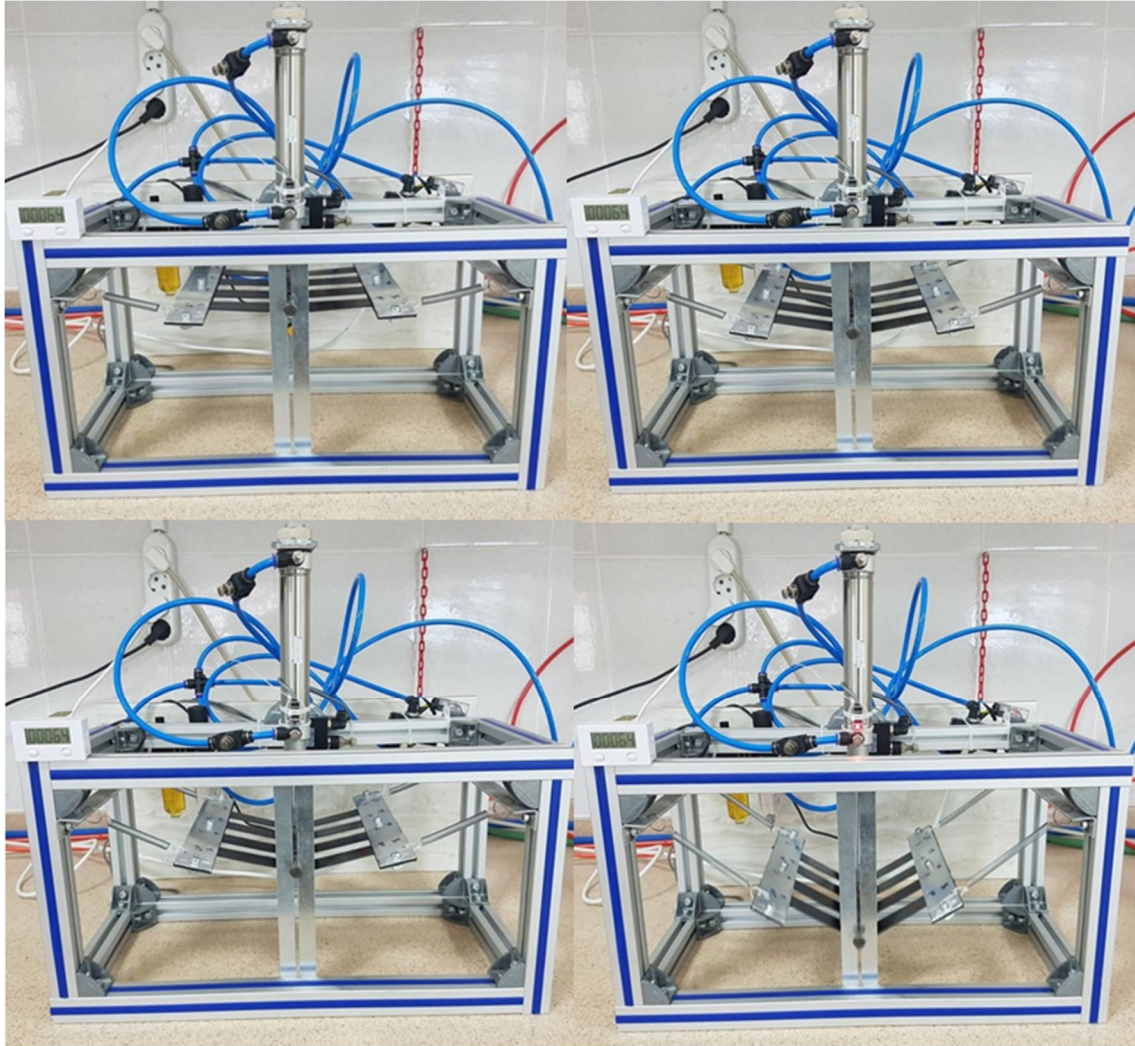
90° katlama işlemini yapacak olan aparat, piston hareketi sayesinde tek eksenle aşağı yukarı hareket ederek sabitlenen numuneleri orta noktasından aşağıya doğru itip tekrarlı katlanma sağlamıştır. Numuneler Şekil 3.16'da gösterilen aparat yardımı ile cihaza bağlanmıştır. 500, 1000, 2000 ve 4000 defa katlanmaya maruz kalan numuneler Şekil 3.14'tekine benzer şekilde çekme testine hazırlanmış ve test edilmiştir.



Şekil 3.15 Katlama cihazının pnömatik devre şeması.



Şekil 3.16 Katlama cihazı numune bağlama aparatı ve numunelerin bağlanma şekli.



Şekil 3.17 Katlama cihazı ve katlama aşamaları.

### 3.12 Kompozit Malzemenin ve Bileşenlerinin Termal Analizleri

Kompozit malzemenin bileşenleri olan silikon malzemeler ve kompozit malzeme numunelerinin her birinin ayrı ayrı diferansiyel taramalı kalorimetre (DSC) ve termal gravimetri (TG) cihazları ile analizleri yapıldı. Analiz yapılan NETZSCH marka Jupiter STA-449 model cihaz Şekil 3.18’de verilmiştir. DSC ve TG analizleri oda sıcaklığından 1000 °C’ye kadar 10 °C/dk. ısıtma hızı ile gerçekleştirilmiştir. Yapılan termal analizlerin amacı üretilen kompozit malzemelerin ve bileşenlerinin hangi sıcaklığa kadar termal kararlılık gösterdiğini görmektir.



(a)

(b)

Şekil 3.18 NETZSCH marka Jupiter STA-449 model DSC-TG cihazı: a) cihazın genel görüntüsü, b) analiz yapılan numune ve referans numunesinin yerleştirildiği kruzeler.

DSC analizleri sonucu sıcaklığa bağlı enerji miktarı değişim grafikleri elde edilmiştir. Bu grafiklerden elde edilen bulgular Bölüm 4.7’de karşılaştırılmıştır.

### 3.13 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Modelleme

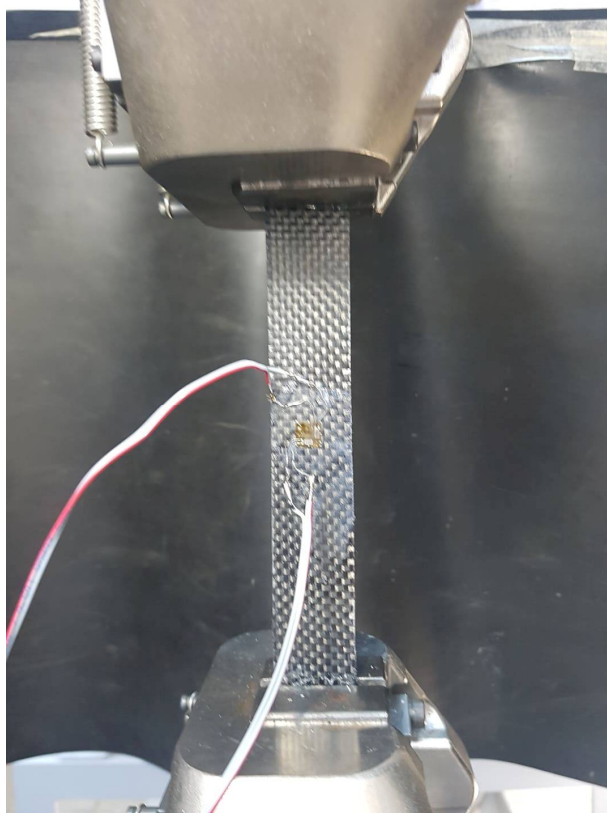
Referans numunelerine, 84 gün statik şekilde katlı kalan numunelere ve 4000 kez 90° katlanan numunelere uygulanan çekme testleri, sonlu eleman modelleme yöntemi ile modellenmiştir. Modellemede istenen elastik modül, poisson oranı ve plastik şekil değiştirme verileri çekme testleri sonucunda elde edilmiştir. Malzemenin poisson oranını belirlemek için 2 mm boyunda çift yönlü gerinim pulları kullanılmıştır. Kullanılan test düzeneği Şekil 3.19’da verilmiştir. Mekanik yükleme için Shimadzu AG-X 100 kN üniversal mekanik test cihazı kullanılırken, TDS-530 Data Logger cihazı ile gerinim pullarından veri alınarak poisson oranları bulunmuştur.

Yukarıda belirtilen her bir numune için çekme numunesi modeli oluşturulmuş, alt ve üst taraflardan 50 mm’lik kısımlar hücrelere ayırma komutu ile ayrılmıştır. Bunu yapmaktaki amaç, çekme testinde çekme çeneleri içinde kalan 50 mm’lik kısımlara sınır şartı tanımlamaktır. Çekme testinde numuneler ‘y’ yönünde sabit bir hızla çekilmekte, bu işlemi gerçekleştirmek için numunenin bağlandığı cihazın alt çenesi sabit kalmakta ve üst çenesi yukarı doğru hareket etmektedir. Modelde alt hücreye  $U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$  sınır şartı tanımlanarak sabit kalması sağlanmıştır. Üst hücreye ise  $U1=U3=UR1=UR2=UR3=0$  sınır şartı tanımlanmış ve  $U2$ , yani ‘y’ yönünde serbestlik verilmiştir. Üst hücrenin hemen üzerine bir referans noktası atanarak hücre bu referans noktasına ‘coupling constraint’ komutu ile bağlanmıştır. Bu referans noktasına ‘y’ yönünde belli bir değerde yer değiştirme sınır şartı tanımlanarak üst hücrenin bu mesafe kadar yer değiştirmesi sağlanmıştır ve böylece alt ve üst hücreler arasında kalan numune boyu uzatılmış ve bu uzamadan kaynaklanan gerilme modelleme yoluyla tayin edilmiştir. Uygulanan sınır şartları Şekil 3.20’deki örnekte gösterilmiştir. Referans noktasının ‘y’ ekseninde kat edeceği mesafeye, modellenen numunenin çekme testinde, maksimum gerilme anında ki uzama miktarı baz alınarak karar verilmiştir. Böylelikle, deneysel sonuçlardan elde edilen maksimum gerilme değerleri ile sonlu eleman modelinden elde edilen değerler karşılaştırılmıştır. Sonlu eleman modeli Şekil 3.21’de görüldüğü gibi 6200 elemana bölünerek numunenin farklı bölgelerinden gerilme değerleri elde edilebilmiştir. Modellemelerden elde edilen bulgular Bölüm 4.8’de verilmiştir.



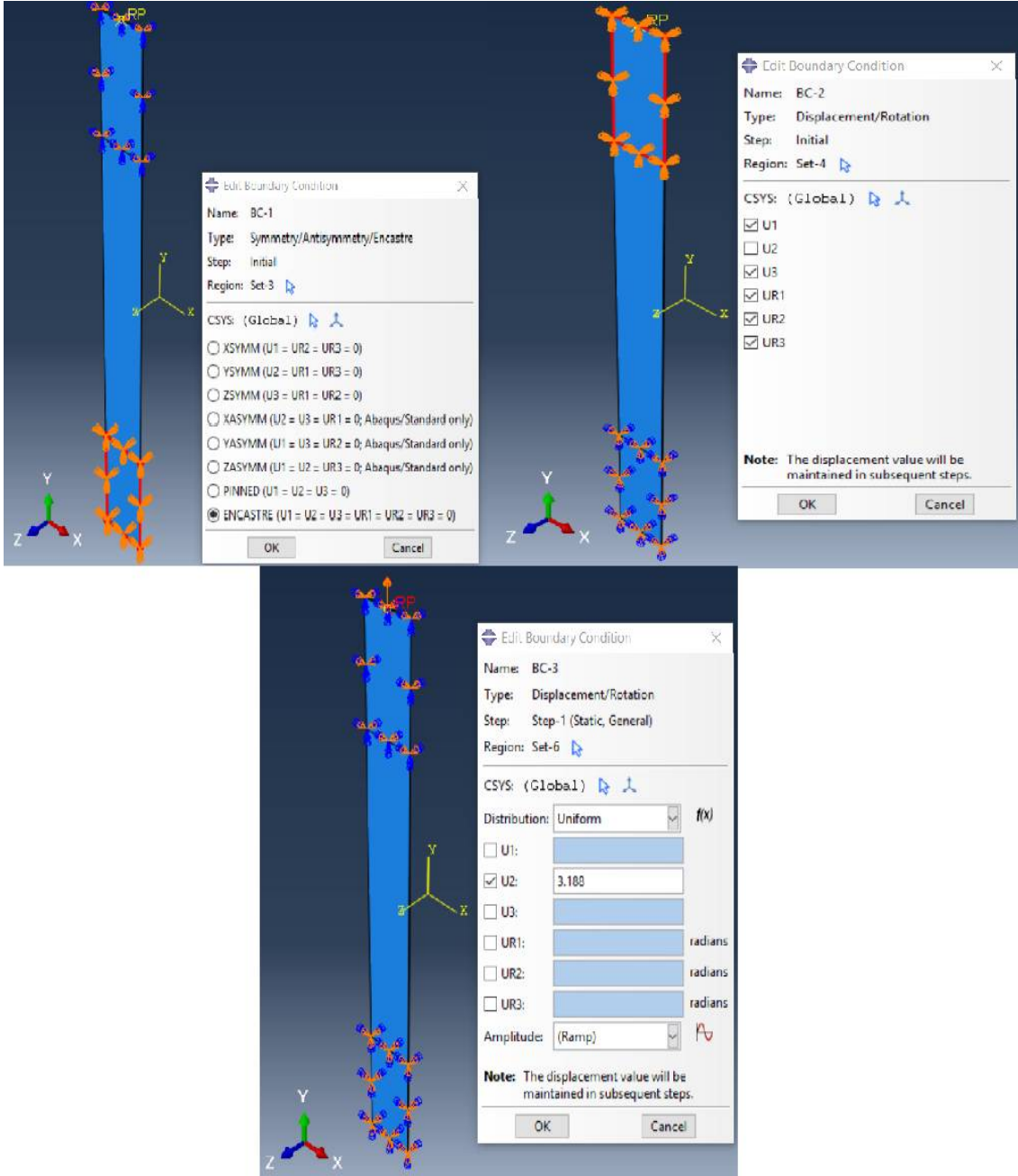


(a)

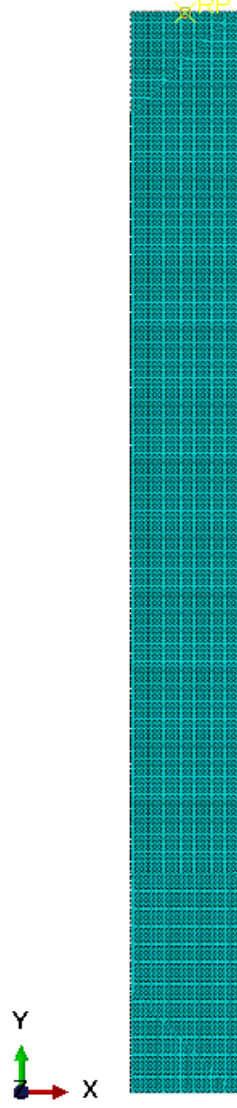


(b)

**Şekil 3.19** Malzeme özelliklerinin bulunması için kullanılan test düzeneği: a) Mekanik test cihazı genel gösterimi, b) Gerinim pulu uygulanmış ve çekme testi çeneleri arasında yerleştirilmiş numunenin gösterimi.



Şekil 3.20 Modele uygulanan sınır şartlarının örnek gösterimi.



Şekil 3.21 Sonlu elemanlara ayrılmış modelin gösterimi.

## 4. BULGULAR

### 4.1 Fiber Çekme Testi Bulguları

Yapılan fiber çekme testlerinin sonuçları Çizelge 4.1’de gösterilmiştir. Çizelgedeki  $F_{max}$  kuvveti yapılan test sonucu elde edilmiş, diğer değerler test yapılan fiber üzerinden ölçülmüştür.

Çizelge 4.1 Fiber çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Gömülen fiber Uzunluğu $L_e$ (mm)	Gömülen Yüzey Uzunluğu, $d_f$ (mm)	$F_{max}$ (mN)	Arayüzey Kayma Mukavemeti (MPa)
RTV2-Y1	3,55	3,4	53125	4,401
RTV2-Y2	3,48	3,4	46875	3,961
RTV2-Y3	4,44	3,4	37500	2,484
RTV2-Y4	2,76	3,4	56250	5,994
<b>ORT Y1-4</b>	<b>3,5575</b>	<b>3,4</b>	<b>48437,5</b>	<b>4,004</b>
RTV2-S1	4,02	3,4	46875	3,429
RTV2-S2	4,385	3,4	53125	3,563
RTV2-S3	4,95	3,4	59375	3,527
RTV2-S4	4,41	3,4	53125	3,543
<b>ORT S1-4</b>	<b>4,44125</b>	<b>3,4</b>	<b>53125</b>	<b>3,518</b>
RTV2-T1	3,27	3,4	34375	3,091
RTV2-T2	3,82	3,4	53125	4,090
RTV2-T3	4,18	3,4	40625	2,858
RTV2-T4	3,27	3,4	40625	3,653
<b>ORT T1-4</b>	<b>3,635</b>	<b>3,4</b>	<b>42187,5</b>	<b>3,413</b>
RTV2-D1	3,99	3,4	53125	3,916
RTV2-D2	3,75	3,4	62500	4,901
RTV2-D3	3,75	3,4	50000	3,921
RTV2-D4	4,09	3,4	59375	4,269
<b>ORT D1-4</b>	<b>3,895</b>	<b>3,4</b>	<b>56250</b>	<b>4,247</b>
RTV2-K1	3,09	3,4	57565	5,479
RTV2-K2	3,28	3,4	62541	5,608
RTV2-K3	4,03	3,4	66624	4,862
RTV2-K4	4,14	3,4	63783	4,531
<b>ORT K1-4</b>	<b>3,635</b>	<b>3,4</b>	<b>62628</b>	<b>5,067</b>

Çizelge 4.1'deki sonuçlar karşılaştırıldığında, silikon içine ksilen katılması ile silikon-fiber arayüzey kayma mukavemetinde, diğer katkılara göre daha yüksek sonuç alındığı gözlenmiştir. Ayrıca fiber uçlarına yapılan optik inceleme sonucunda Şekil 4.1'deki görüntüler elde edilmiştir. Şekillerden görüleceği üzere ksilen-silikon karışımına daldırılması ve silikonun kurlenmesi sonucunda bu karışımlardan ayrılan fiberler uçlarında daha fazla artık silikon kalmıştır. Numune üretiminin sonraki aşamalarında silikon reçinenin ksilen ile katkılandırılarak kullanılmasına karar verilmiştir. Bu şekilde üretilen deneme kompozit numunelerinin yüzeyleri incelendiğinde katkısız silikonla üretilen numunelere göre daha düzgün tutunma sağlandığı fakat yer yer tutunmayan bölgelerin olduğu gözlenmiştir. Bu iyileştirmenin yeterli görülmemesi sonrası yapılan araştırmalar sonucu fiber demetlerin üzerinde bulunan epoksi kaplamanın silikon ile kuvvetli tutunma başaramama olasılığı ele alınmıştır.

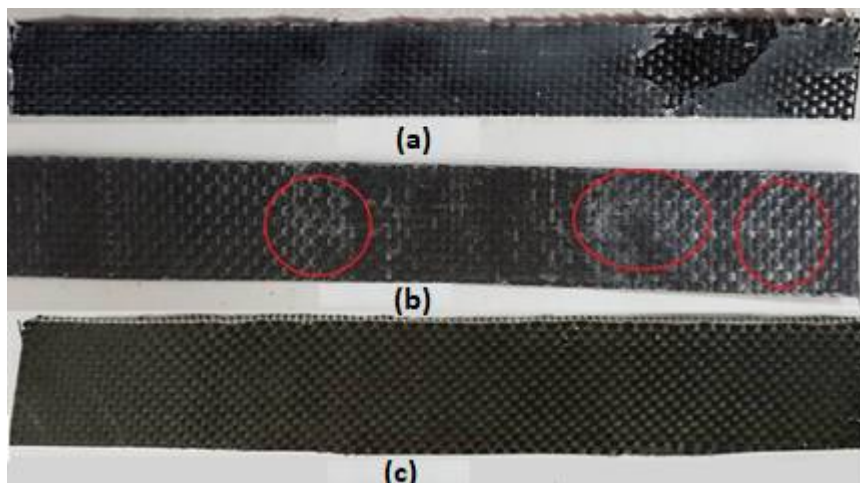


**Şekil 4.1** Fiber çekme testi sonucu fiber uçlarında kalan fiberlerin optik mikroskop yardımı ile elde edilen görüntüleri.

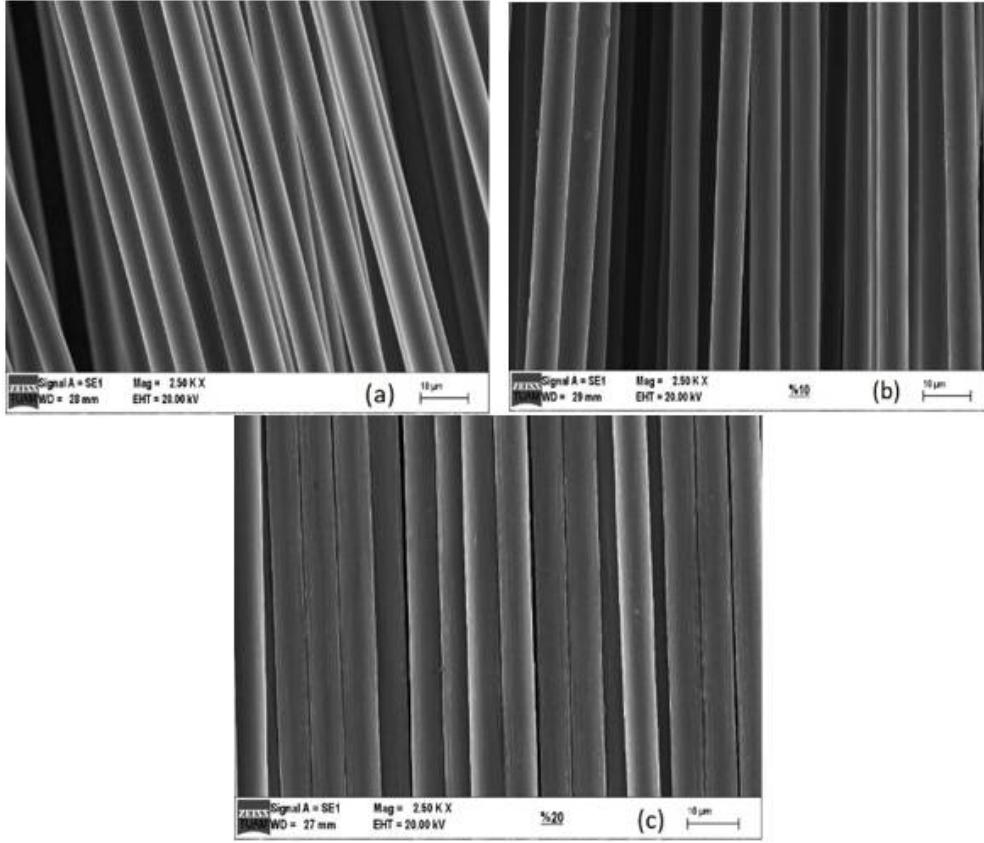
## 4.2 Karbon Fiber Yüzey Modifikasyonu Bulguları

### 4.2.1 Yüzey Modifikasyonunun Uygulanması

Şekil 4.2a'da görüleceği üzere herhangi bir viskozite ya da karbon fiber yüzey modifikasyonu işlemine maruz kalmayan bileşenlerle üretilen kompozit malzemede silikonun karbon fiber kumaşa iyi bir bağlanma sağlayamamış ve yer yer kolaylıkla soyulmuştur. Viskozitesi düşürülen silikon ve karbon fiber kumaş ile üretilen kompozit malzeme Şekil 4.2b'de gösterilmiştir. Silikonun viskozitesinin düşürülmesi karbon fibere tutunma kabiliyetini geliştirse de, Şekil 4.2b'de kırmızı halkalar içinde gösterilen bölgelerde zayıf tutunma söz konusudur. Karbon fiber kumaşın nitrik asit ile oksidasyon işlemine tâbi tutulması ve silikonun viskozitesinin düşürülmesi sonrasında üretilen malzeme Şekil 4.2c'de gösterilmiş olup, numune üzerinde silikonun soyulduğu ya da zayıf olarak bağlandığı bölge tespit edilmemiştir. Bu durum, silikonun viskozitesinin düşürülmesi ile birlikte karbon fiberlere yüzey modifikasyonu uygulanmasının, iki bileşenin daha iyi bağlanmasını sağladığını göstermektedir. Şekil 4.3'e bakıldığında ise %20 derişime sahip nitrik asit solüsyonu içinde işlem gören karbon fiberlerin yüzeyinin işlem görmemiş kumaşa göre daha fazla pürüzlü olduğu ve bu pürüzlerin, %10 derişime sahip solüsyonda işlem gören fiberlere göre daha fazla olduğu gözlenmiştir.



**Şekil 4.2** a) Herhangi bir karbon fiber yüzey ya da silikon viskozite modifikasyonu uygulanmadan üretilen KFTS-K malzemesi, b) Viskozitenin düşürülmesi sonrası üretilen KFTS-K malzemesi, c) Hem viskozitenin düşürülmesi hemde karbon fiber kumaşın yüzey modifikasyonu sonrasında üretilen KFTS-K malzemesi.



**Şekil 4.3** a) Yüzey işlemi görmemiş, b) %10 derişime sahip solüsyon içinde yüzey işlemi görmüş, c) %20 derişime sahip solüsyon içinde işlem görmüş karbon fiberlerin 2500x büyütme ile çekilmiş SEM fotoğrafları.

Böylelikle üretimde kullanılacak silikonun uygulamadan önce ksilen ile viskozitesinin düşürülmesiyle ve karbon fiber kumaşların nitrik asit solüsyonu içinde ısıl işlem görmesi ile üretilecek kompozit malzemede silikon ve fiberlerin daha iyi ara yüzey bağ kuvveti oluşturacağı sonucuna varılmıştır.

#### 4.2.2 Yüzey Modifikasyonu Yapılan Kumaşların Testi

Karbon fiber kumaşlar, epoksi kaplamadan arındırılması için %20 nitrik asit çözeltisi içinde 110° C’de ısıl işlem görmüştür ve daha sonra etanol ile yıkanmıştır. Yıkanan kumaşlar etüv içerisinde 100 °C’de 24 saat bekletilerek nem giderme işlemi yapılmış, böylece kumaşlar kompozit malzeme üretimine hazır hale getirilmiştir. Bahsedilen işlemde geçen karbon fiber kumaşların kompozit üretiminde kullanılmadan önce çekme mukavemetleri test edilmiştir. İşlem görmemiş karbon fiber kumaşların ortalama mukavemeti 460 MPa iken, işlem görmüş kumaşlarınki 412 MPa olarak bulunmuştur.

Bu sonucun karbon fiberlerin yüzey alanlarının artmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Bu işlem her ne kadar tek başına karbon fiberlerin dayanımını düşürse, karbon fiber silikon ara yüzey bağ kuvvetini arttırdığı için son ürün olan kompozit malzemenin dayanımını arttırdığı düşünülmektedir.

#### **4.2.3 Silikon Bileşenlerin Çekme Testi Sonuçları**

Silikon bileşenlerin sağlayıcı firma tarafından verilen teknik datalarına bakıldığında RTV 830A silikonunun çekme mukavemetinin 4,4 MPa, uzama oranının %540 olduğu görülmektedir. TSE3488T silikonunun ise çekme mukavemeti 6,1 MPa ve uzama oranı %380 olarak belirtilmiştir. Her iki silikon malzemeye gerçekleştirilen çekme testleri sonucunda RTV 830 silikonunun ortalama 4 MPa çekme mukavemeti ve %450 uzama, TSE3488T silikonunun ise 5,5 MPa çekme mukavemeti ve %280 uzama gösterdiği belirlenmiştir. Yapılan testlerle sağlayıcıdan alınan bilgiler arasında ki bu küçük farkın üretilen numunelerin içerisinde kalan hava kabarcıklarından kaynaklandığı düşünülmektedir. Oluşan hava kabarcıklarının büyük kısmı uzaklaştırılmış olsada, silikon numuneler kürlendikten sonra az bir miktar gözenegin bünyelerine hapsoldüğü gözlenmiştir.

#### **4.3 Basınç ve Sıcaklık Parametrelerinin Belirlenmesi**

Sıcak pres cihazında üretim yapılırken kullanılan basınç değeri 22,2 ton/m<sup>2</sup> üzerine çıktığında kompozit malzeme üzerinde yer yer silikonsuz bölgeler keşfedilmiştir. 22,2 ton/m<sup>2</sup> üzerindeki uygulamalarda silikon kalınlığının fazla olduğu görülmüştür. Tüm numunelerin üretiminde basınç sabit değerde olacağından, 22,2 ton/m<sup>2</sup> olmasına karar verilmiştir. Numuneler üretildiği sırada basıncın ilk başta 22,2 ton/m<sup>2</sup> civarına getirilmesine rağmen ürünlerin kalınlıklarında ve ağırlıklarında azda olsa farklılıklar gözlemlenmiştir. Deneme numunelerinin üretilirken 150 °C’de yarım saat bekletilmiş olup bu parametre tedarikçi firmadan alınan bilgilerden yola çıkılarak belirlenmiştir.



#### 4.4 Çekme Testi Sonuçları

Üretilen numuneler silikon türü ve tabaka sayısı gibi üretim parametreleri ve katlanma türü, katlanma sayısı ve katlanma süresi gibi test parametreleri bakımından çeşitlilik göstermektedir. Bu çeşitliliğin oluşturulma sebebi, behsedilen varyasyonların silikon-karbon fiber kompozit malzeme üzerine etkilerini mekanik açıdan yorumlayabilmektir.

##### 4.4.1 Referans Numunelerinin Çekme Testi Sonuçları

Referans numunelerinin çekme testi sonucunda elde edilen değerler Çizelge 4.2 ve Çizelge 4.3'te verilmiştir.

**Çizelge 4.2** RTV 830-K.K. referans numunelerinin çekme testi sonucu elde edilen mekanik veriler.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F(N)	Maks. Uzama (%)
RTV 830-K.K.			
Ref-R1-1	316,34	5140,53	2,09159
Ref-R1-2	350,40	3179	2,48651
Ref-R1-3	342,63	3971,75	2,31228
Ref-R1-4	334,35	3033,33	2,52368
Ref-R1-ort	335,93	3831,15	2,35
Ref-R2-1	325,78	6976,17	2,77
Ref-R2-2	413,71	9383,03	3,15
Ref-R2-3	347,52	8171,13	3,52
Ref-R2-4	317,83	6833,39	3,17
Ref-R2-ort	351,21	7840,93	3,15
Ref-R4-1	288,78	11121,83	3,59
Ref-R4-2	250,56	8906,00	4,23
Ref-R4-3	265,80	10844,52	4,04
Ref-R4-4	258,63	10539,13	4,00
Ref-R4-ort	265,94	10352,87	3,97

**Çizelge 4.3** TSE3488T-K.K. Referans numunelerinin çekme testi sonucu elde edilen mekanik veriler.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F(N)	Maks. Uzama (%)
TSE3488T-K.K.			
Ref-T1-1	445,56	3198,00	2,57
Ref-T1-2	559,87	2947,91	2,22
Ref-T1-3	293,21	7587,32	1,97
Ref-T1-4	438,25	3294,55	2,24
Ref-T1-ort	434,22	4256,95	2,25
Ref-T2-1	336,87	5785,51	2,50
Ref-T2-2	403,77	7663,70	3,58
Ref-T2-3	388,25	6988,50	3,00
Ref-T2-4	391,29	7765,13	2,99
Ref-T2-ort	380,05	7050,71	3,02
Ref-T4-1	304,98	10039,01	3,16
Ref-T4-2	324,45	10992,50	3,05
Ref-T4-3	291,83	10082,98	4,123
Ref-T4-4	324,81	11095,65	3,29
Ref-T4-ort	311,52	10552,54	3,41

#### 4.4.2 Tabaka Sayısının Mekanik Özelliklere Etkisi

RTV 830 ve TSE3488T silikonlarının matris olarak görev yaptığı karbon fiber takviyeli kompozit numunelere çekme testi uygulanmıştır. Her parametre için 4 numuneye çekme testi uygulanmış ve sonuçların ortalaması alınmıştır. Çizelge 4.4'te tabaka sayılarının her iki silikon türü ile üretilmiş kompozit numunelere etkileri sayısal olarak gösterilmiştir.

Şekil 4.4'te ki grafik incelendiği takdirde, tabaka sayıları arttıkça malzemelerin mekanik gerilmesinde genel olarak düşüş eğilimi gözlenmiştir. İki ayrı silikon türü karşılaştırıldığında ise aynı tabaka sayısına sahip numuneler arasında TSE3488T silikonu ile üretilen kompozit malzemelerin gerilmelerinin RTV 830 ile üretilenlere göre daha yüksek olduğu görülebilir.

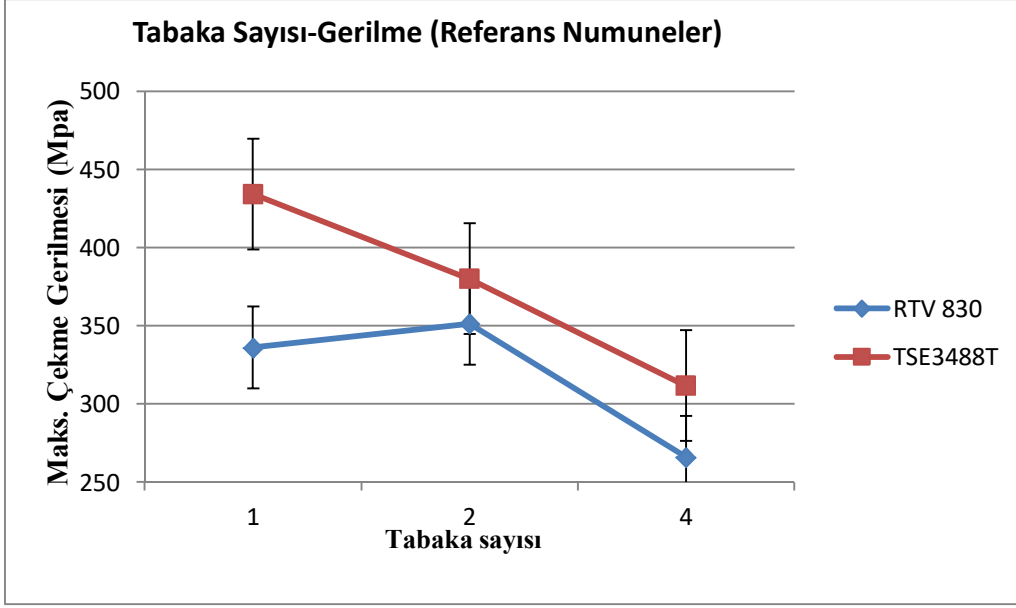
**Çizelge 4.4** Referans numunelerinin tabaka sayılarına göre mekanik özellikleri.

<b>REFERANS NUMUNELERİNİN TABAKA SAYISINA GÖRE MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN DEĞİŞİMİ</b>				
<b>Numune Adı</b>	<b>Tabaka Sayısı</b>	<b>Maks. Çekme Mukavemeti (MPa)</b>	<b>F (N)</b>	<b>Maks. Uzama (%)</b>
<b>RTV 830-K.K.</b>				
<b>Ref-R1-ort</b>	1	335,93	3831,15	2,35
<b>Ref-R2-ort</b>	2	351,21	7840,93	3,15
<b>Ref-R4-ort</b>	4	265,94	10352,87	3,97
<b>TSE3488T-K.K.</b>				
<b>Ref-T1-ort</b>	1	434,22	4256,95	2,251
<b>Ref-T2-ort</b>	2	380,05	7050,71	3,02
<b>Ref-T4-ort</b>	4	311,52	10552,54	3,401

Şekil 4.4’te verilen grafikten aşağıda ki sayısal bulgular sunulabilir:

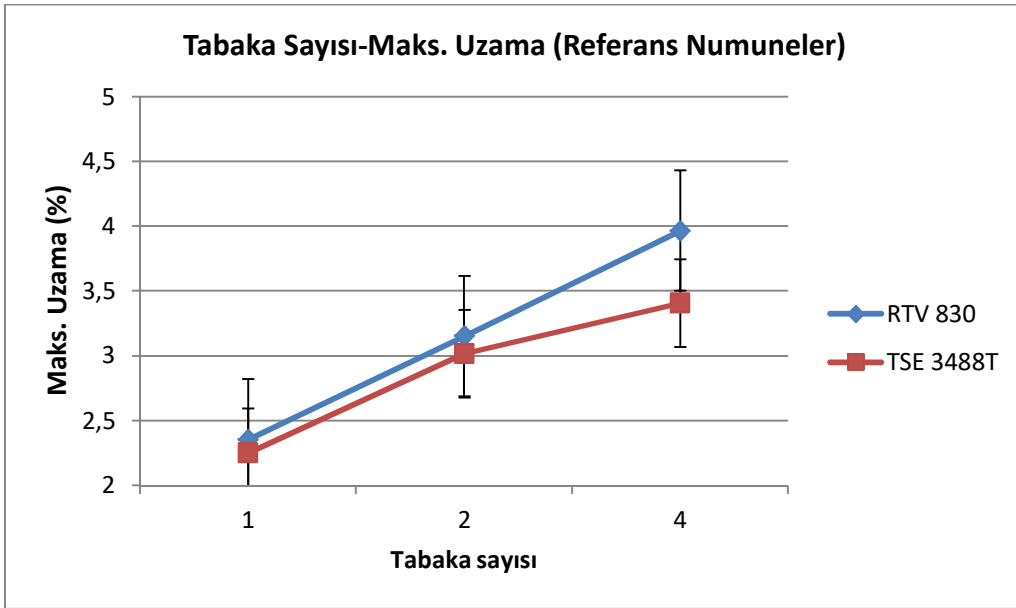
- Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin çekme gerilmesi yaklaşık 434 MPa iken, çift tabakalı ve dört tabakalıların ki sırasıyla yaklaşık 380 ve 312 MPa’dır. Tabaka sayısı iki olduğunda mukavemet %13, dört olduğunda ise %28 düşüş göstermiştir.
- Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin çekme gerilmesi 336 MPa iken, çift tabakalı ve dört tabakalıların ki sırasıyla yaklaşık 351 ve 266 MPa’dır. Tabaka sayısı iki olduğunda çekme mukavemeti düşüş göstermemiş fakat dört olduğunda yaklaşık %21 düşmüştür.
- Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin çekme gerilmesi aynı tabaka sayısına sahip RTV 830-K.K. malzemesininkinden yaklaşık %29 daha yüksektir.
- Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin çekme gerilmesi aynı tabaka sayısına sahip RTV 830-K.K. malzemesininkinden yaklaşık %8 daha yüksektir.
- Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin çekme gerilmesi aynı tabaka sayısına sahip RTV 830-K.K. malzemesininkinden yaklaşık %17 daha yüksektir.

Tabakası sayısının değişmesi ile değişen bir başka özellik ise çekme testi numunelerinin maksimum uzama oranlarıdır. Bu iki değer arasındaki ilişki Şekil 4.5’te verilmiştir.



Şekil 4.4 Numunelerin tabaka sayılarının çekme gerilmesine etkisi.

Şekil 4.5'te verilen grafiğe göre her iki silikon malzeme ile üretilen kompozit malzemelerin tabaka sayıları arttıkça maksimum uzama miktarları, yani şekil değiştirme kabiliyetleri artmıştır. Ayrıca her dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum uzama oranı aynı tabaka sayısına sahip RTV 830-K.K. malzemesinden daha yüksek iken tek ve çift tabakalı malzemelerin birbirine yakındır.



Şekil 4.5 Tabaka sayısı ile maksimum uzama arasındaki ilişki.

Referans numunelerinin çekme test sonuçları incelendiğinde çekme mukavemeti 6,1 MPa olan TSE3488T silikon matrisi ile üretilen karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin (TSE3488T-K.K.) ortalama maksimum çekme mukavemetlerinin, çekme mukavemeti 4,4 MPa olan RTV 830 silikonu ile üretilenlere (RTV 830A-K.K.) göre daha yüksek olduğu görülmüştür. Tek tabakalı kompozit malzemeler karşılaştırıldığında TSE3488T-K.K. malzemelerinin çekme mukavemeti aynı tabaka sayısına sahip RTV 830A-K.K. malzemesinden %29, çift tabakalılar karşılaştırıldığında TSE3488T-K.K. malzemelerinden %8 ve dört tabakalı TSE3488-K.K. malzemesinin %17 daha fazladır. Her iki malzemede kullanılan karbon fiber kumaşın aynı özelliklere sahip olduğu düşünülürse, ortaya çıkan bu farkların silikon malzemelerin özelliklerinden ya da farklı karbon fiber-silikon matris hacim oranından kaynaklandığı söylenebilir. Her iki kompozit malzemede de tabaka sayısının artmasıyla maksimum uzama oranı artış göstermiştir. Bu durum deformasyon kabiliyeti yüksek olan silikon matrisin hacim oranının artan tabaka sayısı ile arttığının göstergesi olarak yorumlanabilir.

#### 4.4.3 Statik Olarak Katlı Kalmış Numunelerin Çekme Testi Sonuçları

14 gün katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.5 ve TSE3488T-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.6, 56 gün katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.7 ve TSE3488T-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.8, 84 gün katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.9 ve TSE3488T-K.K. numunelerinin sonuçları Çizelge 4.10 gösterilmiştir.

**Çizelge 4.5** 14 gün süre ile statik katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>RTV 830-K.K.</b>			
2H-R1-1	301,82	3546,33	2,49
2H-R1-2	340,63	3449,5	2,79
2H-R1-3	340,49	2883	2,93
2H-R1-4	325,26	2811,39	2,73
<b>2H-R1-ort</b>	<b>327,05</b>	<b>3172,55</b>	<b>2,74</b>

**Çizelge 4.5 (Devam)** 14 gün süre ile statik katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>RTV 830-K.K.</b>			
2H-R2-1	345,33	6578,5	3,44
2H-R2-2	286,67	6797,59	3,49
2H-R2-3	393,22	5431,79	3,44
2H-R2-4	343,84	6468,47	3,41
<b>2H-R2-ort</b>	<b>342,26</b>	<b>6319,09</b>	<b>3,45</b>
2H-R4-1	216,1	8366,48	3,86
2H-R4-2	255,71	9656,01	3,59
2H-R4-3	312,4	10031,2	4,39
2H-R4-4	267,28	10242,1	3,95
<b>2H-R4-ort</b>	<b>262,87</b>	<b>9573,94</b>	<b>3,95</b>

**Çizelge 4.6** 14 gün süre ile statik katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>TSE3488T-K.K.</b>			
2H-T1-1	420,34	7874,69	3,20
2H-T1-2	516,92	4003,00	2,55
2H-T1-3	389,06	4109,63	2,45
2H-T1-4	428,55	7555,09	2,767
<b>2H-T1-ort</b>	<b>438,72</b>	<b>5885,60</b>	<b>2,74</b>
2H-T2-1	369,48	6306,30	3,04
2H-T2-2	292,77	6597,05	2,95
2H-T2-3	335,167	7167,19	3,00
2H-T2-4	361,43	6035,09	3,10
<b>2H-T2-ort</b>	<b>339,71</b>	<b>6526,41</b>	<b>3,02</b>
2H-T4-1	279,00	10102,00	3,29
2H-T4-2	303,33	10537,49	3,20
2H-T4-3	319,33	10766,51	3,30
2H-T4-4	322,53	10889,14	3,85
<b>2H-T4-ort</b>	<b>306,05</b>	<b>10573,78</b>	<b>3,40</b>

**Çizelge 4.7** 56 gün süreyle katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>RTV 830-K.K.</b>			
8H-R1-1	202,17	3445,50	3,73
8H-R1-2	331,18	3229,01	2,92
8H-R1-3	291,86	3248,50	3,16
8H-R1-4	347,11	3799,93	2,82
<b>8H-R1-ort</b>	<b>293,08</b>	<b>3430,73</b>	<b>3,16</b>
8H-R2-1	246,10	4922,00	4,43
8H-R2-2	364,89	7071,49	3,55
8H-R2-3	261,63	6410,01	4,10
8H-R2-4	317,21	5610,26	4,02
<b>8H-R2-ort</b>	<b>297,46</b>	<b>6003,44</b>	<b>4,024578</b>
8H-R4-1	244,49	9123,50	4,35
8H-R4-2	319,77	9479,55	4,05
8H-R4-3	221,68	10613,99	3,96
8H-R4-4	277,59	9692,66	4,27
<b>8H-R4-ort</b>	<b>265,89</b>	<b>9727,43</b>	<b>4,16</b>

**Çizelge 4.8** 56 gün süreyle katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>TSE3488T-K.K.</b>			
8H-T1-1	247,08	2965,00	2,99
8H-T1-2	287,23	5656,99	2,79
8H-T1-3	261,89	3601,00	3,18
8H-T1-4	274,18	3991,54	3,01
<b>8H-T1-ort</b>	<b>267,60</b>	<b>4053,63</b>	<b>2,99</b>
8H-T2-1	313,06	6496,00	3,41
8H-T2-2	236,71	5629,51	3,69
8H-T2-3	316,39	6035,49	3,36
8H-T2-4	279,26	5182,04	3,46
<b>8H-T2-ort</b>	<b>286,36</b>	<b>5835,76</b>	<b>3,48</b>
8H-T4-1	301,25	9829,72	3,81
8H-T4-2	246,56	9369,01	3,68
8H-T4-3	252,26	9396,50	4,11
8H-T4-4	324,65	12271,77	3,89
<b>8H-T4-ort</b>	<b>281,18</b>	<b>10216,75</b>	<b>3,87</b>

**Çizelge 4.9** 84 gün süreyle katlı kalan RTV 830-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
<b>RTV 830-K.K.</b>			
12H-R1-1	277,16	3368,00	2,84
12H-R1-2	197,75	2581,09	2,80
12H-R1-3	232,12	3454,01	2,63
12H-R1-4	288,92	3963,94	2,38
<b>12H-R1-ort</b>	<b>248,99</b>	<b>3341,76</b>	<b>2,66</b>
12H-R2-1	311,66	7512,50	3,73
12H-R2-2	279,06	6369,51	3,31
12H-R2-3	232,85	5965,49	4,03
12H-R2-4	301,53	7525,21	3,40
<b>12H-R2-ort</b>	<b>281,27</b>	<b>6843,18</b>	<b>3,62</b>
12H-R4-1	210,85	9564,11	4,06
12H-R4-2	221,24	10867,06	3,72
12H-R4-3	206,77	10920,76	4,26
12H-R4-4	225,50	11245,01	4,76
<b>12H-R4-ort</b>	<b>216,09</b>	<b>10649,23</b>	<b>4,20</b>

**Çizelge 4.10** 84 gün süreyle katlı kalan TSE3488T-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
12H-T1-1	310,81	2702,18	2,96
12H-T1-2	250,14	3343,17	2,74
12H-T1-3	288,42	2789,55	3,09
12H-T1-4	248,52	3397,64	2,85
<b>12H-T1-ort</b>	<b>274,47</b>	<b>3058,14</b>	<b>2,91</b>
12H-T2-1	211,97	3360,50	3,79
12H-T2-2	223,89	3894,50	3,52
12H-T2-3	342,7	5982,50	3,78
12H-T2-4	301,45	5296,51	3,67
<b>12H-T2-ort</b>	<b>270,00</b>	<b>4633,50</b>	<b>3,69</b>
12H-T4-1	293,40	8450,01	3,97
12H-T4-2	227,38	6782,01	3,67
12H-T4-3	308,85	9005,95	3,93
12H-T4-4	307,06	9155,17	3,53
<b>12H-T4-ort</b>	<b>284,17</b>	<b>8348,28</b>	<b>3,77</b>



#### 4.4.4 Katlama Süresinin Mekanik Özelliklere Etkisi

Tek, çift ve dört tabakalı RTV 830-K.K. ve TSE3488T-K.K. çekme testi numuneleri 14,56 ve 84 gün süresince 90° katlı bırakıldıktan sonra çekme testine tâbi tutulmuştur. Bahsedilen her parametre için 4 numuneye katlama sonrası çekme testi uygulanmıştır. RTV 830-K.K. malzemesi için elde edilen ortalama mekanik değerler Çizelge 4.11’de verilmiştir.

Şekil 4.6 incelendiğinde RTV 830-K.K. malzemelerinin katlı kalma süresi ile değişen mekanik davranışları hakkında aşağıdaki yorumlar yapılabilir.

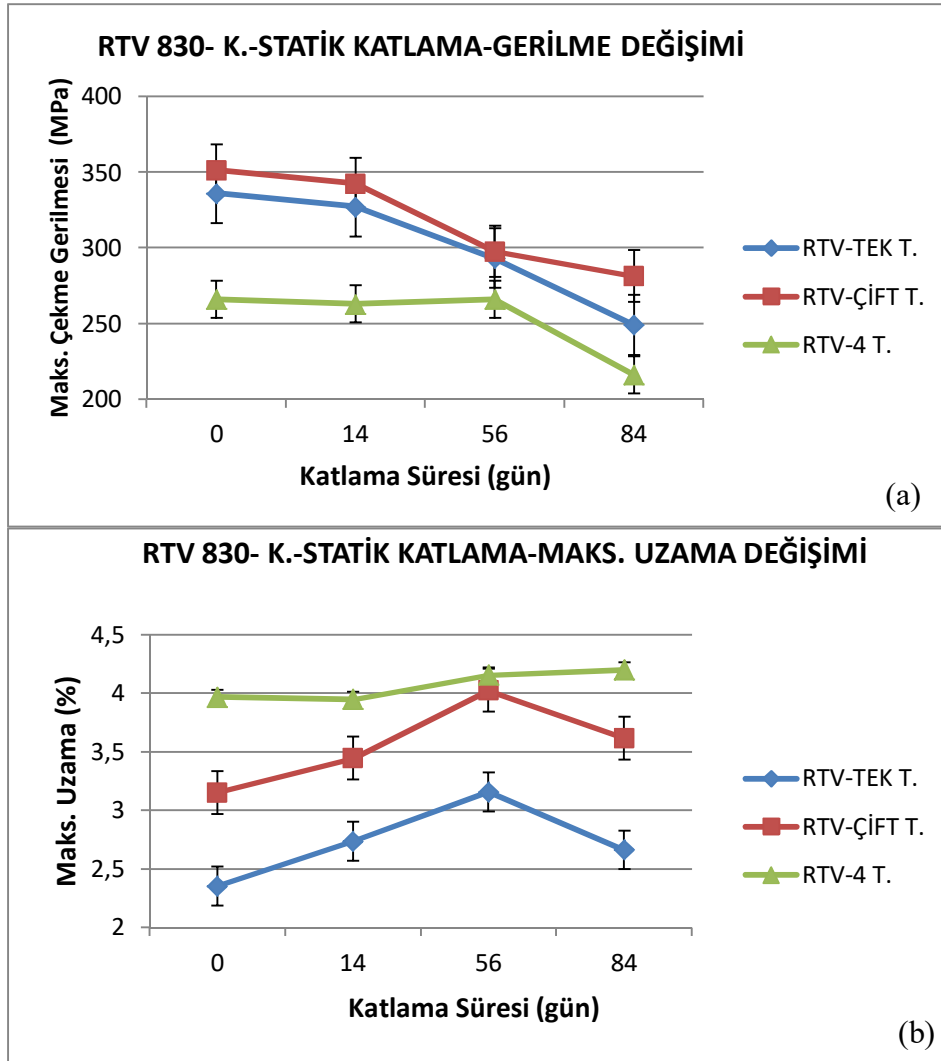
**Çizelge 4.11** Belirli sürelerle katlanmaya maruz bırakılmış RTV 830-K.K. numunelerin ortalama mekanik göstergeleri.

Numune Adı	Katlı Kalma Süresi (Gün)	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. uzama (%)
<b>RTV 830- TEK TABAKALI- STATİK KATLAMA</b>				
Ref-R1-ort	0	335,93	3831,15	2,35
2H-R1-ort	14	327,05	3172,55	2,74
8H-R1-ort	56	293,08	3430,73	3,163
12H-R1-ort	84	248,99	3341,76	2,66
<b>RTV 830- İKİ TABAKALI - STATİK KATLAMA</b>				
Ref-R2-ort	0	351,21	7840,93	3,15
2H-R2-ort	14	342,26	6319,09	3,45
8H-R2-ort	56	297,46	6003,44	4,02
12H-R2-ort	84	281,27	6843,18	3,612
<b>RTV 830- DÖRT TABAKALI - STATİK KATLAMA</b>				
Ref-R4-ort	0	265,94	10352,87	3,97
2H-R4-ort	14	262,87	9573,94	3,95
8H-R4-ort	56	265,88	9727,43	4,16
12H-R4-ort	84	216,09	10649,23	4,20

1. Şekil 4.6a’ya göre,
  - Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesi 14, 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %2,7 %12,8 ve %25,8 oranında düşüş,

- Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesi 14, 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %2,56 %15,38 ve %20 oranında düşüş,
- Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesi 14 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %1,12 ve %9,3 oranında düşüş gösterirken 56 gün süreyle katlı kaldığında önemli oranda düşüş göstermemiştir.

Bu sonuçlar göstermiştir ki RTV 830-K.K. malzemeleri söz konusu olduğunda belli bir süre katlı kalma işleminden en az etkilenen, dört tabakalı numunelerin maksimum mukavemetleri olmuştur.



**Şekil 4.6** RTV 830-K.K. malzemelerinin farklı katlama sürelerine göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlı kalma süresine göre değişimi.

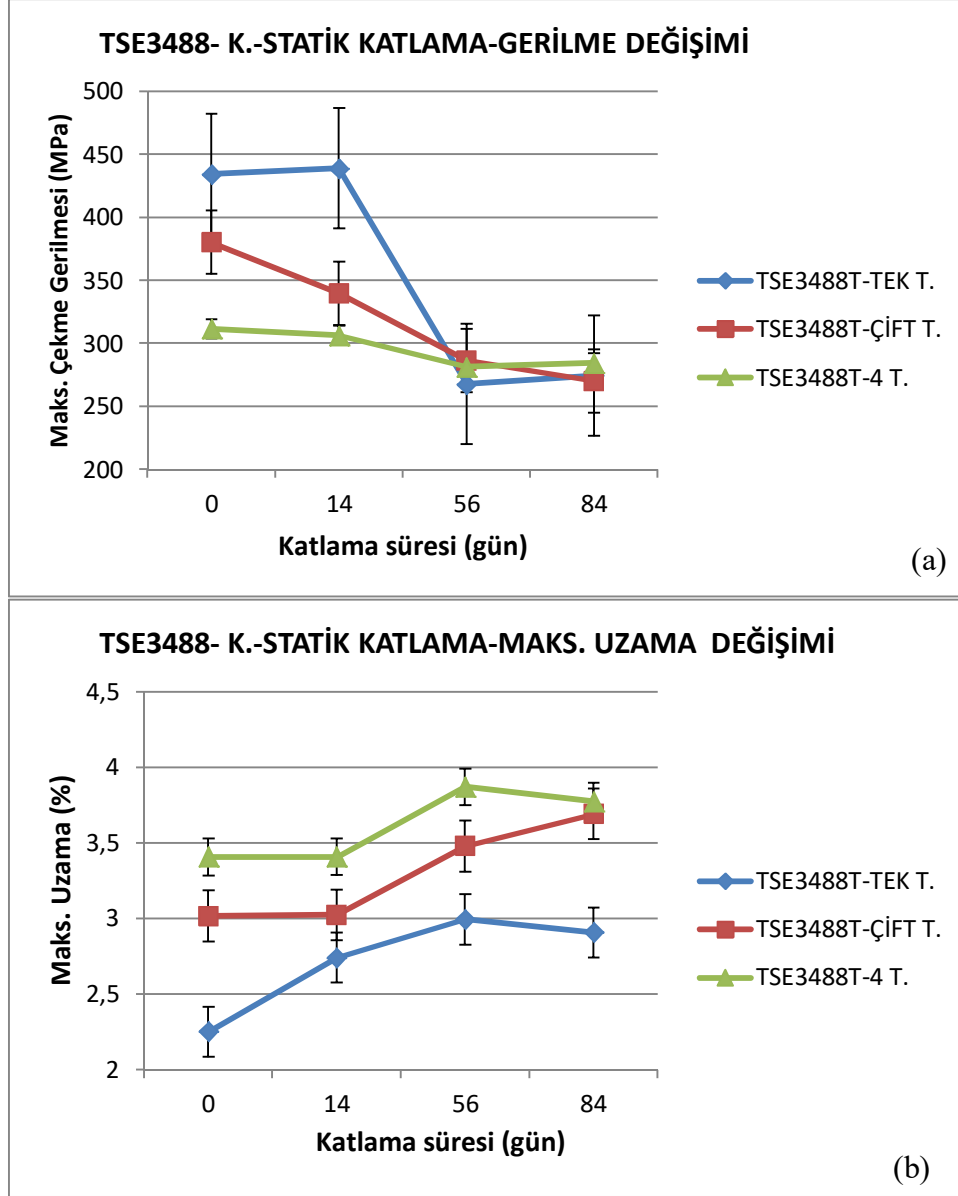
TSE3488T-K.K. malzemesi için elde edilen ortalama mekanik değerler Çizelge 4.12’de verilmiştir.

Çizelge 4.12’de verilen bilgiler ışığında Şekil 4.8’de verilen grafikler elde edilmiştir. Şekil 4.7 incelendiğinde TSE3488T-K.K. malzemelerinin katlı kalma süresi ile değişen mekanik davranışları hakkında aşağıdaki yorumlar yapılabilir:

1. Şekil 4.7a’ya göre,
  - Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 14 süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmelerinde düşüş gözlenmezken 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %38 ve %36 oranında düşüş,
  - Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 14, 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %10,6 %24,6 ve %29 oranında düşüş,
  - Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 14, 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında maksimum çekme gerilmesi sırasıyla ortalama %1,76, %9,74 ve %8,78 oranında düşüş göstermiştir.

**Çizelge 4.12** Belirli sürelerle katlanmaya maruz bırakılmış TSE3488T-K.K. numunelerin ortalama mekanik göstergeleri.

Numune Adı	Katlı Kalma Süresi (Gün)	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. uzama (%)
<b>TSE3488T- TEK TABAKALI STATİK KATLAMA</b>				
Ref-T1-ort	0	434,22	4256,95	2,25
2H-T1-ort	14	438,72	5885,60	2,74
8H-T1-ort	56	267,60	4053,63	2,99
12H-T1-ort	84	274,47	3058,14	2,90
<b>TSE3488T- İKİ TABAKALI - STATİK KATLAMA</b>				
Ref-T2-ort	0	380,05	7050,71	3,02
2H-T2-ort	14	339,71	6526,41	3,02
8H-T2-ort	56	286,36	5835,76	3,48
12H-T2-ort	84	270,00	4633,50	3,692
<b>TSE3488T- DÖRT TABAKALI - STATİK KATLAMA</b>				
Ref-T4-ort	0	311,52	10552,54	3,41
2H-T4-ort	14	306,05	10573,78	3,41
8H-T4-ort	56	281,18	10216,75	3,87
12H-T4-ort	84	284,17	9078,36	3,77



**Şekil 4.7** TSE3488T-K.K. malzemelerinin farklı katlama sürelerine göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlı kalma süresine göre değişimi.

2. Şekil 4.7b'ye göre,

- Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 14, 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında uzama oranı sırasıyla ortalama %0,49, %0,74 ve %0,66 artış,
- Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında uzama oranı sırasıyla ortalama 0,46 ve %0,68 artış gösterirken 14 gün süreyle katlı kaldığında önemli bir değişiklik göstermemiş,

- Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesi 56 ve 84 gün süre ile katlı kaldığında uzama oranı sırasıyla ortalama %0,46 ve %0,37 artış gösterirken 14 gün süreyle katlı kaldığında uzama oranı önemli ölçüde değişiklik göstermemiştir.

Sonuç olarak karbon fiberlerin silikon matris içine gömülmesi ile elde edilen kompozit malzemenin belirli sürelerde katlı kalmayı ne derece tölere ettiğini incelemek için üretilen numunelerin bir kısmı 14, 56 ve 84 gün süre ile 90° katlı olarak bırakılmış ve sonrasında eski haline getirilerek çekme testi ile mukavemetlerindeki düşüş miktarları ortaya koyulmuştur. 56 ve 84 gün süreyle katlı kalan malzemeler göz önüne alındığında dört tabakalı numunelerin katlama süresine bağlı maksimum çekme gerilmesindeki düşüş oranı tek ve çift tabakalılara göre daha azdır. Söz konusu bu durum her iki silikon malzeme ile üretilmiş kompozit malzeme içinde geçerlidir. Numuneler daha kısa zaman periyodunda katlı kaldıkları takdirde iki tabakalı TSE3488-K.K. malzemesi dışındaki malzemelerin mukavemetlerinde %2,7 üzerinde bir düşüş ölçülmemiştir. Her iki çeşit malzeme de tek tabakalıların çekme gerilmesindeki düşüş oranı çift tabakalılara göre daha fazla olmuştur. Bunun sebebi artan tabaka sayısı ile artan silikon hacim oranı ve dolayısıyla kompozitin artan şekil değiştirme kabiliyeti olarak gösterilebilir.

#### 4.4.5 Dinamik Olarak Katlanan Numunelerin Çekme Testi Sonuçları

500 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.13'te sunulmuştur.

**Çizelge 4.13** 500 Defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
5OOT-R1-1	307,64	3761,99	2,88
5OOT-R1-2	287,81	3338,5	2,4
5OOT-R1-3	245,15	3584,56	2,76
5OOT-R1-4	408,19	4185,58	2,75
<b>5OOT-R1-ort</b>	<b>312,2</b>	<b>3717,66</b>	<b>2,7</b>

**Çizelge 4.13 (Devam)** 500 Defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
5OOT-R2-1	382,11	6822,01	3,45
5OOT-R2-2	338,22	5646,5	3,38
5OOT-R2-3	385	7087,81	4,11
5OOT-R2-4	325,75	5863,5	3,28
<b>5OOT-R2-ort</b>	<b>357,77</b>	<b>6354,95</b>	<b>3,56</b>
5OOT-R4-1	276,56	9573,48	3,79
5OOT-R4-2	234,14	8860,94	3,92
5OOT-R4-3	271,72	9422,66	3,63
5OOT-R4-4	288,58	10373,2	4,42
<b>5OOT-R4-ort</b>	<b>267,75</b>	<b>9557,56</b>	<b>3,94</b>

500 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.14'te sunulmuştur.

**Çizelge 4.14** 500 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
5OOT-T1-1	388,24	7672,23	2,83
5OOT-T1-2	371,53	3779,22	2,67
5OOT-T1-3	394,40	5324,49	2,72
5OOT-T1-4	481,37	5585,96	2,90
<b>5OOT-T1-ort</b>	<b>408,89</b>	<b>5590,48</b>	<b>2,78</b>
5OOT-T2-1	469,68	8515,32	3,40
5OOT-T2-2	225,03	5130,57	3,20
5OOT-T2-3	428,76	7248,10	3,27
5OOT-T2-4	401,28	7549,60	3,20
<b>5OOT-T2-ort</b>	<b>381,19</b>	<b>7110,90</b>	<b>3,27</b>
5OOT-T4-1	278,35	9688,05	3,41
5OOT-T4-2	353,54	9928,87	4,06
5OOT-T4-3	306,06	11309,49	3,00
5OOT-T4-4	368,216	13347,83	3,62
<b>5OOT-T4-ort</b>	<b>326,54</b>	<b>11068,56</b>	<b>3,52</b>

1000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.15'te sunulmuştur.

**Çizelge 4.15** 1000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
1kT-R1-1	265,18	3615,70	2,38
1kT-R1-2	311,43	4867,71	2,75
1kT-R1-3	295,73	4844,02	3,03
1kT-R1-4	288,89	4283,20	2,75
<b>1kT-R1-ort</b>	<b>290,31</b>	<b>4402,66</b>	<b>2,73</b>
1kT-R2-1	351,84	6832,99	3,77
1kT-R2-2	288,87	6355,00	3,58
1kT-R2-3	258,37	6290,51	3,60
1kT-R2-4	301,85	6233,36	3,47
<b>1kT-R2-ort</b>	<b>300,23</b>	<b>6427,97</b>	<b>3,60</b>
1kT-R4-1	267,22	9925,01	4,08
1kT-R4-2	211,88	8305,51	4,20
1kT-R4-3	290,54	10633,00	4,23
1kT-R4-4	281,51	10660,89	3,92
<b>1kT-R4-ort</b>	<b>262,79</b>	<b>9881,10</b>	<b>4,10</b>

1000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.16’da sunulmuştur.

**Çizelge 4.16** 1000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
1kT-T1-1	347,85	3190,50	2,78
1kT-T1-2	246,75	3410,00	3,02
1kT-T1-3	338,28	3766,00	2,84
1kT-T1-4	415,82	4841,23	2,80
<b>1kT-T1-ort</b>	<b>337,18</b>	<b>3801,93</b>	<b>2,86</b>
1kT-T2-1	355,42	6077,01	3,56
1kT-T2-2	253,15	6582,00	3,63
1kT-T2-3	373,24	8096,34	3,48
1kT-T2-4	349,56	6456,51	3,60
<b>1kT-T2-ort</b>	<b>332,84</b>	<b>6802,97</b>	<b>3,57</b>
1kT-T4-1	303,90	10154,51	4,00
1kT-T4-2	290,27	10013,99	4,05
1kT-T4-3	324,21	11370,04	4,08
1kT-T4-4	319,11	11266,60	4,25
<b>1kT-T4-ort</b>	<b>309,37</b>	<b>10701,29</b>	<b>4,10</b>

2000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.17’de sunulmuştur.

**Çizelge 4.17** 2000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
2kT-R1-1	286,65	4088,53	2,77
2kT-R1-2	241,40	3805,00	3,13
2kT-R1-3	276,02	3933,24	2,86
2kT-R1-4	249,23	3345,78	2,78
<b>2kT-R1-ort</b>	<b>263,33</b>	<b>3793,14</b>	<b>2,88</b>
2kT-R2-1	290,60	6524,99	3,58
2kT-R2-2	339,66	6791,51	3,42
2kT-R2-3	295,35	6422,00	3,49
2kT-R2-4	274,12	6187,00	3,47
<b>2kT-R2-ort</b>	<b>299,94</b>	<b>6481,37</b>	<b>3,49</b>
2kT-R4-1	312,59	10144,11	3,92
2kT-R4-2	227,91	7746,06	4,28
2kT-R4-3	241,55	8120,22	3,84
2kT-R4-4	288,31	9889,17	3,78
<b>2kT-R4-ort</b>	<b>267,59</b>	<b>8974,89</b>	<b>3,96</b>

2000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.18’de sunulmuştur.

**Çizelge 4.18** 2000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
2kT-T1-1	406,93	3804,00	2,71
2kT-T1-2	309,69	3707,00	3,07
2kT-T1-3	291,13	3994,30	2,30
2kT-T1-4	328,42	3952,07	2,55
<b>2kT-T1-ort</b>	<b>334,04</b>	<b>3864,35</b>	<b>2,66</b>
2kT-T2-1	451,39	6195,00	4,16
2kT-T2-2	335,28	6118,00	3,65
2kT-T2-3	212,21	5377,00	3,07
2kT-T2-4	348,45	5615,41	3,45
<b>2kT-T2-ort</b>	<b>336,83</b>	<b>5826,36</b>	<b>3,58</b>
2kT-T4-1	279,66	10347,31	3,54
2kT-T4-2	327,27	10055,23	3,75
2kT-T4-3	297,36	9470,91	3,58
2kT-T4-4	314,82	10368,09	4,15
<b>2kT-T4-ort</b>	<b>304,78</b>	<b>10060,39</b>	<b>3,75</b>



4000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.19’da sunulmuştur.

**Çizelge 4.19** 4000 defa katlanan RTV 830-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
4kT-R1-1	265,15	2387,23	3,09
4kT-R1-2	212,13	3638,00	2,63
4kT-R1-3	304,45	3182,44	3,28
4kT-R1-4	235,11	3249,61	2,70
<b>4kT-R1-ort</b>	<b>254,21</b>	<b>3114,32</b>	<b>2,93</b>
4kT-R2-1	257,48	5849,01	3,40
4kT-R2-2	340,82	5787,00	3,99
4kT-R2-3	275,34	5947,50	3,47
4kT-R2-4	289,74	5820,78	3,58
<b>4kT-R2-ort</b>	<b>290,85</b>	<b>5851,07</b>	<b>3,61</b>
4kT-R4-1	278,72	10256,50	4,42
4kT-R4-2	303,51	10281,01	4,03
4kT-R4-3	224,31	7988,51	4,91
4kT-R4-4	254,14	9193,12	4,29
<b>4kT-R4-ort</b>	<b>265,17</b>	<b>9429,78</b>	<b>4,41</b>

4000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerinin çekme testi verileri Çizelge 4.20’de sunulmuştur.

**Çizelge 4.20** 4000 defa katlanan TSE3488T-K.K. numunelerin çekme testi sonuçları.

Numune Adı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
4kT-T1-1	351,21	2972,12	2,72
4kT-T1-2	279,58	3908,00	2,76
4kT-T1-3	314,85	2895,02	3,09
4kT-T1-4	281,92	2925,86	2,91
<b>4kT-T1-ort</b>	<b>306,89</b>	<b>3175,25</b>	<b>2,87</b>
4kT-T2-1	418,12	5987,17	3,78
4kT-T2-2	228,58	6072,80	3,69
4kT-T2-3	364,95	6134,94	3,48
4kT-T2-4	327,84	5314,68	3,22
<b>4kT-T2-ort</b>	<b>334,87</b>	<b>5877,40</b>	<b>3,54</b>
4kT-T4-1	250,56	9547,01	3,86
4kT-T4-2	314,18	9205,29	4,05
4kT-T4-3	313,43	9234,07	3,72
4kT-T4-4	289,54	9039,21	3,80
<b>4kT-T4-ort</b>	<b>291,93</b>	<b>9256,39</b>	<b>3,86</b>

#### 4.4.6 Katlama Sayısının Mekanik Özellikler Üzerine Etkisi

Çekme testi numuneleri Şekil 3.15'te verilen aparat yardımı ile cihaza bağlanmış ve 500, 1000, 2000 ve 4000 defa 90° katlanmaya maruz kalan numuneler Şekil 3.13'tekine benzer şekilde çekme testine hazırlanmış ve test edilmiştir.

Çizelge 4.21 ve Çizelge 4.22'de sağlanan verilerle Şekil 4.8 ve Şekil 4.9'da ki eğriler oluşturulabilir.

Şekil 4.8 ve Şekil 4.9 incelendiğinde, RTV 830-K.K. ve TSE3488T-K.K. malzemelerinin mekanik davranışlarının, artan katlama sayısı ile nasıl değiştiği aşağıda ki gibi yorumlanabilir;

1. Şekil 4.8 ve Şekil 4.9'a göre 500 defa 90° katlandığında,
  - Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %7 oranında düşerken, uzama oranı %0,34 artmıştır.
  - Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %5,83 oranında düşerken uzama oranı %0,53 artmıştır.
  - Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde düşüş gözlenmezken, uzama oranı %0,4 artmıştır.
  - Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde düşüş gözlenmezken, uzama oranı %0,25 artmıştır.
  - Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin yukarıda bahsedilen mekanik özelliklerinde önemli değişimler gözlenmemiştir.
  - Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde düşüş gözlenmezken, uzama oranı %0,12 artmıştır.
2. 1000 defa 90° katlandığında,
  - Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %13 oranında düşerken, uzama oranı %0,37 artmıştır.
  - Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %22,35 oranında düşerken, uzama oranı %0,6 artmıştır.

- Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %14,5 düşerken, uzama oranı %0,45 artmıştır.
- Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %12,4 düşerken, uzama oranı %0,55 artmıştır.
- Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %1,19 düşerken, uzama oranı %0,14 artmıştır.
- Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde düşüş gözlenmezken, uzama oranında %0,69'luk artış gözlenmiştir.

**Çizelge 4.21** Belirli sayılarda tekrarlı olarak katlanmış RTV 830-K.K. malzemelerinin mekanik değerlerindeki değişimler.

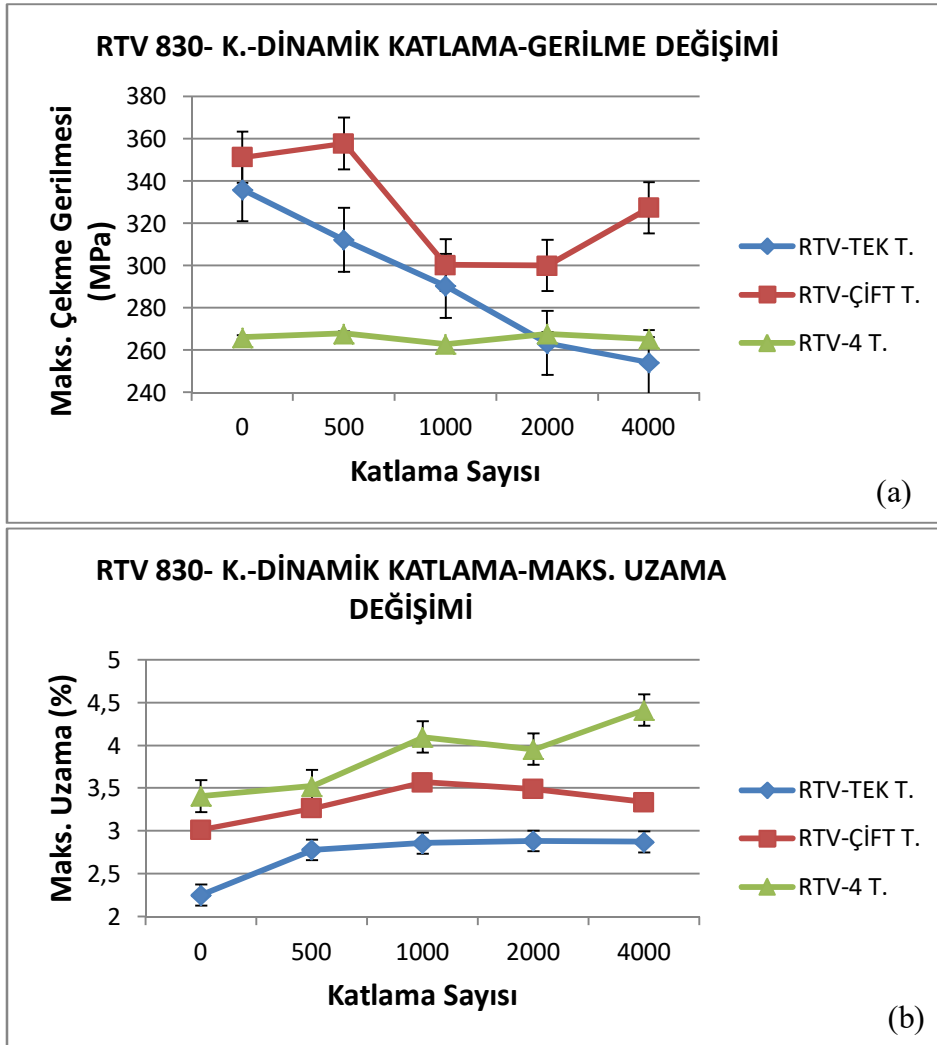
Numune Adı	Katlama Sayısı	Maks. Çekme		Maks. Uzama (%)
		Gerilmesi (MPa)	F (N)	
Ref-R1-ort	0	335,93	3831,15	2,35
5OOT-R1-ort	500	312,20	3717,66	2,70
1kT-R1-ort	1000	290,31	4402,66	2,73
2kT-R1-ort	2000	263,33	3793,14	2,89
4kT-R1-ort	4000	254,21	3114,32	2,93
Ref-R2-ort	0	351,21	7840,93	3,15
5OOT-R2-ort	500	357,77	6354,95	3,56
1kT-R2-ort	1000	300,23	6427,97	3,60
2kT-R2-ort	2000	299,94	6481,37	3,49
4kT-R2-ort	4000	327,29	5851,07	3,61
Ref-R4-ort	0	265,94	10352,87	3,97
5OOT-R4-ort	500	267,75	9557,56	3,94
1kT-R4-ort	1000	262,78	9881,10	4,11
2kT-R4-ort	2000	267,59	8974,89	3,96
4kT-R4-ort	4000	265,17	9429,78	4,41

**Çizelge 4.22** Belirli sayılarda tekrarlı olarak katlanmış TSE3488T-K.K. malzemelerinin mekanik değerlerindeki değişimler.

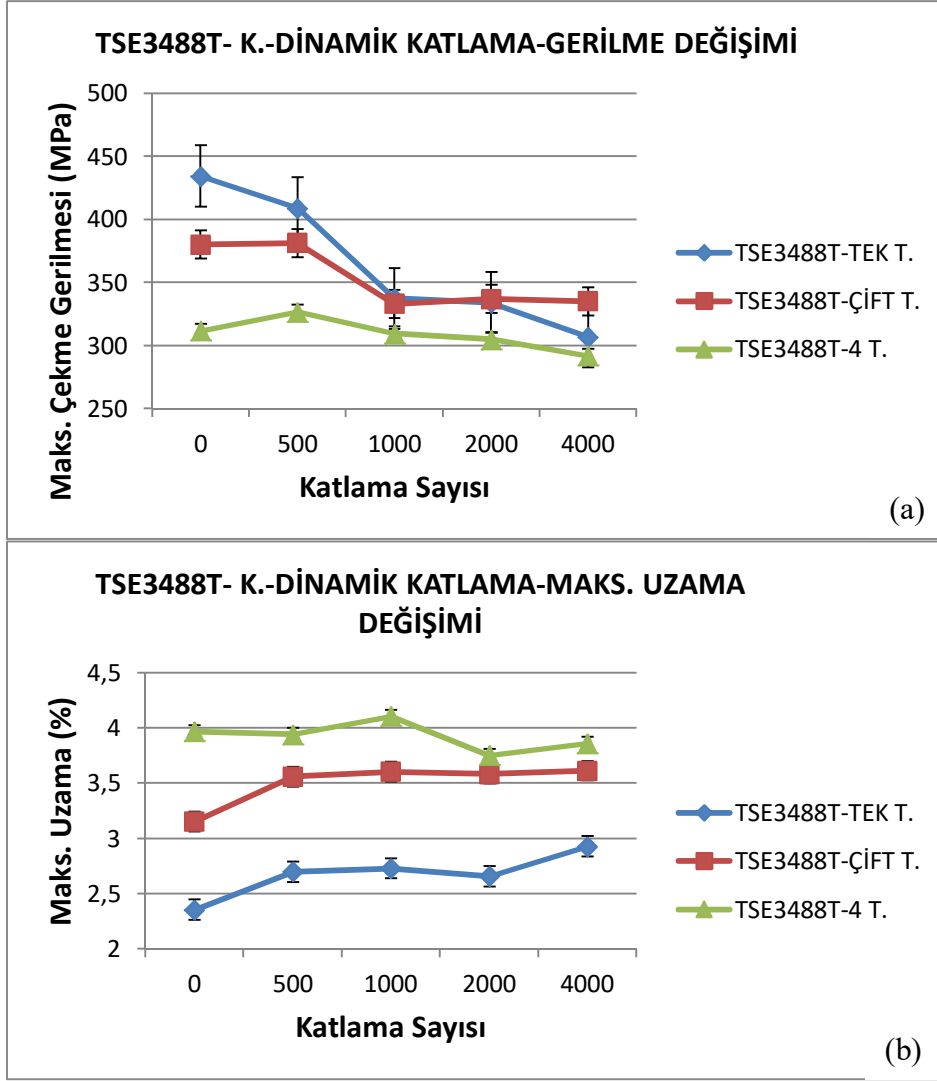
Numune Adı	Katlama Sayısı	Maks. Çekme		Maks. Uzama (%)
		Gerilmesi (MPa)	F (N)	
Ref-T1-ort	0	434,22	4256,95	2,25
5OOT-T1-ort	500	408,89	5590,48	2,78
1kT-T1-ort	1000	337,18	3801,93	2,86
2kT-T1-ort	2000	334,04	3864,35	2,66
4kT-T1-ort	4000	306,89	3175,25	2,87

**Çizelge 4.22 (Devam)** Belirli sayılarda tekrarlı olarak katlanmış TSE3488T-K.K. malzemelerinin mekanik değerlerindeki değişimler.

Numune Adı	Katlama Sayısı	Maks. Çekme Gerilmesi (MPa)	F (N)	Maks. Uzama (%)
Ref-T2-ort	0	380,05	7050,71	3,02
500T-T2-ort	500	381,19	7110,9	3,27
1kT-T2-ort	1000	332,84	6802,97	3,57
2kT-T2-ort	2000	336,83	5826,36	3,58
4kT-T2-ort	4000	334,87	5877,4	3,54
Ref-T4-ort	0	311,52	10552,54	3,41
500T-T4-ort	500	326,542	11068,56	3,52
1kT-T4-ort	1000	309,3728	10701,29	4,1
2kT-T4-ort	2000	304,78	10060,39	3,75
4kT-T4-ort	4000	291,93	9256,39	3,86



**Şekil 4.8** RTV 830-K.K. malzemelerinin farklı katlama sayılarına göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının katlanma sayısına göre değişimi.



**Şekil 4.9** TSE3488T-K.K. malzemelerinin farklı katlama sayılarına göre mekanik davranış eğrileri: a) maksimum gerilme davranışlarının, b) maksimum uzama davranışlarının, katlanma sayısına göre değişimi.

3. 2000 defa 90° katlandığında,
- Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %21,6 oranında düşerken, uzama oranı %0,63 artmıştır.
  - Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %23,07 oranında düşerken, uzama oranı %0,3 artmıştır.
  - Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %14,6 düşerken, uzama oranı %0,48 artmıştır.
  - Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %11,37 düşerken, uzama oranı %0,43 artmıştır.

- Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde düşüş gözlenmezken, uzama oranında %0,55'lik artış gözlenmiştir.
- Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %2,16 düşerken, uzama oranı %0,21 düşmüştür.

4. 4000 defa 90° katlandığında,

- Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %24,32 oranında düşerken, uzama oranı %0,57 artmıştır.
- Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %29,32 oranında düşerken, uzama oranı %0,62 artmıştır.
- Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %6,81 oranında düşerken, uzama oranı %0,46 artmıştır.
- Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %11,89 düşerken, uzama oranı %0,32 artmıştır.
- Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesinde önemli oranda düşüş gözlenmezken, uzama oranında %1 artış gözlenmiştir.
- Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin maksimum çekme gerilmesi %6,28 oranında düşerken, uzama oranı %0,1 düşmüştür.

Sonuç olarak:

- Kompozit malzemeler 500 defa 90° katlama işlemine maruz kaldığında, mekanik değerler açısından en az etkilenen çift ve dört tabakalılar olmuş, mukavemet değerlerinde belirgin değişimler gözlemlenmemiştir.
- Malzemeler 1000 defa 90° katlandığında, yine dört tabakalı malzemelerin mekanik özellikleri belirgin şekilde değişmemiş, fakat çift ve tek tabakalıların maksimum gerilme miktarları azalırken, tek tabakalılarda bu oranın daha fazla olduğu görülmüştür.
- Malzemeler 2000 ve 4000 defa katlandığında da benzer durumlar gözlenmiş, Çizelge 4.23'teki veriler göz önüne alındığında, tek tabakalılarda maksimum gerilmedeki düşüş oranı diğerlerine göre fazla olurken, dört tabakalılarda en az olmuştur. Bu durum tabaka sayısı ile artan silikon matris hacim oranının bir etkisi olarak yorumlanabilir.

**Çizelge 4.23** Katlanma sayısına göre mukavemetlerdeki düşüş oranlarının kıyaslanması.

<b>RTV 830-K.K. Malzemesi</b>				
<b>Mukavemet azalma oranı %</b>				
<b>Tabaka Sayısı</b>	<b>500 katlama sayısı</b>	<b>1000 katlama sayısı</b>	<b>2000 katlama sayısı</b>	<b>4000 katlama sayısı</b>
<b>Tek</b>	7	13	21,6	24,3
<b>2</b>	-1,7	14,5	14,6	6,8
<b>4</b>	-0,7	1,2	-0,62	0,29

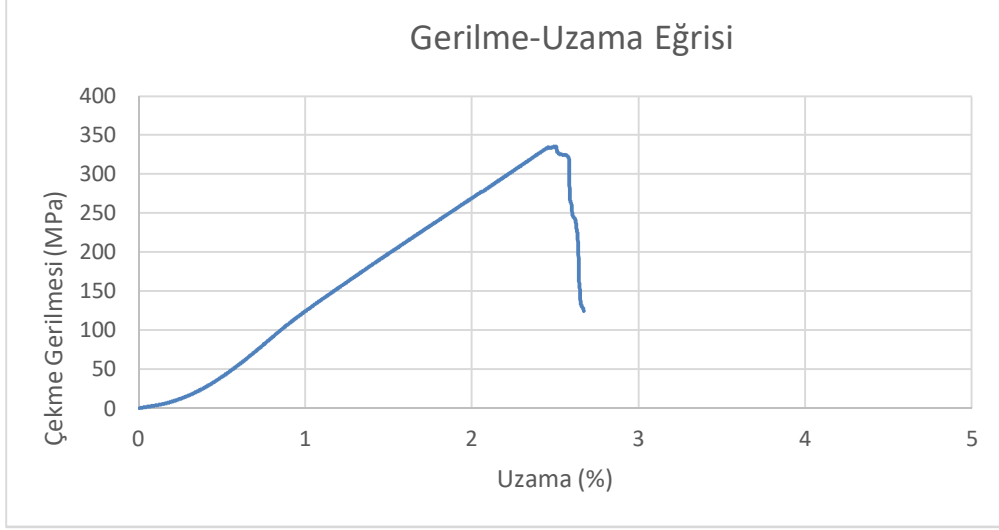
<b>TSE3488T-K.K. Malzemesi</b>				
<b>Mukavemet azalma oranı %</b>				
<b>Tabaka Sayısı</b>	<b>500 katlama sayısı</b>	<b>1000 katlama sayısı</b>	<b>2000 katlama sayısı</b>	<b>4000 katlama sayısı</b>
<b>Tek</b>	5,8	22,3	23,1	29,3
<b>2</b>	-0,31	12,4	11,4	11,89
<b>4</b>	-4,8	0,69	2,2	6,3

Sonuç olarak kompozit malzemeler 500 defa 90° katlama işlemine maruz kaldığında, mekanik değerler açısından en az etkilenen çift ve dört tabakalılar olmuş, mukavemet ve elastik modül değerlerinde belirgin değişimler gözlemlenmemiştir. Malzemeler 1000 defa 90° katlandığında, yine dört tabakalı malzemelerin mekanik özellikleri belirgin şekilde değişmemiş, fakat çift ve tek tabakalıların maksimum gerilme miktarları azalırken, tek tabakalılarda bu oranın daha fazla olduğu görülmüştür. Malzemeler 2000 ve 4000 defa katlandığında da aynı durumlar gözlenmiş, Çizelge 4.7'deki veriler göz önüne alındığında, tek tabakalılarda maksimum gerilmedeki düşüş oranı diğerlerine göre fazla olurken, dört tabakalılarda en az olmuştur. Bu durum tabaka sayısı ile artan silikon matris hacim oranının bir etkisi olarak yorumlanabilir.

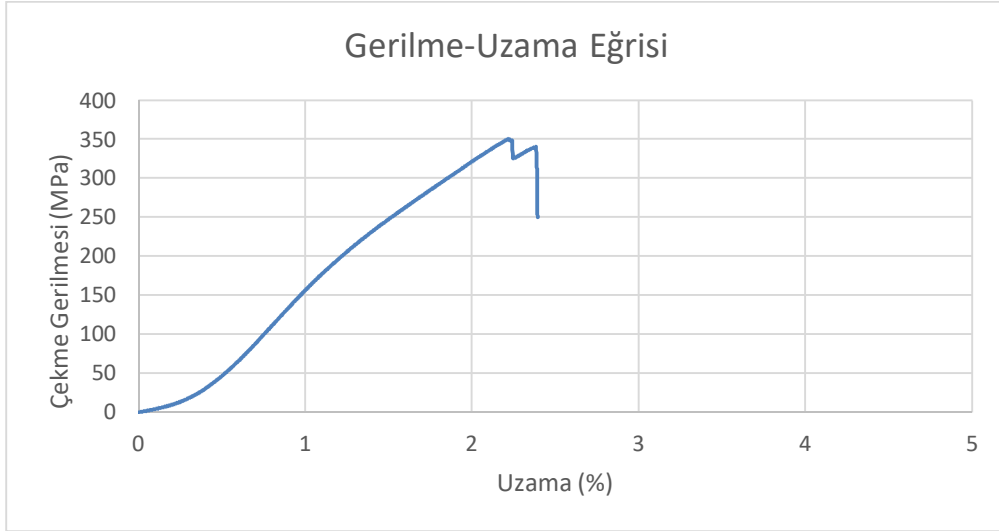
#### **4.5 Çekme Testi Sonucu Elde Edilen Grafiklerin Yorumlanması**

Üretilen kompozit malzemelerin çekme testleri sonuçlarında elde edilen grafikler aşağıda verilen Şekil 4.10, Şekil 4.11, Şekil 4.12, Şekil 4.13, Şekil 4.14 ve Şekil 4.15'te gösterilmiştir. Kompozit malzemelerin matrisleri hiperelastik davranış gösteren silikon

malzemeden üretilmesine rağmen, gerilme-uzama grafiklerine bakıldığında elastik davranış gösterdikleri görülmüştür. Gerilme- uzama grafiğinde maksimum kuvvete ulaşına kadar linear bir eğri ortaya çıkmış olup, malzeme hasara uğradıktan sonra kuvvet ani düşüş göstermiştir. Sonrasında takviye elemanının fiber yapısından dolayı kuvvette nispeten küçük miktarda artış ve azalışlar gözlemlenmiştir.

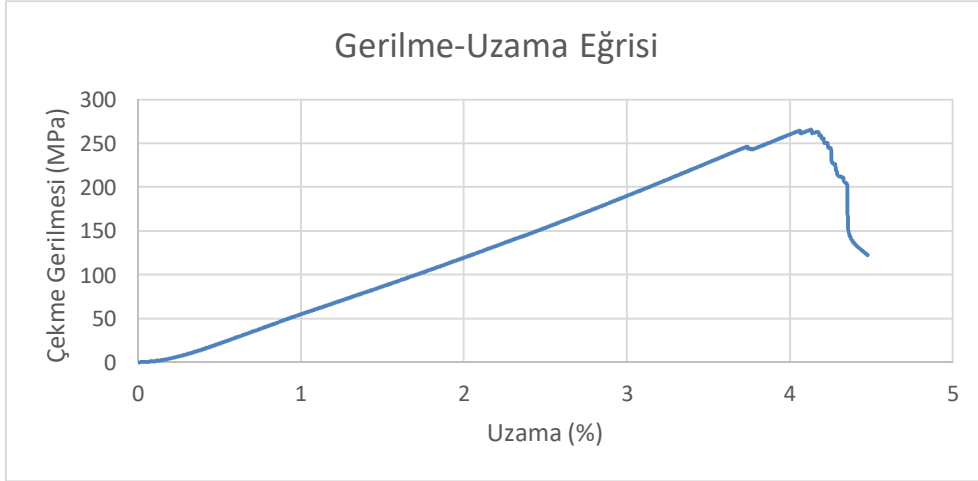


Şekil 4.10 Tek tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.

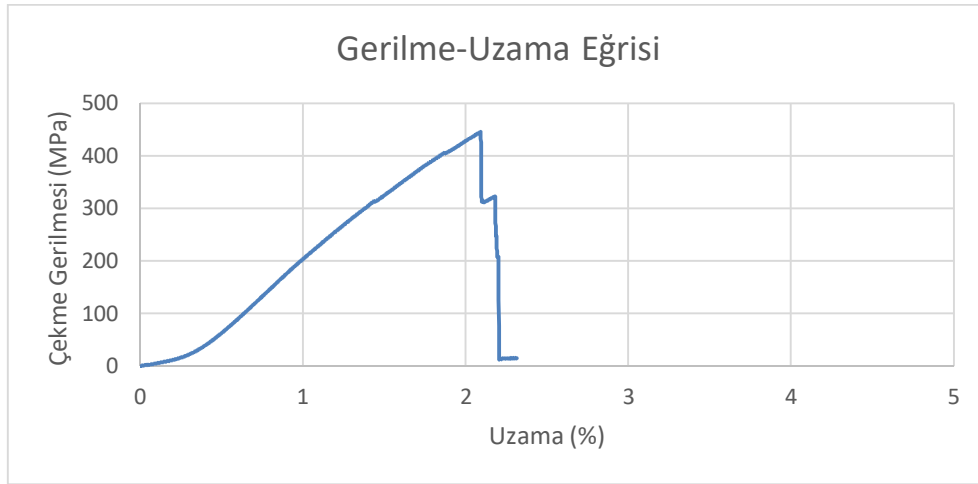


Şekil 4.11 Çift tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.

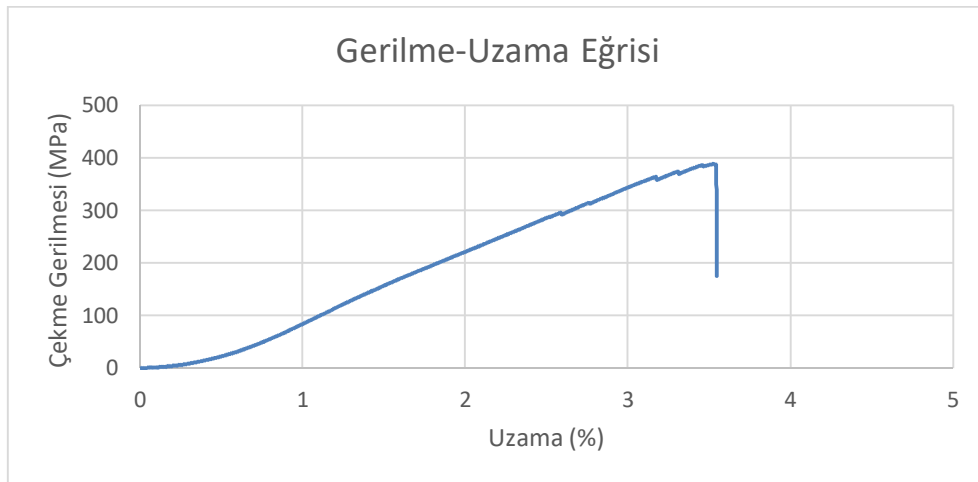




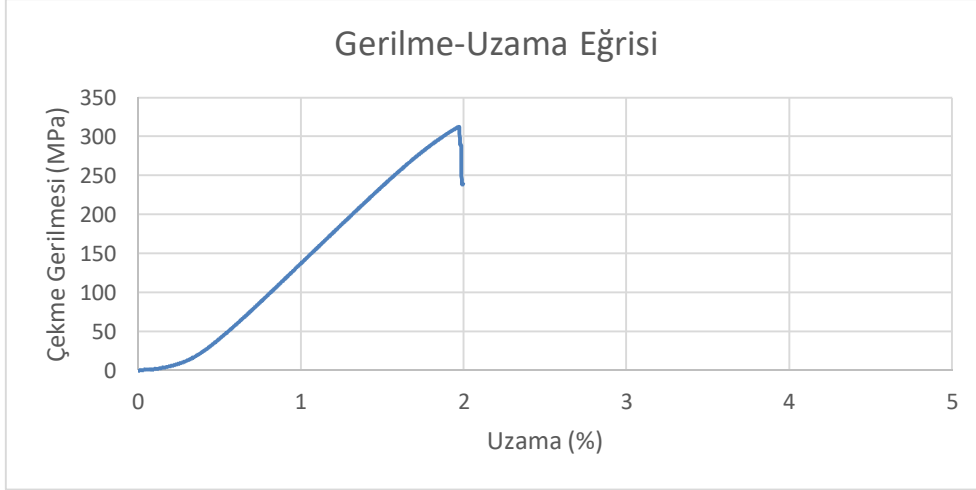
Şekil 4.12 Dört tabakalı RTV 830-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.



Şekil 4.13 Tek tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.



Şekil 4.14 Çift tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.



Şekil 4.15 Dört tabakalı TSE3488T-K.K. malzemesinin genel gerilme-uzama eğrisi.

#### 4.6 Çekme Testi Genel Bulguları

Deneme amaçlı yapılan çekme testlerinde, numunelerin çekme çeneleri içinde kalan kısımlarının test öncesinde sıkıştırma kaynaklı zarar gördüğü tespit edilmiştir. Bu durumda gerçek çekme mukavemeti elde edilemeden, daha düşük bir gerilmede hasar meydana gelmiştir. Mejiha-Ariza vd. (2010), numunenin çeneler içinde kalan kısımlarına cam fiber takviyeli epoksi malzeme yapıştırarak bu sorunu çözmek istemişler fakat yapıştırılan malzeme ile silikon matrisli kompozit malzeme arasında oluşan tabaka kayması sonucu sadece bir numunenin testini sonuçlandırabilmişlerdir. Çalışmamızda farklı takviye malzemeleri farklı yapıştırıcılarla numunelerin zımparalanan uç kısımlara yapıştırılmış, kanvas bezinin epoksi ile yapıştırılması sonucu çenelerde kayma gözlenmemiştir ve test numunelerinin uç kısımlarının bu yöntem ile takviyelendirilmesine karar verilmiştir.

Genel çerçevede, üretilen kompozit malzemelerin çekme testlerinde, fiberler boyunca gerilme uygulandığı için fiberlerin lineer elastik özellikler kompozit malzemede daha baskın olarak ortaya çıkmıştır. Bu davranış, malzemelerin gerilme-uzama eğrilerinde görülmektedir. Fakat malzemeler sıfır derece eğrilik yarıçapı ile eğildiğinde herhangi bir hasar gözlenmemiştir çünkü bu eğilme yönünde malzemenin iç kısmında oluşan basma ve dış kısmında oluşan çekme gerilmelerinde silikon matris baskın özellik göstermiştir. Üretilen kompozit malzemeler kalınlığı az olduğu için, matrisin baskın

olduğu yönde yükleme yapıp eğme testi uygulanarak moment-eğrilik ilişkisi ortaya koyulamamıştır.

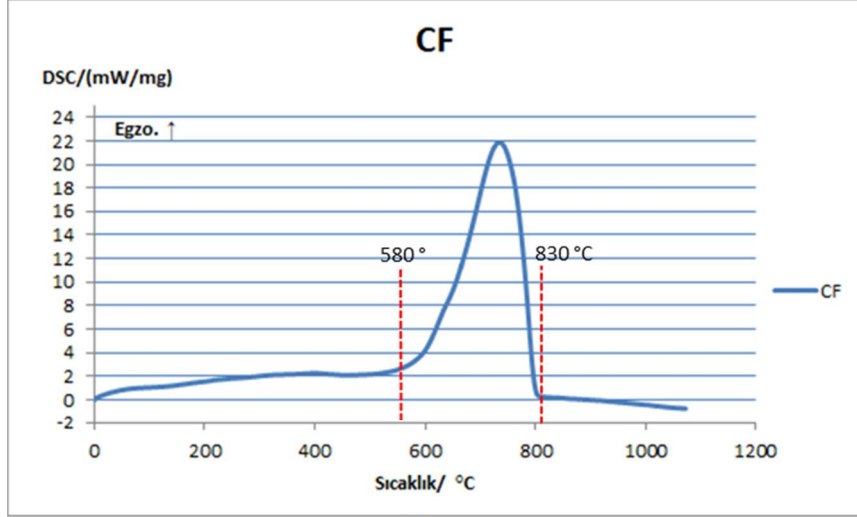
#### 4.7 Termal Karakterizasyon Bulguları

Kompozit malzemenin bileşenleri olan karbon fiber, TSE3488T ve RTV 830 silikonlarının grafikleri Şekil 4.16'da verilmiştir.

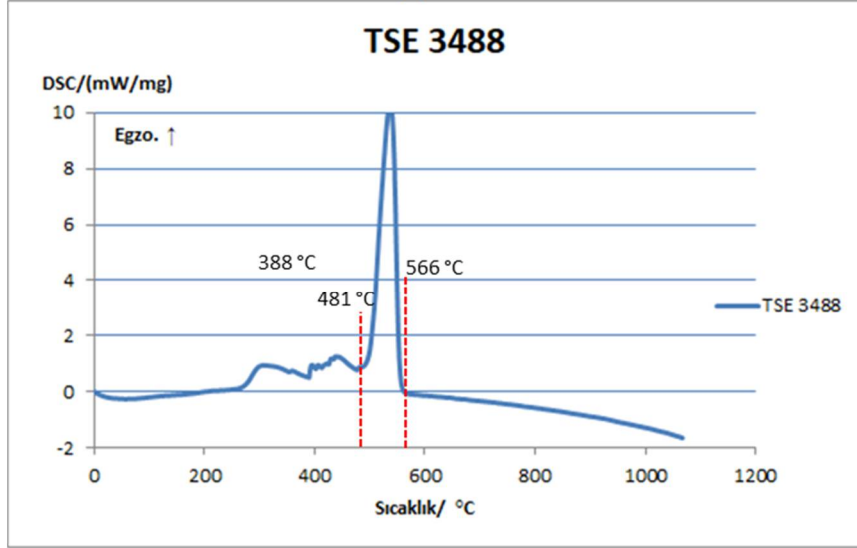
TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin DSC analizi grafikleri Şekil 4.17'de, RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin DSC grafikleri Şekil 4.18'de sunulmuştur.

Şekil 4.22'de kompozit malzeme bileşenleri olan RTV 830 ve TSE3488 silikonları ile karbon fiberin DSC ve TG analizleri karşılaştırılmıştır. Karbon fiberlerin DSC analizine bakıldığında, 350 °C-550 °C arasında yaklaşık %2'lik bir kütle kaybı gözlenmektedir. Feih ve Mouritz (2012)'e göre bu kütle kaybının sebebi karbon fiberlerin yüzeyindeki organik bileşenler olabilmektedir. Sonrasında karbon fibere ait DSC eğrisi yaklaşık 772 °C'de egzotermik bir pik vermektedir. Her DSC hem TG analiz grafiğine bakıldığında bu pik karbon fiberlerin bu sıcaklıkta tamamen yandığını işaret eden piktir (Imiela *et al.* 2016). TSE3488T ve RTV 830 silikonlarının DSC ve TG eğrilerine bakıldığında, her iki silikonun termal bozunma reaksiyonlarının yaklaşık 335 °C'de başladığı ve sırasıyla 600 °C ve 613 °C'de sonlandığı görülebilir. Silikonların en büyük termal bozunma gösterdiği yaklaşık sıcaklık 580 °C'dir. Egzotermik piklere bakıldığında TSE3488T silikonunun bozunması sırasında daha fazla ısı açığa çıktığı söylenebilir.

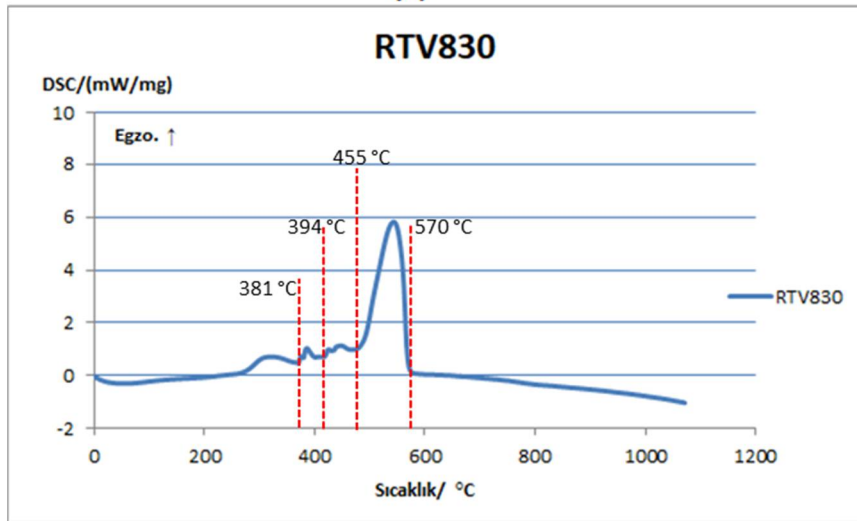
Şekil 4.22.b'de verilen DSC eğrilerine göre karbon fiberler ağırlığının %5'ini 625 °C'de, %10'unu 660 °C'de ve %50'sini 746 °C'de kaybetmiştir. TSE3488T silikonu 354 °C ağırlığının %5'ini, 434 °C'de %10'unu ve 1000 °C sonunda %47'sini kaybetmiştir. RTV 830 silikonu ise 408 °C ağırlığının %5'ini, 440 °C %10'unu ve 1000 °C sonunda %48'ini kaybetmiştir.



(a)

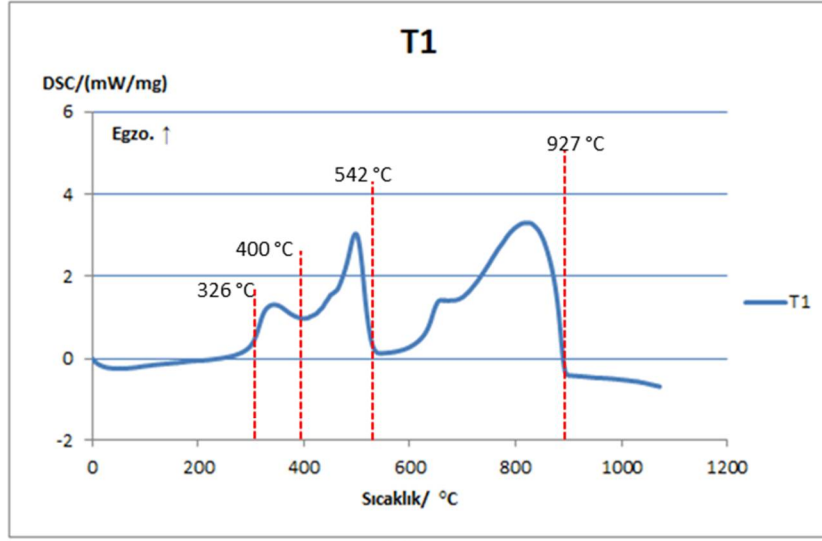


(b)

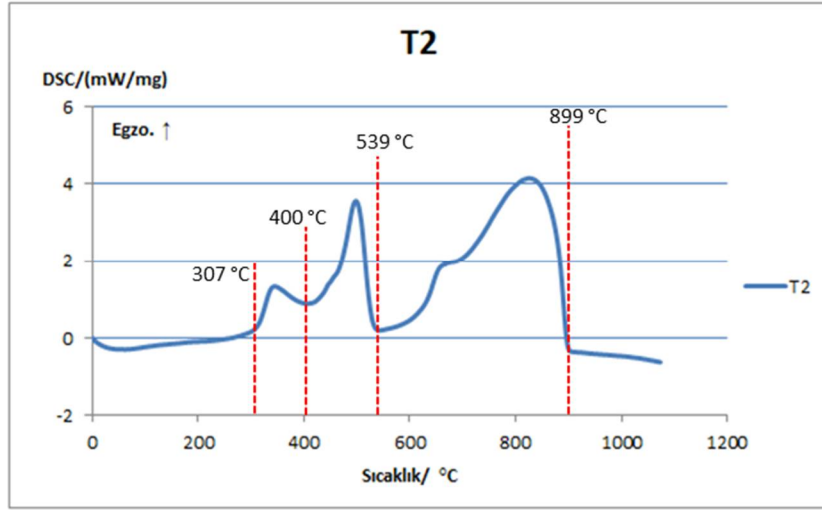


(c)

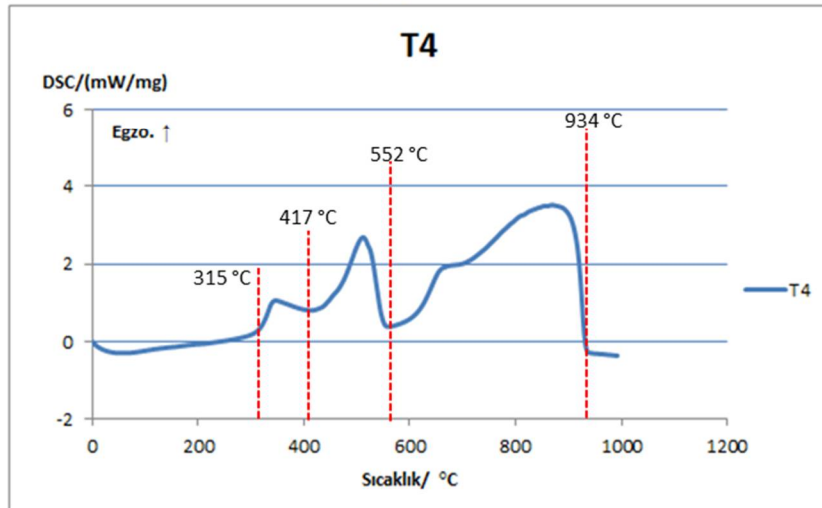
**Şekil 4.16** Kompozit malzeme bileşenlerinin DSC analiz grafikleri: a) karbon fibere, b) TSE3488T silikonuna, c) RTV 830 silikonuna ait grafikler.



(a)

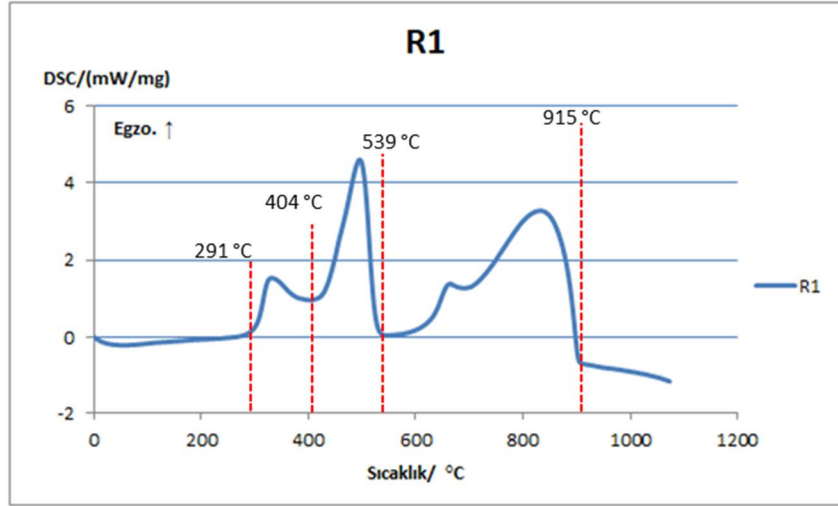


(b)

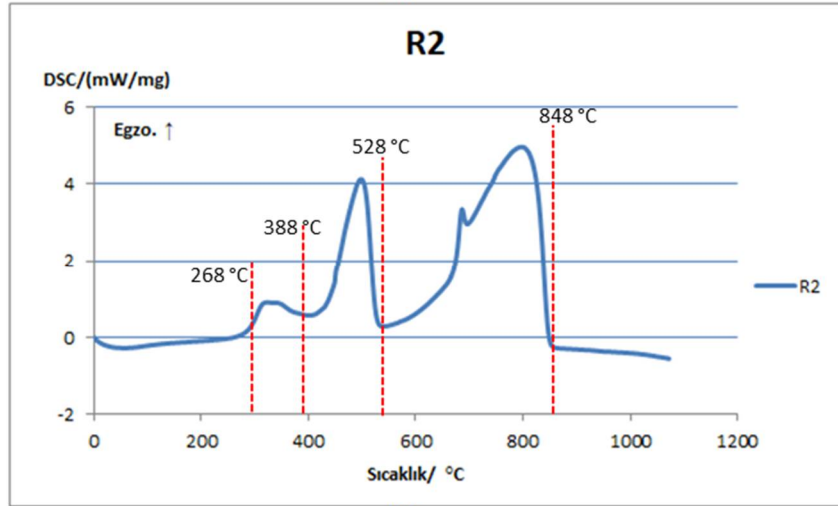


(c)

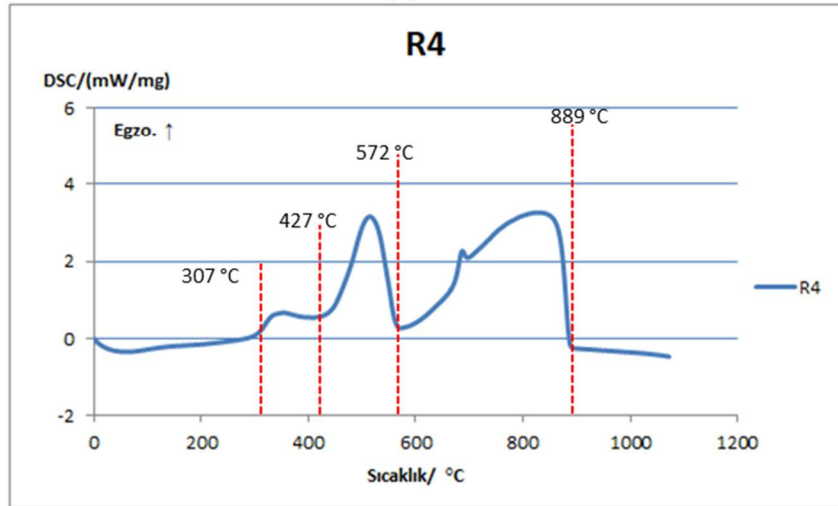
Şekil 4.17 TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.



(a)



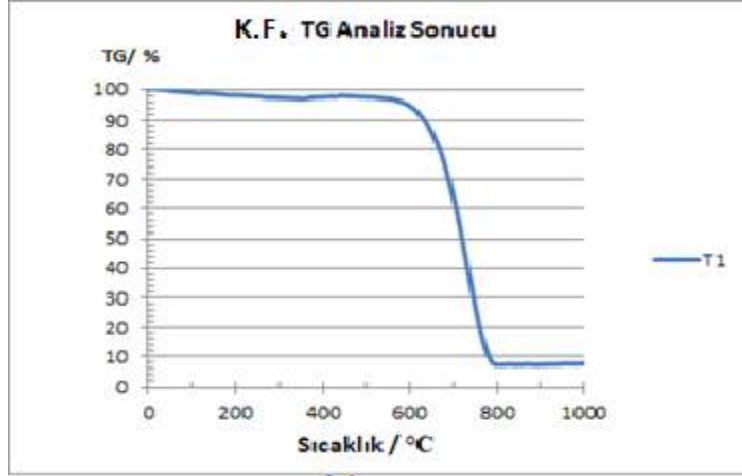
(b)



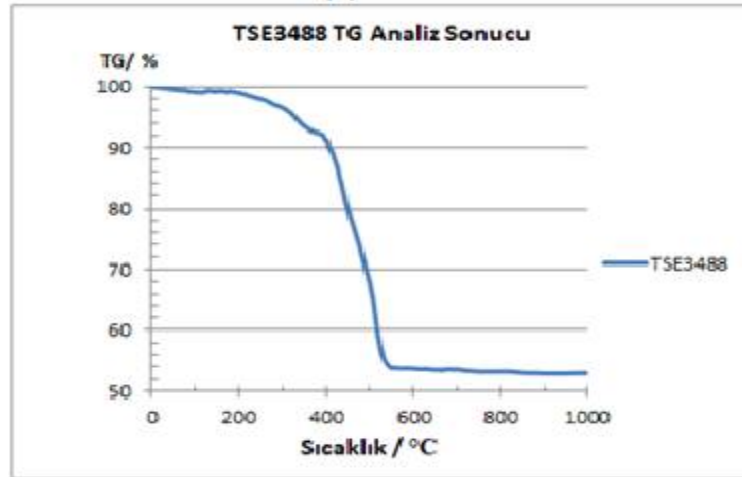
(c)

**Şekil 4.18** RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.

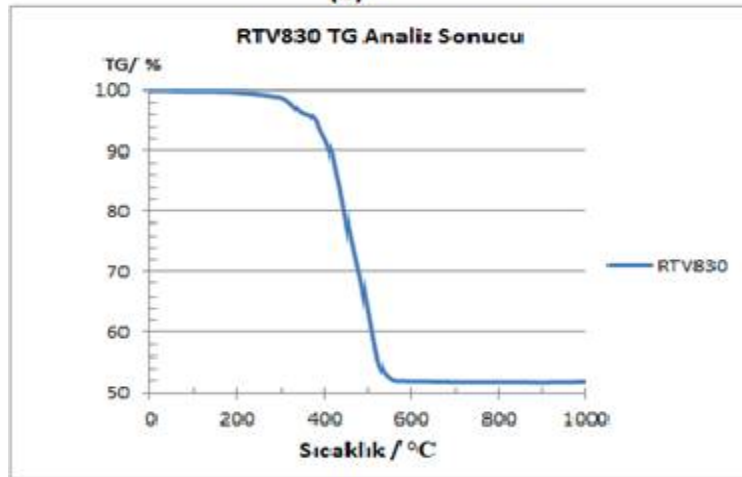
Kompozit malzemenin bileşenlerine ait TG analizinden elde edilen sıcaklığa bağlı kütle kaybı (%) grafikleri Şekil 4.19’da verilmiştir.



(a)



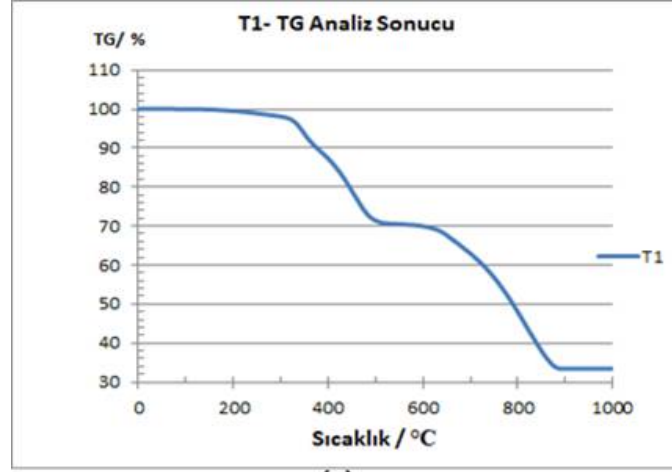
(b)



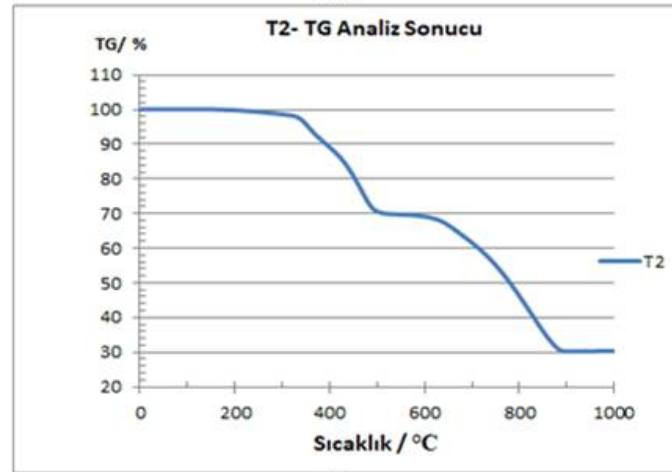
(c)

Şekil 4.19 Kompozit malzeme bileşenlerinin TG analiz grafikleri: a) karbon fibere, b) TSE3488T silikonuna, c) RTV 830 silikonuna ait grafikler.

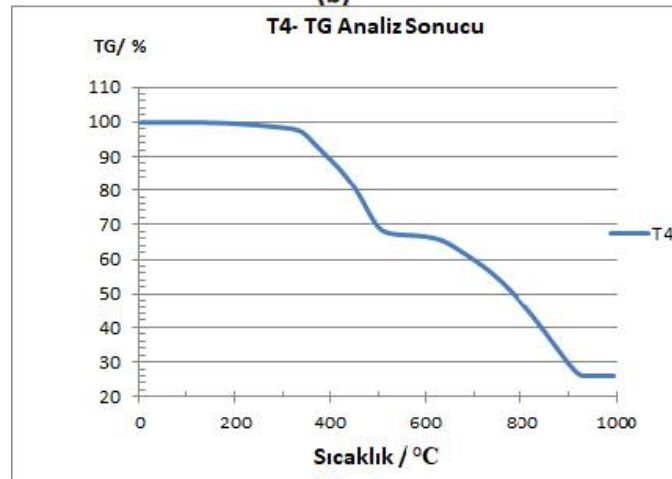
TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri Şekil 4.20’de verilmiştir.



(a)



(b)

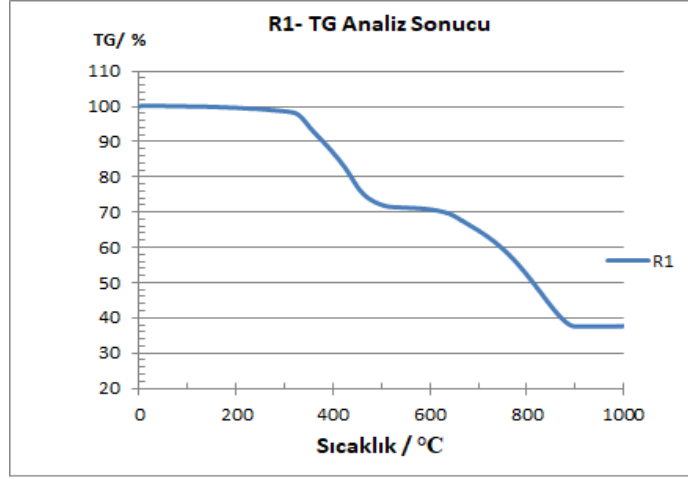


(c)

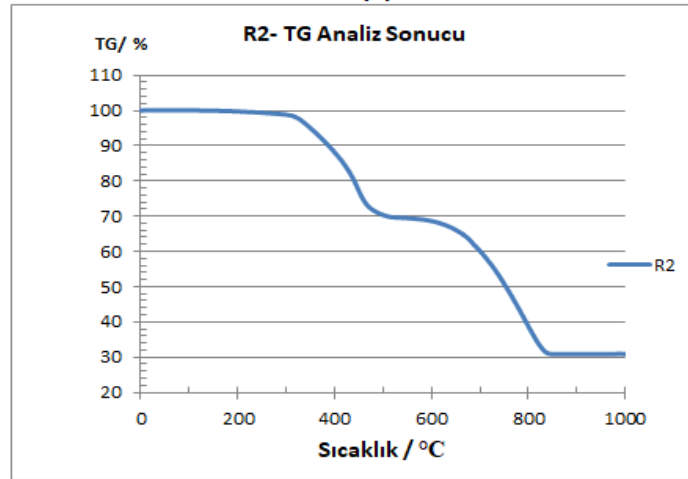
**Şekil 4.20** TSE3488T silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.



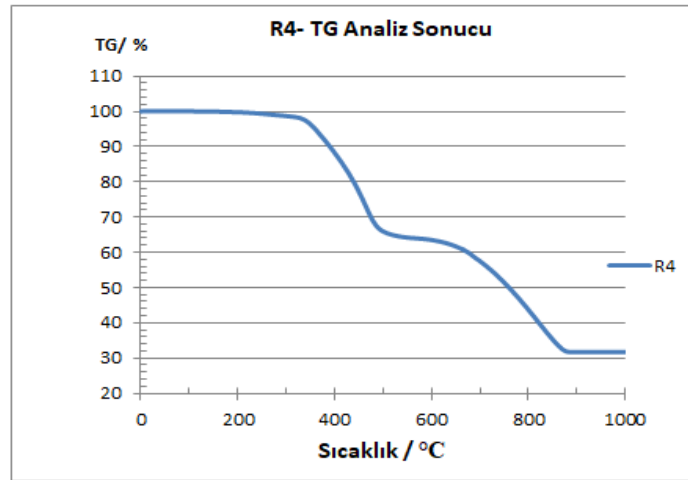
RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri Şekil 4.21’de verilmiştir.



(a)

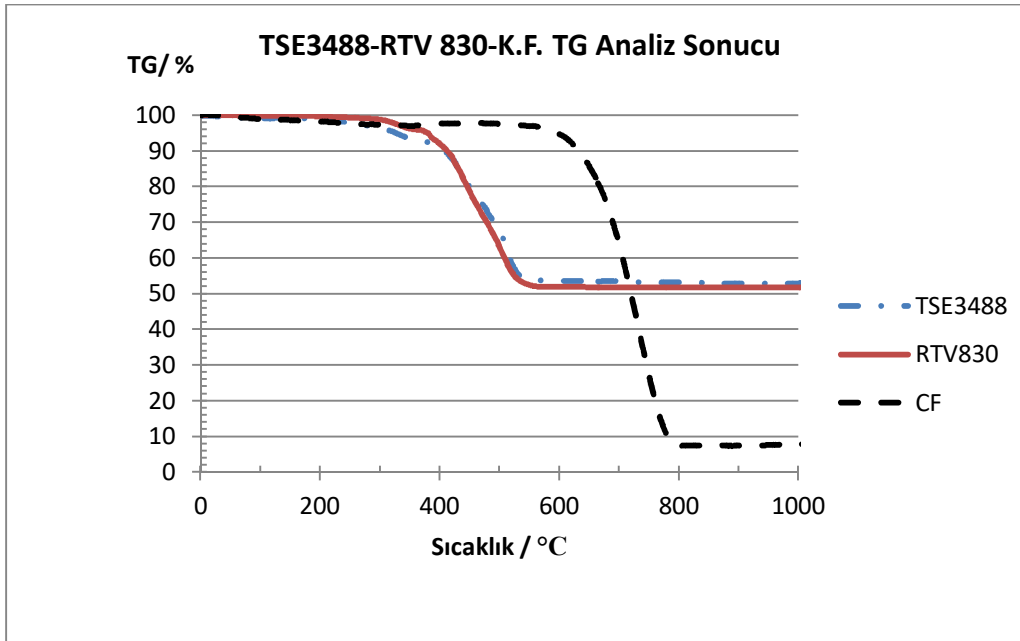
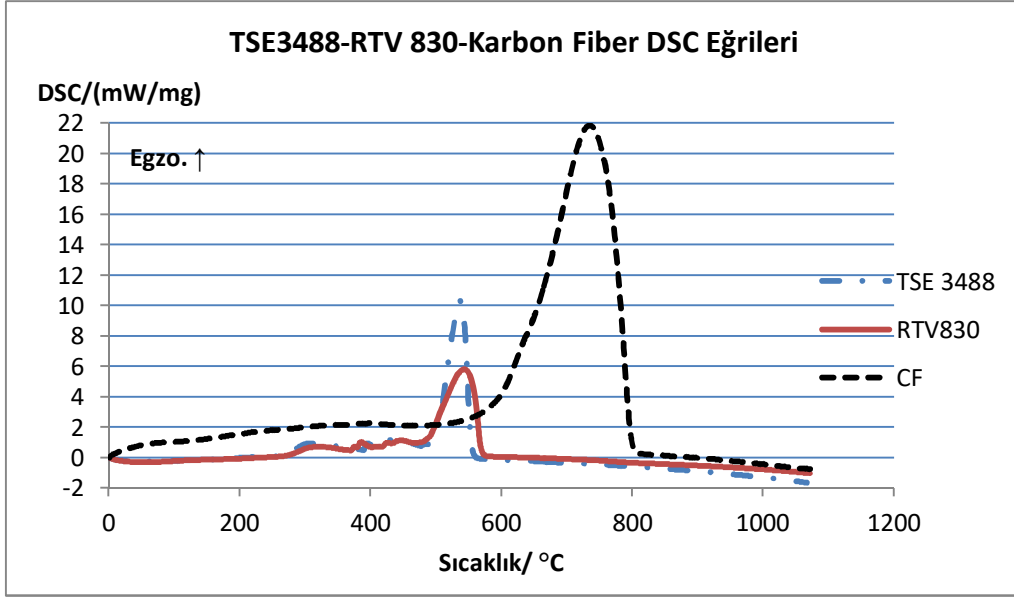


(b)



(c)

Şekil 4.21 RTV 830 silikonu ve farklı tabaka sayılarına sahip karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin TG analizi grafikleri: a) tek tabakalı, b) çift tabakalı, c) dört tabakalı.



**Şekil 4.22** RTV 830 ve TSE3488 silikonları ile karbon fiber takviyenin; a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri.

TSE3488T silikon matrisli kompozit malzemenin DSC ve TG analiz eğrileri Şekil 4.23'te verilmiştir. Eğrilere göre TSE3488T matrisli kompozit malzemeler aşağıda listelenen termal davranışları sergilemişlerdir:

- Tek katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 368 °C, %10'unu 403 °C ve %50'sini 816 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de

ağırlığının %67'sini kaybetmiştir.

- Çift katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 380 °C, %10'unu 417 °C ve %50'sini 805 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de ağırlığının %70'ini kaybetmiştir.
- Dört katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 386 °C, %10'unu 421 °C ve %50'sini 810 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de ağırlığının %74'ünü kaybetmiştir.

RTV 830 silikon matrisli kompozit malzemenin DSC ve TG analiz eğrileri Şekil 4.24'te verilmiştir. Eğrilere göre RTV 830 matrisli kompozit malzemeler aşağıda listelenen termal davranışları sergilemişlerdir:

- Tek katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 372 °C, %10'unu 405 °C ve %50'sini 839 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de ağırlığının %62'sini kaybetmiştir.
- Çift katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 377 °C, %10'unu 415 °C ve %50'sini 781 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de ağırlığının %70'ini kaybetmiştir.
- Dört katmanlı kompozit malzeme ağırlığının %5'ini 387 °C, %10'unu 417 °C ve %50'sini 787 °C'de kaybetmiştir. Termal analizin tamamlandığı 1000 °C'de ağırlığının %68'ini kaybetmiştir.

TSE3488T silikonunun termal bozunmaya başladığı sıcaklık 338 °C, bu silikonun matris olarak kullanıldığı tek tabakalı kompozitin 355 °C, çift tabakalı kompozitin 363 °C ve dört tabakalı kompozitin 380 °C'dir. Buradan yola çıkılarak TSE3488T silikonunun ve bu silikonla üretilen kompozit malzemelerin termal kararlılıklarının yüksek olduğu söylenebilir. Bozunma sıcaklığının karbon fiber takviyesi ile düşük bir oranda arttığı görülebilmektedir. Şekil 4.24 ve Çizelge 4.24 incelendiğinde, kompozitin termal davranışının matrisin termal davranışı ile paralellik gösterdiği, katman sayısının değişiminden önemli derecede etkilenmediği yorumu yapılabilir. Fakat Şekil 4.22.a'da tüm TSE3488T kompozitlerinin eğrilerine bakıldığında 800 °C civarında ortaya çıkan ekstra egzotermik piklerinin olduğu görülebilir. Bu pikler karbon fiber takviyelerinin

yanmaya başladıkları sıcaklıkları göstermektedirler.

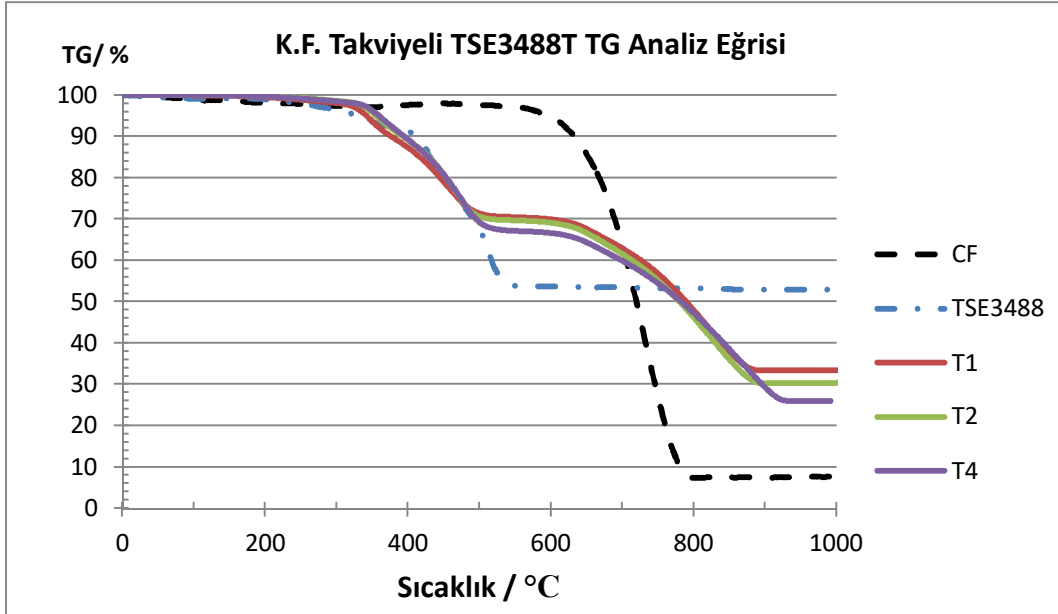
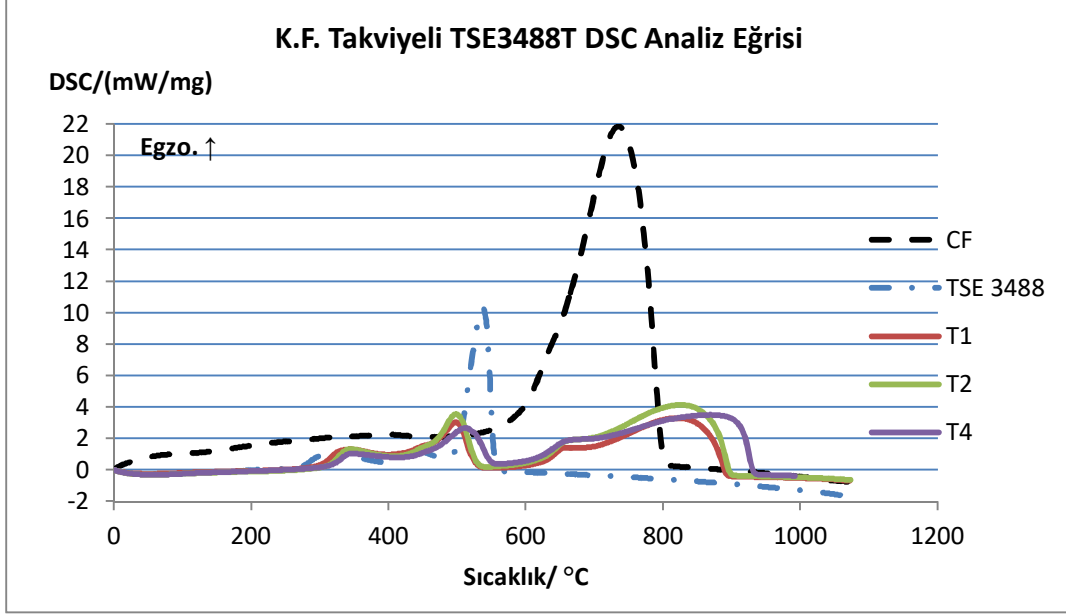
RTV 830 silikonunun termal bozunmaya başladığı sıcaklığın ise yaklaşık 331 °C olduğu Şekil 4.25'ten görülebilir. RTV 830 matrisli tek tabakalı kompozit malzeme 342 °C, çift tabakalı kompozit malzeme 354 °C ve dört tabakalı kompozit malzeme 382 °C'de termal bozunmaya başlamaktadır. Yine diğer matrisle üretilen kompozit malzemeler gibi, RTV 830 matrisli kompozit malzemelerde de karbon fiber takviyesinin bozunma sıcaklığını yukarıya çektiği söylenebilir. Malzemeler yaklaşık 800 °C'de egzotermik pik verdiği görülebilir. Bu pik karbon kompozit malzeme bünyesindeki karbon fiberlerin yanmaya uğradığını gösteren piktir.

Kompozit malzemenin bileşenlerinin termal analiz sonuçları incelendiğinde silikon elastomerlerin yaklaşık 335 °C'ye, karbon fiberlerin ise 550 °C'ye kadar bozunma göstermediği saptanmıştır. Kompozit malzemeler incelendiğinde, tek tabakalı TSE3488-K.K. malzemesinde %5'lik kütle kaybının 368 °C gerçekleştiği ve tez kapsamında üretilen tüm numuneler baz alındığında bu sıcaklığın %5'lik kütle kaybının yaşandığı en düşük sıcaklık olduğu tespit edilmiştir. Bu durum bahsedilen malzemelerin termal kararlılıklarının yeterince yüksek olduğunu göstermiştir Camino vd. (2001)'ne göre silikonun DSC eğrisinde 400 °C altında ortaya çıkan pikler polimerin oligomerlere ayrılmasıyla birlikte ortaya çıkan CO<sub>2</sub> ve sudan kaynaklanmaktadır.

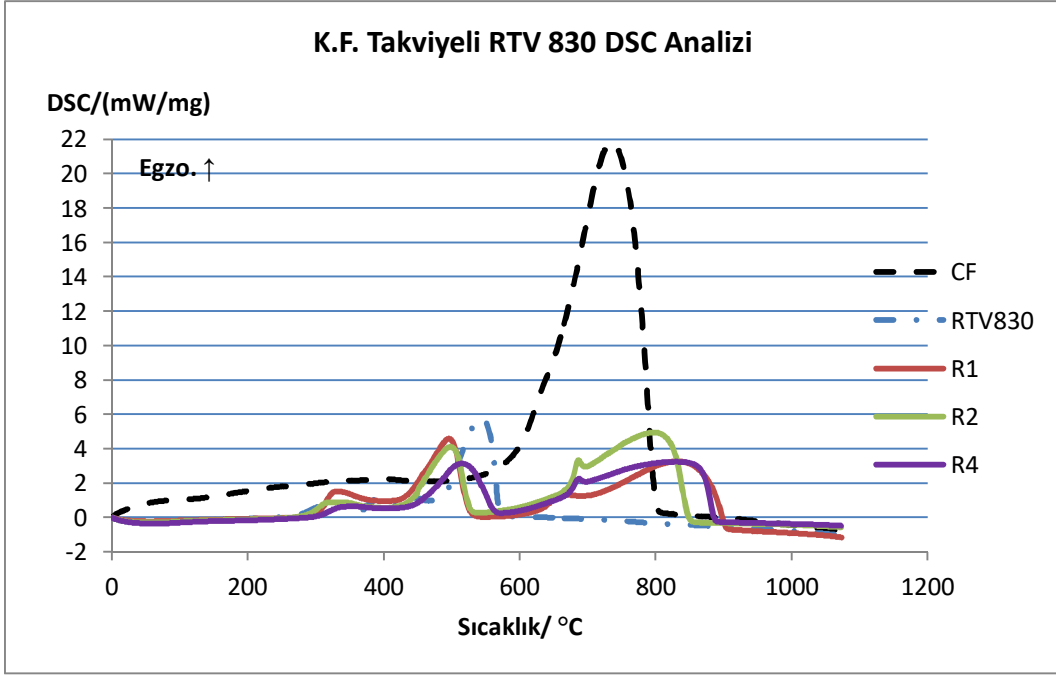
**Çizelge 4.24** Kompozit malzemelerin DSC ve TG analizleri sonucunda ortaya çıkan kritik sıcaklıklar.

Numune	Kritik kütle kayıplarının gerçekleştiği sıcaklıklar (°C)		
	%5 kayıp	%10 kayıp	%50 kayıp
T1	368	403	816
T2	380	417	805
T4	386	421	810
R1	372	405	839
R2	377	415	781
R4	387	417	787

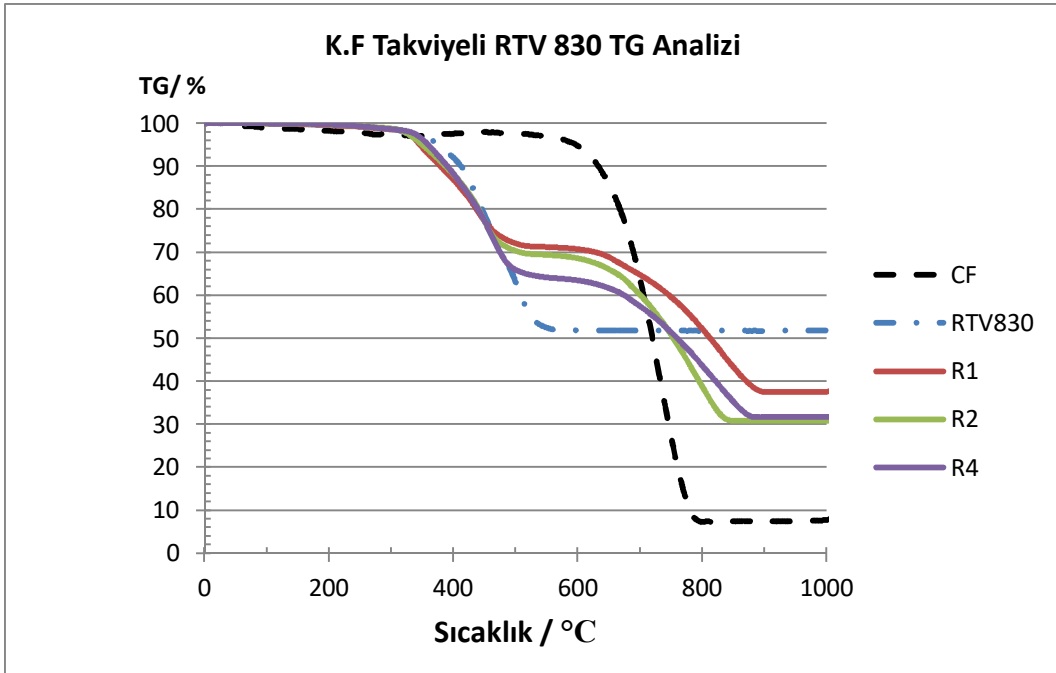
Kompozit malzemelerin bozunma reaksiyonları matris malzemesi ile benzerlik göstermektedir. Ayrıca, silikonların bozunma sıcaklıklarının karbon fiber takviyesi ile azda olsa arttığı söylenebilir. Bunun sebebi ise kurlenmeden önce silikon içine gömülen karbon fiberlerin kurlenme sırasında silikon ile etkileşime girmesi ve kurlenmeden sonra moleküler zincir esnekliğini azaltması olarak yorumlanabilir (Dong *et al.* 2013).



**Şekil 4.23** K.f. takviyeli TSE3488T silikonunun: a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri.



(a)



Şekil 4.24 K.f. takviyeli RTV 830 silikonunun: a) DSC analiz eğrileri, b) TG analiz eğrileri.

#### 4.8 Sonlu Elemanlar Modelleme Bulguları

En uzun süre ve en fazla sayıda katlamaya maruz kalan numunelerin sonlu eleman modelleme sonuçları Çizelge 4.25'te gösterilmiştir.

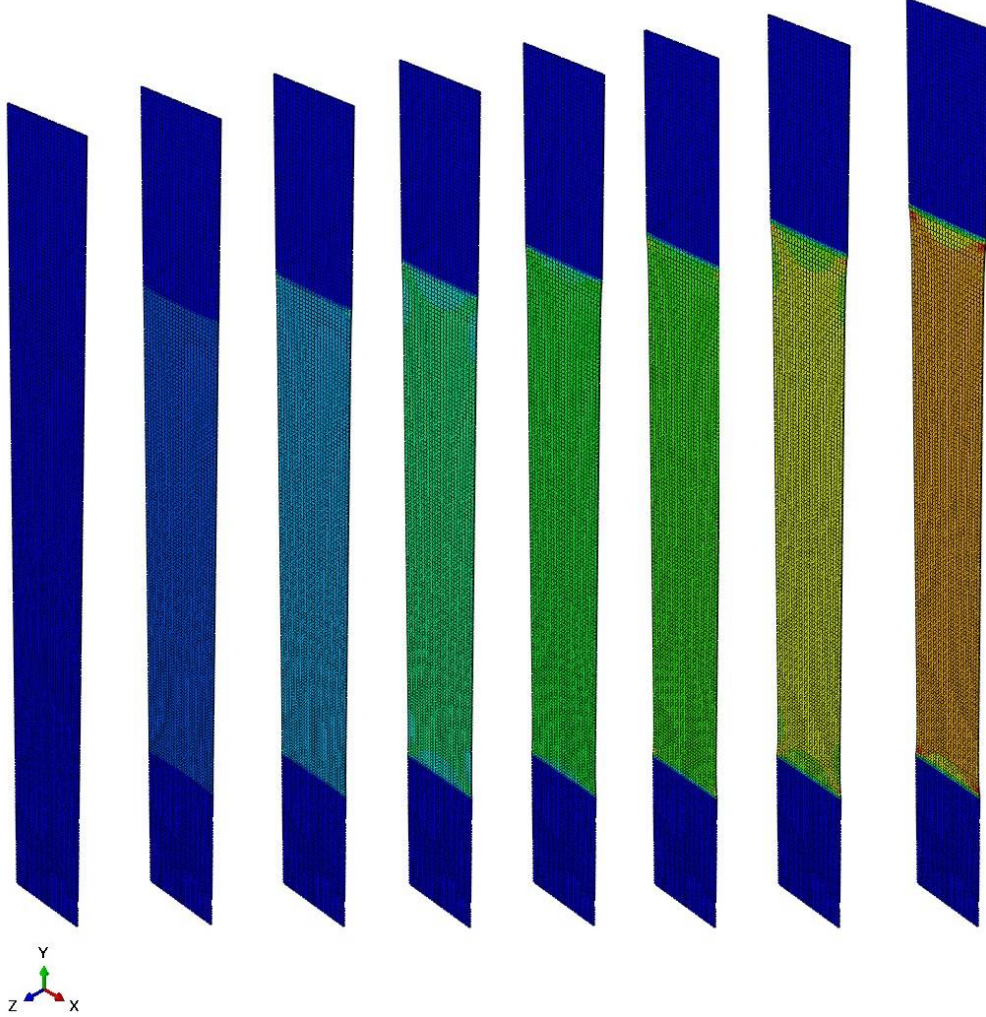
**Çizelge 4.25** Numunelerin deneysel ve modelleme sonucunda elde edilen maksimum gerilme sonuçlarının karşılaştırılması.

Numune Adı	Maksimum Gerilme (MPa)		
	Deneysel	Model	Benzerlik (%)
RefR1	335,90	333,37	0,75
Ref-R2	351,20	360,51	2,65
RefR4	265,90	294,50	10,76
RefT1	434,20	466,20	7,37
RefT2	380,00	400,20	5,32
RefT4	311,50	324,50	4,17
12hR1	248,00	263,17	6,11
12hR2	281,20	288,30	2,52
12hR4	216,09	224,10	3,71
12hT1	274,47	302,80	10,32
12hT2	270,00	255,30	5,44
12hT4	284,00	299,35	5,12
4kR1	254,21	260,44	2,45
4kR2	290,85	307,01	5,56
4kR4	265,17	276,00	4,08
4kT1	306,90	329,66	7,42
4kT2	334,90	313	6,54
4kT4	291,93	281,93	3,42

6250 elemana ayrılarak modellenen numuneler 'y' eksenini yönünde yer değiştirme sınırı şartı ile uzatılarak bünyesinde oluşan stres bölgeleri gözlenmiştir. Örnek bir modelin 'y' eksenini yönünde ki deformasyon simülasyonu Şekil 4.25'te verilmiştir.

Numunelerin çekme testi sonucu deneysel olarak elde edilen maksimum gerilme değerleri ile sonlu eleman analizi sonucu elde edilenler veriler karşılaştırılmıştır. Modeller çekme testi sonuçlarına yakın değerler vermiştir. Birkaç numunenin modeli ile çekme testi sonucu arasında %10 civarında farklılık vardır. Bunun sebepleri üretilen bazı numunelerde fiberlerin homojen dağılmaması ve bazı bölgelerde kümelenmesi (Maqueda *et al.* 2012), çekme testinin başlangıcında, malzemeye herhangi bir yük binmeyen anda ölçülen boyca uzama, yine test sırasında matrisin yumuşak olmasından

dolayı fiberlerin matris içinde azda olsa kayması ya da numunenin çeneler içinde bir miktar kaymış olması olabilir.



**Şekil 4.25** Ref-R1 numune modelinin ‘y’ eksenindeki uzamasının gösterimi: modelde en az gerilme değerine sahip bölgeler lacivert en fazla olanlar ise kırmızı renkle gösterilmektedir.



## 5. TARTIŞMA ve SONUÇ

Bu tez çift yönlü düz dokumalı karbon fiber kumaş ile takviyelendirilmiş, karbon fiberlerden çok daha yumuşak bir yapıda olan silikon matrisli kompozit malzemelerin üretimi ve termal ve mekanik karakterizasyonu ile ilgili bir çalışma sunmaktadır. Yüksek şekil değiştirme kabiliyetine sahip olan silikon reçinenin bu çalışmada matris olarak kullanılmasının amacı, karbon fiberlerin rijitliği yüksek olsa dahi, elastik deformasyon kabiliyeti yüksek olan matris içine gömüldüklerinde, yüksek eğrilik çaplarında mikro-burkulma kabiliyeti göstermelerine, böylelikle kompozit malzemenin hasar almaksızın ya da mekanik özelliklerini önemli derecede etkilemeyecek bir hasar miktarıyla, eğilmesine ve bükülmesine olanak tanınmasıdır (Flanagan *et al.* 2007, Semprimoschnig *et al.* 2009, Mejia-Ariza *et al.* 2010, Maqueda *et al.* 2012).

Uygulanan mekanik testlerde izlenen yol üretilen elastik matrisli kompozitlerin farklı süreler ve sayılarda katlanmaya maruz bırakılması ve açıldıktan sonra uğradıkları hasarın büyüklüğünün tek eksenli çekme testi yolu ile belirlenmesiydi. Karşılaştırma amacı ile hiç katlamaya uğramamış referans numuları de tek eksenli çekme testine tâbi tutuldu. Mekanik testler sonucunda varılan sonuçlar şunlardır:

- Çekme mukavemeti 6,1 MPa ve 4,4 MPa olan silikon malzemeler karbon fiber takviyeleriyle, çekme mukavemetleri 200-450 MPa arasında değişen kompozit malzemelere dönüşmüşlerdir. Shit ve Shah (2013) derlemelerinde nano boyuttaki takviyelerle elastomerlerin çekme mukavemetlerinin %200-300 arttırılabileceğine dair çalışmalara yer vermişler ve çalışmamızda bulunan sonuçlar fiber takviyesi ile bu artışın daha fazla olabileceğini göstermektedir.
- Mejia-Ariza vd. (2010) çalışmalarında silikon matrisli kompozit malzemelere uygulanan tek eksenli çekme testleri sonucunda numunelerinin hasar uğramadan çekme cihazı çenelerinden kaydığını, maksimum çekme mukavemetinin bulunamayarak sadece rijitliğin hesaplanabildiğini belirtmişlerdir. Testlerde ulaştıkları çekme gerilmesi 173 MPa civarındadır. Yapılan çalışmamızda, numune uç kısımları epoksi ve kanvas bezi ile güçlendirilerek tüm numunelerde tek eksenli çekme hasarı elde edilmiştir. Ulaşılan çekme gerilmeleri 560 MPa'a kadar çıkmıştır.
- Allred vd. (2002), Datashvili vd. (2005), Semprimoschnig vd. (2009), Murphey

(2009), Vocke III vd. (2012) ve Sakovsky vd. (2015) çalışmalarında belirttikleri gibi bizim çalışmamızda da yüksek elastik deformasyon kabiliyetine sahip matris kullanımıyla katlanıp açılabilen, ama aynı zamanda içinde gömülü fiberler sayesinde aerodinamik kuvvetlere dayanım gösterecek derecede rijit kompozit malzemeler üretilmişlerdir.

- Testler sonucunda elde edilen elastik modül değerleri beklenenden düşük çıkmış, Mejia-Ariza vd. (2010) çalışmalarında aynı sorunla karşılaştıklarını belirtmiş ve karbon fiber kumaşlarda fiberlerin dalgalı yapıda olmasının bunun sebebi olabileceğini söylemişlerdir.
- Yee ve Pellegrino (2005) düz dokumalı karbon fiber takviyeli epoksi kompozitlere çekme gerilmesi uygulandığı takdirde ortalama %1 uzama sonrasında hasara uğradıklarını belirtmiş, bu çalışmada kullanılan silikon matrisli kompozit malzemelerde hasara kadar oluşan uzamanın, %2-4 arasında değişen değerlerde olduğu gözlenmiştir. Her ne kadar çekme yönünde fiberler baskın özellik gösterse de aradaki bu farkın fiberlerin silikon matris içinde hareket edebilmesinden kaynaklandığı düşünülmektedir.
- Kompozit numunelerin tabaka sayıları arttıkça çekme gerilmeleri azalma % uzama değerleri artma eğilimindedir. Bu durum numunelerin kesit alanının artması fakat bu artışın tamamen yükü taşıyan takviye elemanı kaynaklı değil matris malzemesi kaynaklı olmasından kaynaklanıyor olabilir.
- Numunelerin katlı kaldığı gün sayıları ve katlanma sayıları arttıkça uzama oranları artış göstermiştir. Wypych (2010) bahsedilen düşüşü, maruz kalınan tekrarlı gerilmelerin, malzemenin matris malzemesinin takviye malzemesi yüzeyine tutunma kuvvetinin azalması, takviye malzemesi ile matris arasında kayma malzemesi arasında kayma meydana gelmesi, yüklemeye yolu üzerindeki ağ yapısının bozulması ve komşu fiberler arasındaki polimer zincirlerinde kayma meydana gelmesi gibi mekanizmalara bağlamaktadır.
- Maqueda vd. (2012) deneysel ve modelleme verilerinin fiberlerin homojen dağılmamasından dolayı uyumadığını belirtmiştir.

Çalışmamızda kullandığımız silikon bileşenlerin en düşük bozunma sıcaklığı 368 °C bulunarak Camino vd. (2001)'nin testleri sonucunda elde ettiği bozunma sıcaklıkları ile

paralellik göstermiştir. Kompozit malzemeler, matris malzemelerinin bozunma sıcaklığına ulaşan sıcaklıklarda kullanılabilirdiğinden en az 368 °C'ye kadar termal kararlılık gösterebilirler.

Tez çalışması esnasında silikon reçinelerin yüksek viskozitesi, karbon fiberlerin arasına sızarak tam ıslatma sağlamadığından üretim aşamasında zorluklar çıkarmıştır. UV ile kürlenen düşük viskoziteli silikon reçine kullanımı üretim aşamasındaki zorluk derecesini azaltabilir ve matris-takviye elemanı ara yüzey bağ kuvveti daha yüksek numuneler üretilebilir. Ayrıca silikon matrisli kompozit malzemelerin test aşamasında çeneler arasında kayma sorunu ile karşılaşmıştır. Mekanik olarak numunelerin çenelerden kaymamasını sağlayacak ve aynı zamanda hasar istenmeyen bölgelerde gerilmelere sebep olmayacak kilit yapısında bir sistem uygulanarak bu soruna çare bulunabilir.

Polimer matrisli kompozit malzemeler temel alındığında, silikon gibi elastomer matrisli fiber takviyeli kompozit malzemeler üzerine yapılan araştırma ve çalışma sayısı, epoksi, polyester ve vinilester gibi termoset matrisli kompozit malzemelerle ilgili yapılan çalışma sayısına göre daha azdır. Bu yeni malzemelerin mekanik ve termal özelliklerini etkileyen ve keşfedilmeyi bekleyen birçok parametre vardır. Fiberlerin yüzey morfolojisi, matris malzemesinin moleküler yapısı gibi değişkenlerin takviye elemanı-matris arayüzey bağ kuvvetini nasıl etkileyeceği irdelenmesi gereken konular arasındadır. Bunun yanında, farklı katlama açılarının elastomer matrisli kompozit malzemelerin katlama sonrası mekanik özelliklerini nasıl etkileyeceğinin ortaya koyulması, bu malzemelerin uzay ve uçak yapılarında kullanım avantaj ve dezavantajlarının araştırmacıların bilgisine sunulması yönünden önem arz etmektedir. Uzay ve uçak yapıları yüksek hızlı parçacıklar, ultraviyole ışınlar ve termal şok gibi birçok etkiye maruz kalmaktadır. Bu etkilere dayanıklı silikon malzemeler maliyet açısından yüksek ve ulaşılması güç malzemelerdir. Farklı etkilere dayanıklı düşük maliyetli elastomer reçine geliştirilmesi üzerine yapılacak çalışmaların yüksek katma değer yaratma potansiyeline sahip olduğu düşünülmektedir.

## 6. KAYNAKLAR

- Abdulrahim, M. and Lind, R. (2006). Using avian morphology to enhance aircraft maneuverability. AIAA, Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 21-24 August, AIAA 2006-6643, 1-17.
- Abrate, S., Castanié, B. and Rajapakse, Y.D.S. (2012) (Eds.). Dynamic failure of composite and sandwich structures. Springer Science & Business Media.
- Alagirusamy, R., Figueiro, R., Ogale, V. and Padaki, N. (2006). Hybrid yarns and textile preforming for thermoplastic composites. *Textile Progress*, **38**: 1-71.
- Allred, R.E., Hoyt, A.E., McElroy, P.M., Scarborough, S. and Cadogan, D.P. (2002). UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, Colorado, 22-25 April, AIAA 2002-1202, 1-11.
- Alvarez-Salazar, O.S., Adams, D., Milman, M., Nayeri, R., Ploen, S., Sievers, L., Slimko, E. And Stephenson, R. (2013). Pointing architecture of SMAP's large spinning antenna. Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, MA, USA, 19-22 August, AIAA 2013-4560, 1-19.
- Amin, M., Akbar, M. and Amin, S. (2007). Hydrophobicity of silicone rubber used for outdoor insulation (an overview). *Reviews on Advanced Materials Science*, **16**: 10-26.
- Arruda, E.M. and Boyce, M.C. (1993). A three-dimensional constitutive model for the large stretch behavior of rubber elastic materials. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, **41**: 389-412.
- Astrom, B.T. (2018). Manufacturing of polymer composites. Routledge.
- Baier, H., Datashvili, L. and Hoffmann, J. (2009). Mechanically reconfigurable and massively shape morphing space structures. 11th European Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing Conference (ESSMMT), Toulouse, France, 15-17 September.
- Balasubramanian, K., Sultan, M.T.H. and Rajeswari, N. (2018). Manufacturing techniques of composites for aerospace applications. In: Jawaid, M., Thariq, M.,

(Eds.), Sustainable Composites for Aerospace Application, Woodhead Publishing, 55-67.

Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I. and Inman, D.J. (2011). A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **22**: 823-877.

Bartley-Cho, J.D., Wang, D.P., Martin, C.A., Kudva, J.N. and West, M.N. (2004). Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **15**: 279-291.

Bauer, C., Martin, W., Siegling, H.F. and Schuermann, H. (1998). A new structural approach to variable camber wing technology of transport aircraft. 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, Long Beach, CA, USA, 20-23 April, AIAA 98-1756, 474-482.

Beda, T. (2007). Modeling hyperelastic behavior of rubber: A novel invariant-based and a review of constitutive models. *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, **45**: 1713-1732.

Bednarczyk, B.A. and Arnold, S.M. (2003). Micromechanics-based modeling of woven polymer matrix composites. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, **41**: 1788-1796.

Bein, T., Hanselka, H. and Breitbach, E. (2000). An adaptive spoiler to control the transonic shock. *Smart Materials and Structures*, **9**: 141-148.

Bergman, C.A. and McEwen, E. (1997). Sinew-reinforced and composite bows. In: Knecht, H., (Ed.), *Projectile Technology, Interdisciplinary Contributions to Archaeology*, Springer, Boston, MA, 143-160.

Binici, H., Aksogan, O. and Shah, T. (2005). Investigation of fibre reinforced mud brick as a building material. *Construction and Building Materials*, **19**: 313-318.

Bowman, J., Sanders, B. and Weisshaar, T. (2002). Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, Colorado, 22-

25 April, AIAA 2002-1631, 1-11.

Bowman, J., Sanders, B., Cannon, B., Kudva, J., Joshi, S. and Weisshaar, T. (2007). Development of next generation morphing aircraft structures. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 23-26 April, AIAA 2007-1730, 1-10.

Burnside, S.D. and Giannelis, E.P. (2000). Nanostructure and properties of polysiloxane-layered silicate nanocomposites. *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, **38**: 1595-1604.

Cadogan, D., Lin, J. and Grahne, M. (1999). The development of inflatable space radar reflectarrays. 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, St. Louis, MO, USA, 12-15 April, AIAA 99-1517, 2488-2494.

Callister, W.D. and Rethwisch, D.G. (2018). Materials science and engineering: an introduction. New York: John Wiley & Sons.

Camino, G., Lomakin, S.M. and Lazzari, M. (2001). Polydimethylsiloxane thermal degradation Part 1. Kinetic aspects. *Polymer*, **42**: 2395-2402.

Campbell, F.C. (2003). Manufacturing processes for advanced composites. Elsevier Science.

Campbell, D., Lake, M.S. and Mallick, K. (2004). A study of the bending mechanics of elastic memory composites. 45th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, California, 19-22 April, AIAA 2004-1636.

Cassapakis, C. and Thomas, M. (1995). Inflatable structures technology development overview. Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, AL, USA, 26-28 September, AIAA 95-3738, 1-10.

Chodimella, S., Moore, J., Otto, J. and Fang, H. (2006). Design evaluation of a large aperture deployable antenna. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 1-4 May, AIAA 2006-1603, 1-20.

Colas, A. (2005). Silicones: Preparation, properties and performance. Dow Corning, Life Sciences.

- Daniel, I.M. and Ishai, O. (2006). Engineering mechanics of composite materials. Oxford University Press, New York.
- Daniel, I.M., Gdoutos, E.E. and Rajapakse, Y.D.S. (Eds.). (2009). Major accomplishments in composite materials and sandwich structures: an anthology of ONR sponsored research. Springer Netherlands.
- Dano, M.L., Gendron, G. and Picard, A. (2000). Mechanical behavior of a triaxial woven fabric composite. *Mechanics of Composite Materials and Structures*, **7**: 207-224.
- Datashvili, L., Lang, M., Baier, H. and Sixt, T. (2005). Membranes for large and precision deployable reflectors. European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing (ESA SP-581), Noordwijk, The Netherlands, 10-12 May.
- De Buyl, F. (2001). Silicone sealants and structural adhesives. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, **21**: 411-422.
- Dillard, D.A., Pocius, A.V. and Chaudhury M. (2002). Adhesion science and engineering: surfaces, chemistry and applications. Elsevier Science.
- Dong, J., Wang, P.H., Sun, D.B., Xu, Y.L. and Li, K.P. (2013). Preparation and characterization of graphene/RTV silicone rubber composites. *Advanced Materials Research (Volumes 652-654)*, 11-14.
- Eckold, G.C. (1994). Design and manufacture of composite structures. Woodhead Publishing.
- Epping, J.D., Yao, S., Karni, M., Apeloig, Y. and Driess, M. (2010). Si=X Multiple Bonding with Four-Coordinate Silicon? Insights into the Nature of the Si=O and Si=S Double Bonds in Stable Silanoic Esters and Related Thioesters: A Combined NMR Spectroscopic and Computational Study. *Journal of the American Chemical Society*, **132**: 5443-5455.
- Fang, H., Lou, M., Huang, J., Hsia, L.M. and Kerdanyan, G. (2002). Development of a three-meter Ka-band reflectarray antenna. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, Colorado, 22-25 April, AIAA 2002-1706, 1-10.

- Feih, S. and Mouritz, A.P. (2012). Tensile properties of carbon fibres and carbon fibre–polymer composites in fire. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, **43**: 765-772.
- Flanagan, J., Strutzenberg, R., Myers, R. and Rodrian, J. (2007). Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 23-26 April, AIAA 2007-1707, 1-3.
- Francis, W., Lake, M. and Mayes, J.S. (2006). A review of classical fiber microbuckling analytical solutions for use with elastic memory composites. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 1-4 May, AIAA 2006-1764, 1-12.
- Freeland, R.E., Bilyeu, G.D. and Veal, G.R. (1996). Development of flight hardware for a large, inflatable-deployable antenna experiment. *Acta Astronautica*, **38**: 251-260.
- Friedrich, K., Chang, L. and Hauptert, F. (2011). Current and future applications of polymer composites in the field of tribology. In: Nicolais, L., Meo, M., Milella, E., (Eds.), *Composite Materials*, Springer, London, 129-167.
- Fuss, F.K., Subic, A., Strangwood, M. and Mehta, R. (2013). *Routledge handbook of sports technology and engineering*. Routledge.
- Gabriel, R.A. (2004). *Empires at War: A Chronological Encyclopedia*. Greenwood Press.
- Gaspar, J., Mann, T., Sreekantamurthy, T. and Behun, V. (2007). Structural test and analysis of a hybrid inflatable antenna. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 23-26 April, AIAA 2007-1832, 1-17.
- Gern, F.H., Inman, D.J. and Kapania, R.K. (2002). Structural and aeroelastic modeling of general planform wings with morphing airfoils. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, **40**: 628-637.
- Gern, F., Inman, D.J. and Kapania, R.K. (2005). Computation of actuation power requirements for smart wings with morphing airfoils. *American Institute of*



*Aeronautics and Astronautics Journal*, **43**: 2481-2486.

- Ghanbari-Siahkali, A., Mitra, S., Kingshott, P., Almdal, K., Bloch, C. and Rehmeier, H.K. (2005). Investigation of the hydrothermal stability of cross-linked liquid silicone rubber (LSR). *Polymer Degradation and Stability*, **90**: 471-480.
- Gonzalez, L.Y.S., Botero, M.G. and Betancur, M. (2005). Hyperelastic material modeling. Departamento de Ingenieria Mecanica, Universidad EAFIT, Medellin, Colombia.
- Greschik, G., Palisoc, A., Cassapakis, C., Veal, G. and Mikulas, M.M. (2001). Sensitivity study of precision pressurized membrane reflector deformations. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, **39**: 308-314.
- Grogan, D.M., Leen, S.B., Kennedy, C.R. and Brádaigh, C.Ó. (2013). Design of composite tidal turbine blades. *Renewable Energy*, **57**: 151-162.
- Hackett, R.M. (2016). Hyperelasticity primer. Springer International Publishing.
- Halley, P.J. (2012). Rheology of thermosets: the use of chemorheology to characterise and model thermoset flow behaviour. In: Guo, Q., (Ed.), *Thermosets, Structure, Properties and Applications*, Woodhead Publishing, 92-117.
- Hang, X., Li, Y., Hao, X., Li, N. and Wen, Y. (2017). Effects of temperature profiles of microwave curing processes on mechanical properties of carbon fibre-reinforced composites. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, **231**: 1332-1340.
- Huang, J. and Feraia, A. (1999). Inflatable microstrip reflectarray antennas at X and Ka-band frequencies. IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium, 1999 Digest. Held in conjunction with: USNC/URSI National Radio Science Meeting (Cat. No. 99CH37010), Orlando, FL, USA, 11-16 July, 1670-1673.
- Huang, J. (2001). The development of inflatable array antennas. *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, **43**: 44-50.
- Huang, J., Fang, H., Lovick, R. and Lou, M. (2004). The development of large flat inflatable antenna for deep-space communications. *American Institute of*

*Aeronautics and Astronautics*, Space 2004 Conference, San Diego, California, September 28-30, AIAA 2004-6112.

Huang, Z.P. and Wang, J.X. (2006). A theory of hyperelasticity of multi-phase media with surface/interface energy effect. *Acta Mechanica*, **182**: 195-210.

Imiela, M., Anyszka, R., Bieliński, D.M., Pędzich, Z., Zarzecka-Napierała, M. and Szumera, M. (2016). Effect of carbon fibers on thermal properties and mechanical strength of ceramizable composites based on silicone rubber. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, **124**: 197-203.

Inman, D.J. (2001). Wings: Out of the Box. Determining Actuator Requirements for Controlled Morphing Air Vehicles-Aerodynamic Loads. DARPA Technology Interchange Meeting, Wright Patterson Air Force Base, Dayton, OH.

Iojoiu, C., Abadie, M.J., Harabagiu, V., Pinteala, M. and Simionescu, B.C. (2000). Synthesis and photocrosslinking of benzyl acrylate substituted polydimethylsiloxanes. *European Polymer Journal*, **36**: 2115-2123.

Jex, H.R. and Culick, F.E.C. (1985). Flight control dynamics of the 1903 Wright Flyer. 12th Atmospheric Flight Mechanics Conference, Snowmass, CO, USA, 19-21 August, AIAA 85-1804, 534-548.

Jiménez, F.L. (2011). Mechanics of thin carbon fiber composites with a silicone matrix. Doctoral Dissertation, California Institute of Technology.

Jiménez, F.L. and Pellegrino, S. (2012). Constitutive modeling of fiber composites with a soft hyperelastic matrix. *International Journal of Solids and Structures*, **49**: 635-647.

Joshi, S., Tidwell, Z., Crossley, W. and Ramakrishnan, S. (2004). Comparison of morphing wing strategies based upon aircraft performance impacts. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 19-22 April, AIAA 2004-1722, 1-7.

Keihl, M.M., Bortolin, R.S., Sanders, B., Joshi, S. and Tidwell, Z. (2005). Mechanical properties of shape memory polymers for morphing aircraft applications. *Proceedings of SPIE Smart Structures and Materials 2005: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, **5762**: 143-151.

- Kelly, A. and Zweben, C. (1999). Comprehensive composite materials. *Materials Today*, **2**: 20-21.
- Khajehsaeid, H., Arghavani, J. and Naghdabadi, R. (2013). A hyperelastic constitutive model for rubber-like materials. *European Journal of Mechanics-A/Solids*, **38**: 144-151.
- Kikuta, M.T. (2003). Mechanical properties of candidate materials for morphing wings. Master's Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia.
- Kim, B., Lee, S.B., Lee, J., Cho, S., Park, H., Yeom, S. and Park, S.H. (2012). A comparison among Neo-Hookean model, Mooney-Rivlin model, and Ogden model for chloroprene rubber. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, **13**: 759-764.
- Kudva, J.N. (2004). Overview of the DARPA smart wing project. *Journal of intelligent material systems and structures*, **15**: 261-267.
- Kurahatti, R.V., Surendranathan, A.O., Kori, S.A., Singh, N., Kumar, A.V.R. and Srivastava, S. (2010). Defence applications of polymer nanocomposites. *Defence Science Journal*, **60**: 551-563.
- Lai, C.Y. and Pellegrino, S. (1999). Deployable membrane reflectors with offset configuration. 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, St. Louis, MO, USA, 12-15 April, AIAA 99-1477, 2290-2299.
- Lampman, S. (2003). Characterization and failure analysis of plastics. Asm International.
- Landrock, A.H. (1995). Handbook of plastic foams: types, properties, manufacture and applications. Elsevier.
- Le Page, B.H., Guild, F.J., Ogin, S.L. and Smith, P.A. (2004). Finite element simulation of woven fabric composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, **35**: 861-872.
- Lee, S.M. (Ed.). (1992). Handbook of composite reinforcements. John Wiley & Sons.
- LeVier, R.R., Harrison, M.C., Cook, R.R. and Lane, T.H. (1995). What is silicone?

*Journal of Clinical Epidemiology*, **48**: 513-517.

- Lin, J.K.H, Fang, H., Im, E. and Quijano, U. (2006). Concept study of a 35-m spherical reflector system for NEXRAD in space application. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 1-4 May, AIAA 2006-1604, 1-12.
- Liu, P., Liu, D., Zou, H., Fan, P. and Xu, W. (2009). Structure and properties of closed-cell foam prepared from irradiation crosslinked silicone rubber. *Journal of Applied Polymer Science*, **113**: 3590-3595.
- Liu, Y., Du, H., Liu, L. and Leng, J. (2014). Shape memory polymers and their composites in aerospace applications: a review. *Smart Materials and Structures*, **23**: 023001.
- Mark, J.E., Allcock, H.R., Allcock, H.R. and West, R. (2005). Inorganic polymers. Oxford University Press on Demand.
- Maqueda, I., Pellegrino, S. and Mejia-Ariza, J.M. (2012). Characterization of a high strain composite material. 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 23-26 April, AIAA 2012-1909, 1-12.
- Martins, A.L. and Catalano, F.M. (1998). Viscous drag optimization for a transport aircraft mission adaptive wing. 21st International Congress of Aeronautical Sciences, Melbourne, Australia, 13-18 September, A98-31499.
- Mejia-Ariza, J.M., Guidanean, K., Murphey, T.W. and Biskner, A. (2010). Mechanical characterization of L'Garde elastomeric resin composite materials. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, Florida, 12-15 April, AIAA 2010-2701, 1-11.
- Meng, Y., Wei, Z., Lu, Y.L. and Zhang, L.Q. (2012). Structure, morphology, and mechanical properties of polysiloxane elastomer composites prepared by in situ polymerization of zinc dimethacrylate. *Express Polymer Letters*, **6**: 882–894.
- Miller, B., Muri, P. and Rebenfeld, L. (1987). A microbond method for determination of the shear strength of a fiber/resin interface. *Composites Science and Technology*, **28**: 17-32.

- Murphey, T., Meink, T. and Mikulas, M. (2001). Some micromechanics considerations of the folding of rigidizable composite materials. 19th American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, CA, USA, 11-14 June, AIAA 2001-1418, 1-11.
- Murphey, T.W. (2009). Large strain composite materials in deployable space structures. 17th International Conference on Composite Materials (Vol.28). The British Composites Society Edinburgh, United Kingdom.
- Naboulsi, S. (2004). Investigation of geometric imperfection in inflatable aerospace structures. *Journal of Aerospace Engineering*, **17**: 98-105.
- Nawaz, A., Islam, B., Khattak, M.S., Ali, L., Saleem, U., Ullah, A., Ijaz, M.Z. and Mao, W. (2018). Polyester Usage in Manufacturing of Electrical and Mechanical Products and Assemblies. In: Camlibel, N.O., (Ed.), *Polyester: Production, Characterization and Innovative Applications*, IntechOpen, Croatia, 41-54.
- Nayak, R., Padhye, R., Arnold, L. and Behera, B.K. (2010). The promising future of polymer nanocomposites. *Textile Asia*, **41**: 25-29.
- Neal, D.A., Good, M.G., Johnston, C.O., Robertshaw, H.H., Mason, W.H. and Inman, D.J. (2004). Design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 19-22 April, AIAA 2004-1727, 1-9.
- Netti, P.A. and Ambrosio, L. (2011). Multifunctional polymer based structures for human tissues reconstruction. In: Nicolais, L., Meo, M., Milella, E., (Eds.), *Composite Materials*, Springer, London, 91-112.
- Noll, W. (1968). *Chemistry and technology of silicones*. Elsevier.
- Noor, A.K., Spearing, S.M., Adams, W.W. and Venneri, S.L. (1998). Frontiers of the material world. *Aerospace America*, **36**: 24-26.
- Noor, A.K. (Ed.). (2000). *Structures technology for future aerospace systems*. AIAA.
- Ogden, R.W. (1972). Large deformation isotropic elasticity—On the correlation of theory and experiment for incompressible rubberlike solids. *Proceedings of the*

*Royal Society A*, **326**: 565-584.

- Oller, S. (2014). Numerical simulation of mechanical behavior of composite materials. Springer International Publishing.
- Ouarhim, W., Zari, N., Bouhfid, R. and el kacem Qaiss, A. (2019). Mechanical performance of natural fibers–based thermosetting composites. In: Jawaid, M., Thariq, M., Saba, N., (Eds.), *Mechanical and Physical Testing of Biocomposites, Fibre-Reinforced Composites and Hybrid Composites*, Woodhead Publishing, 43-60.
- Palsule, A.S., Clarkson, S.J. and Widenhouse, C.W. (2008). Gamma irradiation of silicones. *Journal of Inorganic and Organometallic Polymers and Materials*, **18**: 207-221.
- Payne-Gallwey, R. (1907). A summary of the history construction and effects in warfare of the projectile-throwing engines of the ancients: with a treatise on the structure, power and management Turkish and other oriental bows of mediaeval and later times. New York, Bombay, and Calcutta: Longmans, Greens, and Co.
- Pearson, J.C., Moore, J.D. and Fang, H. (2010). Large and high precision inflatable membrane reflector. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, Florida, 12-15 April, AIAA 2010-2500, 1-12.
- Pellegrino, S. (2002). Deployable membrane reflectors. Proc. 2nd World Engineering Congress, Sarawak, Malaysia, 22-25 July, 1-9.
- Peters, S.T. (Ed.). (2013). *Handbook of composites*. Springer Science & Business Media.
- Pilato, L.A. and Michno, M.J. (1994). *Advanced composite materials*. Springer Science & Business Media.
- Princi, E. (2019). *Rubber: Science and Technology*. Walter de Gruyter GmbH, 1. Edition, Berlin, Germany.
- Rana, S. and Figueiro, R. (Eds.). (2016). *Advanced composite materials for aerospace engineering: Processing, properties and applications*. Woodhead Publishing.

- Ratner, B.D., Hoffman, A.S., Schoen, F.J. and Lemons, J.E. (2004). *Biomaterials science: an introduction to materials in medicine*. Elsevier.
- Rochow, E.G. (1987). *Silicon and silicones: about stone-age tools, antique pottery, modern ceramics, computers, space materials and how they all got that way*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Rodriguez, A. (2007). Morphing aircraft technology survey. 45th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 8-11 January, AIAA 2007-1258, 1-16.
- Roth, B., Peters, C. and Crossley, W.A. (2002). Aircraft sizing with morphing as an independent variable: motivation, strategies and investigations. American Institute of Aeronautics and Astronautics's Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO) 2002 Technical Forum, Los Angeles, California, 1-3 October, AIAA 2002-5840, 1-11.
- Roth, B.D. and Crossley, W.A. (2003). Application of optimization techniques in the conceptual design of morphing aircraft. American Institute of Aeronautics and Astronautics's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum, Denver, Colorado, 17-19 November, AIAA 2003-6733, 1-11.
- Rudolph, P.K.C. (1996). High-lift systems on commercial subsonic airliners. NASA Contractor Report 4746, Moffett Field, California.
- Sachs, G. (2005). Why birds and mini-aircraft need no vertical tail. *Journal of Aircraft*, **44**: 1159-1167.
- Sakovsky, M., Maqueda, I., Karl, C., Pellegrino, S. and Costantine, J. (2015). Dual-matrix composite wideband antenna structures for CubeSats. 2nd American Institute of Aeronautics and Astronautics Spacecraft Structures Conference, Kissimmee, Florida, 5-9 January, 1-26.
- Sanders, B., Eastep, F.E. and Forster, E. (2003). Aerodynamic and aeroelastic characteristics of wings with conformal control surfaces for morphing aircraft. *Journal of Aircraft*, **40**: 94-99.
- Sanders, B., Joo, J.J. and Reich, G.W. (2005). Conceptual skin design for morphing aircraft. 16th International Conference on Adaptive Structures and Technologies

(ICAST), Paris, 9-12 October, 275-281.

Savage, G. (1993). Applications of Carbon-carbon composites. Carbon-Carbon Composites. Springer, Dordrecht.

Seffen, K.A., You, Z. and Pellegrino, S. (2000). Folding and deployment of curved tape springs. *International Journal of Mechanical Sciences*, **42**: 2055-2073.

Semprimoschnig, C.O.A., Pueyo, D., Williamson, J.R., Mooney, C., Zimmermann, C., Eesbeek, M.V. and Taylor, S. (2009). Elastosil S 690—a space qualified european silicone material. 11th International Symposium on Materials in a Space Environment (ISMSE), Aix-En-Provence, 15-18 September.

Shit, S.C. and Shah, P. (2013). A review on silicone rubber. *National Academy Science Letters*, **36**: 355-365.

Shukla, V., Raval, B., Mishra, S. and Singh, M. (2019). Role of nanocomposites in future nanoelectronic information storage devices. In: Kaushik, B.K., (Ed.), Nanoelectronics, Elsevier, 399-431.

Siclari, M.J., Van Nostrand, W. and Austin, F. (1996). The design of transonic airfoil sections for an adaptive wing concept using a stochastic optimization method. 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 15-18 January, AIAA 96-0329, 1-18.

Smith, S.B. and Nelson, D.W. (1990). Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing. *Journal of Aircraft*, **27**: 950-958.

Spillman, J.J. (1992). The use of variable camber to reduce drag, weight and costs of transport aircraft. *The Aeronautical Journal*, **96**: 1-9.

Stanewsky, E. (2001). Adaptive wing and flow control technology. *Progress in Aerospace Sciences*, **37**: 583-667.

Stark, F.O., Falender, J.R. and Wright, A.P. (1982). Silicones, Comprehensive Organometallic Chemistry (Vol.22).

Sun, D.H., Gurevich, A.B., Kaufmann, L.J., Bent, B.E., Wright, A.P. and Naasz, B.M. (1996). A new approach to understanding the Rochow process: synthesis of methylchlorosilanes from CH<sub>3</sub>+ Cl monolayers on Cu<sub>3</sub>Si in vacuum. In:



- Hightower, J.W., Delgass, W.N., Iglesia, E., Bell, A.T., (Eds.), *Studies in Surface Science and Catalysis* (Vol.101), Elsevier, 307-315.
- Sundararajan, R., Mohammed, A., Chaipanit, N., Karcher, T. and Liu, Z. (2004). In-service aging and degradation of 345 kV EPDM transmission line insulators in a coastal environment. *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, **11**: 348-361.
- Szodruch, J. (1985). The influence of camber variation on the aerodynamics of civil transport aircraft. 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, 14-17 January, 353.
- Thill, C., Etches, J., Bond, I., Potter, K. and Weaver, P. (2008). Morphing skins. *The Aeronautical Journal*, **112**: 117-139.
- Thornton, S.V. (1993). Reduction of structural loads using maneuver load control on the advanced fighter technology integration (AFTI)/F-111 mission adaptive wing. NASA Technical Memorandum 4526, National Aeronautics and Space Administration.
- Tucker, V.A. and Parrott, G.C. (1970). Aerodynamics of gliding flight in a falcon and other birds. *Journal of Experimental Biology*, **52**: 345-367.
- Van Dalen, M.J. and Van Den Berg, P.J. (1970). Thermodynamics of silicon compounds II. Ethyl- and phenylchlorosilanes. *Journal of Organometallic Chemistry*, **24**: 277-283.
- Vocke III, R.D., Kothera, C.S., Woods, B.K.S., Bubert, E.A. and Wereley, N.M. (2012). One dimensional morphing structures for advanced aircraft. *Recent Advances in Aircraft Technology*. Intech.
- Weisshaar, T.A. (2006). Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design. RTO-MP-AVT-141, Purdue Univ Lafayette in.
- Wittcoff, H.A., Reuben, B.G. and Plotkin, J.S. (2012). *Industrial organic chemicals*. John Wiley & Sons, Inc.
- Wlezien, R.W., Horner, G.C., McGowan, A.R., Padula, S.L., Scott, M.A., Silcox, R.J. and Simpson, J. (1998). The aircraft morphing program. 39th

AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, Long Beach, CA, USA, 20-23 April, AIAA 98-1927, 1-13.

Wolf, E.G. (2004). Introduction to the dimensional stability of composite materials. DEStech Publications, Inc.

Wu, Z., Pittman Jr, C.U. and Gardner, S.D. (1995). Nitric acid oxidation of carbon fibers and the effects of subsequent treatment in refluxing aqueous NaOH. *Carbon*, **33**: 597-605.

Wypych, G. (2010). Handbook of fillers. ChemTec Publishing (Vol.92). Toronto, USA.

Yadin, Y. (1963). The art of warfare in biblical lands: In the light of archaeological study. McGraw-Hill.

Yee, J.C.H. and Pellegrino, S. (2005). Folding of woven composite structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, **36**: 273-278.

Yeoh, O.H. (1993). Some forms of the strain energy function for rubber. *Rubber Chemistry and Technology*, **66**: 754-771.

Yoo, B.R. and Jung, I.N. (2004). Synthesis of organosilicon compounds by new direct reactions. *Advances in Organometallic Chemistry*, **50**: 145-177.

Yuhazri, M., Phongsakorn, P.T. and Sihombing, H. (2010). A comparison process between vacuum infusion and hand lay-up method toward kenaf/polyester composite. *International Journal of Basic & Applied Sciences*, **10**: 54-57.

Yükselen, M.A. (2006) Uçak Mühendisliğine Giriş ve Etik 2006-2007 Güz Dönemi Ders Notları. İstanbul Teknik Üniversitesi, 11-13.

## **İnternet Kaynakları**

- 1) <https://www.ctdmaterials.com/engineered-materials/tembo/>, 01.07 2018
- 2) <https://www.carbonprofiles.dk/composites/filament-winding.aspx>, 06.10.2019
- 3) <https://www.substech.com>, 09.10.2019
- 4) <https://www.shinetsusilicone-global.com>, 10.10.2019
- 5) <http://www.aer.bris.ac.uk/research/morphing/morph-main.html>, 20.12.2018
- 6) <http://nusil.com/products/ProductProfiles/CF19-2615/CF19-2615P.pdf>, 17.11.2019

## ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : İsmail Sinan ATLI  
Doğum Yeri ve Tarihi : Diyarbakır/ 10.12.1983  
Yabancı Dili : İngilizce (YDS B seviyesi)  
İletişim (Telefon/e-posta) : +905079224712 / sinanatli@aku.edu.tr

### Eğitim Durumu (Kurum ve Yıl)

Lise : Balıkesir Rahmi Kula Anadolu Lisesi, (1999-2002)  
Lisans : Gebze Teknik Üniversitesi, Malzeme Bilimi ve Mühendisliği Bölümü, (2003-2008) (İngilizce Hazırlık Sınıfı dahil)  
Yüksek Lisans : University of New South Wales, Mühendislik Malzemeleri Bölümü (2010-2012)  
Doktora : Afyon Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Malzeme Bilimi ve Mühendisliği A.B.D. (2013-2019)

Çalıştığı Kurum ve Yıl : Afyon Kocatepe Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi (2013-Devam ediyor)

### Projelerde Yaptığı Görevler:

1. **Araştırmacı**, Elektroeğrilmiş Karbon Nanoliflerin Elektriksel ve Morfolojik Özelliklerinin Araştırılması, Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli bilimsel araştırma projesi, Proje no: 16.KARİYER.17, 05/04/2016-24/12/2017.
2. **Araştırmacı**, Geridönüşüm Atık Cam Tozlarının Metal Matrisli Kompozit Malzeme Üretimindeki Etkisinin Değerlendirilmesi, Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli bilimsel araştırma projesi, Proje no: 16.MÜH.ALTY.08, 16/08/2016-26/10/2017.
3. **Araştırmacı**, Karbon Fiber Tozu Katkılı Dokuma Karbon Fiber/Epoksi Kompozit Malzemelerinin Elektriksel ve Termal İletkenlik Davranışlarının Araştırılması, Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli bilimsel araştırma projesi, Proje no: 18.KARİYER.55, 27/03/2018-Devam ediyor.

4. **Araştırmacı**, Taşıtlarda Kullanılan Polimer Matrisli Kompozit Yan Darbe Kiriřlerinin Tasarımı ve Analizleri, Yůksekůđretim Kurumları tarafından destekli bilimsel araştırma projesi, Proje no: 17.FEN.BİL.65, 14/09/2017-Devam ediyor.
5. **Arařtırmacı**, Elektro Kıvılcım Yůntemi ile Yapılan Balistik Amaçlı Kaplamaların Test Edilmesi ve Karakterizasyonu, Yůksekůđretim Kurumları tarafından destekli bilimsel arařtırma projesi, Proje no: 18.FEN.BİL.49, 31/07/2018-02/05/2019.
6. **Arařtırmacı**, Silikon Matrisli Důz Dokumalı Karbon Fiber Kompozitin Termal ve Mekanik Davranıřlarının Belirlenmesi, Yůksekůđretim Kurumları tarafından destekli bilimsel arařtırma projesi, Proje no: 17.FEN.BİL.70, 14/09/2017-Devam ediyor.

#### **Eserler:**

1. Atli, I.S. and Evcin, A. (2019). Analysing mechanical behaviors of carbon fiber reinforced silicone matrix composite materials after static folding. *Journal of Polytechnic*, doi: 10.2339/politeknik.548885 (Yayın No: 5463124).
2. Evcin, A., Ersoy, B., Akpınar, S. and Atli, I.S. (2018). Characterization of electrospun carbon nanofiber doped polymer composites. *World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Materials and Metallurgical Engineering*, **12**: 509-513.
3. Atli, I.S. and Evcin, A. (2017). An experimental study on investigation of carbon fiber-silicone interfacial shear strength. *El-Cezeri Journal of Science and Engineering*, **4**: 541-546.
4. Bayrakceken, H., Simsir, E., Baspınar, M.S. and Atli, I.S. (2019). Experimental investigation on the pulse behavior of polymeric matrix composites used in vehicles, *International Journal of Science and Research*, **8**: 1400-1406.

**Uluslararası bilimsel toplantılarda sunulan ve bildiri kitaplarında basılan bildiriler:**

1. Ergun, Y.A., Atli, I.S. and Ozcatal, M. (2018). Electrical conductivity behaviours of powder carbon fiber reinforced carbon fiber epoxy hybrid composite materials. 3rd International Conference on Engineering Technology and Applied Sciences (ICETAS), Skopje, Macedonia, 17-21 July, 129-129.
2. Ergun, Y.A., Atli, I.S., Ozcatal, M. and Ersan, A. (2018). The investigation of mechanical properties of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> reinforced epoxy matrix composite materials. 3rd International Conference on Engineering Technology and Applied Sciences (ICETAS), Skopje, Macedonia, 17-21 July, 130-130.
3. Evcin, A., Ersoy, B., Akpınar S. and Atli, I.S. (2018). Characterization of electrospun carbon nanofiber doped polymer composites. 20th International Conference on Material Science and Material Engineering, Venice, Italy, 21-22 June.
4. Atli, I.S. (2017). An experimental practice on FRP reinforced concrete beam design and testing. International Conference on Engineering Technologies, Konya, Turkey 07-09 December, 162-162.
5. Evcin, A., Ersoy, B., Akpınar, S., Cicek, B.N. and Atli, I.S. (2017). Production and characterization of carbon nanofibers by electrospinning method. 33rd International Physics Congress, Bodrum, Türkiye, 06-10 September.