



---

**T.C.**  
**NAMIK KEMAL ÜNİVERSİTESİ**  
**BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ**  
**KOORDİNASYON BİRİMİ (NKÜBAP)**

---

**BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ**  
**SONUÇ RAPORU**

---

NKUBAP.00.17.AR.12.06 nolu Proje  
Farklı Takviye Malzemeleriyle  
Desteklenmiş Plastik Esaslı Hibrid  
Kompozit Malzemelerde Termal Şekil  
Değişirme ve Burkulma Davranışının  
İncelenmesi

Yürütücüsü:

Yrd.Doç.Dr.Sait Özmen ERUSLU

Araştırmacılar:

Yrd.Doç.Dr. Uğur AKYOL

Öğr. Gör. Dr. Ahmet Özgür AĞIRGAN

Ersin Taşkın

2015

NKUBAP.00.17.AR.12.06'no'lu "Farklı Takviye Malzemeleriyle desteklenmiş Plastik Esaslı HibridKompozit Malzemelerde Termal Şekil Değişirme ve Burkulma Davranışının İncelenmesi" adlı proje Namık Kemal Üniversitesi Bilimsel Araştırma Proje Birimi tarafından desteklenmiştir.

**T.C.  
Namık Kemal Üniversitesi  
Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi**

**Farklı Takviye Malzemeleriyle Desteklenmiş Plastik Esaslı Hibrid Kompozit  
Malzemelerde Termal Şekil Değişirme Ve Burkulma Davranışının İncelenmesi**

**(Proje No: NKUBAP.00.17.AR.12.06 )**

**Proje Ekibi:**

**Yürütücü:**

Yrd.Doç.Dr.Sait Özmen ERUSLU

**Araştırmacılar:**

Yrd.Doç.Dr. Uğur AKYOL

Öğr. Gör. Dr. Ahmet Özgür AĞIRGAN

Ersin Taşkın

TEKİRDAĞ-2013

Her hakkı saklıdır.

## **ÖNSÖZ**

Öncelikle, “Farklı Takviye Malzemeleriyle Desteklenmiş Plastik Esaslı Hibrid Kompozit Malzemelerde Termal Şekil Değişirme ve Burkulma Davranışının İncelenmesi” adlı bu projenin gerçekleştirilmesinde maddi destek sağlayan Namık Kemal Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine teşekkür ederim.

Projenin başlangıcından sonuna kadar, bana yardımlarını esirgemeyen araştırmacılar; yüksek lisans öğrencim Ersin TAŞKIN’a değerli arkadaşlarım Öğr. Gör. Dr. Ahmet Özgür AĞIRGAN ve Yrd.Doç.Dr. Uğur AKYOL’a katkılarından dolayı teşekkür ederim.

Yine bu projenin gerçekleştirilmesinde maddi ve teknik katkıları ile yardımda bulunan Poliya Polyester San. Ve Tic. Ltd.Şti. den Ürün Geliştirme ve Ar-ge Mühendisi Şaban ATEŞ’e de teşekkürü bir borç bilirim.

Manevi destek, sabır ve anlayışları için eşim Yeliz ERUSLU’ya, oğullarım Yağız ve Ege’ye de sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Projenin sonuçlarından bir bölümü 15-17 Ekim 2014’ te İstanbul’da gerçekleştirilen “International Conference on Future Technical Textiles (FTT 2014)” kongresinde "Thermal stability and residual effects on carbon/kevlar fabric composites" adlı bildiri ile sunulmuştur.

**OCAK 2015  
ERUSLU**

**Yrd.Doç.Dr.Sait Özmen**

**Proje Yürütücüsü**

## İÇİNDEKİLER

<b>ÖNSÖZ</b> .....	4
<b>ŞEKİL DİZİNİ</b> .....	6
<b>ÖZET</b> .....	8
<b>ABSTRACT</b> .....	9
<b>1. GİRİŞ</b> .....	10
<b>2. KAYNAK ÖZETLERİ</b> .....	12
<b>3. MATERYAL VE YÖNTEM</b> .....	17
3.1 Kompozit Malzeme Üretim Ünitesi Ekipmanları .....	17
3.1.1 Kompozit Üretiminde Kullanılan Kimyasallar .....	19
3.1.2 Kompozit Üretiminde Kullanılan Kumaşlar.....	19
3.2 Kompozit Malzeme Üretimi.....	21
3.3 Mekanik Karakterizasyon.....	22
3.3.1 Çekme Testi Sonuçları .....	23
3.3.2 Eğilme Testi.....	25
3.4 Termal Burkulma Testi.....	27
3.4.1 Termal Uzama Katsayısı Teorik Hesaplamaları .....	28
3.4.2 Kompozit Numunelerin Termal Analizi.....	32
3.4.3 Termal Çevrimin Burkulma ve Kompozit Malzeme Üzerine Etkisinin İncelenmesi .....	40
<b>4. SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	42
<b>5. KAYNAKLAR</b> .....	44

## ŞEKİL DİZİNİ

Şekil 3.1 Vakum İnfüzyon Yöntemiyle Kompozit Üretimi .....	17
Şekil 3.2Kompozit Malzeme Üretim Ünitesi Ekipmanları .....	18
Şekil 3.3Kompozit malzeme Üretimi.....	22
Şekil 3.4Eğilme testi.....	25
Şekil 3. 5Karbon-Keçe-Kevlar Eğilme Hasarı .....	26
Şekil 3.6Termal Burkulma Test Kabini ve Kompozit Numunesi.....	28
Şekil 3.7Termal Burkulma Testi Sonlu Elemanlar Modeli.....	33
Şekil 3.8Tek Kat. Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod 1) 36	
Şekil 3.9Tek Kat Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma Testi .....	36
Şekil 3.10Tek Kat. Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Gerilme.....	36
Şekil 3.11Tek Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod2) .....	37
Şekil 3.12Tek Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma Testi (Mod2) .....	37
Şekil 3.13İki Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1) .....	38
Şekil 3.14İki Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Gerilmeler .....	38
Şekil 3.15 İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1).....	39
Şekil 3.16İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1) .....	39
Şekil 3.17 İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Gerilmeler.....	40
Şekil 3.18Burkulmuş Kompozitlerin Düzleme göre Açısal Yanal Kesit Deformasyon Şekilleri.....	40
Şekil 3.19Deneylerde Uygulanan Termal Çevrim .....	41
Şekil 3.20Termal Çevrim Sonucu Kompozitte Oluşan Delaminasyon .....	41
Şekil 3.21 Termal Çevrim Sonrası Burkulmuş Kompozit Numunelerin Optik Mikroskopta Kesit Görüntüleri .....	42

## ÇİZELGE DİZİNİ

Çizelge 3.1 Karbon Bezayağı Dokuma Kumaş ve Mekanik Özellikleri.....	20
Çizelge 3.2İki eksenli (+45/-45) Kıvrımsız Karbon Dikerek Bağlama Kumaş ve Özellikleri.....	20
Çizelge 3.3Kevlar (Aramid) Dokuma Kumaş ve Özellikleri.....	21
Çizelge 3.4Çalışmada Kullanılan Kumaşların Hacim Oranları.....	21
Çizelge 3.5 Karbon Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler	23
Çizelge 3.6NCF (+45/-45) Karbon Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler .....	24
Çizelge 3.7NCF (+45/-45) Karbon / Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler .....	24
Çizelge 3.8Aramid (A) / Karbon (K) Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler .....	24
Çizelge 3.9Karbon-Keçe-Kevlar Eğilme Test Sonuçları.....	25
Çizelge 3.10Karbon-Keçe-Karbon Eğilme Test Sonuçları.....	26
Çizelge 3.11Karbon Elyaf ve Aramid Elyaf Dokuma Kumaşların Termal Uzama Katsayıları .....	31
Çizelge 3.12Kıvrımsız Destekli Karbon Elyaf Kumaşların Uzunlamasına Termal Uzama Katsayısı.....	31
Çizelge 3.13 Vinlester Termoset Recine Uzama Katsayısı .....	31
Çizelge 3.14Üretilen Kompozit Malzemelerin Hesaplanan Termal Uzama Katsayıları .....	32
Çizelge 3.15(0°/90°) Yönlerden Alınmış Numunelerde Termal Burkulma Test Sonuçları .....	34
Çizelge 3.16 (45°/-45°) Yönlerden Alınmış Numunelerde Termal Burkulma Test Sonuçları.....	35
Çizelge 3.17Burkulma Sıcaklığında Termal Gerilmeler ve Şekil Değişimleri.....	35
Çizelge 3.18Termal Çevrim Sonrası Termal Burkulma Sıcaklıklarının Değişimi .....	42

## ÖZET

Bu çalışmanın amacı tekstilesaslı takviye malzemelerinden üretilmiş hibrid kompozit malzemelerin termal şekil değiştirme ve termal burkulma davranışını incelemektir. Çalışmada dokuma karbon elyaf takviyeli, dokuma aramid elyaf takviyeli ve kıvrımsız karbon elyaf (NCF) takviyeli vinlester epoksi reçine lamine kompozitler infüzyon yöntemiyle üretilmiştir. Çalışmada düşük katman sayıları için hibrid dizilişte ve farklı dizilişteki lamina kompozitlerde termal stabilite ve termal şekil değiştirme davranışı incelenmiştir. Öncelikle üretilmiş malzemelerden çekme numuneleri çıkartılarak mekanik karakterizasyon işlemi çekme testi yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Daha sonra termal stabilite deneylerine geçilmiş kendi tasarladığımız bir termal kabin yardımıyla iki ucundan ankastre sabitlenmiş laminalar için testler yapılmıştır. Testlerden belirlenen burkulma sıcaklıklarından yola çıkarak laminaların termal uzama katsayıları belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlar karışımlar kuralıyla belirlenmiş termal uzama katsayısı değerleriyle karşılaştırılmıştır. Termal burkulma mod şekillerini, termal uzama ve termal gerilme değerlerini belirlemek için deney koşullarına bağlı olarak bir sonlu elemanlar modeli tasarlanmış düşük katman sayıları için hibrid dizilişte ve farklı açısız dizilişteki lamina kompozitlerde termal burkulma, termal şekil değiştirme ve termal gerilme değerleri belirlenmiştir. Açılı yönlerden alınmış dokuma numunelerde termal burkulma yükü ve termal burkulma sıcaklığında oluşan gerilmeler düşük, şekil değiştirmeler yüksek bulunmuştur. Karbon yanında kevlar ile takviyelendirilmiş numunelerde kevların yüksek şekil değiştirme kabiliyetinden dolayı karbon elyafta oluşan hasar sonucunda çekme testi ve üç nokta eğilme testleri sonlanmıştır. Kevlar (Aramid) takviyeli numunelerde kevların düşük termal şekil değiştirme davranışı sebebiyle termal uzama değerleri daha düşük çıkmıştır. Çalışmada ayrıca termal çevrimin termal burkulma davranışına etkisi incelenmiş termal çevrim arttıkça burkulma sıcaklıklarının düştüğü tespit edilmiştir. Ayrıca numunelerde iç yapı incelendiğinde reçine elyaf arayüzeylerinde delaminasyonlar ve bozulmalar gözlenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Kevlar/ Karbon Kompozitler, Termal Burkulma, Termal Şekil Değiştirme Termal Çevrim.



## **ABSTRACT**

In this study it is aimed to study the thermal displacements and thermal buckling properties of textile fabric reinforced hybrid composites. In the work carbon fabric, aramid fabric and NCF (Non-Crimp Fabric) reinforced vinlester epoxy composites were produced by vacuum infusion molding. The thermal stability study was performed for relatively thin composites and for different lay up compositions. First of all mechanical characterisation of composite specimens were done by using tensile test. Then thermal stability of composite beam specimens restraint from opposite edges were studied by predesigned thermal cabine. Thermal expansion coefficients were determined from thermal stability tests. The results were compared with rule of mixture thermal expansion results. Finite element modelling technique was used for determination of thermal buckling mode shapes, thermal displacements and thermal stresses of hybrid composites tested in experiments. Thermal buckling loads and thermal stresses of composite specimens at shear angle directions were found lower where as thermal strains were higher than the other specimens. The carbon fabric dominated failure at hybrid composites was observed at tensile and three bending tests because of higher strain capabilities of aramid fabrics. Thermal displacement of kevlar fabric reinforced hybrid composites were found lower than the other composites because of the lower thermal expansion coefficient of kevlar fabrics. In our work the effect of thermal cycling on thermal buckling temperature was also studied. The thermal buckling temperature was lowered by increasing thermal cycle. It was also found that the delaminations at resin fiber interface were observed as a result of thermal cycling.

**Key Words :** Kevlar/Carbon Fabric Composites, Thermal Buckling, Thermal Displacement, Thermal Cycling

# 1.GİRİŞ

Elyaf takviyeli kompozit malzemeler pek çok mühendislik uygulamasında yapı elemanı olarak kullanılmaktadır. Bunun sebebi kompozit malzemelerin yüksek özgül dayanımlı, yüksek özgül modüllü iyi sönüm özellikli ve yüksek yorulma dayanımlı olmalarıdır. Mühendislik uygulamalarında kullanılan malzemeler yüksek sıcaklık ve gerilmeye maruz kalırlar. Bu tip uygulamalarda kullanılacak malzemelerin ortam şartlarında performanslı çalışmaları stabilitelerini korumaları gerekmektedir. Bu sebeplerden dolayı yüksek sıcaklık ve gerilme uygulamalarında kompozit malzemeler kullanılır. Kompozit malzemeler takviye ve matris olmak üzere iki ana kısımdan oluşur. Takviye elemanı olarak fiberler kompozitteki büyük hacim oranını kaplayan elemanlardır ve kompozit yapıya etki eden yüklerin büyük kısmını taşıma görevini üstlenmişlerdir(Yıldız H.,vd.,2004). Matris ise genelde elyafı dış faktörlerden koruyan, elyaflar arasında yük dağıtımını görevi üstlenir ve elyafları arzulan konum ve doğrultuda tutan bağlayıcı özelliği olan bir yapıdır. Matris malzemesi olarak genellikle metal ve polimer esaslı malzemeler kullanılır. Farklı özelliklerdeki matris ve elyafların birleştirilmesiyle kompozitler meydana gelir. Elyaf katkılı kompozit malzemelerin özgül ağırlık, dayanım-ağırlık oranı ve modül-ağırlık oranı gibi mekanik özellikleri metal malzemelerden daha iyidir. Bu özelliklerinden dolayı elyaf katkılı kompozitler yapısal malzemelerin içinde önemli bir yere sahiptir. Takviye elemanları elyaf tipinin şekline ve boyutuna göre kısa elyaf ( kırılmış demet ), sürekli elyaf (çok uçlu fitil, dokuma, elyaf sarma) şeklinde üretilmekte kullanım alanına ve mekanik gereksinimlere göre çeşitlilik göstermektedir. Son yıllarda fabrikasyon tekniklerinin enjeksiyon kalıplama, hacim kalıpçılığı ve üç boyutlu örgüleme yöntemlerinin gelişmesiyle çeşitli şekillerdeki fiberlerin bir araya getirilmesi sağlanmıştır (Eruslu S.Ö.,2008). En çok kullanılan fiber türleri cam fiberler, karbon fiberler, kevlar 49 fiberler, polietilen fiberler,boron fiberler, seramik fiberler olarak sıralanmaktadır.

Cam elyaflar teknolojide kullanılan en eski elyaf tipleridir. Son yıllarda geliştirilmiş olan bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaflar ise gelişmiş kompozit yapılarda kullanılan elyaf tipleridir. Elyafların ince çaplı olarak üretilmeleri ile büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler. Ayrıca, elyafların yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olmalarının nedenleri aşağıda verilen özelliklere de bağlıdır. 1. Üstün mikroyapısal özellikler, tane boyutlarının küçük oluşu ve küçük çapta üretilmeleri. 2. Boy/çap oranı arttıkça matris malzeme tarafından elyaflara iletilen yük miktarının artması. 3. Elastite modülünün çok yüksek olması (Vatangül E.,2008).4- Düşük termal genişleme katsayısına, yüksek termal iletkenliğe sahip olmaları vb.

Tekstil kompozitleri genellikle polimerik esaslı matris malzemelerinin tekstil esaslı takviye elemanlarıyla birlikte oluşturdukları yapılara denilmektedir. Tekstil takviye elemanları iplik ve ipliklerden elde edilen ürünlerin oluşturduğu iç içe geçmiş yapılardan oluşmaktadır. Modern tekstil işleme teknolojilerinin gelişmesiyle yüksek kalitede çok amaçlı takviye elemanları elde edilebilmektedir. Tekstil kompozitlerinin konvansiyonel ürünlerle karşılaştırıldığında en önemli avantajı yapıda dengeli bir takviye oluşturması ve takviye elemanı olarak kolay ve ucuz elde edilebilir olmasıdır. Özellikle havacılık sanayiinde konvansiyonel lamina kompozitlerde süreksizliklerin fazla olması laminalar arası gerilmeleri arttırmaktadır (Shivakumar, K. N.vd.,1999). Tekstil kompozitleri süreksizlik göstermediklerinden özellikle örgülü tekstil

kompozitlerinde laminalar arası ayrılma gözlenmez. Tekstil kompozitleri havacılık sanayinde, denizcilik sektöründe, savunmasanayinde, otomotiv, konstrüksiyon ve enerji sektöründe geniş kullanım alanına sahiptir. Tekstil kompozitlerinde takviye elemanları örgülü, dokuma, dokuma olmayan olmak üzere çeşitli şekillerde üretilmektedir. Takviye ürünlerinde genellikle cam elyaf, karbon elyaf, polyester elyaf ve aramid elyaf kullanılmaktadır. Matris malzemesi olarak genellikle polimerik esaslı reçine, poliüretan köpük ve termoplastik malzemeler (Polipropilen, Polietilen) kullanılmaktadır. Üretim tekniği olarak yoğunluklu olarak rezin transfer yöntemi, rezin infüzyon yöntemi ve enjeksiyon kalıplama yöntemleri kullanılmaktadır.

Kıvrımsız tekstil destekli (NCF) kompozitler ipliklerin kalınlık boyunca yığın şeklinde lamina edilip birbirine dikilmesiyle üretilen takviye elemanlarından oluşmaktadır. NCF destekli kompozitler dokuma tekstil kompozitlere göre daha yüksek basınç mukavemetine sahiptir (Bozkurt E. vd., 2012). Karbon elyaftan ve kevlar iplikten üretilmiş NCF kompozitler yüksek sıcaklık, yüksek basınç mukavemeti ve stabiliteye sahip olmaktadır. Karbon ve aramid malzemelerin üretim tekniklerinin gelişmesi ve yaygınlaşmasıyla birlikte tekstil kompozitlerinde kullanımı yaygınlaşmıştır. Karbon-Karbon ve Aramid-Aramid, Karbon-Aramid elyaf takviyeli kompozit yapılar yüksek sıcaklık (1500C<sup>0</sup> sıcaklıklara kadar) dayanımları ve düşük özgül ağırlıkları sayesinde geniş kullanım alanı bulmaktadır.

Termal yük altında plaka, kabuk yapıları metal ve kompozit malzemelerin herhangi bir mekanik yük etkisi olmadığı halde anlık yüksek sıcaklık değişimlerinde burkuldukları bilinmektedir. Bu sebeple yüksek sıcaklık uygulamalarında metal esaslı basınçlı kaplardan kompozit ve nano malzemelere kadar termal burkulma üzerine birçok çalışma yapılmıştır. Termal burkulma üzerine yapılmış mevcut çalışmalarda genellikle kompozitlerin makromekanik esasları dikkate alınmaktadır. Termal anlık değişim durumlarında oluşan yüksek basınç gerilmeleri yüksek basınç dayanımına sahip olmayan Karbon ve Aramid elyaf kompozitlerde hasarlara sebep olabilmektedir. Yürütülen deneysel çalışmalarda iç yapının mekanik davranışının belirlenmesinde kullanılan tekniklerin artması (X-Ray Difraksiyon, DSC, Termogravimetri, Ramana spektroskopisi, vs.) hasar durumlarının belirlenmesini termal yükler altındaki kompozitlerin geliştirilmesini sağlamıştır. Günümüzde üretim tekniklerinin ve iç yapıya mikro ve nano düzeyde müdahalenin artmasıyla farklı tekniklerle üretilen kompozit malzemeler bir araya getirilmiş hibrid yapıda birçok kompozit (Carbon-Aramid vb.) üretilmiştir. Nano fiber takviyeli hibrid kompozit ürünler üzerine çalışmalar gün geçtikçe artmaktadır. Bu sebeple hibrid kompozit yapıların mekanik davranışını anlama ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Özellikle tekstil esaslı kompozitlerde hibrid yapılar yoğunlukla kullanılmaktadır.

## 2. KAYNAK ÖZETLERİ

Kompozit malzemelerde termal şekil değiştirme ile ilgili ilk çalışmalar enerji prensiplerine bağlı olarak ortaya konulmuştur. 1970'lerde fiber takviyeli kompozitlerde termal uzama katsayılarının belirlenmiştir. Fiber takviyeli malzemelerde termal uzama katsayılarının belirlenmesiyle termal şekil değiştirmeye ilgili çalışmalar hız kazanmıştır. 1980'lerde Reddy ve arkadaşları lamina kompozit plaklarda düşey yöndeki şekil değiştirmeleri ve gerilmeleri ortaya koymuştur. 80'lerin ortalarından itibaren temel termal özellikleri belirlenmiş olan kompozit malzemelerin termal yük ve mekanik yük etkisi altında yüksek deformasyon etkilerini hasar teorileri ile kombine eden çalışmalar başlamıştır. Lamina kompozit plakalarda mekanik yükler altında laminalar arası gerilmelerle ilişkili çalışmalar 1970'lerde Pagano'nun çalışmalarına dayanmaktadır. 70'lerin sonlarında Pagano lamina kompozitlerde enine yöndeki gerilme alanını birinci mertbe teorisine bağlı olarak oluşturmuştur. Bu çalışmalar lamina kompozitlerde laminalar arasındaki süreklilik ilişkilerini ve enine yöndeki deformasyon davranışına ışık tutmuştur. Kompozit malzemelerde burkulma ve şekil değiştirme davranışını etkileyen faktörlerden biri artık gerilmelerdir. Lamina kompozitlerde laminalar arasında , fiber takviyeli kalın lamina kompozitlerde fiber matris arasında termomekanik yükler altında artık gerilmeler oluşmaktadır. Artık gerilmelerin hesap edilmesi tekstil kompozitlerinde hasar durumunun belirlenmesi için önemlidir. Bu konuda literatürde bir çok çalışma yapılmıştır. Kompozit malzemelerde artık gerilmelerle ilgili çalışmalar makro ölçüde klasik plak teorisine bağlı olarak lamina bazlı çalışmalardır. Daha sonraki yıllarda mikro ve mesomekanik bazlı çalışmaların artmasıyla kompozit malzemelerin hacim elemanları şeklinde birim hücre modelleri kullanılarak, sonlu elemanlar yöntemiyle artık gerilmelerin hesaplanması yoluna gidilmiştir. Artık gerilmelerden yola çıkarak kompozit malzemelerde fiber matris ara yüzeylerinde hasar modları ortaya konulmuştur.

İnce cidarlı yapıların burkulmasıyla ilgili çalışmalar Euler 1744'e kadar dayanmaktadır . Plaklarda termal burkulma ile ilgili çalışmalar Gossard ve arkadaşları tarafından 1950'lerde başlamıştır. Ashton 70'lerde bazı açılı katmanlı kompozit laminalarda higrotermal etkiler altında burkulma gözlemiştir 1980'lerin başlarında J.N Reddy ve arkadaşları lamina kompozit kabuk yapıların termoelastik davranışını ortaya koymuşlardır. Kompozit plaklarda termal burkulma çalışmaları 90'larda artmıştır, yapılan çalışmalar genellikle yüksek deformasyon teorilerini kullanarak enine yöndeki kayma şekil değiştirme etkilerinin kritik burkulma parametresi ve burkulma mod şekline etkilerini içermektedir. 2000li yıllardan itibaren termal burkulma çalışmaları ağırlıklı olarak farklı tip kompozit malzemeler üzerinde yoğunlaşmıştır. Bazı çalışmalarda kompozit ve sandviç plakalarda malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olarak değişimi incelenmiş, viskoelastik ve higroskobik etkilerin termal burkulma sonuçlarına etkisi incelenmiştir.

Tekstil esaslı malzemelerin termal yük etkisi altındaki davranışı malzemenin geometrik özelliklerinden dolayı mikromekanik yapıya bağlı olarak değişmektedir. Bu sebeple tekstil kompozitlerinde mikromekanik yapıyı inceleme ihtiyacı doğmuştur. Tekstil kompozitlerinde mikromekanik temelli yaklaşımlar 70'lere dayanmaktadır. Potter tekstil malzemelerinin kayma şekil değiştirmesi üzerine mikromekanik çalışmalar başlatmıştır. 1980'li yılların ortalarında mikromekanik modellerin gelişmeye başlamasıyla sürekli elyaf takviyeli kompozitlerde termo-mekanik yükler

altında gerilme alanları tanımlandı. 80lerin sonlarında tekstil üretim teknolojilerinin gelişimine paralel olarak dokuma kompozitlerde ilk mikromekanik modeller Chou ve arkadaşları tarafından oluşturulmuştur. 80li yıllarda dokuma kompozitlerde iki boyutta termal uzama ve termal eğilme katsayıları mikromekanik modellerle ortaya koyuldu.90'lardan itibaren iki boyutlu ve kesitin yöne bağlı olarak değişmediğini kabul eden yaklaşımların konvansiyonel kompozitlerden farklı olarak tekstil kompozitlerinde gerçek sonuçları vermekten uzak olmasından dolayı üç boyutlu birim hücre modellerine dayanan mikromekanik yaklaşımlar geliştirilmiştir. Naik ve arkadaşları dokuma kompozitlerin tekrarlı mesh yapısını iki boyutlu birim hücre modelleriyle ortaya koymuştur. Sonraki yıllarda sonlu elemanlar modelleme tekniklerinin gelişmesiyle birim hücre modelleri hacim elemanları şeklinde üç boyutlu olarak sonlu elemanlar yöntemiyle modellendi. Son yıllarda dokuma kompozitlerin termomekanik davranışıyla ilgili çalışmalar ağırlıklı olarak kompozit malzemenin üretimi sırasında oluşan etkiler üzerinde yoğunlaşmaktadır. Dokuma teknolojisinin gelişimine paralel olarak iki boyutlu tekstil ürünlerinin katman katman dikilmesiyle yeni nesil tekstil kompozitleri üretilmiştir. Bu ürünlerde üretim kolaylığının yanında yüksek katmanlar arası kayma mukavemetinin ve darbe direncinin olması aynı zamanda mekanik bağlantı elemanı olarak kullanılması avantajlı yanlarıdır. Çalışmamızın kapsamını oluşturan (NCF) iki boyutlu dikişli bir dokuma kompozittir. NCF kompozitleriyle ilgili çalışmalar 90'lı yılların sonunda başlamıştır. NCF kompozitlerin uçaklarda kullanımıyla ilgili ilk çalışmalar darbe hasarı üzerinde yoğunlaşmaktadır. 2000'li yıllarda açılı katmanlı NCF kompozit ürünlerinin üretilmesiyle bu malzemelerle ilgili çalışmalar artmıştır. Son yıllarda NCF takviyeli nano partikül takviyeli kompozit malzeme üretimi üzerine çalışılmaktadır.

Çalışmamızda Dokuma Karbon, NCF Karbon, Dokuma Aramid esaslı kompozitlerin termal yükler altında davranışı deneysel ve numerik olarak ortaya konulacaktır. Aşağıda projemizle ilgili kaynak çalışmalar yıllara göre sıralanmıştır.

Mattsson D. ve ark. (2008) NCF kompozitlerde çekme etkisi altında hasar gelişimini, katman diziliş etkisini incelemişlerdir.

Pradeep V. ve ark. (2008) Çok katmanlı viskoelastik sandviç plakalarda titreşim ve termal burkulma parametrelerini incelemiştir.

Bozkurt E. ve ark. (2007) NCF cam elyaf takviyeli epoksi/klay nano kompozitlerde mekanik ve termal davranışı incelemişlerdir.

Aydogdu M. (2007) Lamina kompozit kirişlerde kritik termal burkulma sıcaklıklarını ortotropik yönlerdeki termal uzama katsayılarının oranına bağlı olarak elde etmiş, bazı lamina kirişlerin soğuma sırasında bazılarında ısınma durumunda burkulduklarını ortaya koymuştur.

Shariyat M., (2007) Lamina kompozit plakların termal burkulma parametrelerini malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı değişimine bağlı olarak bulmuştur.

Potluri P. ve ark. (2007) Dokuma kompozitlerde enjeksiyon kalıplama sırasında sıcaklık etkisiyle gözlenen tek eksenli ve iki eksenli çekme yüklerinin kompozit geometrisine etkilerini hacim eleman modelleriyle sonlu elemanlar yöntemiyle incelemişlerdir.

Anderson T.L., (2005) Kırılma mekaniğindeki gelişmelere bağlı olarak ince filmlerde ara yüzeydeki kayma ve çekme gerilmelerinin ara yüzey ayrılmasındaki etkilerini ortaya koymuşlardır.

Huang Z. ve ark. (2005) İnce filmlerde bası yükü etkisi altındaki buruşma davranışını nonlineer etkileride göz önüne alarak modellemişlerdir.

Mattsson D. ve ark. (2005) NCF kompozitlerinde fiber demetlerindeki genleme değişimini incelemişler ortalama genleme oranlarını ortaya koymuşlardır. Elde ettikleri genleme değerleri kompozite uygulanan genlemeden daha düşük değerlerdedir.

Jones R.M., ve ark. (2005) higroskopik ve termal etkilerin kritik termal burkulma sıcaklıklarına etkilerini dikkate alarak bazı laminaların basit destekli özel sınır şartlarına bağlı olarak ısıtma yerine soğuma sırasında burkulduklarını ortaya koymuştur.

Matsunaga H. ve ark. (2005), açılı katmanlı lamina kompozit ve sandviç plakalardan oluşan yapılarda termal burkulma analizi üzerine çalışmıştır.

Edgren F. ve ark. (2005) NCF kompozitler için analitik bir model geliştirmişler ve çekme yükü etkisi altında hasar durumunu incelemişlerdir. Çalışmalarında birim hücre modellerine dayanan bir yaklaşım geliştirmişlerdir. Ortalama çatlak açılma deplasmanını hesaplamışlardır.

Zhang, Y. ve ark. (2004) Fiber takviyeli lamina kompozitlerde mikro düzeyde hasar gelişimini mikromekanik modellerle ortaya koymuşlardır.

Andersson, B. ve ark. (2000) Cam elyaf takviyeli termoset reçine plastik esaslı kompozitlerde mikro – meso mekanik modellerle artık gerilmeleri hesaplamıştır.

Babu C.S. ve ark. (2000) Yüksek deformasyon teorileri kullanarak kompozit ve sandviç plakalardan üretilmiş malzemelerin termal burkulma davranışını incelemişlerdir.

Drapier S. ve ark. (1999) NCF kompozitlerde laminalar arası kayma mukavemeti ve bası dayanımını sonlu elemanlar yöntemi kullanarak incelemişlerdir. Yaptıkları çalışmada bası dayanımının diğer dokuma kompozitlerden daha yüksek olduğunu bulmuşlardır.

Lee Y.S. ve ark. (1999) Kalın lamina kompozitlerde termal burkulma parametrelerine bağlı olarak optimum dizaynı oluşturmaya çalışmışlardır.

Mannini A.,(1997), Ritz metod kullanarak farklı sınır şartları için birinci mertebe teori kullanarak termal burkulma çalışmaları yapmıştır.

Bibo G.A. ve ark. (1997) NCF kompozitlerin üretim aşamalarını, darbe mukavemeti ve darbe sonrası bası etkisi altında hasar gelişimini incelemişlerdir.

Asp, L.E. ve ark. (1996) Polimer esaslı kompozitlerde mikromekanik modellerle matris tabanlı hasar gelişimini incelemişlerdir.

Dasgupta A. ve ark. (1996) Dokuma kompozitlerde üç boyutlu modelleme teknikleriyle üç boyutlu birim hücreler kullanarak mikromekanik modelleme tekniğiyle termomekanik özelliklerini sonlu elemanlar yöntemiyle belirlemişlerdir.

Vu-Khanh T. ve ark. (1995) Dokuma kompozitlerde enjeksiyon üretimi sonrasında oluşan iç yapının termal uzama özelliklerini analitik bir modelle belirlemiş, elde edilen sonuçları deneysel sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Pan N. (1996) Dokuma kompozitlerde tek eksenli ve iki eksenli yüklerde mukavemet yaklaşımları üzerinde durmuştur.

Aboudi J. (1994) Kısa elyaf takviyeli dokuma kompozitlerde matris malzemesinin inelastik davranışını da içeren tekrarlı birim hücre modelini ortaya koymuşlardır.

Karayaka M. ve ark. (1994) Dokuma kompozitlerin modellenmesinde homojenizasyon tekniğini ve hacim eleman yaklaşımını kullanmışlardır.

Naik N.K. ve ark. (1992) Cox yaklaşımının devamı niteliğinde dokuma kompozitleri sıralı hücrelerden oluşan bir yapıda modelleyen bir yaklaşımı ortaya atmışlardır.

Naik N.K. ve ark. (1993), Dokuma kompozitlerde tekrarlı yapıdaki kompozit yapıyı birim hücre modeliyle iki boyutlu olarak modelleyerek malzemenin termomekanik özelliklerini ortaya koydu.

Mathew T.C. ve ark. (1992) Dik katmanlı lamina kompozitlerde termal burkulma analizi üzerine çalışmalar yapmıştır.

Huang N.N. ve ark. (1992) Farklı sınır şartları için sonlu elemanlar yöntemi kullanarak lamina kompozitlerde termal burkulma analizi yapmışlardır.

Chen W.J. ve ark. (1991) Sonlu elemanlar yöntemini kullanarak uniform olmayan sıcaklık etkisi altındaki lamina kompozitlerdeki burkulma davranışını incelemiştir.

Davis R.F. ve ark. (1991) Mikroelektronik aygıtlarda termal yük altında sıyrılma ve delaminasyonlar incelenmiştir.

Huang N.N. ve ark. (1991) Eğrisel ve düz plakalar için termal yükler altında oluşan yüksek deformasyonları Tsai-Wu hasar kriterine bağlı olarak ortaya koymuştur.

Chang J.S., (1990) Ankastre sınır şartları için sonlu elemanlar yöntemini kullanarak yüksek deformasyon teorileri ile termal burkulma sonuçları bulmuştur.

Chou T. ve ark. (1989) Tekstil dokuma kompozitlerde klasik plak teorisi baz alınarak mosaic modeli ortaya koymuşlardır.

Thangaratnam K.R. ve ark. (1989) Lamina kompozitlerde termal burkulma sonuçlarını sonlu elemanlar yöntemini kullanarak bulmuşlardır.

Tauchert T.R. , (1987) Açılı katmanlı kalın lamina kompozitlerde termal burkulma analizi yapmıştır. Çalışmada enine yöndeki kayma deformasyonlarını dikkate almıştır.

Griffis C.A. ve ark. (1986), Kompozit yapıların mukavemet özelliklerinin anlık ısı ve mekanik yük etkisi altında değişimini maksimum gerilme kriterine bağlı olarak bulmuşlar elde edilen sonuçları deneylerle karşılaştırmışlardır.

Mikata Y. ve ark. (1985) Sürekli elyaf takviyeli kompozitlerde Cox modeli baz alınarak termo mekanik yükler altında gerilme alanı üzerine çalışmalar yapıldı.

Bednarczyk H. ve ark. (1985) Sıcaklık dağılımının plakalardaki burkulma moduna etkisini incelemiştir.

Ishikawa T.vd.(1983) Dokuma kompozitlerde termal uzama ve termal eğilme katasayılarını bir boyutlu ve iki boyutlu mikromekanik modellerle ortaya koydular.

Hyer M.W., ( 1981) Simetrik olmayan Lamina Kompozitlerde sıcaklığa bağlı olarak şekil değiştirme davranışını incelemiştir.

Reddy J.N. ve ark. (1981) Lamina kalın kompozitlerde kayma deformasyonu etkisi altında yüksek deformasyonları Von Karman teorisine göre dikkate alarak ortaya koymuştur.

HSU, Y.S. ve ark. (1981), Lamina kompozit kabuk yapıların termal şekil değiştirme davranışını kesin çözüm ve sonlu elemanlar yöntemiyle bulmuşlardır.

Reddy J.N. ve ark. (1980), Basit destekli lamina kompozit plaklarda birinci mertebe kayma deformasyon etkisi kullanarak termal düşey yerdeştirmeleri ve termal gerilmeleri kesin çözümle elde etmişler bulunan sonuçları sonlu elemanlar yöntemiyle karşılaştırmışlardır.

Pagano N.J. (1978) Kompozit laminalarda birinci mertebe teorisi kapsamında enine yöndeki şekil değişimlerine bağlı olarak enine yönde gerilme alanı tanımlamıştır.

Whitney J.M. (1972) Kalın lamina kompozitlerde laminalar arası kayma davranışını klasik plak teorisine ek olarak birinci mertebe teorisiyle ortaya koymuştur.

Schapery RA.,(1968), İzotropik kompozitlerin termoelastik özelliklerini enerji ifadelerinden yola çıkarak çözmüştür.

Charmis C.C. ve ark. (1968) Tek eksenli sürekli elyaf kompozitlerde termal uzama katsayılarının değişimini istatistiksel çalışmalarla ortaya koymuşlardır.

Gossard ML. vd. (1952) Plakalarda termal burkulma davranışını incelemiştir.

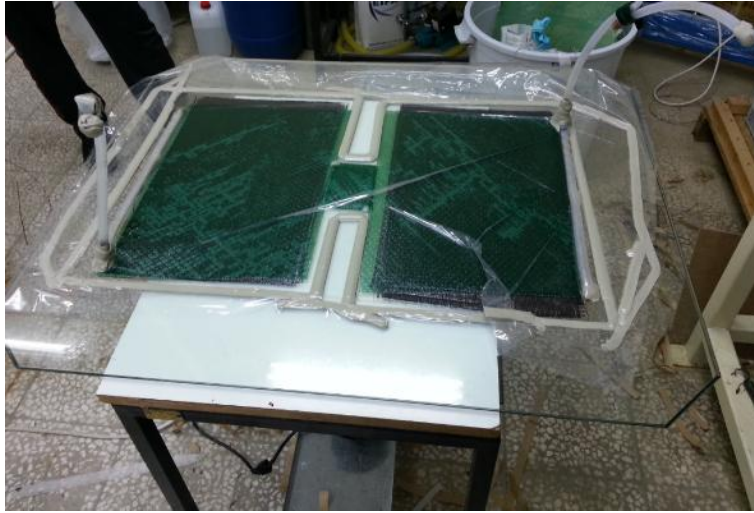


### 3. MATERYAL VE YÖNTEM

Araştırma N.K.Ü. Çorlu Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Çalışma üç aşamadan oluşmaktadır. İlk aşamada Dokuma Karbon-Aramid Epoksi ve NCF Karbon Epoksi kompozit levhalar infüzyon yöntemi ile üretilmişlerdir. Daha sonra üretilen kompozitlerden çekme numuneleri çıkartılarak mekanik karakterizasyon işlemi gerçekleştirilmiştir. İkinci aşamada üretilen levhaların ısıl davranışını incelemek amacıyla numuneler çıkartılarak termal kabinde ısıtma ve ani soğutma uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Üçüncü aşamada mekanik özellikleri belirlenmiş olan numunelerin termal davranışı nümerik olarak incelenmiştir.

#### 3.1 Kompozit Malzeme Üretim Ünitesi Ekipmanları

Kompozit malzemeler vakum infüzyon yöntemi kullanılarak üretilmiş olup üretim laboratuvar ortamında hazırlanan aşağıdaki düzeneğe gerçekleştirilmiştir. Düzenekte kullanılan ekipmanların listesi aşağıda belirtilmiştir.



**Şekil 3.1** Vakum İnfüzyon Yöntemiyle Kompozit Üretimi

<b>Kompozit Malzeme Üretim Ünitesi Ekipmanları</b>	
	Infuzyon-Vakum-Hortum-PE-10x12mm
	INFUZYON-T-BAGLANTI-10mm-
	INFUZYON-L-BAGLANTI-10mm-
	Infuzyon-Filesi-Extrude-FH-5052-EN:120cm
	Infuzyon-Spiral-Hortum-12x14mm
	Vakum-Naylonu-G-bag-100-65-200VS- En:200cm
	Vakum-Sizdirmazlik-Bandi-Boy:15m-90C
	Peel-Ply-Kumas-83-gr-m2--plain-10m2
	Vakum-icin-Cabuk-Baglanti-Konnektor-Seti
	Vakum-Cikis-Baglanti-Seti
	Vakum-Pompasi
	Infuzyon-Recine-Akis-Tanki-1lt

**Şekil 3.2**Kompozit Malzeme Üretim Ünitesi Ekipmanları

### 3.1.1 Kompozit Üretiminde Kullanılan Kimyasallar

#### Termoset Vinlester Reçine

Çalışmada Matris fazı olarak Poliya Polyester San Tic Ltd. Şti. firmasının Polives™ 702 kodlu Infüzyon tipi Bisfenol A-Epoksi vinilester reçinesi kullanılmıştır.

#### Hızlandırıcı (Katalizör)

Kompozit numunelerin üretiminde hızlandırıcı olarak, Poliya Polyester San Tic Ltd. Şti.'den temin edilen COBALT (%1'lik) kullanılmıştır. Firma, genel amaçlı polyeester kullanımında, 23°C' de %1 oranında Cobalt kullanımı önermiştir .

#### Sertleştirici

Kompozit numunelerin üretiminde sertleştirici olarak, Poliya Polyester San Tic Ltd. Şti. firmasının MEK-PEROXIDE (Methyl Ethyl Ketone Peroxide)tipi sertleştirici madde kullanılmıştır. Firma, genel amaçlı polyeester kullanımında, 23°C' de %1 oranında MEK-P kullanımı önermiştir.

#### Kalıp Ayırıcı

Kalıp ayırıcı olarak, yine, Poliya Polyester San Tic Ltd. Şti.den temin edilen Poliya Polivaks kullanılmıştır.

#### Vakum Pompası


Numuneler vakum pompası yardımıyla vakum altında üretilmiştir. Malzemelerin boşluksuz üretilmesinde vakum önem arz etmektedir. Çalışmamızda vakum kapasitesi 2 mbar, akış debisi 8m<sup>3</sup>/h olan yağlı tip bir pompa kullanılmıştır. Sistemi uzun süre vakum altında tutabilecek bir vakum pompası seçilmiştir. Kompozit matris malzemesi olan termoset reçine sertleşinceye kadar vakum pompası çalıştırılmaya devam ettirilmiştir.

### 3.1.2 Kompozit Üretiminde Kullanılan Kumaşlar

#### Karbon Dokuma Kumaş

ÇalışmadaToho Tenax Europe Gmbh(TEIJIN) firmasının Tenax-E HTA 40 1k F15 ticari isimli karbon liflerinden yine aynı firmada bezayağı dokuma kumaşı olarak üretilmiş takviye malzemesi kullanılmıştır. Kumaş 245g/m<sup>2</sup> gramajda 3 katlı F15 67 tex iplikle atkı ve çözüde 6 adet/cm olarak dokunmuştur. Kumaşın mekanik özellikleri ve resmi Çizelge 3.1de verilmiştir.

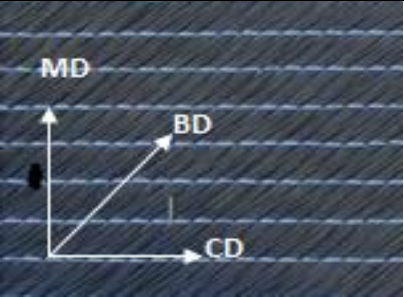
**Çizelge 3.1** Karbon Bezayağı Dokuma Kumaş ve Mekanik Özellikleri

KUMAŞ	ÖZELLİK	DEĞERİ
	Elyaf Çapı [ $\mu\text{m}$ ]	7
	Yoğunluk [ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]	1,76
	Çekme Dayanımı [MPa]	3950
	Elastisite modulu [GPa]	238.2
	Termal genleşme katsayısı[10-6/K]	-0,1
	Kopma Uzaması (%)	1.9

### Karbon iki Eksenli (Stitch-bonding)Dikerek Bağlanmış Kumaş

Çalışmamızda NCF (Non Crimp Fabric) Karbon elyaf kıvrımsız tekstil destek ürünleri Telateks A.Ş.firmasından temin edildi. Elde edilen kumaş iki eksenli (+45/-45) kıvrımsız karbon elyaflardan oluşmaktadır. Aşağıdaki tabloda kullanılan kumaşın temel mekanik özellikleri verilmiştir.

**Çizelge 3.2**iki eksenli (+45/-45) Kıvrımsız Karbon Dikerek Bağlama Kumaş ve Özellikleri


KUMAŞ	ÖZELLİK	DEĞERİ
	Elyaf Çapı [ $\mu\text{m}$ ]	5
	Yoğunluk [ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]	300
	Çekme Dayanımı [MPa]	4000
	Elastisite modulu [GPa]	235
	Termal genleşme katsayısı[10-6/K]	-0.1

Şekilde MD: Makine işleme yönünü, CD: Makine işleme yönüne dik yönü, BD: Elyaf yönünü göstermektedir. Kıvrımsız tekstil Kumaş (NCF), 12 katlı bükümsüz ipliklerin kalınlık boyunca yığın şeklinde eksenli (+45/-45) olarak serilip, birbirine polyester ipliklerle 5 dikiş/inç dikilmesiyle üretilen takviye elemanlarından oluşmaktadır. NCF destekli kumaşlar dokuma tekstil kumaşlara göre daha yüksek bası mukavemetine sahiptir [6].

### Kevlar (Aramid) Dokuma Kumaş

Çalışmada Dupont firmasının Kevlar 49 ticari adlı para- aramid 2/1 saten örgü dokuma kumaş kullanılmıştır. 110g/m<sup>2</sup> gramaj da olan kumaş

**Çizelge 3.3**Kevlar (Aramid) Dokuma Kumaş ve Özellikleri

KUMAŞ	ÖZELLİK	DEĞERİ
	Elyaf Çapı [ $\mu\text{m}$ ]	5
	Yoğunluk [g/cc]	110
	Çekme Dayanımı [MPa]	3600
	Elastisite modulu [GPa]	124
	Termal genişleme katsayısı[10 <sup>-6</sup> /K]	-2.1
	Kopma Uzaması (%)	2.4

Çalışmamızda kullandığımız karbon malzemenin elastisite modülü 238GPa, Çekme dayanımı 3950MPa, Aramid malzemenin elastisite modülü 124GPa, Çekme dayanımı 3600MPa olarak üretici firmalardan alınmıştır. Çalışmada kullanılan kumaşların hacim oranları aşağıda verilmiştir.

**Çizelge 3.4**Çalışmada Kullanılan Kumaşların Hacim Oranları

Malzeme	Açı	Hacim Oranı (%)	Yoğunluk [g/m <sup>2</sup> ]
Dokuma Karbon Kumaş	(0/90)	35	176
Kıvrımsız Karbon Kumaş	(+45/-45)	41.5	300
Dokuma Aramid Kumaş	(0/90)	32	110

### 3.2Kompozit Malzeme Üretimi

Bu çalışma için gereken ekipman ve deneysel düzenek kurulmadan önce ilk denemelerimizi elle yatırma ve kalıba dökme ile başlattık. Bu denemelerde hem karbon fiberin hemde reçinenin uygulamada daha verimli nasıl olacağını, reçine hazırlama yöntemini ve karbon fiberin uygun kesim yöntemini tespit etmiş olduk. Bu denemeler sonucunda elde ettiğimiz ve gözlemlerimiz sonucunda uygun reçine karışım oranı ve üretmemiz gereken kompozit plak boyutlarını belirledik.

Ekipman ve gerekli malzemeleri elde ettikten sonra infüzyon yöntemi ile üretime başladık. İlk olarak 0-90 dokuma karbon kumaş ile 1 kat,2 kat,3 kat ,4 kat şeklinde katman artırarak ilerledik. Daha sonra kevlar ve kıvrımsız (NCF) karbon( 45/-45) kumaş ile değişik dizilişlerde kompozit malzemeler üretildi.



**Şekil 3.3** Kompozit malzeme Üretimi

Numuneleri uygun ölçülerde kesmek için 30.000 dev/dak hızla dönen elmas kesme ucuna sahip el motoru ile kesim yapıp daha sonra kesilen yüzeyleri zımparalayarak çentiksiz hale getirdik. Numune hazırlamada son işlem olan kütleme işlemine geçtik. Reçinenin kristal yapısını istediğimiz şekle ulaştırmak için 50 °C, 80 °C, 110 °C ' de cam arasına yerleştirdiğimiz numuneleri fırında kütleme işlemine tabii tutuldu. Daha sonra uygun şekil ve ölçülere getirdiğimiz numunelere çekme testi uyguladı.

### **3.3 Mekanik Karakterizasyon**

İnfüzyon yöntemiyle üretilmiş plakalardan ASTM standardına göre ortotropik doğrultularda çekme numuneleri alınarak (şekil) çekme cihazı yardımıyla ve üç nokta eğme testi yardımıyla numunelerin mekanik özellikleri belirlenmiştir. Çekme testleri sonucunda ürettiğimiz kompozit malzemelerin mekanik özellikleri aşağıda verilmektedir.

### 3.3.1 Çekme Testi Sonuçları

**Çizelge 3.5** Karbon Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler

Katman Sayısı	Test Yönü	Çekme Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Dayanımı (MPa)	Kopma Uzaması %	Numune Kalınlığı (mm)
1	MD	18.206	300.105	2.34	0.35
	BD	5.606	97.453	34.48	
	CD	18.201	300.11	2.32	
2	MD	21.117	382.816	3.010	0.526
	BD	7.596	78.938	34.88	
	CD	21.102	381.24	3.087	
3	MD	21.650	382.333	3.366	0.73
	BD	7.063	80.162	33.353	
	CD	21.680	382	3.36	
4	MD	22.319	460.181	4.067	1.06
	BD	7.353	105.755	33.247	
	CD	22.308	460.1	4.06	

**Çizelge 3.6**NCF (+45/-45) Karbon Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler

Katman Sayısı	Test Yönü	Çekme Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Dayanımı (MPa)	Kopma Uzaması %
4	MD	6.518	28.118	4.857
	BD	23.053	185.847	5.534
	CD	5.745	24.500	4.23

**Çizelge 3.7**NCF (+45/-45) Karbon / Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler

Katman Sayısı	Test Yönü	Çekme Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Dayanımı (MPa)	Kopma Uzaması %
4	MD	16.717	194.726	2.401
	BD	16.470	81.553	1.295
	CD	15.450	190	2.390

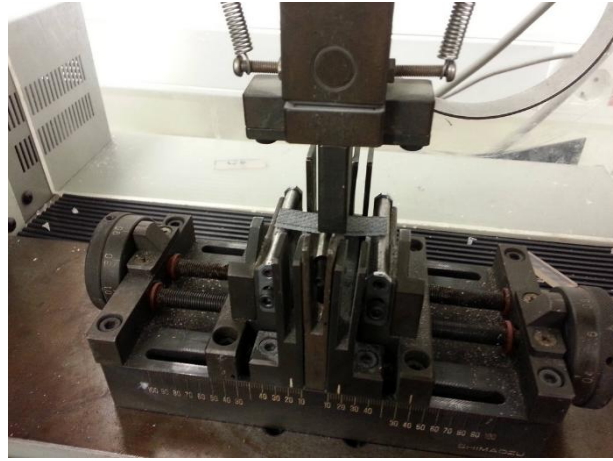
**Çizelge 3.8**Aramid (A) / Karbon (K) Dokuma Takviyeli Kompozit Numuneler için Mekanik Özellikler

Katman Sayısı	Katman Diziliş	Test Yönü	Çekme Elastisite Modülü (GPa)	Çekme Dayanımı(MPa)	Kopma Uzaması %
2	AK	MD	18.139	491.405	3.900
		BD	5.635	72.844	32.371
		CD	18.125	490.45	3.875
4	AAKK	MD	20.624	456.333	4.603
		BD	6.514	54.136	16.465
		CD	20.585	455.29	4.628
4	AKAK	MD	20.869	413.590	3.90
		BD	6.728	89.580	28.794
		CD	20.855	412.150	3.92



### 3.3.2 Eğilme Testi

Kompozit numunelerin eğilme rijitliğini belirleyebilmek için numuneler ISO3167 standardına göre üç nokta eğme testi ölçülerinde üretilmiş malzemeler ile gerçekleştirilmiştir. Ürettiğimiz numunelerin kalınlık değerlerinin 5mm'nin altında olması sebebiyle eğilme numuneleri oluşturulamamış bu sebeple kalınlık değeri polietilen keçe ile artırılarak elyaf malzemelerin eğilme şekil değiştirme davranışı incelenmiştir.



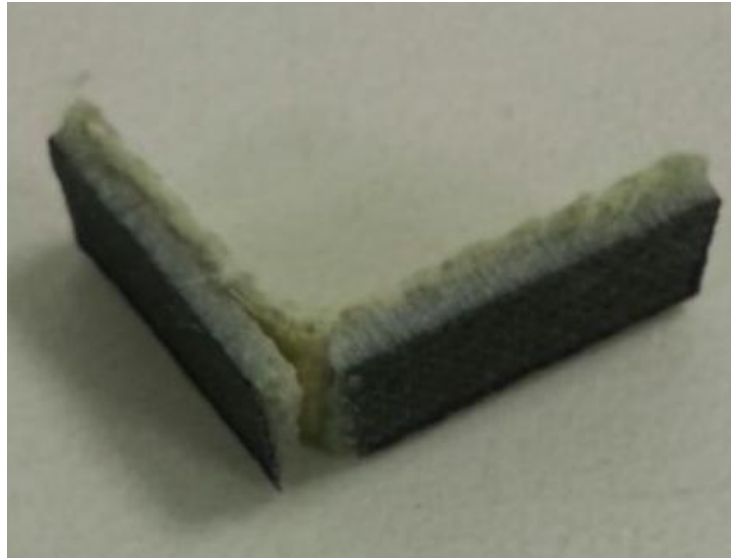
Şekil 3 4 Eğilme testi

Çizelge 3.9 Karbon-Keçe-Kevlar Eğilme Test Sonuçları

Numune Sayısı	Elast. Modülü(MPa)	Max. Yük Kgf	Eğilme Muk. (MPa)	Max. Yükteki Uzama %	Kopma Uzaması %	Genişlik mm	Kalınlık mm
1	110381	24,5369	348,427	1,26682	1,28403	10,52	2,75
2	96881,6	27,0862	367,843	1,60671	1,90366	11	2,75
3	115154	26,4488	395,107	0,70076	1,39005	10	2,75
4	83651,3	28,0167	380,48	1,28934	1,7747	11	2,75
Ortalama Değer	101517	26,5221	372,964	1,21591	1,58811	10,63	2,75
Maximum Değer	115154	28,0167	395,107	1,60671	1,90366	11	2,75
Minimum Değer	83651,3	24,5369	348,427	0,70076	1,28403	10	2,75

**Çizelge 3.10**Karbon-Keçe-Karbon Eğilme Test Sonuçları

Numune Sayısı	Elast. Modülü(MPa)	Max. Yük Kgf	Eğilme Muk. (Mpa)	Max. Yükteki Uzama %	Kopma Uzaması %	Genişlik mm	Kalınlık mm
1	32479,8	20,3688	249,687	0,88188	0,89375	10	2,4
2	29566,4	17,7048	217,031	0,92563	2,32125	10	2,4
3	30698,8	19,7315	241,875	1,08563	2,06438	10	2,4
4	29595,2	20,2923	248,75	0,98063	2,075	10	2,4
Ortalama Değer	30585,0 5	19,5243 5	239,3357 5	0,96844 25	1,83859 5	10	2,4
Maximum Değer	32479,8	20,3688	249,687	1,08563	2,32125	10	2,4
Minimum Değer	29566,4	17,7048	217,031	0,88188	0,89375	10	2,4



**Şekil 3.5**Karbon-Keçe-Kevlar Eğilme Hasarı

### 3.4 Termal Burkulma Testi

Üretilen kompozit numunelerin termal davranışını incelemek amacıyla aşağıda gösterilen termal bir kabin tasarlandı. Numuneler iki tarafından ankastre sınır şartlarını sağlayacak şekilde tasarlanan iki küçük mengene ile bağlanarak kabin içerisine yerleştirildi. Ortam sıcaklığı J tipi hassas ölçüm alan termokupl (sıcaklık ölçer ) ile ölçülerek sıcaklık kontrol ünitesine aktarılmıştır. Numuneler önceden belirlenmiş bir sıcaklığa kadar ısıtılarak homojen sıcaklığa ulaşıncaya kadar beklenmiş daha sonra 22°C 'ye ani soğutma yapılmıştır. Sıcaklık aralığı belirlenirken numunelerin malzeme özelliklerine göre karışımlar kuralıyla tespit edilmiş termal uzama katsayısı baz alınarak numuneler sonlu elemanlar paket programıyla modellenmiş termal burkulma sıcaklıkları belirlenmiştir. Deneysel olarak elde edilen sonuçlar nümerik sonuçlarla karşılaştırılarak burkulma sıcaklık aralığı tespit edilmiştir. Nümerik incelemede Sonlu elemanlar yazılımı Ansys kullanılmıştır. Öncelikle tabakalı kompozitlerde teorik rijitlik ve termal yük, şekil değiştirme tanımlamaları elde edilmiştir.





**Şekil 3.6** Termal Burkulma Test Kabini ve Kompozit Numunesi

### 3.4.1 Termal Uzama Katsayısı Teorik Hesaplamaları

Lamina Plaklarda birinci mertebeye kayma deformasyon teorisine bağlı olarak plak denklemlerinin çıkartılmıştır.

Birinci mertebeye kayma deformasyon teorisine bağlı olarak deplasman alanı aşağıdaki denklem ile tanımlanabilir [13].

$$\begin{aligned} U(x, y, z; t) &= u(x, y; t) - zw_{,x} + \phi_1(z)u_1(x, y; t), \\ V(x, y, z; t) &= v(x, y; t) - zw_{,y} + \phi_2(z)v_1(x, y; t), \\ W(x, y, z; t) &= w(x, y; t) \end{aligned} \quad (1)$$

Burada  $u, v, w, u_1$  ve  $v_1$  plak orta düzlemindeki beş bilinmeyen deplasman fonksiyonu olarak tanımlanır.  $\phi_1$  ve  $\phi_2$  kalınlık boyunca enine kayma genlemelerini ve kayma gerilmelerini tanımlayan şekil fonksiyonlarını göstermektedir.

Hamilton prensibi uygulanırsa birbirinden bağımsız 5 plak denklemi aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\begin{aligned} N_{x,x}^c + N_{xy,y}^c &= 0 \\ N_{y,y}^c + N_{xy,x}^c &= 0 \\ M_{x,xx}^c + M_{y,yy}^c + 2M_{xy,xy}^c + q + N_x^c w_{,xx} + N_y^c w_{,yy} + N_{xy}^c w_{,xy} &= \\ (N_x^d w_{,xx} + 2N_{xy}^d w_{,xy} + N_y^d w_{,yy}) & \\ M_{x,x}^a + M_{xy,y}^a - Q_x^a &= 0 \\ M_{y,y}^a + M_{yx,y}^a - Q_y^a &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

Burada  $N_x^c, N_y^c$  ve  $N_{xy}^c$  düzlem içi sabit yükleri  $M_x^c, M_y^c$  ve  $M_{xy}^c$  düzlem içi moment ifadelerini göstermektedir. Bu moment ifadeleri aşağıdaki şekilde tanımlanabilir.

$$(N_x^c, N_y^c, N_{xy}^c) = \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) dz \quad (M_x^c, M_y^c, M_{xy}^c) = \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) z dz \quad (3)$$

$$(M_x^a, M_{xy}^a) = \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \tau_{xy}) \phi_1(z) dz \quad (M_y^a, M_{yx}^a) = \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_y, \tau_{yx}) \phi_2(z) dz \quad (4)$$

Plak denklemlerindeki iç kuvvetleri ve moment ifadeleri rijitlikler cinsinden aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır. Tanımlamalar yapılırken koordinat sistemi (x,y,z) plağın orta düzlemi olarak seçilmiştir [14].

$$(-a/2 \leq x \leq a/2 \quad -a/2 \leq y \leq a/2 \quad -h/2 \leq z \leq h/2)$$

$$\begin{bmatrix} N^c \\ M^c \\ M^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} & B_{ijl} \\ B_{ij} & D_{ij} & D_{ijl} \\ B_{ijl} & D_{ijl} & D_{ijlm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e^c \\ k^c \\ k^a \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$N^c = \begin{bmatrix} N_x^c \\ N_y^c \\ N_{xy}^c \end{bmatrix}, \quad M^c = \begin{bmatrix} M_x^c \\ M_y^c \\ M_{xy}^c \end{bmatrix}, \quad M^a = \begin{bmatrix} M_x^a \\ M_y^a \\ M_{xy}^a \\ M_{yx}^a \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$e^c = \begin{bmatrix} u_{,x} \\ v_{,y} \\ u_{,y} + v_{,x} \end{bmatrix}, \quad k^c = \begin{bmatrix} -w_{,xx} \\ -w_{,yy} \\ -2w_{,xy} \end{bmatrix}, \quad k^a = \begin{bmatrix} M_x^a \\ M_y^a \\ M_{xy}^a \\ M_{yx}^a \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} Q_y^a \\ Q_x^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{4422} & 0 \\ 0 & A_{5511} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ u_1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Bu denklemdeki katsayılar (rijitlikler) aşağıdaki gibi tanımlanmıştır [15].

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k dz, & A_{pqlm} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{pq}^k \phi_l' \phi_m' dz \\ B_{ij} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k z dz, & B_{ijl} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k \phi_l dz \\ D_{ij} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k z^2 dz, & D_{ijl} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k \phi_l(z) z dz \\ D_{ijlm} &= \int_{-h/2}^{h/2} Q_{ij}^k \phi_l \phi_m dz \end{aligned} \quad (9)$$

$$l, m = 1, 2; \quad i, j = 1, 2; \quad p, q = 4, 5$$

( c ) ve ( a ) indisleri sırasıyla klasik plak teorisindeki ve birinci mertebe teorisindeki terimleri göstermektedir. Birinci mertebe teorisi şekil fonksiyonlarının aşağıdaki şekilde seçilmesiyle tanımlanır.

$$\phi_1(z) = \phi_2(z) = z \quad (10)$$

Kayma düzeltme faktörü  $k = \sqrt{5/6}$  alınmıştır.

$N_x^d, N_y^d$  ve  $N_{xy}^d$  termal burkulma durumunda sabit sıcaklık artışında oluşan dış yükleri göstermektedir. Açılı katmanlı lamina kompozitlerde sabit sıcaklık altında oluşan dış yükler aşağıdaki şekilde tanımlanabilir.

$$\begin{bmatrix} N_x^d \\ N_y^d \\ N_{xy}^d \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^{NL} \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{21} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{61} & \overline{Q}_{62} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ 0 \end{bmatrix} \Delta T \quad (11)$$

Burada termal kayma yükleri özelde ortotropik lamina kompozitlerde sıfır alınır, thermal uzama katsayıları aşağıdaki formda tanımlanır [16].

$$\begin{aligned} \alpha_x &= \alpha_1 \cos^2 \theta + \alpha_2 \sin^2 \theta, \\ \alpha_y &= \alpha_2 \cos^2 \theta + \alpha_1 \sin^2 \theta \end{aligned} \quad (12)$$

$\alpha_1, \alpha_2$  termal uzama katsayıları teorik olarak literatürde tanımlanmıştır [3648].

Scharper (1968)'de izotropik fazlara sahip olan izotropik ve anizotropik kompozitler için termal uzama katsayısını belirlemiştir. İki fazlı bir kompozitte boyuna ve enine yöndeki termal uzama katsayısı aşağıdaki şekilde tanımlanabilir [9].

$$\alpha_1 = \frac{E_f \alpha_f v_f + E_m \alpha_m v_m}{E_f v_f + E_m v_m} \quad (13)$$

$$\alpha_2 = (1 + \nu_f) \alpha_f v_f + (1 + \nu_m) \alpha_m v_m - \alpha_1 (\nu_f v_f + \nu_m v_m) \quad (14)$$

Dokuma kompozitlerde yakın sonuçları aşağıda denklemleri verilen karışımlar kuralı ile elde ettik.

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_c = v_f \alpha_f + v_m \alpha_m \quad (15)$$

**Çizelge 3.11** Karbon Elyaf ve Aramid Elyaf Dokuma Kumaşların Termal Uzama Katsayıları

Malzeme	Uzunlamasına Yönde Isıl Genleşme Katsayısı $\alpha_f (10^{-6}/C^{\circ})$
Dokuma Karbon Kumaş Atkı Elyaf: Tenax-E HTA 401k Çözümlü Elyaf: Tenax-E HTA 40 1k	-0.1
Dokuma Aramid Kumaş 110 gr/m2 twill	-2.4

**Çizelge 3.12** Kıvrımsız Destekli Karbon Elyaf Kumaşların Uzunlamasına Termal Uzama Katsayısı

Malzeme	Uzunlamasına Yönde Isıl Genleşme Katsayısı $\alpha_{f1} (10^{-6}/C^{\circ})$
+45/-45 NCF Karbon Kumaş	-0.1

**Çizelge 3.13** Vinlester Termoset Recine Uzama Katsayısı

Malzeme	Uzunlamasına Yönde Isıl Genleşme Katsayısı $\alpha_m (10^{-6}/C^{\circ})$
Vinlester Termoset Reçine	10

--	--

### 3.4.2 Kompozit Numunelerin Termal Analizi

Çalışmamızda öncelikle kompozit malzemelerin termal uzama katsayıları karışımlar kuralı denklemleri yardımıyla bulunmuştur. Ayrıca termal burkulma deneyinden elde edilen burkulma mod şekilleri nümerik olarak sonlu elemanlar analizleriyle karşılaştırılarak teorik hesaplamaların termal burkulma deney sonuçlarıyla uyumluluğu araştırılmıştır. Aşağıdaki Çizelgede ürettiğimiz kompozit malzemelerin teorik olarak hesaplanmış termal uzama katsayıları verilmektedir.

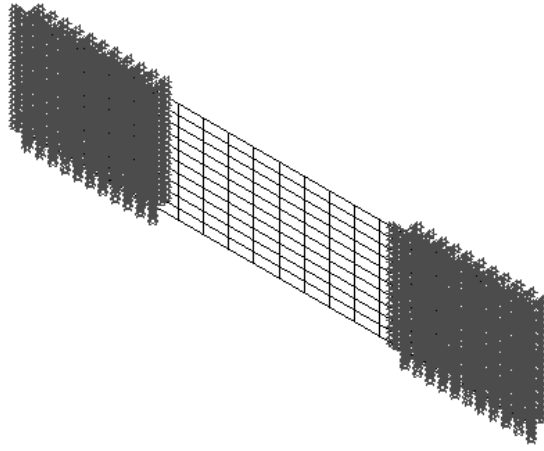
**Çizelge 3.14** Üretilen Kompozit Malzemelerin Hesaplanan Termal Uzama Katsayıları

Malzeme	Katman Dizilişi	Hacim Oranı (%)	Kalınlık (mm)	Isıl Katsayısı Kuralı $\alpha_c (10^{-6}/C^{\circ})$	Genleşme Karışımlar
Dokuma Karbon Takviyeli Tenax-E HTA 40 (K) / Vinlester Kompozit	K	35	0.35	6.465	
	KK	35	0.526	6.465	
	KKK	35	0.73	6.465	
	KKKK	35.7	1.06	6.394	
Dokuma Aramid (A) Takviyeli Vinlester	A	32	0.34	6.032	
	AA	32	0.52	6.032	
	AAA	32	0.72	6.032	
	AAAA	32	1.03	6.032	
Dokuma Aramid (A) /Karbon Takviyeli Vinlester	AK	30.8	0.51	6.535	
Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozit	AKAK	32.39	1.06	6.356	
Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozit	AAKK	32.39	0.96	6.356	



+45/-45 NCF Karbon Kumaş (NK) / Vinlester Kompozit	NKNK	35	0.99	6.465
+45/-45 NCF Karbon Kumaş / Dokuma / Vinlester Kompozit	KNKK	28.9	1.17	7.0810

Sonlu Elemanlar Modeli termal burkulma test koşullarını sağlayacak şekilde modellenmiştir. Aşağıda analizde kullanılan sonlu elemanlar modeli ve sınır koşulları gösterilmiştir.



**Şekil 3.7** Termal Burkulma Testi Sonlu Elemanlar Modeli

Sonlu Elemanlar Modelinde termal burkulma testi boyutlarında bir plaka modellenmiştir. Mesh sayısı yakışama çalışması yapılarak 200 olarak belirlenmiştir. Sonlu elemanlar modelinde numune iki kenarından şekilde görüldüğü gibi ankastre olarak mesnetlenmiştir. Analiz sonuçlarına uygun olarak reçine ergime sıcaklığına (120 °C) kadar numuneye üniform sıcaklık uygulanmıştır.

Termal burkulma testi sonuçları ve sonlu elemanlar modelinden elde edilen termal yük, termal şekil değiştirme, termal gerilme ve burkulma mod oranı sonuçları aşağıda çizelgeler halinde verilmiştir.

Malzeme	Katman Diziliş	Mod Numarası	Deneysel Burkulma Sıcaklığı °C	Burkulma Yüğü (N)	Kalınlık (mm)
Dokuma Karbon Takviyeli / Vinlester Kompozit	K	Mod1	-40.325	21.167	0.35
		Mod2	-82.75	43.437	
	KK	Mod1	-72.768	76.382	0.526
		Mod2	-	-	
Dokuma Aramid / Karbon Takviyeli Vinlester	AK	Mod1	-68.440	82.128	0.51
		Mod2	-	-	

**Çizelge 3.15**(0°/90°) Yönlerden Alınmış Numunelerde Termal Burkulma Test

Malzeme	Katman Diziliş	Mod Numarası	Deneysel Burkulma Sıcaklığı °C	Burkulma Yüğü (N)	Kalınlık (mm)
---------	----------------	--------------	--------------------------------	-------------------	---------------

Sonuçları

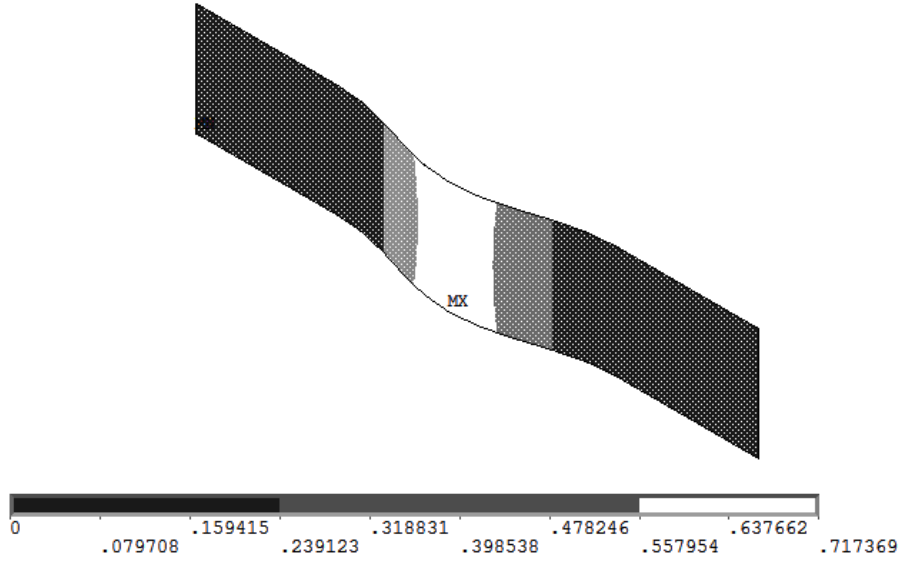
Dokuma Karbon Takviyeli / Vinlester Kompozit	K	Mod1	-40.0985	6.6460	0.35
		Mod2	-82.393	13.579	
	KK	Mod1	-72.505	30.393	0.526
		Mod2	-	-	
Dokuma Aramid / Karbon Takviyeli Vinlester	AK	Mod1	-68.161	20.566	0.51
		Mod2	-	-	

**Çizelge 3.16**(45°/-45°) Yönlerden Alınmış Numunelerde Termal Burkulma Test Sonuçları

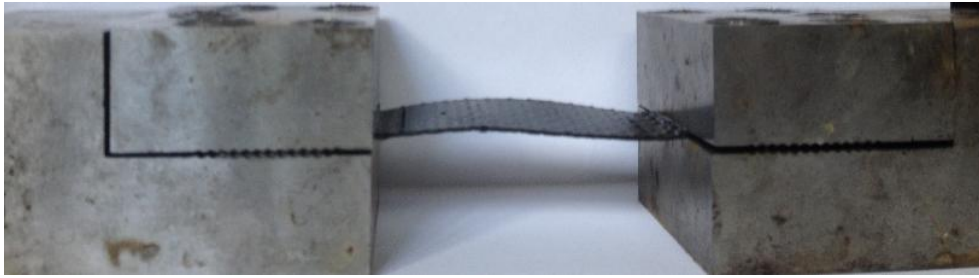
**Çizelge 3.17**Burkulma Sıcaklığında Termal Gerilmeler ve Şekil Değişiklikleri

Kalınlık (mm)	Katman Dizilişi	Mod Nmr.	Burkulma Sıcaklığı (°C)	$ U_x $ (mm)	$ U_y $ (mm)	$S_x$ (Mpa)	$S_y$ (Mpa)	Termal Genleşme Katsayısı $\alpha$ ( $10^{-6}/C^\circ$ )	Burkulma Mod Şekil Değişiklik Oranı
0.35	K-1	Mod1	-40.323	0.0002	0.002	-5.62	-3.81	0.000004	0.717
		Mod2	-82.75	0,0004	0.004	-11.53	-7.82	0.000004	0.254
	K-2	Mod1	-40.137	0,0005	0.002	-2.216	-1.288	0.000004	1.253
		Mod2	-82.445	0.001	0.004	-4.551	-2.646	0.000004	0.427
0.526	KK-1	Mod1	-72.768	0.0006	0.005	-15.11	-9.971	0.000005	0.36
	KK-2		-72.505	0.0010	0.005	-6.74	-3.905	0.000005	0.585
0.51	AK-1	Mod1	-68.44	0.0005	0.004	-11.89	-8.055	0.000005	0.408
	AK-2		-68.161	0.0010	0.004	-4.727	-2.748	0.000005	-0.71

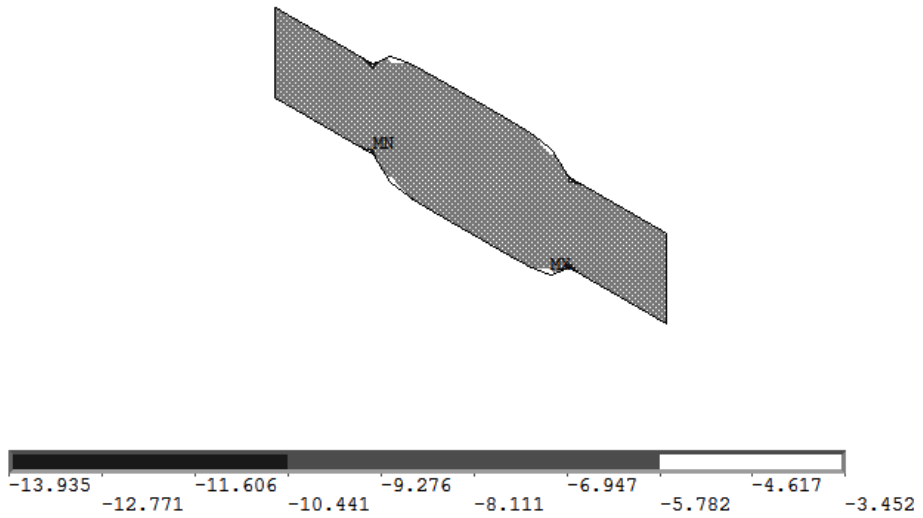
Burada K-1, K-2 ifadeleri sırasıyla ( $0^\circ/90^\circ$ ) ve ( $45^\circ/-45^\circ$ ) yönlerden alınmış numuneleri belirtmektedir.  $|U_x|$  X yönünde mutlak şekil değişikliği,  $|U_y|$  Y yönünde mutlak şekil değişikliği,  $S_x$  X yönünde normal gerilmeyi,  $S_y$  Y yönünde normal gerilmeyi göstermektedir.



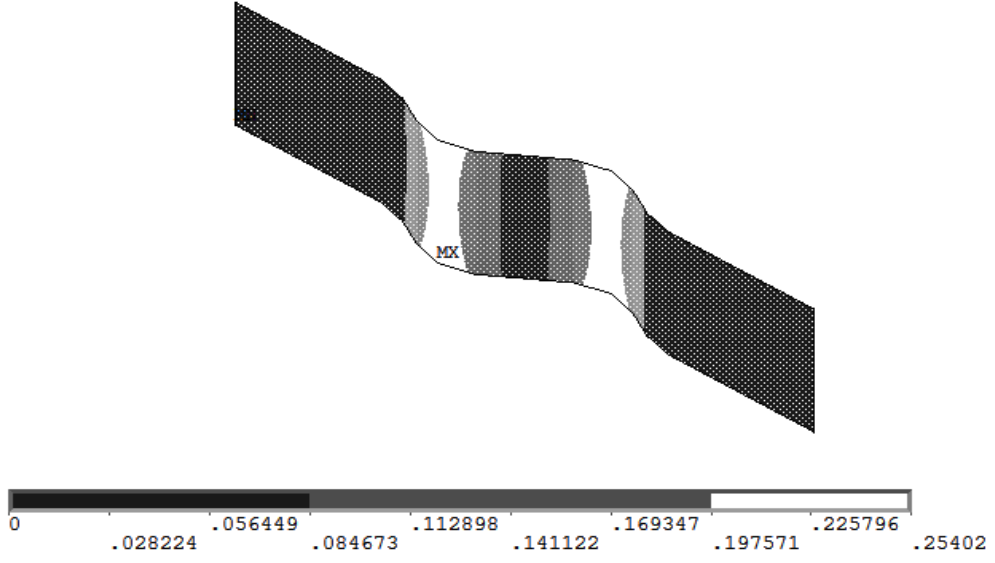
**Şekil 3.8** Tek Kat. Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod 1)



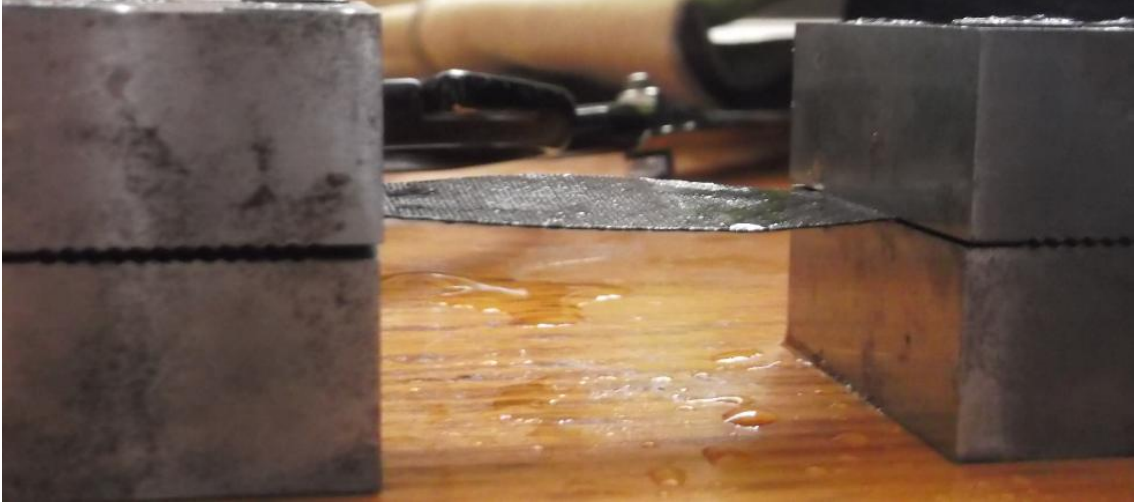
**Şekil 3.9** Tek Kat Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma Testi (Mod 1)



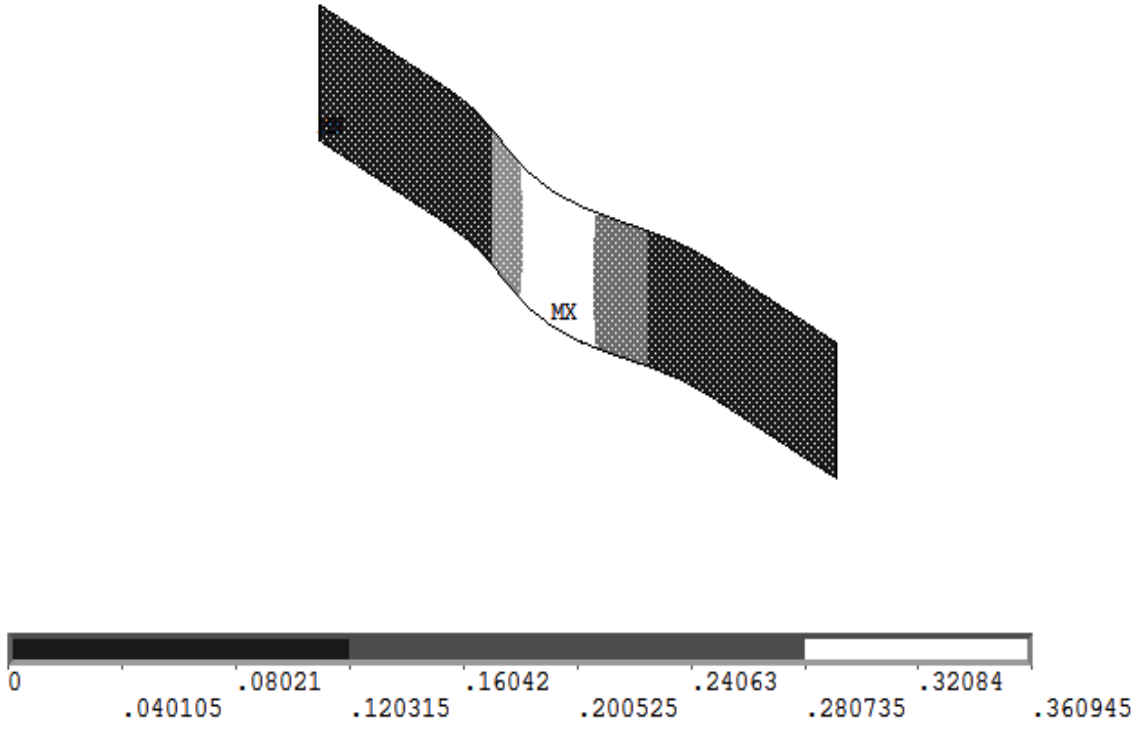
**Şekil 3.10** Tek Kat. Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Gerilme



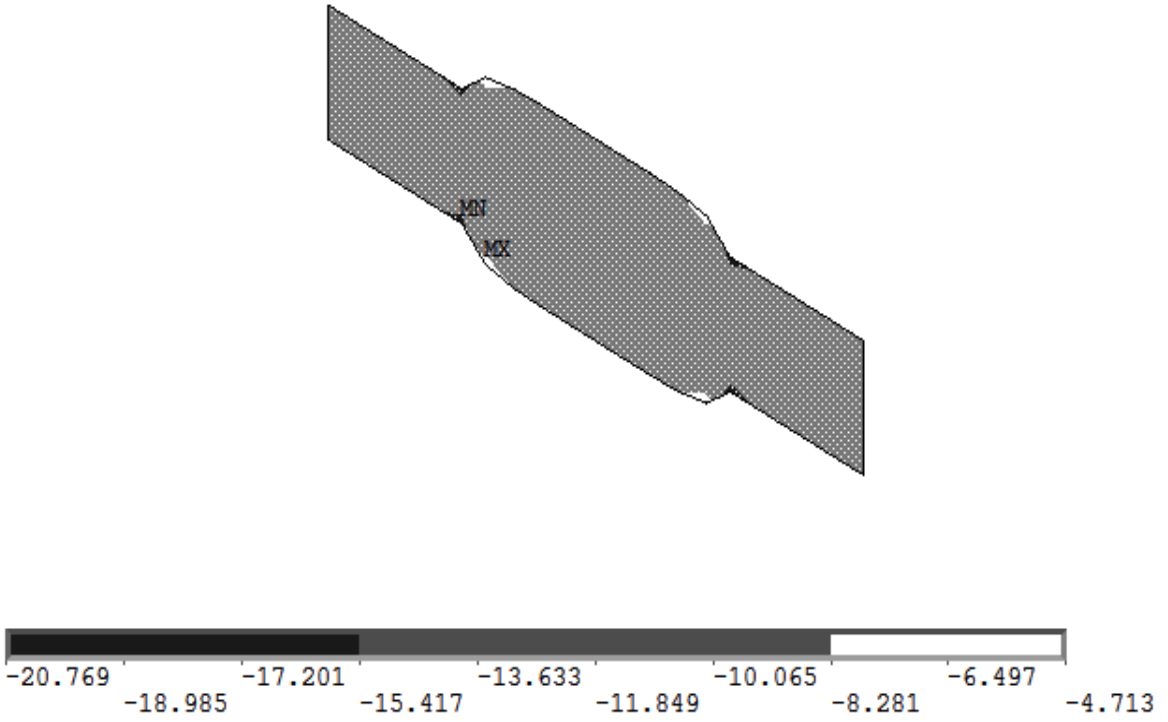
**Şekil 3.11** Tek Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod2)



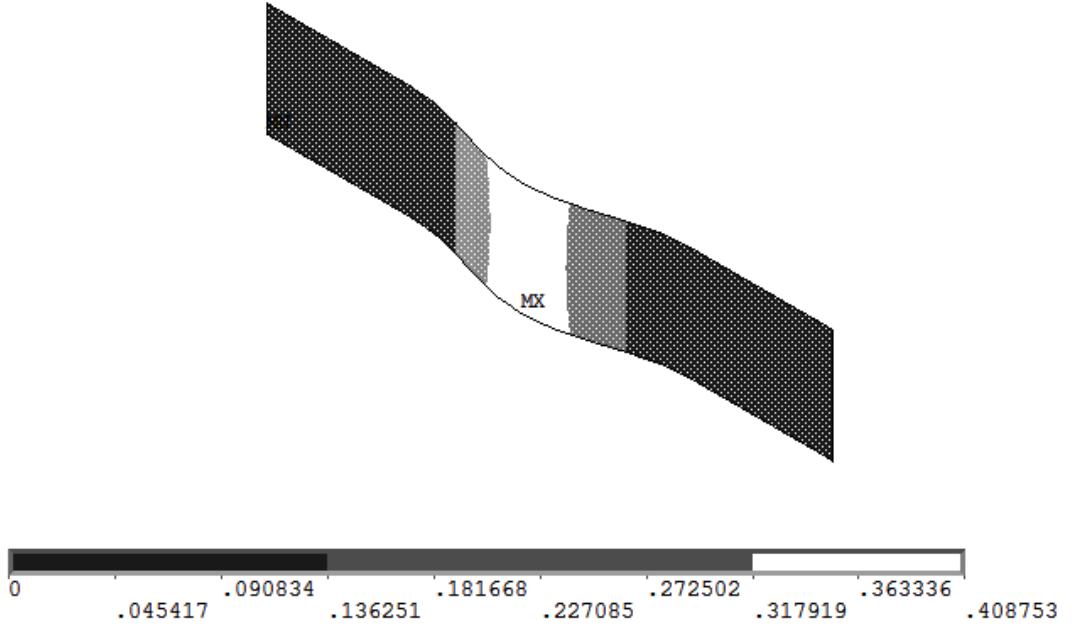
**Şekil 3.12** Tek Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma Testi (Mod2)



**Şekil 3.13** İki Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1)



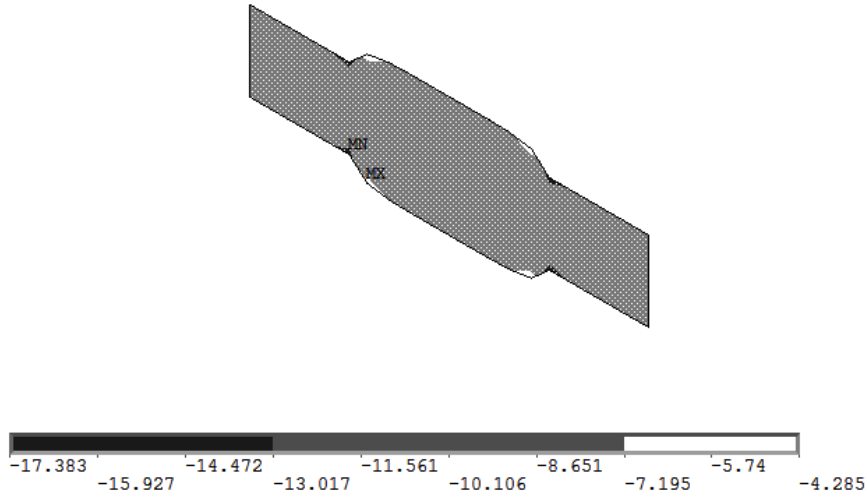
**Şekil 3.14** İki Katmanlı Dokuma Karbon/ Vinlester Kompozitte Termal Gerilmeler



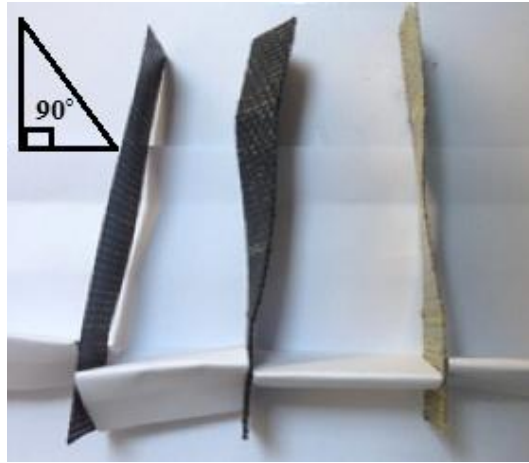
**Şekil 3.15**İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1)



**Şekil 3.16**İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Burkulma (Mod1)



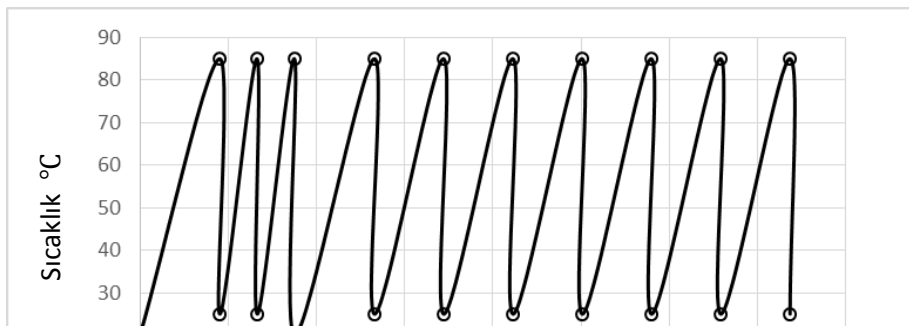
**Şekil 3.17**İki Katmanlı Dokuma Aramid/Karbon Takviyeli Vinlester Kompozitte Termal Gerilmeler



**Şekil 3.18**Burkulmuş Kompozitlerin Düzleme göre Açısal Yanal Kesit Deformasyon Şekilleri

### 3.4.3 Termal Çevrimin Burkulma ve Kompozit Malzeme Üzerine Etkisinin İncelenmesi

Üretilen numunelerin termal yük altındaki değişimleri reçine özelliklerinden dolayı reçine mukavemetine etki yapmakta bu yüzden kompozit malzemenin çekme mukavemeti önemli oranda değişmemektedir. Termal çevrimin etkisini araştırmak için numunelere burkulma sıcaklığının hemen altında bir sıcaklıkta aşağıdaki grafikte gösterildiği gibi termal çevrim uygulanmıştır. Termal çevrim öncesi ve sonrası burkulma sıcaklıklarındaki değişim aşağıda Çizelge halinde verilmektedir.

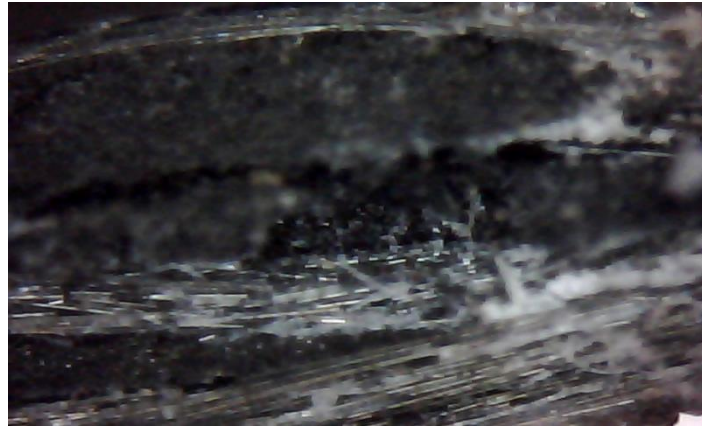




Malzeme	Burkulma Sıcaklığı °CDeney (Mod1)	Burkulma Sıcaklığı °CDeney (Mod1) 5 çevrim	Burkulma Sıcaklığı °CDeney (Mod1) 10 çevrim	Burkulma Sıcaklığı °CDeney (Mod1)20 çevrim	Kalınlık

### Şekil 3.19 Deneylerde Uygulanan Termal Çevrim

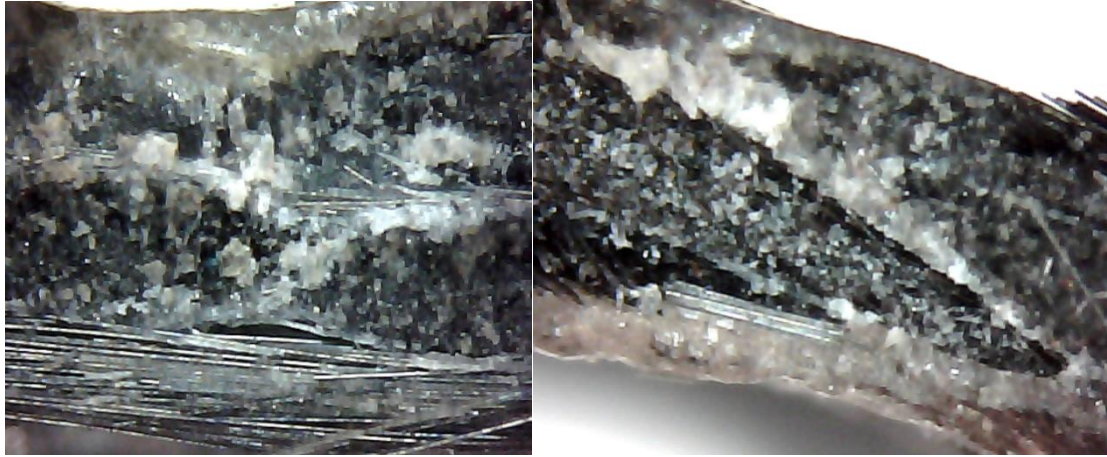
Termal çevrime uğramış numunelerde delaminasyon bölgeleri gözlenmiştir. Şekillerde görüldüğü gibi termal çevrim fiber matris arayüzeylerinde ayrılmalara sebep olmaktadır.



Şekil 3.20 Termal Çevrim Sonucu Kompozitte Oluşan Delaminasyon

Dokuma Karbon Takviyeli Vinlester Kompozit	K	40.325	39.63	38.95	38.291	0.35
	KK	72.768	72.155	71.545	70.954	0.526
Dokuma Aramid Karbon Takviyeli Vinlester	AK	68.440	67.726	67.026	66.340	0.51

**Çizelge 3.18** Termal Çevrim Sonrası Termal Burkulma Sıcaklıklarının Değişimi



**Şekil 3.21** Termal Çevrim Sonrası Burkulmuş Kompozit Numunelerin Optik Mikroskopta Kesit Görüntüleri

#### 4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada karbon/kevlar kompozit numunelerin termal uzama ve stabilite davranışı araştırılmıştır.

Yapılan çalışmada üretilen kompozit malzemelerde karbon ve kevlar kumaşlar düşük termal uzama katsayıları sebebiyle tercih edilmiş termal mukavemet gerektiren

yerlerde ikincil yapısal eleman olarak kullanılmak üzere stabiliteleri ve termal çevrim davranışları incelenmiştir. Çalışmada termal uygulamalarda matris malzemesi olarak kullanılan vinlester reçine, 120°C sıcaklıklara kadar termal dayanım gösterebilmektedir. Çalışmamızda kompozit numuneler infüzyon yöntemiyle üretilerek numunelerde hava boşluğu oluşması engellenmiş, destekleme elamanı olarak kullanılan dokuma ve kıvrımsız dokuma kumaşların kalınlıklarında numuneler üretilmiştir.

Öncelikle ürettiğimiz numunelerin mekanik karakterizasyon işlemi gerçekleştirilmiş, malzeme özellikleri belirlenmiştir. Karbon dokuma- kevlar dokuma vinlester epoksi kompozitlerde katman sayısı arttıkça numune rijitliği artmıştır. Dokuma kompozitlerde makine doğrultusundaki ve buna dik doğrultudaki mekanik özellikler birbirine yakın olup yüksek değerdedir, açılı yönlerdeki özellikler düşük rijitlik, yüksek kopma uzaması sonuçları vermektedir.

Kevlar elyaf dokuma kullanımıyla hibrid kompozitlerde elastisite modüllerinde çok büyük bir değişim olmamakla birlikte mukavemet değerleri önemli oranda artmıştır. Bu sonuç kevlar malzemenin yüksek kopma uzama oranlarına sahip olmasından kaynaklanmaktadır.

NCF (+45/-45) açılı katmanlı kıvrımsız karbon elyaf numuneler düşük mukavemet özellikleri göstermekle birlikte açılı yönde yüksek rijitlik ve mukavemet değerlerine sahiptirler. Yüksek mukavemet değerlerine ulaşamamasının sebebi kumaş arayüzlerinde vakum sonrası yapılan incelemelerde ortaya çıkan kumaş arayüzlerine reçinenin işlememe sorunudur. Bu sorunun düşük gramajlı kumaş ile aşılacağı düşünülmektedir.

NCF kıvrımsız karbon elyaflara dokuma elyaflar eklendiğinde çok eksenli kompozit yapı sebebiyle her yönde dengeli ve mukavemetli kompozit yapılar elde edilmiştir.

Mekanik karakterizasyon işlemi sonrası numunelerin termal uzama katsayıları karışımlar kuralı ile bulunmuştur. Bulunan teorik değerler termal burkulma sonuçlarıyla karşılaştırılarak numunelerin gerçek termal uzama katsayısı değerleri tespit edilmiştir.

Karbon ve aramid elyafın düşük termal uzamaları sebebiyle numunelerin uzaması ( $6-7 \times 10^{-6}/C^{\circ}$ ) aralığında tespit edilmiştir. Karışımlar kuralı ile belirlenen termal uzama katsayıları ile elde edilen termal burkulma sıcaklıkları deneyden elde edilen termal burkulma sıcaklıklarından yüksek değerler vermektedir.

Sonlu elemanlar modeliyle elde edilen termal burkulma sıcaklıkları ve termal burkulma mod şekilleri deney ile uyumluluk göstermektedir.

Kalınlık arttıkça termal burkulma sıcaklığı yükselmektedir. Kalın numunelerde (>0.51mm) reçinenin camsı geçiş sıcaklığı 120 °C olması sebebiyle çok yüksek sıcaklıklara çıkılmadığı için termal burkulma gözlenmemiştir. Kevlar elyaf takviyeli hibrid numuneler termal uzama katsayısının düşük olması sebebiyle karbon numunelere göre daha yüksek sıcaklıkta burkulmaktadır. Hibrid numunelerin burkulma yükleri daha yüksektir.

Açılı katmanlı dokuma numunelerde termal burkulma yükü ve termal burkulma sıcaklığında oluşan gerilmeler düşük şekil değiştirmeler yüksektir.

Karbon yanında keklar ile takviyelendirilmiş numunelerde kekların yüksek şekil değiştirme kabiliyetinden dolayı karbon elyafta oluşan hasar sonucunda çekme testi ve üç nokta eğilme testleri sonlanmıştır.

Termal burkulma sıcaklığında gerçekleştirilen termal çevrimlerde numune matris malzemesinde ve elyaf kumaş ara yüzeyinde bozulmalar ve delaminasyonlar gözlenmiştir. Termal çevrim sayısına bağlı olarak numune stabilitesi bozulmakta daha düşük sıcaklıklarda burkulmalar gözlenmektedir.

Bundan sonraki çalışmalarda bu çalışmanın devamı niteliğinde termal kütleme (curing) ve termal çevrimin arayüzey ve kompozit mukavemetine etkisi incelenebilir.

## **5. KAYNAKLAR**

Adams D. F. ,(1970), Inelastic Analysis of a Unidirectional Composite Subjected to Transverse Normal Loading,4(3), 310-328.

Akkerman R.,Vries R.S.,(1998), Thermomechanical Properties of woven fabric composites,

FRC'98, Newcastle upon Tyne (UK).

- Aydogdu M.,(2007), Thermal buckling analysis of cross-ply laminated composite beams with general boundary conditions , *Composites Science and Technology*, 67 ,1096–1104.
- Aviles F., Carlsson L.A.,(2007), Post-buckling and debond propagation in sandwich panels subject to in-plane compression, *Engineering Fracture Mechanics* ,74, 794–806.
- Beier U. , Fischer F.,Sandler J.K.W.,AltstaV., Weimer C., Christian B.W., (2007),Mechanical performance of carbon fibre-reinforced composites based on stitched preforms, *Composites: Part A* 38,1655–1663.
- Bednarczyk B.A., Pindera M.J.,(1997),Micromechanical Modeling of Woven Metal Matrix Composites, University of Virginia, Charlottesville, Virginia, Nasa Contractor Report 204153.
- Bibo G.A., Hogg P. J., Backhouse R.,Mills A.,(1997), Carbon Fiber non-crimp fabric laminates for cost effective damage-tolerant structures, *Composite Science and Tech.*,58(1),129-143.
- Bozkurt E., Kaya E., Tanoglu M.,(2007),Mechanical and thermal behavior of non-crimp glass fiberreinforced layered clay/epoxy nanocomposites, *Composite Science and Tech.*, 67(15–16), 3394–3403.
- Chamis C.C., Sendekyj G.P.,(1968), Critique on theories predicting thermoelastic properties of fibrous composites,2(3),332-358.
- Dassios K.G. ,Musso S., Galiotis C. (2012),Compressive behavior of MWCNT/epoxy composite mats, *Composites Science and Technology* ,72 ,1027–1033.
- Edgren F., Leif E. (2005), Approximate analytical constitutive model for non-crimp fabric composites, *Composites: Part A* 36 ,173–181.
- Edgrena F., Mattsson D., Aspa L.E.,(2004), Formation of damage and its effects on non-crimp fabric reinforcedcomposites loaded in tension, *Janis Varnab, Composites Science and Technology* ,64 ,675–692.
- Eruslu S.Ö. (2008) Kısa Elyaf Takviyeli Kompozit Plaklarda Titreşim Analizi , Doktora Tezi, Trakya Üniversitesi Makine Mühendisliği.
- Eruslu S.Ö.,Aydogdu M.,Filiz S.,(2012) ,Thermal buckling analysis of short fiber reinforced laminated plates, *Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures Conference*.
- Hsu Y.S., Reddy J.N. Bert C.W.,(1981), Thermoelasticity of circular cylindrical shells laminated of bimodulus composite materials, , *Journal of Thermal Stresses* 4(2),155-177.
- Reddy J.N. ,Hsu Y.S., (1980), Effects of shear deformation and anisotropy on the thermal bending of layered composite plates*Journal of Thermal Stresses* 3(4), 475-493.

- Reddy J.N., Chao W.C., (1981), Non-linear bending of thick rectangular, laminated composite plates, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 16 (3-4) , 291–301.
- Jones R.M.,(2005) ,Thermal buckling of uniformly heated unidirectional and symmetriccross-ply laminated fiber-reinforced composite uniaxial in-plane restrained simply supported rectangular plates, *Composites Part A : Applied science and manufacturing*. 36( 10), 1355–1367.
- Kabir .H.R.H., Askar H., Chaudhuri R.A., (2003), Thermal buckling response of shear flexible laminated anisotropic plates using a three-node isoparametric element, *Composite Structures*, 59 (2),173–187.
- Khan A.I.,(2009), Prediction of elastic properties of 2d orthogonal plain weave fabric composite, master thesis.
- Kruckenber T., Ye L., Paton R., (2008), Static and vibration compaction and microstructure analysis on plain-woven textile fabrics, , *Composites: Part A*, 39, 488–502.
- Lee J.,(1997), Thermally induced buckling of laminated composites by layerwise theory, *Computers Structures* , 65( 6), 917-922.
- Murphy K.D., Ferreira D.,(2001), Thermal Buckling of Rectangular Plates. *International Journal of Solids and Structures*. 38,3979-3994.
- Meyers C.A., Hyer M.W., (1991),Thermal Buckling and Postbuckling of SymmetricallyLaminated Composite Plates, College of Engineering Virginia Polytechnic Institute and State University, february Nasa report.
- Matsunaga H., (2006),Thermal buckling of angle-ply laminated composite and sandwich plates according to a global higher-order deformation theory, *Composite Structures* ,72(2) , 177–192.
- Mikhailuk D.S., Truong T.C., Borovkov A.I., Lomov S.V., Verpoest I., (2008), Experimental observations and finite element modelling of damage initiation and evolution in carbon/epoxy non-crimp fabric composites, *Engineering Fracture Mechanics*, 75(9), 2751–2766.
- Mattsson D., Joffe R.,Varna J.,(2008), Damage in NCF composites under tension: Effect of layer stacking sequence , *Engineering Fracture Mechanics*, 75(9), 2666–2682.
- Mital K.S.,(1996), Simplified Micromechanics of Plain Weave Composites, University of Toledo, Ohio , NASA Technical Memorandum 107165.
- Mackerle J.,(2004), Finite element analyses and simulations of manufacturing processes of composites and their mechanical properties: a bibliography (1985–2003), *Computational Materials Science* ,31(3-4),187–219.

- Manikandan Nair K.C., Thomas S., Groeninckx G.,(2001), Thermal and dynamic mechanical analysis of polystyrene composites reinforced with short sisal fibres,61(16),2519-2529.
- Noor K.A., Starnes J.H., Peters J.M., (1995) , Thermomechanical postbuckling of multilayered composite panels with cutouts, Composite Structures, 30(4), 369-388.
- Pan N.,(1996),Analysis of woven fabric strengths : prediction of fabric strength under uniaxial and biaxial extensions,Composites Science and Technology ,56(3), 311-327.
- Pradeep V., Ganesan N.,(2008), Thermal buckling and vibration behavior of multi-layer rectangular viscoelastic sandwich plates, Journal of Sound and Vibration 310(1-2) ,169–183.
- Sayman O.,(2002), Elastic-plastic and residual stresses in symmetric thermoplastic laminated plates under a linear thermal loading, Composites Science and Technology 62(9), 1231–1238.
- Shivakumar, K. N. , Sundaresan, M. J. , Avva, V. S.,(1999), Structural Integrity of Discontinuous Stiffened Integrally Braided and Woven Composite Panels, DTIC Document.
- Shiau L.C.,Kuo S.Y., Chen C.Y. ,(2010), Thermal buckling behavior of composite laminated plates  
Composite Structures,92(2), 508-514.
- Shariyat M.,(2007), Thermal buckling analysis of rectangular composite plates with temperature-dependent properties based on a layerwise theory, Thin-Walled Structures 45(4), 439–452.
- Ray D.,Sarkar B.K.,Das S.,Rana A.K.,(2002),Dynamic mechanical and thermal analysis of vinylester-resin-matrix composites reinforced with untreated and alkali-treated jute fibres, Composites Science and Technology,62(7-8),911-917.
- Schapery R.A.,(1968), Thermal expansion coefficients of composite materials based on energy principles,2( 3), 380-404.
- Wu Z., Chen W.,(2007), Thermomechanical buckling of laminated composite and sandwich plates using global–local higher order theory, International Journal of Mechanical Sciences 49(6) ,712–721.
- Vatangül E., (2008), Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi ve Ansys 10 Programı ile Isıl Gerilme Analizi, Dokuz Eylül Üni.Bitirme Tezi.