

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



**EĞRİ YÜZEYLERE SAHİP KAÜÇUK TAKVİYELİ
KOMPOZİTLERİN DARBE DAVRANIŞLARININ
ARAŞTIRILMASI**

Mustafa ALBAYRAK

Doktora Tezi

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Mekanik Bilim Dalı

TEMMUZ 2022

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

EĞRİ YÜZEYLERE SAHİP KAÜÇUK TAKVİYELİ KOMPOZİTLERİN
DARBE DAVRANIŞLARININ ARAŞTIRILMASI

Tez Yazarı
Mustafa ALBAYRAK

Danışman
Prof. Dr. Mete Onur KAMAN

TEMMUZ 2022
ELAZIĞ

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Başlığı:	Eğri Yüzeylere Sahip Kauçuk Takviyeli Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Araştırılması
Yazarı:	Mustafa ALBAYRAK
İlk Teslim Tarihi:	30.05.2022
Savunma Tarihi:	01.07.2022

TEZ ONAYI

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına göre hazırlanan bu tez aşağıda imzaları bulunan jüri üyeleri tarafından değerlendirilmiş ve akademik dinleyicilere açık yapılan savunma sonucunda OYBİRLİĞİ ile kabul edilmiştir.

Danışman:	Prof. Dr. Mete Onur KAMAN Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	<i>İmza</i> Onayladım
Başkan:	Dr. Öğr. Üyesi Mustafa GÜR Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım
Üye:	Doç. Dr. Muhammet KARATON Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım
Üye:	Prof. Dr. Recep GÜNEŞ Erciyes Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım
Üye:	Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ İnönü Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım

Bu tez, Enstitü Yönetim Kurulunun/...../20..... tarihli toplantısında tescillenmiştir.

İmza

Prof. Dr. Kürşat Esat ALYAMAÇ
Enstitü Müdürü

BEYAN

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım “Eğri Yüzeylere Sahip Kauçuk Takviyeli Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Araştırılması” Başlıklı Doktora Tezimin içindeki bütün bilgilerin doğru olduğunu, bilgilerin üretilmesi ve sunulmasında bilimsel etik kurallarına uygun davrandığımı, kullandığım bütün kaynakları atıf yaparak belirttiğimi, maddi ve manevi desteği olan tüm kurum/kuruluş ve kişileri belirttiğimi, burada sunduğum veri ve bilgileri unvan almak amacıyla daha önce hiçbir şekilde kullanmadığımı beyan ederim.

01.07.2022

Mustafa ALBAYRAK



ÖNSÖZ

Kompozit malzemelerin uygulamadaki kullanım alanları incelendiğinde, yapı tasarımı gereği, düz yüzeylere nispeten kavisli yüzeylerle daha sık karşılaşmaktadır. Uçak burun, kanat ve gövdeleri, askeri miğferler ve zırhlar, yelkenli ve motorlu tekneler gibi daha birçok alanda darbe yüküne maruz eğri yüzey geometrilili kompozit yapılar görülmektedir. Özellikle fiber takviyeli kompozitler gevrek kırılma davranışı gösteren malzemelerdir ve darbe sonucunda fiber kırılmalarına bağlı olarak hasarlar meydana gelmektedir. Bu çalışma ile cam fiber takviyeli kompozitler arasına EPDM kauçuk ara tabakalar eklenerek farklı yüzey geometrilerine sahip kavisli kompozitler üretilmiştir. Eklenen kauçuk ara tabakalar ile birlikte belirlenen optimum eğri yüzey tasarımı sonucu kompozitlerin darbe sönümle kabiliyetleri ve hasar davranışları iyileştirilmeye çalışılmıştır.

Doktora eğitimim boyunca beni yönlendiren, yetiştiren ve yaşadığım zorlu süreçlerde hep yanımda olan, tezimin planlanıp yürütülmesinde üstün bir titizlik, sabır ve özveriyle desteklerini esirgemeyen kıymetli danışmanım Prof. Dr. Mete Onur KAMAN'a sonsuz saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışması süresince desteklerini esirgemeyen tez izleme komitesi üyeleri hocalarım Doç. Dr. Muhammed KARATON ve Dr. Öğr. Üyesi Mustafa GÜR'e, lisans üstü eğitimim boyunca ders aldığım hocam Prof. Dr. Yavuz SOLMAZ'a, ve Makine Mühendisliği Bölüm Başkanı Prof. Dr. İhsan DAĞTEKİN'e çok teşekkür ederim. Doktora süresince, üretimde kullanılan malzemelerin statik mekanik özelliklerinin belirlenmesinde laboratuvar imkanlarından yararlanmamıza olanak sağlayan Prof. Dr. Kadir TURAN'a ve Prof. Dr. Şemsettin TEMİZ'e, Split Hopkinson Bar testinin İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsünde gerçekleşmesini sağlayan Prof. Dr. Alper TAŞDEMİRCİ ve Prof. Dr. Mustafa GÜDEN'e ve düşük hızlı darbe testinin Adıyaman üniversitesi mekanik laboratuvarında yapılmasına yardımcı olan Doç. Dr. Mehmet Fatih ŞAHAN'a saygı ve şükranlarımı sunarım. Tez çalışması kapsamında yapılan deneysel ve sayısal çalışmalarda çok büyük desteklerini gördüğüm çalışma arkadaşlarım Dr. Öğr. Üyesi Hasan BALLIKAYA'ya, Arş. Gör. Dr. Serkan ERDEM'e, Arş. Gör. İlyas BOZKURT'a, Arş. Gör. Taner AYDIN'a teşekkürlerimi borç bilirim.

Beni büyüten, yetiştiren, bugünlere gelmeme sebep olan, iyi günde ve kötü günde hep arkamda duran babam Kadir ALBAYRAK, annem Yedigâr ALBAYRAK ve eğitim hayatım boyunca bana güvenen ve desteğini hep yanımda hissettiğim ağabeyim Mehmet ALBAYRAK'a sonsuz teşekkürlerimi sunuyorum. Doktora sürecimin başından sonuna kadar hep yanımda olan, bana destek veren, bütün zorlu süreçlerde fedakârca arkamda duran eşim Merve ALBAYRAK'a çok teşekkür ediyorum.

Bu tez çalışması, Fırat Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi (FÜBAP) tarafından MF.20.10 protokol numaralı proje ile desteklenmiştir.

Bu tez çalışması eşim Merve, kızlarım Meryem ve Sare ALBAYRAK'a ithaf edilmiştir.

Mustafa ALBAYRAK

ELAZIĞ, 2022

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iv
İÇİNDEKİLER	v
ÖZET	vii
ABSTRACT	viii
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
TABLolar LİSTESİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR	xvi
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	2
2.1. Eğri YüzeYli Kompozit Yapılar.....	2
2.2. Kompozit Yapılarda Kauçuk Takviyesinin Etkisi	3
2.3. Dinamik Yükler Altında Kompozit Yapılar	3
3. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİT MALZEMELER	6
3.1. Tabakalı Kompozitler	6
3.1.1. Sürekli Tek Yönlü Kumaş.....	6
3.1.2. Dokuma Kumaş.....	7
3.2. Fiber Malzemeleri	7
3.2.1. Cam Fiber.....	7
3.2.2. Karbon/Grafit	8
3.2.3. Kevlar	8
3.2.4. Boron.....	8
3.3. Matris Malzemeleri	8
3.3.1. Epoksi Reçineler	8
3.3.2. Polyester Reçineler.....	9
3.3.3. Vinilester Reçineler	9
3.4. Fiber Takviyeli Tabakalı Kompozitlerin Üretim Metotları	9
3.4.1. Elle Yatırma Yöntemi	9
3.4.2. Püskürtme Yöntemi.....	10
3.4.3. Vakum İnfüzyon Yöntemi.....	11
3.4.4. Kalıba Reçine Enjeksiyonu	11
3.4.5. Basınçla Kalıplama	12
3.4.6. Filament Sarma	13
3.4.7. Pultrüzyon	14
3.5. Kompozit Yapılarda Düşük Hızlı Darbe	14
3.5.1. Charpy ve Izod Darbe Testleri	14
3.5.2. Ağırlık Düşürme Darbe Testi	15
3.6. Düşük Hızlı Darbede Oluşan Hasar Tipleri.....	19
3.6.1. Matris Çatlağı.....	19
3.6.2. Delaminasyon.....	20
3.6.3. Fiber Kırılması	21
3.6.4. Nüfuziyet (Penetrasyon).....	21
4. MATERYAL VE METOT	22

4.1. Problemin Tanımı	22
4.1.1. Eğri Yüzey Geometrisinin Etkisi	22
4.1.2. Cam Fiber Kompozit/Kauçuk Diziliminin Etkisi	24
4.2. Kompozit Plakların Üretimi	26
4.2.1. Eğri Yüzeye Sahip Kompozit Plakların Üretimi	26
4.2.2. Düz Kompozit Plakların Üretimi	34
4.3. Cam/Epoksi Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi.....	36
4.3.1. Çekme Testi	36
4.3.2. V-Çentik Kayma Testi	39
4.3.3. Yarı Statik Basma Testi.....	41
4.3.4. Çift Çentik Kayma Testi	41
4.3.5. Üç Nokta Eğilme Testi	42
4.3.6. Yanal Sınırlamalı Basma Testi	43
4.3.7. Yarı Statik Basma Testi.....	45
4.3.8. Split Hopkinson Bar Testi	47
4.4. Düşük Hızlı Darbe Testi	48
4.5. Sayısal Model	50
4.5.1. Geometrik Model	50
4.5.2. Kompozit ile Kauçuk Ara Yüzey Hasar Modeli	51
4.5.3. Malzeme Modeli	53
5. BULGULAR VE TARTIŞMA	65
5.1. Kauçuk Tabakasının Etkisi	65
5.2. Eğri Yüzey Geometrisinin Etkisi.....	71
5.3. Cam Fiber Kompozit / Kauçuk Diziliminin Etkisi	101
6. SONUÇLAR	150
ÖNERİLER	152
KAYNAKLAR.....	153
ÖZGEÇMİŞ	

ÖZET

Eğri Yüzeylere Sahip Kauçuk Takviyeli Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Araştırılması

Mustafa ALBAYRAK

Doktora Tezi

FIRAT ÜNİVERSİTESİ

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Temmuz 2022, Sayfa: xvi + 156

Bu çalışmanın amacı cam fiber dokuma kumaşlar arasına EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) kauçuk ara tabakaları ekleyerek eğri yüzey geometrilerine sahip sandviç kompozitler üretmek ve düşük hızlı darbe etkisi altında davranışını sayısal ve deneysel olarak incelemektir. Bunun için eğri formlarda imal edilen çelik kalıplar üzerine cam fiber ve kauçuk tabakalar eklenerek vakum infüzyon yöntemiyle sandviç plaklar üretilmiştir. Elde edilen eğri yüzeyli plakalar üzerine yarı küresel uca sahip vurucular düşürülerek düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiş ve eğri yüzey geometrisi ile birlikte cam fiber/kauçuk diziliminin darbe absorbe enerjisi üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Kauçuk ara tabakaların kullanılması ile maksimum %45 oranında kompozitlerin enerji absorbe özelliği artırılmıştır. Ayrıca eğri yüzeyli kompozitlerde levha genişliğinin 1.5 katına çıkması absorbe enerjisini %16 oranında artırırken, yüksekliğin 2.3 katı kadar artması %13 azaltmıştır. Kompozitlerin dış yüzeyinde kauçuk tabakaların kullanılması ile maksimum %14 oranında hasar alanında azalma gözlemlenmiştir. Sayısal kısımda, yapılan testler *LS-DYNA* sonlu elemanlar paket programı kullanılarak modellenmiş ve testler sonrasında kompozit yapıda meydana gelen hasarların (fiber, matris ve delaminasyon) üç boyutlu olarak görülebilmesi için *Hashin* hasar kriteri tabanlı *MAT162* malzeme modeli kullanılmıştır. Sayısal sonuçlar deneysel verilerle absorbe edilen enerji açısından minimum %82 oranında uyumlu elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Eğri yüzeyli kompozit, kauçuk tabaka, ilerlemeli hasar analizi, düşük hızlı darbe testi.

ABSTRACT

Investigation of Impact Behavior Rubber Reinforced Composites with Curved Surfaces

Mustafa ALBAYRAK

Ph.D. Thesis

FIRAT UNIVERSITY
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

July 2022, Pages: xvi + 156

The aim of this study is to produce sandwich composites with curved surface geometries by adding EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) rubber interlayers between glass fiber woven fabrics and to investigate their behavior under the effect of low velocity impact numerically and experimentally. For this purpose, glass fiber and rubber layers were added to steel molds manufactured in curved forms and sandwich plates were produced through the vacuum infusion method. Low-velocity impact tests were performed by lowering strikers with a hemispherical tip on the produced curved-surface plates, and the effect of the surface geometry on the impact absorption energy was researched. With the use of rubber interlayers, the energy absorption feature of the composites has been increased by a maximum of 45%. Furthermore, 1.5 times width increase of the sheet of curved-surface composites increased the absorption energy by 16%, while a height increase of 2.3 times decreased the absorption energy by 13%. With the use of rubber layers on the outer surface of the composites, a maximum 14% reduction in the damage area was observed. In the numerical part, the tests performed were modeled using the *LS-DYNA* finite element package program and the *Hashin* damage criterion-based *MAT162* material model was used in order to see the damage caused to the composite structure in three dimensions after the tests. Numerical results were obtained in agreement with the experimental data in terms of energy absorbed at a minimum of 82%.

Keywords: Curved composites, Rubber layer, Progressive failure analysis, Low velocity impact.

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 3.1. Tabakalı kompozitlerin dizilimi.	6
Şekil 3.2. Yaygın olarak kullanılan dokuma çeşitleri.	7
Şekil 3.3. Elle yatırma yöntemi.	10
Şekil 3.4. Sprey ile püskürtme yöntemi.	10
Şekil 3.5. Vakum infüzyon yöntemi.	11
Şekil 3.6. Kalıba reçine enjeksiyonu ile üretim.	12
Şekil 3.7. Basınçla kalıplama ile üretim.	13
Şekil 3.8. Filament sarma ile üretim.	13
Şekil 3.9. Charpy ve Izod darbe deney düzeneği ve numunelerin yerleşim şekilleri.	15
Şekil 3.10. Ağırlık düşürme darbe test düzeneği.	16
Şekil 3.11. Ağırlık düşürme darbe testi altındaki kompozit plakaların tipik darbe tepkileri: a) kuvvet-zaman grafiği, (b) enerji-zaman grafiği ve (c) kuvvet-yer değiştirme grafiği.	16
Şekil 3.12. Darbe yüklemesine maruz kalan kompozitlerin a) geri sekme, b) kısmen geri sekme, c) nüfuz etme ve d) delinme durumları için kuvvet-yer değiştirme eğrileri [39].	17
Şekil 3.13. a) Darbe sonrası fiber takviyeli kompozitlerde meydana gelen hasar tipleri [41], b) darbe enerjisine bağlı olarak kalıcı deformasyonun gelişim evreleri [41].	19
Şekil 3.14. Matris çatlakları: a) çekme çatlağı, b) kayma çatlağı.	20
Şekil 4.1. a) Model-1, b) Model-2, c) Model-3, d) Model-4 geometrisi.	23
Şekil 4.2. Vakum infüzyon tezgâhı.	27
Şekil 4.3. Eğri yüzeyli kompozit üretim kalıpları.	27
Şekil 4.4. Ayırıcı tabakanın tezgâha çift taraflı bant ile yapıştırılması.	28
Şekil 4.5. Eğri yüzeyli kalıpların ayırıcı tabaka üzerine yerleştirilmesi.	29
Şekil 4.6. Örgülü cam fiber dokuma kumaş ve kauçuk ara tabakaların dizilimi.	29
Şekil 4.7. Kumaşın üzerine serilen soyma kumaşı (peel ply).	30
Şekil 4.8. Akış filesi ve spiral hortumların yerleştirilmesi.	30
Şekil 4.9. Vakum etkisi altında karışımın kumaşlara emdirilmesi.	31
Şekil 4.10. Reçine emdirilmiş numunelerin vakum etkisi altında bekletilmesi.	32
Şekil 4.11. Eğri yüzeyli kompozit plakalar.	33
Şekil 4.12. Kompozit plak kesmede kullanılan sulu mermer kesme makinesi.	33
Şekil 4.13. Düz kompozit plaka.	34
Şekil 4.14. ASTM 3039M standartlarına göre çekme test numune ölçüleri.	37
Şekil 4.15. Çekme test numunesinin test cihazına yerleştirilmesi.	38

Şekil 4.16. Cam fiber/epoksi kompozite ait gerilme-şekil değişim eğrisi.	38
Şekil 4.17. V-çentik kayma test numune ölçüleri.....	39
Şekil 4.18. V-çentik kayma test numunesine $\pm 45^\circ$ strain gauge yapıştırılması.	40
Şekil 4.19. V-çentik test numunesinin aparatlar ile bağlantısı.....	40
Şekil 4.20. ASTM D 3410 standartlarına göre basma test numune ölçüleri.....	41
Şekil 4.21. ASTM D3846 standartlarına göre kayma test numune ölçüleri	42
Şekil 4.22. Çift çentik test numunesinin aparatlar ile bağlantısı.....	42
Şekil 4.23. ASTM D2344 standartlarına göre üç nokta eğilme test numune ölçüleri	43
Şekil 4.24. Yanal sınırlamalı basma test düzeneği ve küp kompozit numune.....	44
Şekil 4.25. Küp numunelere ait gerilme-şekil değişim grafiği.	44
Şekil 4.26. Yanal sınırlamalı basma testinde 48° -lik bir kayma açısında hasara uğrayan kübik numune.	45
Şekil 4.27. Basma test numunelerinin hazırlanması.	45
Şekil 4.28. Yarı statik basma test düzeneği ve test sonrası hasar görmüş numune.....	46
Şekil 4.29. Fiber doğrultusunda gerilme şekil değişim grafiği.	46
Şekil 4.30. Kalınlık doğrultusunda gerilme şekil değişim grafiği.	47
Şekil 4.31. Düşük hızlı darbe test cihazı.	48
Şekil 4.32. Numunelerin eğri yüzeyli mesnetler arasına yerleştirilmesi.....	49
Şekil 4.33. Model-1b numunesi için mesnet ölçüleri.	49
Şekil 4.34. Model-1B numunesine ait sonlu elemanlar modeli.	50
Şekil 4.35. Mesh optimizasyonu.	51
Şekil 4.36. Deneysel ve sayısal DCB test sonuçları.	52
Şekil 4.37. Düşük hızlı darbe test cihazı ve düz numune.	56
Şekil 4.38. Kalibrasyon için sonlu elemanlar modeli.	56
Şekil 4.39. Tabakalı kompozitlerin delaminasyon ara yüzleri.....	56
Şekil 4.40. (a) Temas kuvveti – zaman grafiği, (b) Temas kuvveti- yerdeğiştirme grafiği.	57
Şekil 4.41. Çarpma sonrası vurucu hızının zamanla değişimi grafiği	58
Şekil 4.42. Delaminasyon hasar bölgelerinin deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.....	58
Şekil 4.43. EPDM kauçuğun çekme test sonuçları.....	60
Şekil 5.1. Model-5B,6B ve 7B için a) temas kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c)temas kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafikleri.....	66
Şekil 5.2 Model-5B, 6B, 7B ve 6A için a) absorbe edilen kinetik enerji, b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel olarak karşılaştırılması.....	67
Şekil 5.3. Model-5B, 6B, 7B ve 6A için a) absorbe edilen özgül kinetik enerji, b) maksimum özgül temas kuvveti sonuçlarının deneysel olarak karşılaştırılması.....	68

Şekil 5.4. Saf cam fiber kompozit ve kauçuk ara tabakalı kompozite ait delaminasyon hasar görüntüleri. .	70
Şekil 5.5. 1A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	72
Şekil 5.6. 1B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	73
Şekil 5.7. 1C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	74
Şekil 5.8. Düz model için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	75
Şekil 5.9. Model-1 için a) normalize edilmiş absorbe edilen kinetik enerji, b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	76
Şekil 5.10. 2A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	78
Şekil 5.11. 2C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	79
Şekil 5.12. Model-2 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	80
Şekil 5.13. 3A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	82
Şekil 5.14. 3C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman d) vurucu hızı-zaman grafiği.	83
Şekil 5.15. Model-3 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	84
Şekil 5.16. 4A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	85
Şekil 5.17. 4B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	86
Şekil 5.18. 4C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	87
Şekil 5.19. Model-4 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	88
Şekil 5.20. Düz modelin delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması; kesit görünümü.	89
Şekil 5.21. Düz modele ait delaminasyon hasarlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırması.	89
Şekil 5.22. Model-1A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	91
Şekil 5.23. Model-1B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	91

Şekil 5.24. Model-1C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	92
Şekil 5.25. Model-2A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	92
Şekil 5.26. Model-2C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	93
Şekil 5.27. Model-3A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	93
Şekil 5.28. Model-3B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	94
Şekil 5.29. Model-3C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	94
Şekil 5.30. Model-4A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	95
Şekil 5.31. Model-4B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	95
Şekil 5.32. Model-4C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	96
Şekil 5.33. 5A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	102
Şekil 5.34. 5B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	103
Şekil 5.35. 5C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	104
Şekil 5.36. Model-5 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	105
Şekil 5.37. 6A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	107
Şekil 5.38. 6B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	108
Şekil 5.39. Model-6 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	109
Şekil 5.40. 7A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	111
Şekil 5.41. 7B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	112
Şekil 5.42. Model-7 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	113
Şekil 5.43. 8A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	115
Şekil 5.44. 8B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	116
Şekil 5.45. 8C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	117

Şekil 5.46. Model-8 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	118
Şekil 5.47. 9A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	120
Şekil 5.48. 9B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	121
Şekil 5.49. 9C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	122
Şekil 5.50. 9D modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	123
Şekil 5.51. 9E modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	124
Şekil 5.52. Model-9a-c için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	125
Şekil 5.53. Model-9d-e için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	126
Şekil 5.54. 10 A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	128
Şekil 5.55. 10 B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	129
Şekil 5.56. 10 C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	130
Şekil 5.57. Model-10 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	131
Şekil 5.58. 11 A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	133
Şekil 5.59. 11 B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	134
Şekil 5.60. 11 D modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	135
Şekil 5.61. 11 E modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.	136
Şekil 5.62. Model-11 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.	137
Şekil 5.63. Model-5A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	139

Şekil 5.64. Model-5C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	140
Şekil 5.65. Model-6A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	140
Şekil 5.66. Model-6B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	141
Şekil 5.67. Model-7A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	141
Şekil 5.68. Model-7B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	142
Şekil 5.69. Model-8A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	142
Şekil 5.70. Model-8B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	143
Şekil 5.71. Model-8C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	143
Şekil 5.72. Model-9A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	144
Şekil 5.73. Model-9B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	144
Şekil 5.74. Model-9C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	145
Şekil 5.75. Model-9D için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	145
Şekil 5.76. Model-9E için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	146
Şekil 5.77. Model-10A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	146
Şekil 5.78. Model-10B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	147
Şekil 5.79. Model-10C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	147
Şekil 5.80. Model-11A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	148
Şekil 5.81. Model-11B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	148
Şekil 5.82. Model-11D için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	149
Şekil 5.83. Model-11E için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.	149

TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 4.1. Model-1 için değişken ve sabit parametreler.	24
Tablo 4.2. Model-2 için değişken ve sabit parametreler.	24
Tablo 4.3. Model-3 için değişken ve sabit parametreler.	24
Tablo 4.4. Model-4 için değişken ve sabit parametreler.	24
Tablo 4.5. Cam fiber tabaka sayısının değişiminin etkisi (Model-5).	25
Tablo 4.6. Kauçuk tabaka sayısının etkisi (Model-6).	25
Tablo 4.7. Sade cam fiber kompozitlerde tabaka sayısının etkisi (Model-7).	25
Tablo 4.8. Fiber açısının etkisi (Model-8).	25
Tablo 4.9. Üst yüzey yerine alt yüzeyden darbenin etkisi (Model-9).	26
Tablo 4.10. Kauçuk tabaka konumunun etkisi (Model-10).	26
Tablo 4.11. Cam fiber tabaka diziliminin etkisi (Model-11).	26
Tablo 4.12. Kompozit üretiminde kullanılan reçine ve sertleştirici özellikleri [43].	32
Tablo 4.13. Üretimi gerçekleştirilen modellerin dizilim, kalınlık ve ağırlıkları.	35
Tablo 4.14. Tiebreak kontak modeli ve kohesive eleman için parametreler.	52
Tablo 4.15. Yarı statik ve dinamik testler [46].	53
Tablo 4.16. Cam fiber/epoksi kompozitin mekanik ve hasar özellikleri [46].	54
Tablo 4.17. MAT183 için hasar parametreleri.	60
Tablo 5.1. Saf cam fiber ve kauçuk ara tabakalı kompozite ait delaminasyon hasar görüntüleri (kesit görünüm).	69
Tablo 5.2. Model-1'e ait hasar türleri.	97
Tablo 5.3. Model-2 için hasar görüntüleri.	98
Tablo 5.4. Model-3 için hasar görüntüleri.	99
Tablo 5.5. Model-4 için hasar görüntüleri.	100

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

E	: Elastisite modülü.
E_a	: Numune tarafından absorbe edilen enerji.
E_e	: Elastik enerji.
$F(t)$	: Dinamik yük hücresi tarafından ölçülen kuvvet.
G	: Kayma modülü.
h	: Yükseklik.
K	: Bulk modülü.
L	: Uzunluk.
m	: Kütle.
$s(t)$	: Vurucunun zamana bağlı yer değişimi.
v_0	: Vurucunun başlangıç hızı.
$V_{\dot{\epsilon}}$	: Test cihazına ait çene hızı.
$v_i(t)$	: Çarpma süresi boyunca vurucu hızı.
w	: Genişlik.
W	: Şekil değişimi enerji yoğunluk fonksiyonu.
t	: Cam fiber kompozit kalınlığı.
ϵ	: Şekil değişim oranı.
ϕ	: Kulomb sürtünme açısı.
γ	: Açısal şekil değişimi.
λ	: Şekil değişim oranı.
σ_n	: Normal gerilme.
$\bar{\omega}_i$	: Hasar değişkeni.
θ	: Kırılma açısı.
τ	: Kayma gerilmesi.

Kısaltmalar

CNC	: Computer Numerical Control (Bilgisayar destekli sayısal kontrol).
DCB	: Double Centilever Beam (Çift konsol kiriş)
EPDM	: Ethylene Propylene Diene Monomer (Etilen Propilen Dien Monomer).
2D	: İki boyutlu.
3D	: Üç boyutlu.

1. GİRİŞ

Son yıllarda, teknolojiadaki gelişmeler ile birlikte kompozit malzemelerin inovasyonu ve uygulaması modern endüstriyel tasarımda bir dönüm noktası olarak değerlendirilmiştir. Kullanım amacına uygun olarak üretilibilmeleri, kendisini meydana getiren bileşenlerin özelliklerini birlikte ihtiva etmeleri ve daha yüksek mukavemet ve performans gösterebilme özellikleri sebebiyle makine ve yapı sistemlerinde yoğun olarak tercih edilmektedir. Üretim tekniklerinin gelişmesiyle makine ve yapı sistemini oluşturan elemanların önemli bir bölümü kompozit malzemelerden üretilme imkânına sahiptirler. Fiber takviyeli kompozitler, mekanik özelliklerinin yüksek olması nedeniyle ince kesitli yani plak formunda imal edilmektedir. Bu kompozit plaklar, tek çeşit fiber ve matrisin bir araya getirilmesiyle oluşturulabileceği gibi farklı özellikli fiberlerden birkaçının bir araya getirilmesiyle yani hibritleştirilmesiyle de üretilmektedir [1]. Bununla birlikte yüksek mukavemet ve elastikiyet, yorulma ömrü ve özellikle yüksek enerji sönümleme kapasitesine sahip kauçukların, diğer disiplinlerde olduğu gibi kompozit malzemeler alanında da kullanılmaya başlandığı görülmektedir. Özellikle fiber takviyeli kompozitler gevrek kırılma davranışı gösteren malzemelerdir ve darbe sonucunda fiber kırılmalarına bağlı olarak hasar meydana gelmektedir. Bu kırılmalar aynı zamanda darbe temas bölgesinin dışındaki yüzeylerde de hasarın başlamasına ve yayılmasına, hatta bazen gözle görülemeyen delaminasyon (tabakalar arası ayrılma) hasarlarının ortaya çıkmasına sebep olmaktadır. Kauçuklar günümüzde en etkili darbe sönümleyici etkisine sahip malzemelerdir. Fiber takviyeli tabakalı kompozit malzemelerde ara katman olarak kullanılan kauçuk tabakası sayesinde darbeye bağlı büyük fiber kırılmaları ve tamir edilemeyecek seviyede yapısal hasarlar engellenebilmektedir. Kauçuğun, darbe sönümleyici özelliğinin yanı sıra hasar eşik yükünü artırdığı ve bu eşiğin altında elastik deformasyonu, iç ve dış hasarı azalttığı görülmüştür [2]. Özellikle uçak ve gemi gibi kavisli kompozit plaklara sahip makine yapıları, kuş çarpması, dolu ve buz gibi yabancı cisimlerin darbe yüklerine maruz kalmaktadırlar. Bu yükler altında hasara uğramış yapıların tamiri zorunludur. Bu sebeple, darbe dirençleri ve hasar eşik yükleri yüksek, daha hafif ve ucuz plakların üretilmesi, işçilik, zaman ve malzeme açısından önemli ölçüde ekonomik katkı sağlamaktadır. Bu çalışmanın amacı; cam fiber tabakalar arasına kauçuk tabakalar yerleştirilerek elde edilecek yeni hibrit kompozitin darbe sönümleme etkisini artırmaktır. Bu amaçla hazırlanan tez çalışmasının 2. Bölümünde detaylı literatür araştırmasına yer verilmiştir. 3. Bölümde kompozit malzemeleri meydana getiren fiber ve matris malzemeleri, kompozitlerin üretim yöntemleri, darbe test yöntemleri ve kompozit yapılarda meydana gelen hasar tipleri ile ilgili detaylı bilgiler sunulmuştur. 4. Bölümde problemin tanımı, kompozitlerin üretim aşamaları, mekanik özelliklerinin belirlenmesi, deneysel ve sayısal olarak gerçekleştirilen darbe testine ait detaylar verilmiştir. 5. Bölümde darbe test sonuçları deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılarak sunulmuştur. 6. Bölümde tartışma ve öneriler adım adım sıralanmıştır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu tez çalışması kapsamında yapılan literatür araştırmasında öncelikle eğri yüzeye sahip kompozitler üzerine yapılan çalışmalar incelenmiş, sonrasında kauçuk takviyesinin kompozit yapılar üzerindeki etkileri gözlemlenmiştir. Son olarak ise kompozit plaklar üzerine yapılan darbe analizleri değerlendirilmiştir.

2.1. Eğri Yüzeyli Kompozit Yapılar

Geleneksel ve kompozit malzemelerin uygulamadaki kullanım alanları incelendiğinde, yapı tasarımı gereği, düz yüzeylere nispeten kavisli yüzeylerle daha sık karşılaşmaktadır. Havacılık sektöründe; uçak burun, kanat ve gövdeleri, savunma sanayinde; askeri miğferler ve zırhlar, otomotiv ve ulaşım sektöründe; araç kaportaları, tavan ve yan gövde iskeletleri, yelkenli ve motorlu tekneler gibi daha birçok alanda darbe yüküne maruz eğri yüzey geometrili kompozit yapılar görülmektedir. Bu yüzden eğri yüzey geometrisi kompozitler için önemlidir. Eğri yüzeyli kompozitler üzerine yapılan deneysel darbe analizleri yeni denilebilecek seviyededir. Stelldinger vd., boru şeklindeki karbon epoksi tabakalar arasına kauçuk tabaka ekleyerek elde ettikleri numuneler üzerine deneysel olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmişlerdir [3]. Baba, B.O., E-cam/epoksi kabuklar arasına katman şeklinde kademeli PVC köpük çekirdekler ekleyerek eğri yüzeyli sandviç kompozitler üretmiş, sonrasında bu kompozitleri 80 J'lik sabit bir enerji seviyesi altında deneysel darbe testlerine tabi tutmuşlardır [4]. Bidi vd., silindir şeklinde eğri yüzeye sahip iki tabakalı kompozit panellerin düşük hızlı darbe davranışlarını analitik ve sayısal olarak incelemişlerdir. Panel eğriliğinin ve vurucu kütlelerinin darbe direnci üzerindeki etkisini araştırmışlardır [5]. Arachchige ve Ghasemnejad, değişken sertliklere sahip karbon fiber takviyeli eğri yüzeyli kompozit plakalar modelleyerek, darbe sonrası hasar bölgelerini analitik ve sayısal olarak incelemişlerdir. Tabaka kaldırma tekniği ile eğri panel içerisinde hasarlı bir bölge tanımlayarak sertliğini teorik olarak düşürmüşlerdir [6]. Choi, silindirik şeklinde içbükey ve dışbükey kompozit kabuklar üzerine sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmiştir [7]. Tan, balistik koruma performansını incelemek için ön yüzü boron/carbide arka yüzü kevlar/epoksi bileşenlerinden oluşan düz ve eğri yüzeyli zırhların yüksek hızlı darbe testlerini sayısal olarak gerçekleştirmiştir. Zırh kalınlığının ve şeklinin, tabakalar arası delaminasyon sayısı ve yerinin değişiminin yüksek hızlı darbeler karşısında performansını incelemiştir [8]. Hao vd., farklı yarıçaplara sahip eğri yüzeyli karbon/epoksi kompozitlerin tabakalar arası dayanımlarını incelemek amacıyla, deneysel olarak düşük hızlı darbe ve dört nokta eğilme testleri gerçekleştirmişlerdir [9]. Martins vd., eğri yüzeye sahip kompozit kabukların eğriliklerinin ve iç basıncın darbe sonrası basma dayanımı üzerindeki etkilerini deneysel olarak sunmuşlardır [10].

2.2. Kompozit Yapılarda Kauçuk Takviyesinin Etkisi

Kauçuk takviyesinin, gevrek yapıların darbe mukavemetini ve hasar davranışını iyileştirdiği bilinmektedir [11,12]. Kompozitlerin esnekliğini, darbe ve hasar direncini artırmak için yeni uygulamalardan biri olan kauçuk takviyesi üzerine çeşitli çalışmalar yapılmış ve yapılmaya devam edilmektedir. Bunlardan; Huang vd. sert nano silika ve yumuşak nano kauçuğu saf epoksida farklı sıcaklıklarda sertleştirerek maksimum sertleşme verimliliğini elde etmek istemişlerdir. Daha sonra bu malzemelerin darbe yükü altındaki davranışlarını incelemişlerdir [13]. Lepadatu vd. farklı oranlarda sıvı polimer ve atık kauçuk parçalarını birleştirerek yeni bir kompozit malzeme üretmişlerdir [14]. Xi ve Yu, sıvı kauçuklarla modifiye edilmiş epoksi kompozitleri mikrodalga veya termal sertleştirme ile hazırlayarak bu kompozitlerin reolojik performansı, termal özellikleri, darbe dayanımı ve kırılma tokluğu gibi özelliklerini karşılaştırmalı olarak analiz etmişlerdir [15]. Zhao ve Wang, epoksinin tokluğunu artırmak amacı ile sertleştirilmiş epoksi reçine içine çeşitli konsantrasyon oranlarında atık kauçuklardan üretilmiş hafif proliz kauçuklar ekleyerek modifiye edilmiş epoksiler elde etmişlerdir. Sonrasında, saf epoksi ile darbe dayanımlarını, termal, mekanik ve morfoloji özelliklerini karşılaştırmışlardır [16]. Liu vd. yüksek hızlı darbe testleri etkisi altında, akışkan dolgulu tankın dinamik tepkisini azaltmak için tankın duvarlarına kauçuk tabakalar yerleştirmişlerdir. Kauçuk tabaka kullanımı sonucu, tank duvarlarının dinamik tepkilerini ve darbe enerji emilimi etkilerini incelemişlerdir [17]. Ricciardi vd. epoksi reçine içerisine belirli oranlarda nitril sıvı kauçuk ekleyerek, darbe direnci üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Geleneksel epoksi ile kauçuk eklenmiş modifiyeli epoksi üzerine farklı enerji seviyelerinde darbe testleri gerçekleştirmişlerdir [18]. Khodadadi vd. farklı sertliklere sahip iki kauçuk numune üzerine 70-160 m/s aralığında değişen yüksek hızlı darbe testleri gerçekleştirerek numunelerin darbe dirençlerini ölçmüşlerdir. Vurucu boy ve çap oranına ve kauçuk sertliğine göre darbe dayanımlarını değerlendirmişlerdir [19].

2.3. Dinamik Yükler Altında Kompozit Yapılar

Kompozit malzemeler çok farklı sektörlerde kullanılmakta ve sürekli geliştirilerek kullanım alanı günden güne artmaktadır. Yapı elemanı olarak kullanıldıkları yerlere göre bu malzemeler çeşitli yüklemelere maruz kalmakta ve mühendislik uygulamalarında bu malzemeler seçilirken, hangi yük altında nasıl davranış göstereceği bilinmek istenmektedir. Bu noktada uygun geometri tasarımı ve hasar ilerlemesi gibi ön görülmeye sahip olmak büyük önem taşımaktadır. Bu sebeple dinamik yükler altında kompozit plakların darbe davranışları ile ilgili çalışmalar önem kazanmaktadır. Choi, lineer olmayan geometrilere sahip silindirik kompozit tabakalar ve kabuklar üzerine sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirerek numune geometrisinin darbe enerjisi üzerindeki etkisini incelemiştir [20]. Hu vd., kısa kevlar elyafı ve karbon fiber ile takviye edilmiş polimer kompozitler

üzerine düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirerek, kevlar elyafının darbe direncine olan etkisini incelemişlerdir [21]. Zhang vd. doğrudan enjeksiyonlu kalıplama işlemi ile üretilen çelik / kısa cam elyafı takviyeli termoplastik hibrit plakalar üzerinde düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirerek, plakaların darbe sönümlene enerjisi, temas kuvveti ve hasar alanı gibi darbe cevaplarını incelemişlerdir [22]. Liu vd., aynı sınır şartları altında, tek yönlü/dokuma hibrit kompozitler ile tek yönlü karbon elyafı ile güçlendirilmiş kompozitlerin farklı enerji seviyelerinde darbe dirençlerini sayısal olarak karşılaştırmışlardır [23]. Zhang vd., farklı darbe enerjileri altında çapraz örgülü kompozit plakaların dinamik tepkisini ve hasar gelişimini incelemek amacıyla sürekli hasar mekanizmasına dayanan sonlu eleman modeli sunmuşlardır. Tabakalar arası hasar başlangıcını ve gelişimini tahmin etmek için Hashin hasar kriteri ve ilerlemeli hasar döngüsünü uygulamışlardır [24]. Liu vd. karbon fiber kompozit tabakaların düşük hızlı darbe etkisi altındaki davranışlarını sayısal ve deneysel olarak incelemişlerdir. Puck, Hashin ve Chan-Chang hasar kriterlerini sayısal olarak uygulayarak kompozitlerin delaminasyon hasarı üzerine çalışmışlardır. Sonuçta bu kriterlerin, kompozitlerin ilerlemeli dinamik hasar davranışları üzerindeki etkisini değerlendirmişlerdir [25]. Bunea vd., düşük hızlı darbe etkisi altındaki fiber takviyeli ve epoksi matris dolgulu hibrit kompozitlerde, karbon ve aramid tabaka sayısının ve diziliminin darbe dayanımı üzerindeki etkisini araştırmışlardır. 90.629 J enerji seviyesinde yapılan düşen ağırlık darbe testi sonucunda hasar alanlarını görsel ve tomografik inceleme ile analiz etmişlerdir [26]. Ismail vd., nanofiller olarak geliştirilmiş çok katmanlı karbon nanotüp katkılı, keten/karbon ve keten/cam elyaf hibrit kompozitlerin darbe ve darbe sonrası mekanik davranışlarını değerlendirmek amacıyla, 5-20 J arasında değişen darbe enerjileri altında darbe testlerine maruz bırakmışlardır [27]. Liu vd., karbon fiber takviyeli polimer kapaklı ve alüminyum alaşımı oluklu çekirdeklere sahip sandviç yapılar üzerine farklı geometrilere sahip vurucular aracılığıyla deneysel ve sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmişlerdir. Vurucu geometrilerinin, bu sandviç yapıların darbe davranışları üzerindeki etkisini incelemişlerdir [28]. Kauçuk takviyesinin, kompozitlerin mekanik, akustik ve balistik performanslarında iyileşmeler meydana getirdiği literatürdeki deneysel çalışmalardan anlaşılmaktadır [17,19,29–32].

Literatürde yapılan çalışmalar incelendiğinde; az sayıda çalışma bulunan eğri yüzeyli kompozitler ile ilgili ön yükleme [33], sertlik [6] ve basınç [10] gibi parametrelerin darbe sönümlene enerjisi üzerindeki etkileri deneysel olarak çalışıldığı görülmüştür. Ancak eğri yüzey geometrisinin tasarımı hakkında detaylı bir çalışmaya rastlanmamıştır. Ayrıca kauçuk takviye elamanının darbe ve hasar davranışı üzerine etkisi deneysel ve sayısal olarak ortaya konulmamıştır. Buna karşın ilk defa bu çalışma ile literatürden farklı olarak; tasarım ve uygulama açısından daha sık kullanım alanına sahip olduğu bilinen eğri yüzey geometrisi ayrıntılı bir şekilde incelenerek, tasarım açısından darbe sönümlene enerjisi ile ilişkisi kapsamlı bir şekilde ortaya çıkarılmıştır. Bununla birlikte farklı cam fiber/kauçuk dizilimleri tasarlanarak üretilmiş ve tasarımda kullanılan

kauçuk ara tabakanın kompozitin darbe ve hasar davranışı üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Sayısal çalışmada ise, düz ve eğri yüzeye sahip kauçuk ara tabakalı kompozitlerin ilerlemeli hasar analizi üç boyutlu (3D) olarak gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucu elde edilen fiber, matris ve delaminasyon hasarları deneysel sonuçlarla karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.



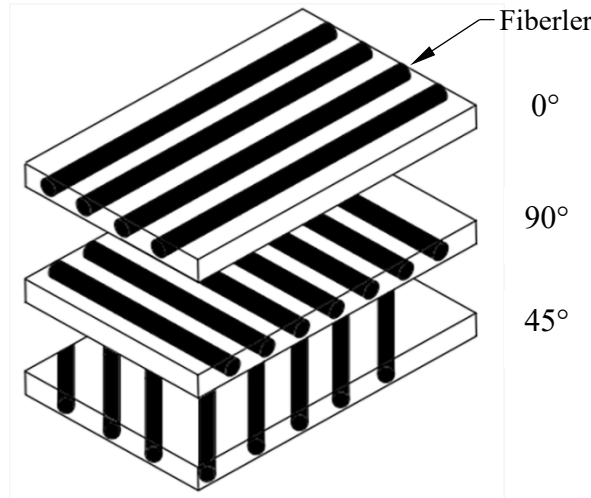
3. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİT MALZEMELER

Fiber takviyeli kompozit malzemeler, fiberler (karbon, aramit, cam) ve matrisler (epoksi, vinil ester, polyester) olmak üzere iki veya daha fazla bileşenden oluşur. Fiberler ana yük taşıyan elemanlardır, matrisler ise fiberler arasında yük transferini sağlamaktadırlar. Farklı fiberler ve matrisler bir araya getirilerek gereksinimleri karşılayacak şekilde kompozit malzemeler tasarlanabilmektedir. Karbon fiber takviyeli epoksi kompozitler yüksek yorulma direncinden dolayı havacılık uygulamalarında kullanılmaktadır [34]. Kevlar takviyeli epoksi kompozitler, yüksek darbe direnci nedeniyle askeri uygulamalarda, polimer matrisli cam elyaf kompozitler ise daha yüksek dayanıklılık, elektrik direnci, asit korozyon direnci vb. nedeniyle çok daha farklı alanlarda kullanılabilmektedir [35].

3.1. Tabakalı Kompozitler

3.1.1. Sürekli Tek Yönlü Kumaş

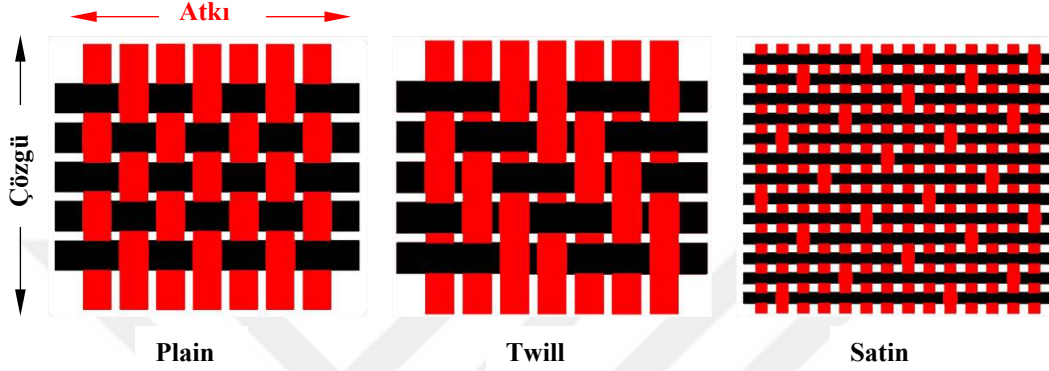
Kompozit malzemeler farklı matrisleri ve fiberleri birleştirmenin yanı sıra Şekil 3.1'de gösterildiği gibi, istenen mukavemet ve sertliği elde etmek için farklı yönlerde istiflenerek de üretilebilmektedirler. Fiberler kompozit malzemelerde asıl yükü taşıyan elemanlardır ve fiber doğrultusunda oldukça kuvvetli ve rijit malzeme davranışı göstermektedir. Bu yüzden tek yönlü kompozitler fiber yönünde maksimum mekanik özelliklere sahiptirler. Fiber takviyeli kompozitlerde fiber yönü değiştirilerek istenilen doğrultuda optimum mekanik özelliği elde etmek mümkündür. Örnek olarak eksenel yükler altındaki yapılarda fiber oryantasyon açısı 0° , kayma yüklerine maruz yapılarda 45° seçilerek daha mukavemetli yapılar tasarlanabilir.



Şekil 3.1. Tabakalı kompozitlerin dizilimi.

3.1.2. Dokuma Kumaş

Dokuma kumaşlar, çözgü ve atkı liflerinin düzenli bir desen veya dokuma tarzında birbirine geçmesiyle üretilmektedir. Bu yapılarda kumaşın bütünlüğü, liflerin mekanik olarak birbirine kenetlenmesi ile korunmaktadır. Dokumada kullanılan her bir örgü stilinin bazı avantajları ve dezavantajları vardır. En sık kullanılan örgü stilleri Şekil 3.2'de gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Yaygın olarak kullanılan dokuma çeşitleri.

Plain örgü tipinde, lifler diğer her lifin altında ve üstünde dönüşümlü olarak birbirine dolanmaktadır. Böylece maksimum sıkılık ve minimum iplik kayması ile en ince, en hafif kumaşlar elde edilmektedir. Bununla birlikte yüksek seviyede elyaf kıvrımı nedeniyle diğer dokuma türleri ile karşılaştırıldığında daha düşük mekanik özelliklere sebep olmaktadır. Twill örgü tipinde, bir veya daha fazla çözgü lifi dönüşümlü olarak iki veya daha fazla atkı lifinin üzerinde ve altında düzenli bir şekilde tekrarlar. Azaltılmış kıvrım sayısı ile daha pürüzsüz bir yüzeye ve daha yüksek mekanik özelliklere sahip kumaşlar elde edilmiştir. Satin örgü tipinde, daha az çözgü ve atkı kesişimleri sağlamak için modifiye edilmiş temelde twill dokumalardır. Düşük kıvrımları sayesinde yüksek mekanik özelliklere sahiptirler [36].

3.2. Fiber Malzemeleri

3.2.1. Cam Fiber

Cam fiberlerin yüksek çekme mukavemeti, ısıya ve neme karşı yüksek direnç ve ucuz maliyetinden dolayı oldukça yaygın olarak kullanılmaktadır. Cam fiberler kuru fiber kumaş veya prepreg şeklinde bulunmaktadır. Havacılık, uzay, savunma endüstrisi gibi birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır.

3.2.2. Karbon/Grafit

Katran, naylon ve orlondan oluşan karbon fiberler, çelik malzemeden 4.5 kat daha hafif olup ~3 kat daha mukavemetlidirler. Bu yüzden kullanım alanları oldukça geniştir; uçaklarda, roket sistemlerinde, uydularda, yarış arabalarının iskelet sisteminde yaygın olarak kullanılmaktadır. Karbonlar, karbon atomlarının üç boyutlu olarak kendi aralarında bağ kurmalarıyla oluşmaktadır ve üretimi kolaydır. Grafitler ise karbon atomlarının levha gibi iki boyutlu şekilde birbirine bağlanmasıyla meydana gelmektedirler. Üretimleri karbonlara göre zaman ve maliyet açısından daha zordur ve daha dayanıklıdır.

3.2.3. Kevlar

Kevlar, aramid malzemesinin ticari ismidir. Aramid fiberler yapı olarak naylon sınıfından bir polimer türüdür. Hafif, yüksek ısı ve darbe dayanımlarına sahiptirler. Uzay endüstrisinde ve savunma sanayinde, özellikle kurşun geçirmez giysilerin tasarımında ve balistik uygulamalarda tercih edilmektedirler.

3.2.4. Boron

Tungsten ve karbon çekirdekler üzerine bor kaplanarak elde edilen boron elyafları yüksek çekme mukavemetine ve elastisite modülüne sahiptirler. Boron elyaflar, matris malzemesi olarak genellikle epoksi reçinelerle birlikte kullanılmaktadır. Uçakların tamir ve bakımında kullanılmak üzere geliştirilmişlerdir, ancak maliyetleri çok yüksek olduğu için son yıllarda yerini karbon elyaflara bırakmışlardır.

3.3. Matris Malzemeleri

3.3.1. Epoksi Reçineler

Epoksi reçineler genellikle sıvı halde ve yüksek viskozitelere sahip yapışkan malzemelerdir. Birçok kompozit üretim yönteminde matris malzemesi olarak kullanılan epoksiler istenilen mükemmel yapışma oranının yakalanması ve kürlleme işlemlerinin hızlandırılması amacıyla belirli oranlarda sertleştiricilerle karıştırılarak kullanılmaktadırlar. Epoksilerin avantajları, yüksek mukavemet ve elastisite modülü, mükemmel yapışma, iyi kimyasal direnç ve kolay uygulama sayılabilir. Dezavantajları ise gevrek olmaları ve 5°C'nin altındaki sıcaklıklarda kullanılamaz olmalarıdır.

3.3.2. Polyester Reçineler

Polyester reçineler maliyet açısından en uygun reçine grubudur, pratiktir ve genellikle düşük maliyetli uygulamalarda tercih edilmektedir. Polyester reçineler, hafif ve hava koşullarına dayanıklı olduğu için mimarlar, inşaat mühendisleri ve tasarımcılar tarafından tercih edilmektedir. Fiber takviyeli polyesterlerin üretilmesi için birçok yöntem mevcuttur. En çok kullanılanları vakum destekli reçine infüzyonu, elle yatırma, metal kalıba döküm ve sarmadır.

3.3.3. Vinilester Reçineler

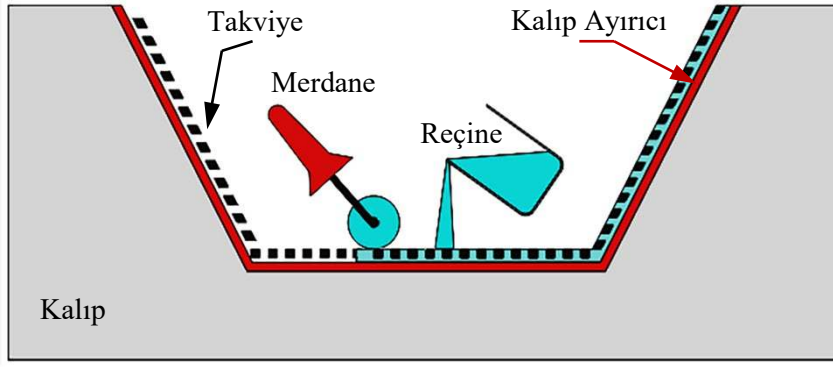
Standart polyester ve epoksi reçinelerden farklı kimyasal yapısı sayesinde çok daha yüksek ısı ve kimyasal dayanıma sahiptir. Korozyon direnci ve mekanik özellikleri daha gelişmiş malzemelerdir. Bu grup reçineler el yatırması, spreyleme ve vakum infüzyon gibi yöntemler ile kompozit üretimine uygundur.

3.4. Fiber Takviyeli Tabakalı Kompozitlerin Üretim Metotları

Kompozit malzemelerin üretimleri için çok sayıda yöntem geliştirilmiş ve geliştirilmeye devam edilmektedir. Mevcut yöntemlerin bir kısmı, tamamen otomasyon sistemi üzerine kurularak otomatik, bir kısmı ise manuel olarak gerçekleştirilmektedir. Üretimde kullanılacak yöntem belirlenirken, üretilecek parçanın şekline ve boyutuna göre karar verilmektedir. En çok kullanılan üretim metotları aşağıda detaylı bir şekilde verilmiştir.

3.4.1. Elle Yatırma Yöntemi

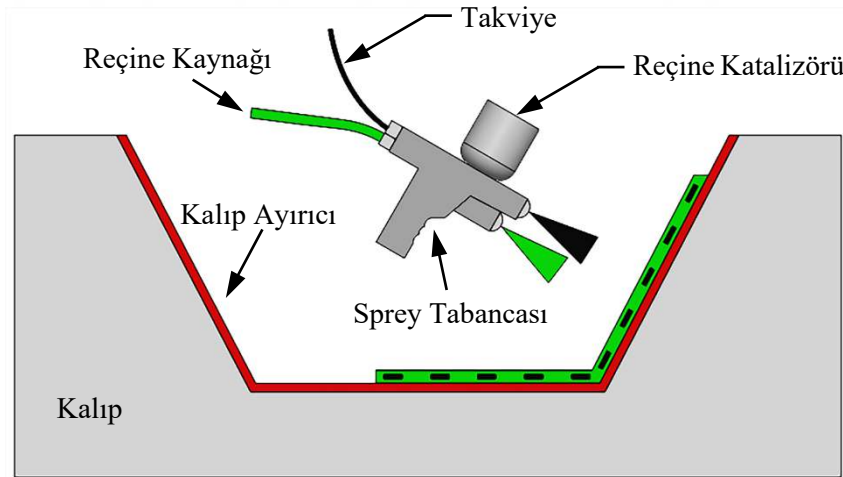
Islak yatırma yöntemi olarak ta bilinen bu yöntem, bir kalıba elle yerleştirilen kumaşlara (fiber) bir rulo veya fırça ile reçinenin emdirilmesi işlemidir. Daha sonra reçine emdirilmiş kumaşlar oda sıcaklığı ve atmosferik basınç altında kurumaya bırakılmaktadır. Üretimi için özel araç-gereçlere ihtiyaç duyulmadığı için istenilen büyüklüklerde kompozit üretimi mümkündür. Yöntem Şekil 3.3'te şematik olarak gösterilmiştir. Bu yöntemde takviye elemanları genellikle kuru kumaştan seçilmektedir. Matris malzemesi olarak, elle uygulamada kolay sürülmesi amacıyla düşük vizkoziteli reçineler kullanılmaktadır. Elle yatırma yöntemi ile rüzgâr türbini kantları, plakalar, tekne gövdeleri gibi parçaların üretimi mümkündür.



Şekil 3.3. Elle yatırma yöntemi.

3.4.2. Püskürtme Yöntemi

Bu yöntemde elle yatırma yöntemine benzer şekilde, kompozit malzeme tek taraflı kalıba uygulanarak üretilir. Elle yatırma yönteminden farklı olarak bu yöntemde, reçine ve kırılmış fiberlerin püskürtülmesini sağlayan bir tabanca kullanılmaktadır. Tabanca bir makaradan demet halindeki fiberleri alarak kırpar ve matrisle birleştirerek uygulama yüzeyine püskürtür. Üretim sonrası kompozitler yine atmosfer şartlarında kürleşir. Bu yüzden düşük maliyetlidir. Büyük parçalar üretilebilir ancak uzun süren bir yöntemdir.

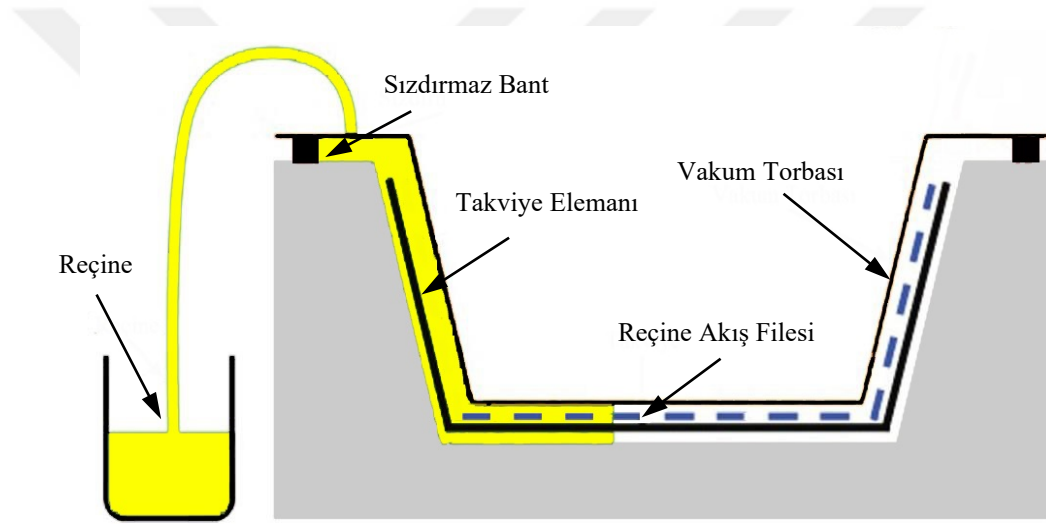


Şekil 3.4. Sprey ile püskürtme yöntemi.

Şekil 3.4’de püskürtme ile üretim şematik olarak verilmiştir. Elde edilen üründe reçine oranı yüksek olduğu için ağır yapılar ortaya çıkmaktadır. Takviye elemanı kırılmış elyaf olduğu için sınırlı mekanik özelliklere sahiptir. Karavan gövdeleri, banyo küvetleri ve araçların aerodinamik parçaları yaygın olarak bu yöntemle üretilir.

3.4.3. Vakum İnfüzyon Yöntemi

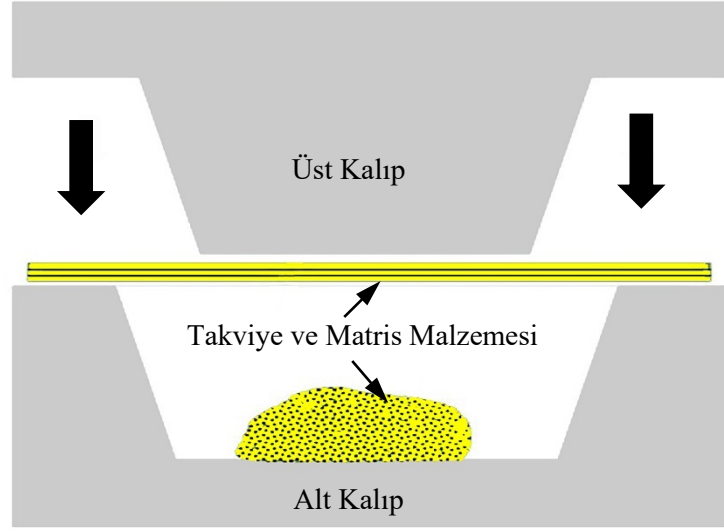
Vakum infüzyon yönteminde; öncelikle kumaşların serileceği kalıba, üretim sonrasında plağın ayrılmasına müsaade etmesi için ayırıcı film serilir. Kumaşları, sınırları içinde bırakacak ve sızdırmazlığı sağlayacak olan çift taraflı bant kalıp yüzeyinin etrafı boyunca yapıştırılır. Hangi ebatta plak üretilecekse ona uygun kumaş kesilerek hazırlanır. Kumaşların üzerine torba ve akış filesi ile sıyırmayı sağlayacak olan soyma tabakası serilir. Kalıbın bir ucu reçineye diğer ucu vakum pompasına hortum ile bağlanarak reçine transferi sağlanır. Vakum işlemi tamamlandıktan sonra kumaş tabakalar kurumaya bırakılarak kalıptan plak olarak çıkarılır. Şekil 3.5'te vakum infüzyon yöntemi şematik olarak verilmiştir.



Şekil 3.5. Vakum infüzyon yöntemi.

3.4.4. Kalıba Reçine Enjeksiyonu

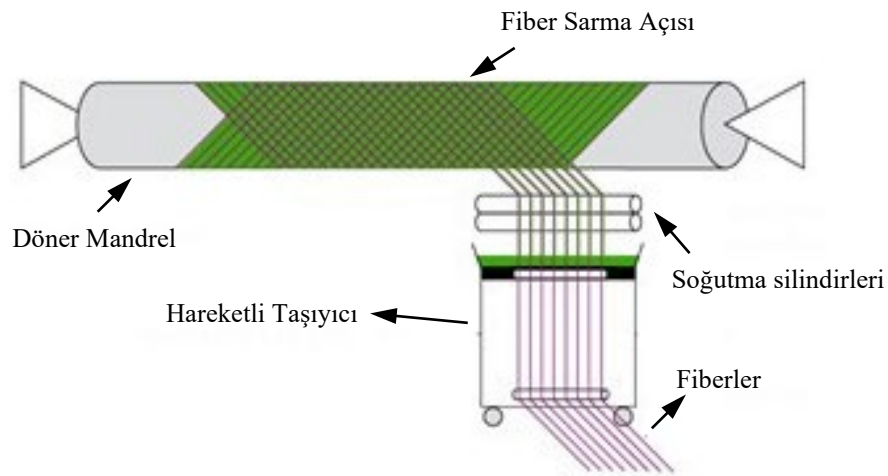
Önceden kesilmiş takviye malzemelerinin şekil olarak birbirini tamamlayan karşılıklı kalıplar arasına yerleştirilerek kapatıldığı bir kapalı kalıplama yöntemidir. Matris malzemesi olan reçine enjeksiyon kanallarından, basınç altında kalıp içerisine transfer edilir. Reçinenin akışı enjeksiyon kanal sayısına, uygulanan basınç miktarına ve kullanılan takviye malzemelerinin tipine bağlıdır. Akış, tek yönlü fiber kumaşlarda örgülü fiber kumaşlara göre daha hızlıdır. Reçine transferi tamamlandıktan sonra kompozit fırın içerisinde veya oda sıcaklığında kürleştirilebilir. Bu nedenle parçaların üretim süreleri kürleme sıcaklığına bağlı olarak değişmektedir.



Şekil 3.7. Basınçla kalıplama ile üretim.

3.4.6. Filament Sarma

İplik sarma olarak ta bilinen bu yöntemde, reçineyle ıslatılan filamentler dönen bir silindirik mandrel üzerine, gerekli mekanik özellikleri karşılayacak şekilde değişik açılarda sarılır. Daha sonra elde edilen yapı kurlama işleminden geçirildikten sonra mandrel çıkarılır. Filamentler sarılmadan önce polimer banyosuna çekilerek reçineyle doyurulur. Ardından sürekli olarak bir mandrel üzerine sarılır. Sarma işlemi genellikle otomatik olarak yapılır ve işlem tamamlandıktan sonra fırında veya oda sıcaklığında kurlamaya bırakılır. Bu yöntem ile genellikle boru ve tank gibi içi boş parçaların üretimi gerçekleştirilmektedir (Şekil 3.8).



Şekil 3.8. Filament sarma ile üretim.

3.4.7. Pultrüzyon

Filament sarma yönteminde olduğu gibi bu yöntemde de sürekli fiberler ön işlem olarak reçine banyosundan geçirilmektedirler. Özel kurulmuş çekme tertibatları ile fiberler reçine tankına ve sonrasında ise kalıplara çekilmektedirler. Son şeklini alan kompozitler kürlleme işleminden geçirilerek üretim tamamlanır. Bu yöntem çok hızlı ve ekonomik bir yöntemdir. Reçine miktarı otomatik olarak kontrol edildiği için iyi mekanik özelliklere sahip yüksek fiber yoğunluklu kompozitler üretilmektedir.

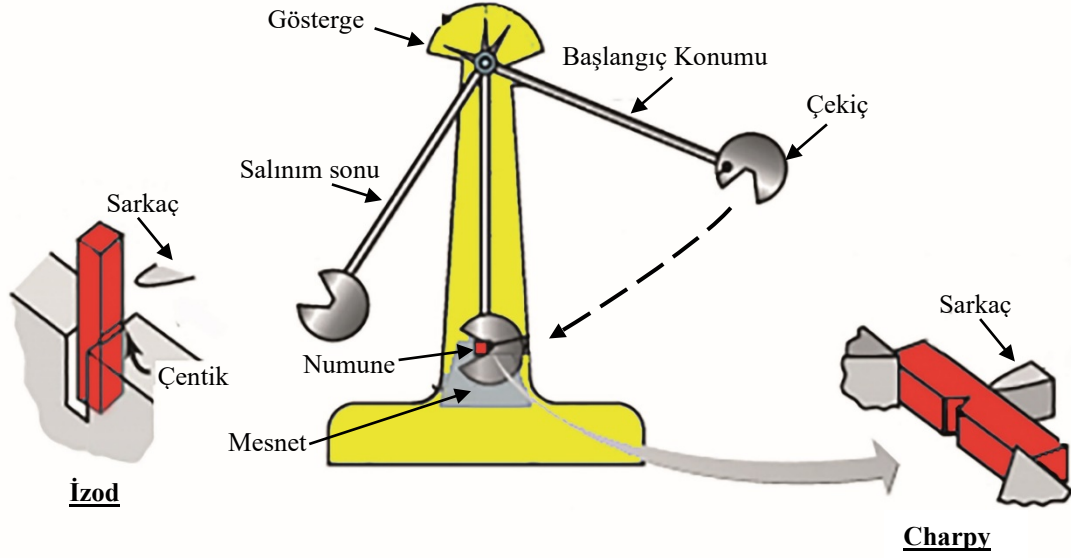
3.5. Kompozit Yapılarda Düşük Hızlı Darbe

Malzemeler üzerine yapılan darbe testleri dört farklı hız kategorisinde sınıflandırılmaktadır. 1-10 m/s arasındaki hızlarda meydana gelen darbeler düşük hızlı, 10-50 m/s hız aralığında meydana gelen darbeler orta hızlı, 50-1000 m/s aralığında meydana gelen darbeler yüksek hızlı (balistik) ve 2-5 km/s hız aralığında gerçekleşen darbeler hiper hızlı darbe olarak isimlendirilir [37]. Kompozit yapılarda meydana gelen düşük hızlı darbelere kompozit malzemelerin bakımı ve tamiri esnasında bir el aletinin düşüp çarpması veya bir uçağın kalkış ve iniş sırasında pistten fırlayan taş ve küçük parçacıkların yaptığı darbe örnek olarak verilebilir. Darbe ile birlikte gevrek yapıya sahip olan kompozitlerde fiber, matris ve delaminasyon hasarları meydana gelmektedir ve darbe hasarı sonucu bu yapıların mukavemeti ve kullanım ömrü oldukça düşmektedir. Bu yüzden kompozit malzemeler üzerinde meydana gelen darbe hasarının oluşumunun ve gelişiminin gözlemlenmesi önemlidir. Bunun için bazı test metotları geliştirilmiştir. Kompozit malzemelerin düşük hızlı darbe davranışlarını incelemek ve darbe direncini belirlemek amacıyla Izod ve Charpy darbe testi ile ağırlık düşürme darbe testleri kullanılmaktadır.

3.5.1. Charpy ve Izod Darbe Testleri

Charpy ve Izod darbe testleri, salınım hareketi yapan sarkaçların, ortalarına çentik açılmış numunelere çarparak kırması ve bunun için harcanan enerjinin belirlenmesi olayıdır. Her iki darbe testinde de ucuna çekiç bağlanmış sarkacın, mesnetlenmiş numuneye göre belirli bir yükseklikten bırakılarak numuneye çarpması sağlanmaktadır. Darbe etkisiyle numunedeki çentik bölgesinde oluşan çok eksenli gerilmeler sonucunda numune kırılır. Çarpma sonrasında çekiç, salınım hareketini devam ettirerek başlangıç konumundaki yüksekliğinden daha aşağı bir yüksekliğe çıkar. Yükseklik farklarından kaynaklanan potansiyel enerji farkı, numune tarafından absorbe edilen ve numunenin kırılması için gerekli olan darbe enerjisi olarak değerlendirilir. Bu iki yöntem arasındaki temel fark, test numunelerinin sabitleme biçimidir. Charpy darbe testinde numuneler, yatay konumda mesnetlenir ve darbe çentik açılmamış yüzeye gerçekleştirilir. Izod darbe test düzeneğinde ise numuneler, dik konumda mesnetlenir ve darbe, çentikli yüzeyin üst kısmına

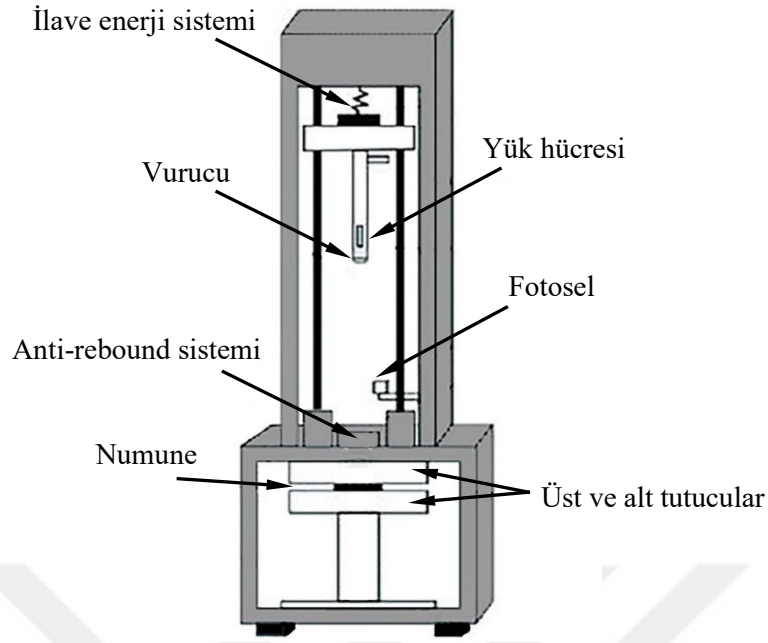
uygulanır. Şekil 3.9’da Charpy ve Izod darbe test düzeneği ve numunelerin mesnetlenmesi şematik olarak verilmiştir.



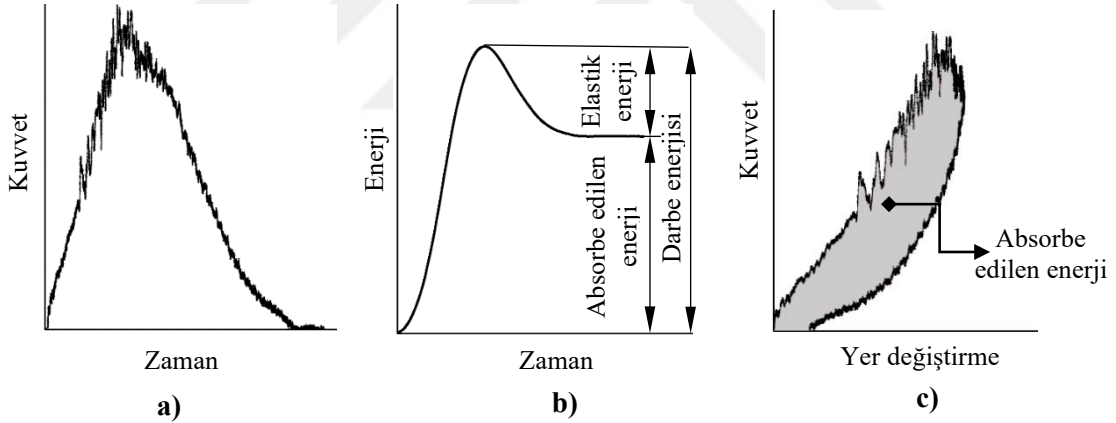
Şekil 3.9. Charpy ve Izod darbe deney düzeneği ve numunelerin yerleşim şekilleri.

3.5.2. Ağırlık Düşürme Darbe Testi

Bu yöntemde, genellikle bir ağırlık grubuna bağlı vurucu ucun, belirli bir yükseklikten serbest bırakılarak alt ve üst tutucular arasında mesnetlenmiş numuneye çarpması sağlanmaktadır. Ağırlık düşürme darbe testine ait şematik gösterim Şekil 3.10’da verilmiştir. Darbe etkisi ile birlikte numunelerde meydana gelen hasar durumları incelenmekte ve darbe davranışı belirlenmektedir. Darbe sonrasında vurucu ucun geri sekmesini ve tekrar numunelere çarpmasını engellemek amacıyla anti-rebound sistemleri kullanılmaktadır. Vurucunun numuneye ilk teması ile birlikte meydana gelen reaksiyon kuvvetleri, vurucu üzerinde bulunan yük hücresiyle ölçülmekte ve veri toplama sistemi ile kuvvet-zaman grafiğine dönüştürülmektedir. Vurucunun çarpma yönündeki hareketi benzer şekilde ölçülerek yer değiştirme-zaman grafikleri elde edilmektedir. Kuvvet-yer değiştirme grafiğini otomatik olarak oluşturan darbe test cihazı, bu grafiğin altında kalan alanı enerji-zaman grafiğine dönüştürmektedir (Şekil 3.11). Ağırlık düşürme darbe testi, Charpy ve Izod darbe testlerinden farklı olarak, farklı geometriye sahip vurucu ve numunelerin darbe davranışının incelenmesine olanak sağlamaktadır.



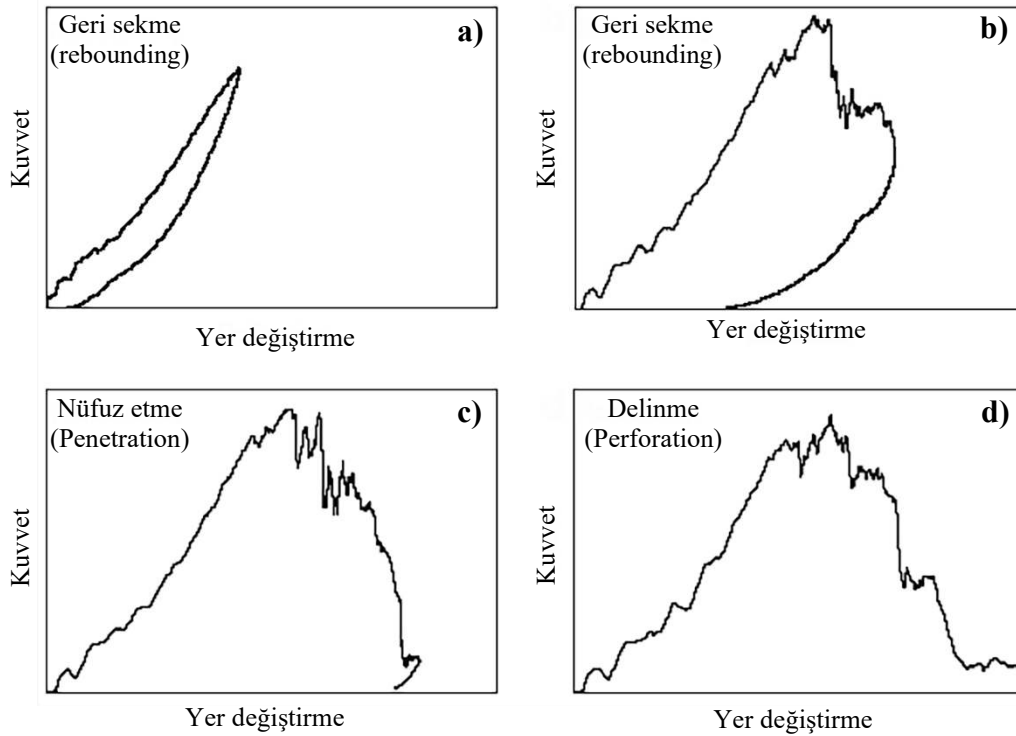
Şekil 3.10. Ağırlık düşürme darbe test düzeneği.



Şekil 3.11. Ağırlık düşürme darbe testi altındaki kompozit plakların tipik darbe tepkileri: a) kuvvet-zaman grafiği, (b) enerji-zaman grafiği ve (c) kuvvet-yer değiştirme grafiği.

Ayrıca darbe testlerinde kullanılan cihazın kapasitesi, vurucu üzerine bağlanan ağırlıklarla ve yükseklik opsiyonları ile arttırılabilmektedir. Böylece daha yüksek darbe enerjilerine sahip testler yapılabilmektedir. Bir malzemenin darbe direnci, absorbe edilen darbe enerjisi, maksimum temas kuvveti ve deformasyonu ile ortaya çıkan hasarın kapsamı ve türü bu yöntem ile belirlenebilir[38]. Absorbe edilen enerji miktarı, darbe testinin sonunda vurucudan numuneye aktarılan enerji miktarını ifade etmektedir. Maksimum temas kuvveti, vurucu uç ile numune arasındaki temas süresi boyunca ölçülen maksimum kuvvet değerini göstermektedir. Şekil 3.11a'da ağırlık düşürme darbe testine ait tipik bir kuvvet-zaman gösterilmiştir. Temasın ilk aşamasında, vurucu ile kompozit plaka

arasındaki ilk temastan dolayı elastik titreşimler gözlemlenebilir. Bundan sonra ilk ani kuvvet düşüşü, kompozitin gevrek darbe hasarı davranışı nedeniyle eğilme sertliğinin azalmasından kaynaklanır ve delaminasyon hasar eşiğine ulaştığını gösterir. İlk düşüşten sonra temas kuvveti tekrar artar. Daha küçük kuvvet düşüşleri, numunede çatlak büyümesini gösterir. Maksimum temas kuvvetine ulaştıktan sonra vurucu geri döner ve yük sıfıra iner [38]. Bu nedenle, düşük hızlı darbe testinde darbe kuvvetinin zamanla değişimi, hasarın başlaması ve yayılmasıyla ilgili önemli bilgiler sağlar. Şekil 3.11b’de absorbe edilen enerji-zaman ilişkisi gösterilmiştir. Vurucunun sahip olduğu kinetik enerji, temas ile birlikte kompozit plakaya aktarılır. Temas süresi boyunca, bu enerjinin bir kısmı plaka tarafından elastik enerji şeklinde emilen enerjidir. Fazla enerji, fiber kırılması, delaminasyon ve matris çatlaması gibi çeşitli hasar mekanizmaları yoluyla dağıtılır [38]. Son olarak, kuvvet-yer değiştirme grafiği Şekil 3.11c’de gösterilmiştir. Grafiğin ilk kısmı, hasar görmemiş plakların sertliğini temsil eder ve rijitliği hakkında fikir verir. Bu kısımdaki eğrinin eğimi ile malzemenin rijitliği doğru orantılıdır. İkinci bölümdeki eğri ise, elastik toparlanma ile geri dönüş aşamasını gösterir. Bununla birlikte kuvvet-yer değiştirme grafiğinin şekli, darbe yüküne maruz kalan kompozit malzemelerin tepkisi hakkında da önemli ipuçları vermektedirler.



Şekil 3.12. Darbe yüklemesine maruz kalan kompozitlerin a) geri sekme, b) kısmen geri sekme, c) nüfuz etme ve d) delinme durumları için kuvvet-yer değiştirme eğrileri [39].

Genel olarak kapalı ve açık olmak üzere iki temel eğri türü vardır. Kapalı eğri, artan bir yükleme bölümünden ve azalan bir boşaltma bölümünden oluşur. Darbe enerjisinin seviyesine bağlı olarak, inen bölüm üç farklı olasılığa sahip olabilir. Vurucunun plakadan geri sekmesini temsil eden sade bir geri tepme eğrisi olabilir (Şekil 3.12a). Numunenin kısmen yumuşamasını ve çarpma tertibatının kısmen geri tepmesini içerebilir (Şekil 3.12b). Azalan bölüm tamamen bir yumuşama eğrisi ise, kuvvet-yer değiştirme eğrisi, vurucunun numunenin içine girdiği (Şekil 3.12c) veya hatta numuneyi deldiği (Şekil 3.12d) açık bir eğri olmalıdır [39]. Kuvvet-yer değiştirme diyagramları ve enerji-zaman grafikleri gibi düşük hızlı darbe tepkilerini analiz etmek için, çarpma tertibatının tamamen rijit olduğu ve çarpma tertibatının kinetik enerjisindeki değişimin numune üzerinde yapılan işe veya emilen enerjiye dönüştürüldüğü varsayılmalıdır [40]. Vurucunun sahip olduğu kinetik enerjinin zamanla değişimi vurucu hızı üzerinden okunmaktadır. Vurucu hızlarının tespit edilmesi için iki yaklaşım bulunmaktadır. Birincisi: Denklem (3.1)'de verildiği gibi yüksek hızlı dijital kamera tarafından kaydedilen, vurucunun zamanla yer değişiminin ($s(t)$) türevi alınarak hesaplanmaktadır.

$$v_i(t) = \frac{ds_i(t)}{dt} \quad (3.1)$$

Burada $v_i(t)$ çarpma süresi boyunca vurucunun hızını ifade etmektedir. Bir diğeri, Denklem (3.2)'de verildiği gibi sıkıştırıcı dinamik yük hücresi tarafından ölçülen $F(t)$ kuvvet-zaman değişiminin bir entegrasyonudur:

$$v_i(t) = v_0 - \frac{1}{m} \int_0^t F(t) dt \quad (3.2)$$

Burada v_0 ve m vurucunun başlangıç hızı ve kütlesini ifade etmektedir. Kinetik enerji Denklem (3.3) ile ifade edilebilir ve darbe enerji seviyesi Denklem 3.3.'ün ilk terimi olarak temsil edilmektedir.

$$\text{Kinetik Enerji}(t) = \frac{m}{2} (v_0^2 + v_i(t)^2) \quad (3.3)$$

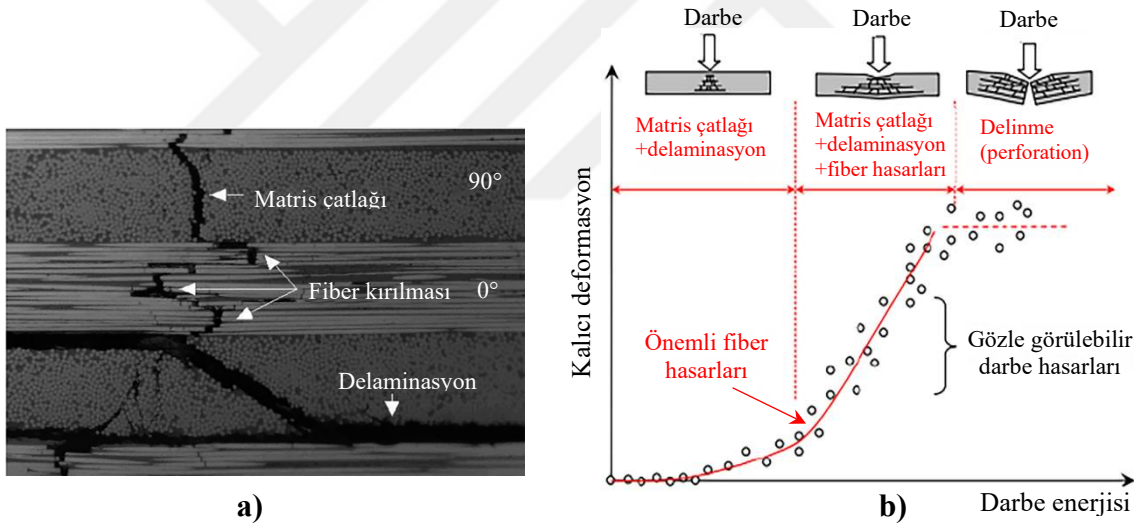
Vurucunun kinetik enerjisindeki değişim, Denklem (3.4)'te gösterildiği gibi numune üzerindeki işe dönüştürülür ve bu aynı zamanda numune tarafından absorbe edilen enerji (E_a) ve geri tepme nedeniyle ortaya çıkan elastik enerji (E_e)'nin toplamıdır.

$$\text{Kinetik Enerji}(t) = \int_0^t F(t) v_i(t) dt + \text{Kayıp enerji} = E_a + E_e \quad (3.4)$$

İki yaklaşım arasındaki fark, çarpma olayı sırasında enerji transferinde kayıp (*Kayıp enerji*) olarak değerlendirilmektedir.

3.6. Düşük Hızlı Darbede Oluşan Hasar Tipleri

Tabakalı kompozit yapılarda darbe etkisi sonrasında matris hasarı, tabakalar arası ayrılma (delaminasyon), fiber kopması ve nüfuziyet (penetrasyon) hasarları meydana gelmektedir. Darbe enerjisinin artmasına bağlı olarak hasarlar bu sıralama ile gerçekleşmektedir. Şekil 3.13a'da darbe sonrasında tek yönlü dizilime sahip fiber takviyeli kompozit plakada meydana gelen hasar türleri gösterilmiştir. Şekil 3.13b'de kompozit malzemelerde darbe enerjisinin artmasıyla birlikte meydana gelen hasar türlerinin kronolojik sırası verilmiştir. Matris çatlağı ve delaminasyon hasarından sonra fiber hasarlarının eklenmesi ile gözle görülebilir darbe hasarlarının ortaya çıktığı görülebilir. Son aşamada ise artan enerji seviyesiyle birlikte kompozitlerde delinme meydana gelir.

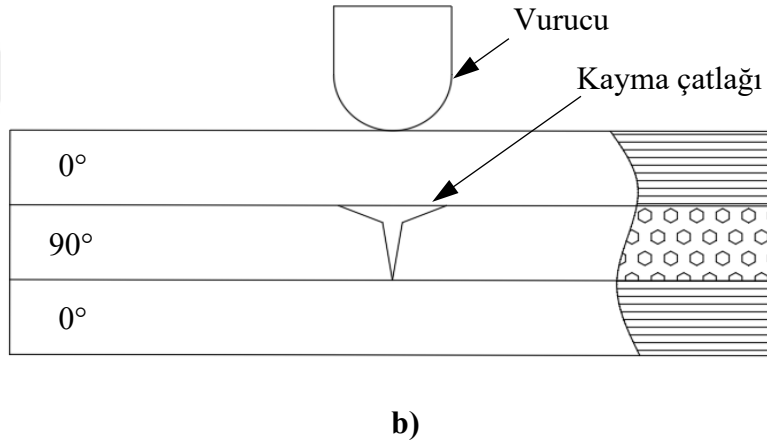
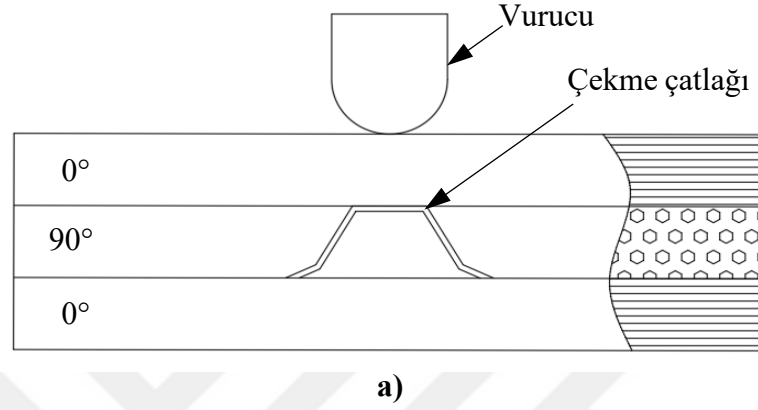


Şekil 3.13. a) Darbe sonrası fiber takviyeli kompozitlerde meydana gelen hasar tipleri [41], b) darbe enerjisine bağlı olarak kalıcı deformasyonun gelişim evreleri [41].

3.6.1. Matris Çatlağı

Darbe testinde vurucunun teması ile birlikte ilk olarak üst yüzey tabakasında matris çatlaması meydana gelmektedir. Vurucu üst yüzey tabakasına çarptığında, doğası gereği kırılğan olan matris, darbe bölgesinde çatlaklar ve tek yönlü fiberlerden oluşmuş tabakalarda genellikle fiber doğrultusuna paralel yönde ilerler. Kompozit yapılarda iki tür matris çatlağı görülmektedir. Bunlar çekme ve kayma çatlaklarıdır. Plaka yüzeyinde meydana gelen düzlem içi normal gerilmeler, tabakanın enine kayma dayanımını aştığı durumlarda çekme çatlakları meydana gelmektedir. Kayma çatlakları ise,

orta düzlemde belli bir açıda meydana gelirler ve enine kayma gerilmelerin bu tür çatlakların oluşumunda önemli rolü oynarlar (Şekil 3.14). Kalın tabakalı kompozitlerde vurucunun çarptığı yüzeyde yüksek lokal gerilmeler meydana gelir ve matris çatlakları ilk katmanda oluşur. İnce tabakalı kompozitlerde, plakların arka yüzünde meydana gelen eğilme gerilmeleri en alt katmanda matris çatlağına sebep olmaktadır.



Şekil 3.14. Matris çatlakları: a) çekme çatlağı, b) kayma çatlağı.

3.6.2. Delaminasyon

Delaminasyon hasarı, matris çatlağının devamı niteliğindedir ve delaminasyonun başlaması açısından gerekli bir faktördür. Darbe sonrası çatlağın oluşması ve ilerleyerek bitişik iki kompozit tabaka arasında ayrılma meydana getirmesi durumudur. Delaminasyonun en önemli sebebi tabakalı kompozitlerde, tabakalar arasındaki eğilme rijitlikleri farkından ve eğilme kaynaklı kayma gerilmeleridir. Bu durum farklı yönelimlere sahip iki fiber tabaka arasında gerçekleşebileceği gibi farklı malzeme özelliklerine sahip tabakaların bir araya getirildiği sandviç yapılarda da görülebilmektedir. Bununla birlikte kompozit yapılarda tabaka kalınlığı, sıralanma düzeni ve

malzeme özellikleri gibi diğer faktörler de delaminasyon hasarı üzerinde etkilidir. Bu hasarlar kompozit yapıların rijitliğinde ve kullanım ömründe önemli derecede düşüşe sebep olmaktadır.

3.6.3. Fiber Kırılması

Fiber kırılmaları, matris çatlağı ve delaminasyondan sonraki bir aşamada ortaya çıkar ve geniş matris çatlaması ve delaminasyon ile birlikte yapıda meydana gelen büyük lokal çekme gerilmelerinden kaynaklanır. Fiber kırılması yüksek darbe enerji seviyelerinde gerçekleşir ve yapının kalıcı deformasyona uğradığını gösterir. Kompozitlerde asıl yükü taşıyan kısım fiberler olduğu için, fiber kırılmaları sonrasında yapıların mukavemeti önemli ölçüde azalır.

3.6.4. Nüfuziyet (Penetrasyon)

Nüfuziyet, darbe anında vurucunun numuneye kısmen girmesi yani saplanması durumudur. Artan darbe enerjisi ile fiber kırılmaları belli bir kritik seviyeye ulaştıktan sonra vurucu kompozit numuneye nüfuz eder. Bu durum, hasarın makroskobik bir boyutudur ve vurucunun malzeme üzerindeki etki alanı gözle görülebilir seviyededir. Kompozit numuneyi oluşturan fiberlerin yönelimi, kumaşların dokuma tipi ve matris malzemesi gibi faktörler penetrasyon üzerinde etkilidir.

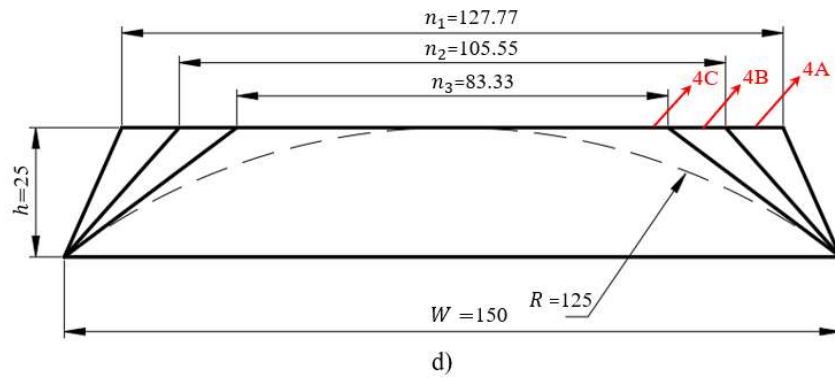
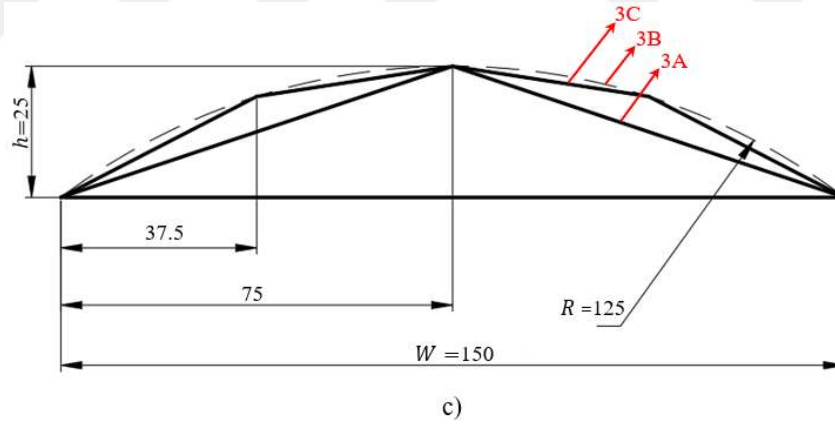
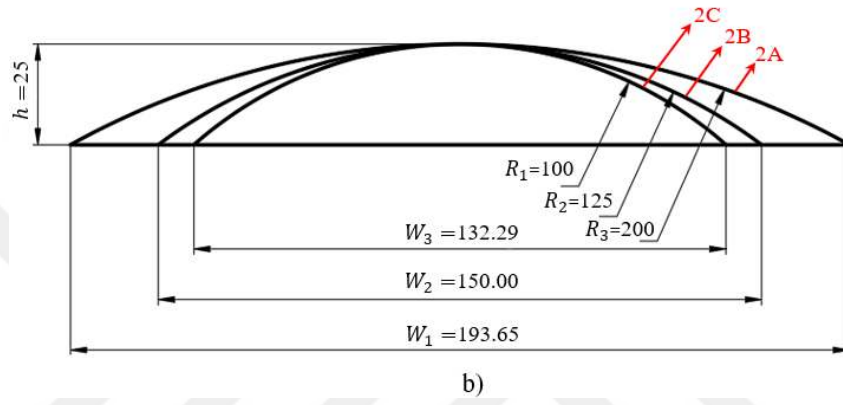
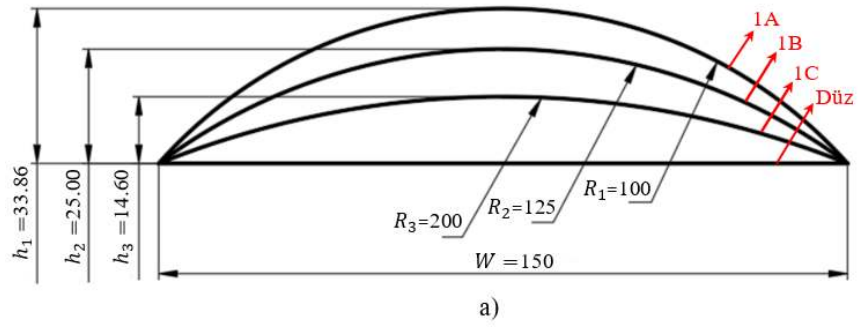
4. MATERYAL VE METOT

4.1. Problemin Tanımı

Bu tez çalışmasında, eğri yüzey formunda kauçuk ara tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışları deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Eğri yüzey geometrisinin ve tabaka diziliminin değişiminin darbe mekaniği üzerindeki etkisi iki ayrı başlık altında sunulmuştur.

4.1.1. Eğri Yüzey Geometrisinin Etkisi

Bu bölümde, eğri yüzey geometrisinin darbe absorbe enerjisi üzerinde etkisini incelemek amacıyla 4 farklı eğri yüzey modeli tasarlanmıştır (Model-1, Model-2, Model-3, ve Model-4). Eğri yüzey geometri boyutları Şekil 4.1’de ve geometrilere ait tasarım detayları ise Tablo 4.1-Tablo 4.4’te verilmiştir. Tablo 4.1’de numune yüksekliğinin değişiminin, Tablo 4.2’de numune genişliğinin değişiminin, Tablo 4.3’te kesit geometrisinin değişiminin ve Tablo 4.4’te dörtgen kesitli numunelerde kenar uzunluğunun değişiminin incelenmesi için gerekli sabit ve değişken parametreler verilmiştir. Her bir model üç farklı geometriden oluşmaktadır. Model-1’de sabit numune genişliği ($W=150\text{mm}$) için, yüksekliğin değişiminin etkisi incelenmiştir. Bunun için oluşturulan geometrik model isimleri 1A, 1B ve 1C’dir. Model-2’de sabit numune yüksekliği ($h=25\text{mm}$) için, genişliğin değişiminin etkisi incelenmiştir. Bunun için oluşturulan geometrik model isimleri 2A, 2B ve 2C’dir Model-3’te sabit numune genişliği ($W=150\text{mm}$) ve sabit numune yüksekliği ($h=25\text{mm}$) için, kesit geometrisinin (üçgen, çember yayı ve beşgen) değişiminin etkisi incelenmiştir. Bunun için oluşturulan geometrik model isimleri 3A, 3B ve 3C’dir. Model-4’te sabit numune genişliği ($W=150\text{mm}$) ve sabit numune yüksekliği ($h=25\text{mm}$) için, dörtgen yüzey geometrisinin kenar uzunluğunun ($n_1=127.77\text{mm}$, $n_2=105.55\text{mm}$, $n_3=83.33\text{mm}$) değişiminin etkisi incelenmiştir. Bunun için oluşturulan geometrik model isimleri 4A, 4B ve 4C’dir. Kompozitler, 6 tabaka cam (C_6), sonrasında 1 tabaka kauçuk (K_1) ve tekrar 6 tabaka cam (C_6) olacak şekilde ($[C_6/K_1/C_6]$) sıralanarak vakum infüzyon yöntemi ile üretilmiştir. Üretimi gerçekleştirilen eğri yüzeyli sandviç kompozitler üzerine düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilerek, eğri yüzey geometrisinin darbe mukavemeti üzerindeki etkisi deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Çalışmada kullanılan kauçuk tabakalar 0.5mm kalınlıkta olup EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) türündendir. Cam fiber tabaka kalınlığı ise üretim sonrasında ortalama 0.29mm dir. Bölüm 4.2’de hem kauçuk hem de cam fiber tabaka için malzeme ayrıntıları (kesit geometrisi, tabaka dizilimi, kalınlık ve ağırlık) sunulmuştur.



Şekil 4.1. a) Model-1, b) Model-2, c) Model-3, d) Model-4 geometrisi.

Tablo 4.1. Model-1 için değişken ve sabit parametreler.

Sabitler	Değişkenler
• Numune genişliği ($W=150$ mm)	$R_1 = 100$ mm (1A) $h_1 = 33.86$ mm
• Numune kesit şekli (Çember yayı)	$R_2 = 125$ mm (1B) $h_2 = 25.00$ mm
• Tabaka dizilimi [$C_6/K_1/C_6$]	$R_3 = 200$ mm (1C) $h_3 = 14.60$ mm
	$R_4 = 0$ mm (Düz) $h_4 = 0$

Tablo 4.2. Model-2 için değişken ve sabit parametreler.

Sabitler	Değişkenler
• Numune yüksekliği ($h=25$ mm)	$R_1 = 100$ mm (2A) $W_1 = 132.29$ mm
• Numune kesit şekli (Çember yayı)	$R_2 = 125$ mm (2B) $W_2 = 150.00$ mm
• Tabaka dizilimi [$C_6/K_1/C_6$]	$R_3 = 200$ mm (2C) $W_3 = 193.65$ mm

Tablo 4.3. Model-3 için değişken ve sabit parametreler.

Sabitler	Değişkenler
• Numune yüksekliği ($h=25$ mm)	Üçgen kesit (3A)
• Numune genişliği ($W=150$ mm)	Çember yayı kesit (1B, =2B, =3B)
• Tabaka dizilimi [$C_6/K_1/C_6$]	Beşgen kesit (3C)

Tablo 4.4. Model-4 için değişken ve sabit parametreler.

Sabitler	Değişkenler
• Numune yüksekliği ($h=25$ mm)	$n_1 = 127.77$ mm (4A)
• Numune genişliği ($W=150$ mm)	$n_2 = 105.55$ mm (4B)
• Tabaka dizilimi [$C_6/K_1/C_6$]	
• Dörtgen kesit	$n_3 = 83.33$ mm (4C)

4.1.2. Cam Fiber Kompozit/Kauçuk Diziliminin Etkisi

Ara tabaka olarak farklı kauçuk kombinasyonlarının (dizilim ve tabaka sayısı) farklı fiber açılarına göre darbe mukavemeti üzerindeki etkisi bu bölümde incelenmek istenmiştir. Bu amaçla Model-

1B (R125mm) eğri yüzey geometrisine sahip sandviç plaklar, farklı tabaka dizilimlerinde tasarlanmış ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Bu tasarıma ait detaylar Tablo 4.5-Tablo 4.11’de verilmiştir. Sonrasında elde edilen kompozitlere düşen ağırlık darbe test cihazlarında düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiş ve bu tasarımların darbe mukavemeti ve hasar davranışı üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Bununla birlikte, yapılan testler aynı sınır şartları altında sayısal olarak çözümlenerek elde edilen veriler deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.5. Cam fiber tabaka sayısının değişiminin etkisi (Model-5).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C ₄ /K ₁ /C ₄] (5A)
	[C ₆ /K ₁ /C ₆] (5B)
	[C ₈ /K ₁ /C ₈] (5C)

Tablo 4.6. Kauçuk tabaka sayısının etkisi (Model-6).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂] (6A)
	[C ₃ /K ₁ /C ₄ /K ₁ /C ₃] (6B)
	[C ₆ /K ₁ /C ₆] (6C) / (5B)

Tablo 4.7. Sade cam fiber kompozitlerde tabaka sayısının etkisi (Model-7).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C ₁₀] (7A)
	[C ₁₄] (7B)

Tablo 4.8. Fiber açısının etkisi (Model-8).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C ₆ ^{15°} /K ₁ /C ₆ ^{15°}] (8A)
	[C ₆ ^{30°} /K ₁ /C ₆ ^{30°}] (8B)
	[C ₆ ^{45°} /K ₁ /C ₆ ^{45°}] (8C)

Tablo 4.9. Üst yüzey yerine alt yüzeyden darbenin etkisi (Model-9).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C₄/K₁/C₄] (9A) [C₆/K₁/C₆] (9B) [C₈/K₁/C₈] (9C) [C₂/K₁/C₂/K₁/C₂/K₁/C₂] (9D) [C₃/K₁/C₄/K₁/C₃] (9E)

Tablo 4.10. Kauçuk tabaka konumunun etkisi (Model-10).

Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[K₁/C₁₂] (10A) [K₁/C₁₀/ K₁] (10B) [C₁₂/K₁] (10C)

Tablo 4.11. Cam fiber tabaka diziliminin etkisi (Model-11).

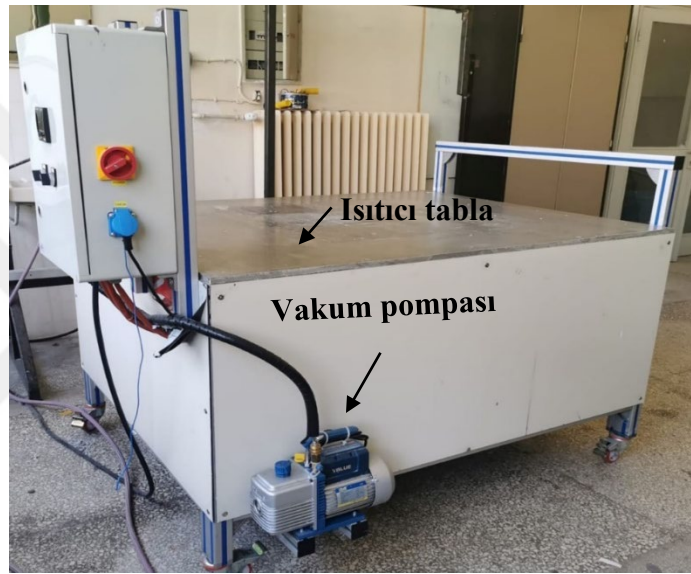
Sabitler	Değişkenler
Numune geometrisi (Model-1B, =2B, =3B)	[C₂/ K₁/C₁₀] (11A) [C₄/ K₁/C₈] (11B) [C₆/K₁/C₆] (11C), (=5B) [C₈/ K₁/C₄] (11D) [C₁₀/ K₁/C₂] (11E)

4.2. Kompozit Plakların Üretimi

4.2.1. Eğri Yüzeye Sahip Kompozit Plakların Üretimi

Hem eğri hem de düz yüzeylere sahip kompozitler vakum infüzyon yöntemi kullanılarak üretilmiştir. Üretim Şekil 4.2’de görülen sıcaklık kontrollü vakum infüzyon tezgahında

gerçekleştirilmiştir. Bu yöntem için gerekli olan kalıplar CK45 soğuk iş takım çeliğinden CNC (Computer Numerical Control) freze tezgâhlarında işlenerek imal edilmiştir (Şekil 4.3). Kalıplarda metal malzeme kullanılarak vakum infüzyon yöntemi sırasında gerekli üniform sıcaklığın infüzyon masasından kompozit numuneye aktarılması sağlanmıştır. Eğri ve düz yüzeye sahip çelik kalıplar üzerine twill 2x2 örgü tipine sahip cam fiber dokuma kumaşlar ile birlikte *Lineflex* EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) kauçuk ara tabaka eklenmiştir. Cam fiber tabaka kalınlığı yaklaşık olarak 0.29 mm dir. Kauçuk tabakasının kalınlığı ise 0.5 mm dir. Üretim yöntemi ile ilgili detaylar Şekil 4.4-Şekil 4-9’da verilmiştir.



Şekil 4.2. Vakum infüzyon tezgâhı.



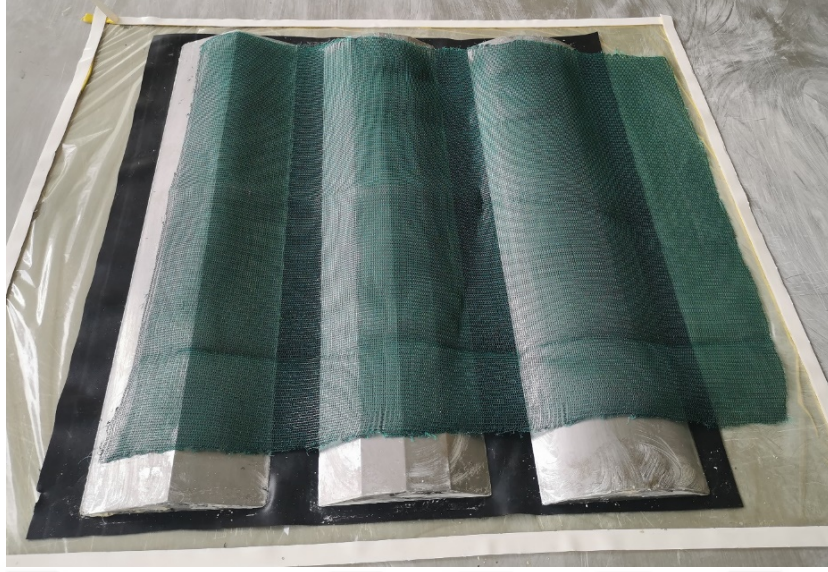
Şekil 4.3. Eğri yüzeyli kompozit üretim kalıpları.

Öncelikle, tezgâh yüzeyine serilecek olan fiber kumaşların üretim sonrası rahat bir şekilde yüzeyden çıkartılabilmesi için yüzeye ayırıcı tabaka (release film) serilmektedir. Sonrasında tezgâh ile bağlantısını sağlamak için ayırıcı tabaka çevresi çift taraflı bant ile yapıştırılmıştır (Şekil 4.4). Sonrasında eğri yüzeyli kalıplar uygun aralıklarla Şekil 4.5'te gösterildiği gibi yerleştirilmiştir. Kalıpların altına ayırıcı tabakanın yırtılmasını önlemek amacıyla kauçuk bir tabaka serilmiştir. Ayrıca eğri yüzey kalıplar üzerinde reçinenin daha rahat akışını sağlamak ve sandviç plakların alt tabakalarında bulunan cam fiber kumaşların daha iyi ıslanmasını sağlamak amacıyla kalıplar üzerine yeşil akış filesi serilmiştir. Daha sonra üzerine serilecek olan fiber kumaşların üretim sonrasında akış filesinden kolay bir şekilde ayrılmasını sağlamak amacıyla akış filesinin üzerine ayırıcı film serilmiştir.



Şekil 4.4. Ayırıcı tabakanın tezgâha çift taraflı bant ile yapıştırılması.

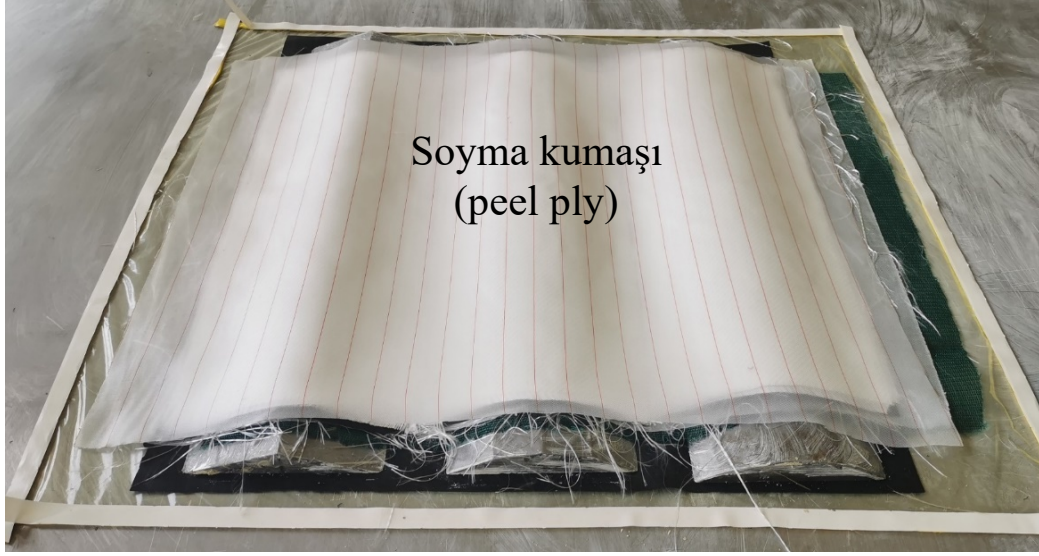
Şekil 4.6'da görüldüğü gibi, belirlenen ölçülerde kesilerek hazırlanmış olan cam fiber ve kauçuklar tasarlanan modele göre üst üste dizilmiştir. Burada Model-3 için, 6 tabaka cam fiber (C_6), sonrasında 1 tabaka kauçuk (K_1) ve tekrar 6 tabaka cam fiber (C_6) olacak şekilde kumaş ve kauçuk tabakalar kullanılmıştır ($[C_6/K_1/C_6]$). Üretim sonrasında elde edilen kompozit plağı, üzerine serilen akış filesi ve vakum naylonu gibi sarf malzemelerden kolayca ayırmak için bu kumaşlar üzerine soyma kumaşı (peel ply) serilmiştir (Şekil 4.7).



Şekil 4.5. Eğri yüzeyli kalıpların ayırıcı tabaka üzerine yerleştirilmesi.



Şekil 4.6. Örgülü cam fiber dokuma kumaş ve kauçuk ara tabakaların dizilimi.



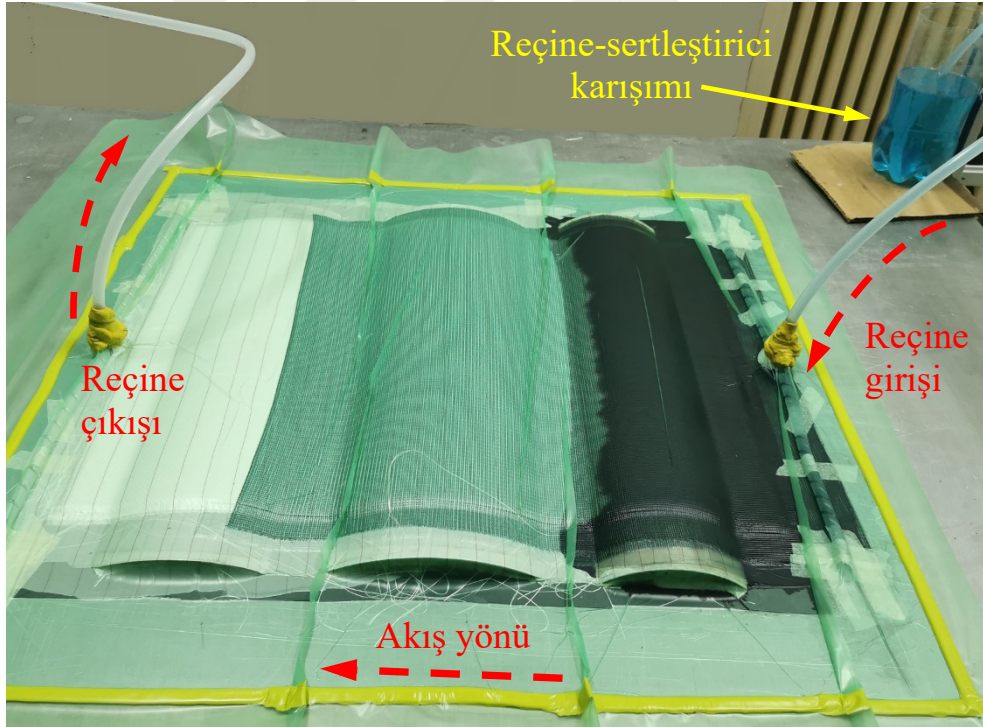
Şekil 4.7. Kumaşın üzerine serilen soyma kumaşı (peel ply).

Vakum etkisi altında, kumaşa emdirilecek olan reçinenin rahatça akabilmesi ve tüm kumaşı ıslatabilmesi için soyma kumaşı üzerine yeşil vakum infüzyon filesi (mesh) kullanılmıştır. Vakum ile birlikte soyma kumaşı ve infüzyon filesinin hareket etmesini engellemek için kâğıt bant ile ayırıcı tabakaya yapıştırılmıştır. Ayrıca epoksi reçinenin kumaş üzerinde homojen bir şekilde dağılarak tüm yüzeyi ıslatabilmesi için reçinenin emileceği ve fazlasının boşaltılacağı her iki tarafa Şekil 4.8’de görüleceği üzere spiral hortum ve bağlantı elemanları yerleştirilmiştir.



Şekil 4.8. Akış filesi ve spiral hortumların yerleştirilmesi.

Son aşamada, tezgâh ile ayırıcı tabakayı bir arada tutan çift taraflı bandın üzerine vakum naylonu serilmiştir. Spiral hortumlar üzerinde bulunan bağlantı elemanlarına vakum hortumları bağlanmıştır. Reçinenin emileceği tarafta bulunan vakum hortumu kelepçe yardımı ile kapatıldıktan sonra vakum etkisi altında 15 dakika bekletilmiştir. Vakum basınç göstergesi gözlemlenerek herhangi bir hava kaçağı olup olmadığı kontrol edilmiştir. Sızdırmazlık kontrolleri tamamlanan sistem için reçine-sertleştirici karışımı hazırlanmıştır. Üretimde 300 gr/m² alansal ağırlığa sahip örgülü cam elyaf ile birlikte ağırlıkça 100/20 oranında *LRI60* epoksi reçine ve *LHI60* sertleştirici karışımı kullanılmıştır. Elde edilen karışım Şekil 4.9’da görüldüğü gibi vakum etkisi altında iken vakum pompası çalıştırılmış ve reçinenin emileceği taraftaki vakum hortumunun hava almayacak şekilde karışıma daldırılması sağlanmıştır. Böylece karışım ilerleyerek kumaşı ıslatmaya başlamıştır. Reçine ve sertleştiriciye ait mekanik özellikler Tablo 4.12’de verilmiştir. Üretimde kullanılan cam fiber kumaş, epoksi reçine ve sertleştirici malzemeleri Dost Kimya Endüstriyel Hammaddeler San. Tic. Ltd. Şti., İstanbul, Türkiye firmasından temin edilmiştir. 0.5 mm kalınlığa sahip EPDM kauçuk tabakası, Kanyon Yapı Malz. İnş ve Paz. Tic. Ltd. Sti., İstanbul, Türkiye firmasından temin edilmiştir.



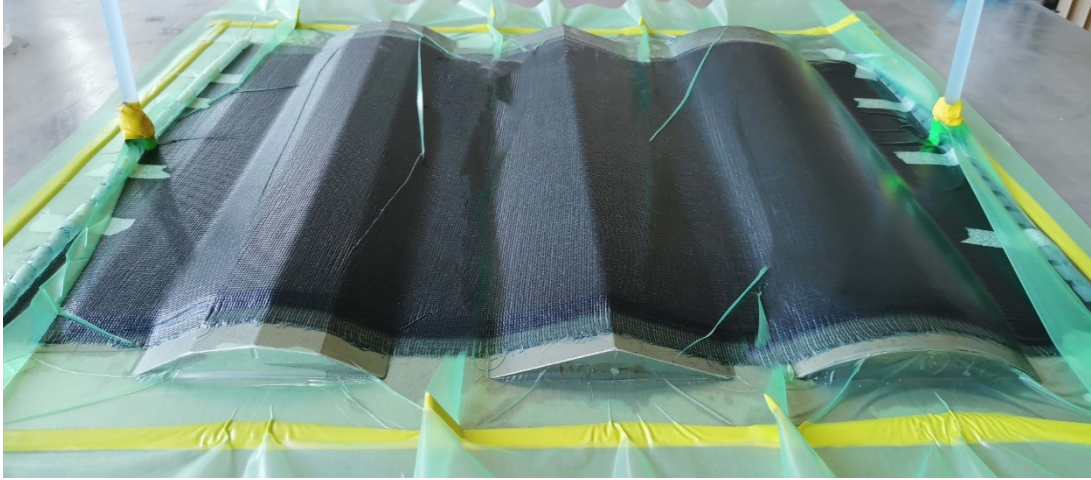
Şekil 4.9. Vakum etkisi altında karışımın kumaşlara emdirilmesi.

Elde edilen homojen karışım vakum altında cam elyaf kumaşlara emdirildikten sonra 100°C sıcaklıkta 2 saat kürlenmiştir. Kauçuk katkılı kompozitlerin üretimi oda sıcaklığında yapıldığında kauçuk ile cam fiber ara yüzeyinde istenilen yapışma sağlanamamaktadır. Ancak kürleme işlemi

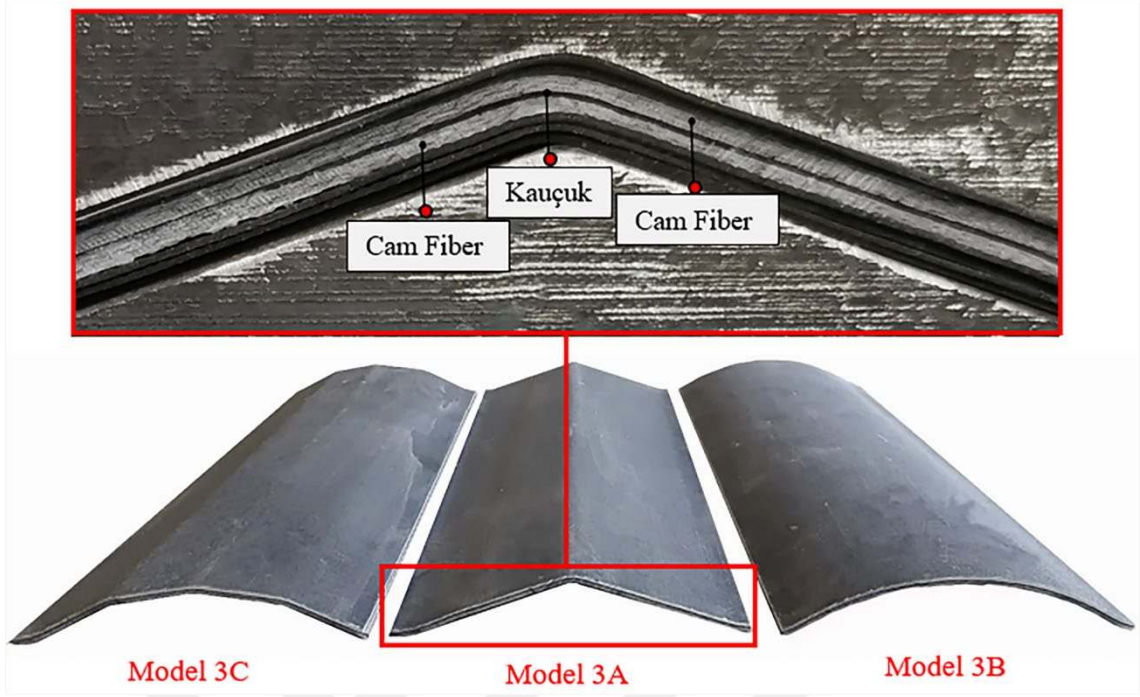
yüksek sıcaklıkta yapıldığında kauçuk yüzeyinin yapışma özelliği artmakta ve mükemmel bir ara yüzey birleşimi elde edilmektedir. Bu nedenle kürlleme işlemi oda sıcaklığı yerine 100°C sıcaklıkta gerçekleştirilmiştir. Isı transferinin yüksek oranda gerçekleşebilmesi için kompozit numune üretiminde çelik kalıplar kullanılmıştır. Bu üretimin ayrıntıları Albayrak ve Kaman [42] çalışmasında mevcuttur. Daha sonra sıcaklık ünitesi kapatılarak vakum altındaki numuneler 24 saat süreyle oda sıcaklığında bekletilmiştir (Şekil 4.10). Bu sürenin sonunda elde edilen numuneler kalıptan sökülerek kesime hazır hale getirilmiştir. Üretim sonrası elde edilen numuneler Şekil 4.11’de gösterilmiştir. Model-3 için her bir numunenin toplam kalınlığı 3.7 mm olarak elde edilmiştir.

Tablo 4.12. Kompozit üretiminde kullanılan reçine ve sertleştirici özellikleri [43].

Özellikler	Birim	L160	H160
Viskozite (25°C)	mPas	700-900	10-50
Yoğunluk (25°C)	g/cm ³	1.13-1.17	0.96-1
Ağırlıkça karışım oranı	-	100	25



Şekil 4.10. Reçine emdirilmiş numunelerin vakum etkisi altında bekletilmesi.



Şekil 4.11. Eğri yüzeyli kompozit plakalar.

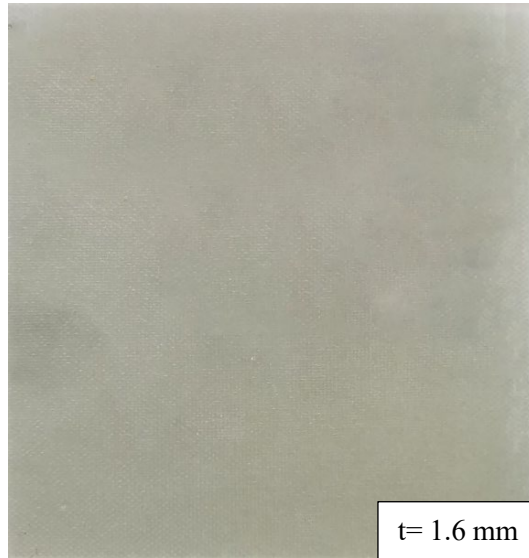
Üretimi gerçekleştirilen eğri yüzeyli kompozit plakalar Şekil 4.12’de gösterilen *FALCON FS 3600* model sulu mermer kesme makinesinde 150 mm uzunluğunda kesilerek her bir model için üçer adet darbe test numunesi hazırlanmıştır.



Şekil 4.12. Kompozit plak kesmede kullanılan sulu mermer kesme makinesi.

4.2.2. Düz Kompozit Plakların Üretimi

Cam fiber/epoksi kompozitlerin mekanik özelliklerini tespit etmek amacıyla, uygulanacak test standartlarına göre farklı kalınlıklarda düz kompozit plaklar üretilmiştir. Üretimler, eğri yüzeyli kompozitlerde olduğu gibi vakum infüzyon yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.13'te yarı statik mekanik testler için üretilen kompozit plak gösterilmiştir. Üretilen kompozit plak 6 tabaka olup kalınlığı 1.6mm dir. Tablo 4.13'te üretimi gerçekleştirilen modellere ait tabaka dizilimi, kalınlık ve ağırlık detayları verilmiştir. Tablo 4.13'te görüldüğü üzere üretim sonrasında yapılan kalınlık ölçümlerinde cam fiber kompozitlerin ortalama tabaka kalınlıklarının 0.29 mm olarak elde edildiği fakat ara tabaka olarak kullanılan kauçuk tabakaların sıcaklık etkisi ile kısmen eridiği ve kalınlıklarında bir miktar azalma olduğu gözlemlenmiştir. Örnek olarak 14 tabaka saf cam fiber kompozit plaka ile aynı kalınlıkta olması planlanan $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimine sahip kompozit plakanın kalınlıkları ve ağırlıkları karşılaştırıldığında; 14 tabaka saf cam fiber kompozitin kalınlığı 4 mm ve ağırlığı 181.431 gr olarak ölçülürken, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimine sahip kompozit plakanın kalınlığı 3.7 mm ve ağırlığı 156.70 gr olarak belirlenmiştir. Sonuçta sıcaklık etkisi ile kauçuk tabakanın kalınlığındaki azalma ile sandviç yapının kalınlığı ve ağırlığı, 14 tabaka saf cam fiber kompozit plakaya göre daha azdır. Bu durum, aynı kalınlığa sahip olacak şekilde saf cam fiberlere ilave kauçuk eklenmesi ile yapıda beklenen ağırlık artışının gerçekleşmediği ve hatta erime sebebiyle daha hafif sandviç yapıların elde edildiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4.13. Düz kompozit plaka.

Tablo 4.13. Üretimi gerçekleştirilen modellerin dizilim, kalınlık ve ağırlıkları.

Numune adı	Kesit Geometrisi	Tabaka Dizilimi	Kalınlık(mm)	Ağırlık(g)
1A	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
1B	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
1C	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
Düz	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
2A	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
2B	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
2C	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
3A	Üçgen	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
3B	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
3C	Beşgen	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
4A	Dörtgen	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
4B	Dörtgen	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
4C	Dörtgen	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
5A	Çember yayı	[C ₄ /K ₁ /C ₄]	2.95	114,21
5B	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156.70
5C	Çember yayı	[C ₈ /K ₁ /C ₈]	5.70	240,76
6A	Çember yayı	[C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂]	3.78	152.67
6B	Çember yayı	[C ₃ /K ₁ /C ₄ /K ₁ /C ₃]	3.80	161.97
6C	Çember yayı	[C ₃ /K ₁ /C ₄ /K ₁ /C ₃]	3.80	161.97
7A	Çember yayı	[C ₁₀]	2.95	119.448
7B	Çember yayı	[C ₁₄]	4.00	181.731
8A	Çember yayı	[C ₆ ^{15°} /K ₁ /C ₆ ^{15°}]	3.70	156,70
8B	Çember yayı	[C ₆ ^{30°} /K ₁ /C ₆ ^{30°}]	3.70	156,70
8C	Çember yayı	[C ₆ ^{45°} /K ₁ /C ₆ ^{45°}]	3.70	156,70
9A	Çember yayı	[C ₄ /K ₁ /C ₄]	2.95	114,21
9B	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.70	156,70
9C	Çember yayı	[C ₈ /K ₁ /C ₈]	5.70	240,76

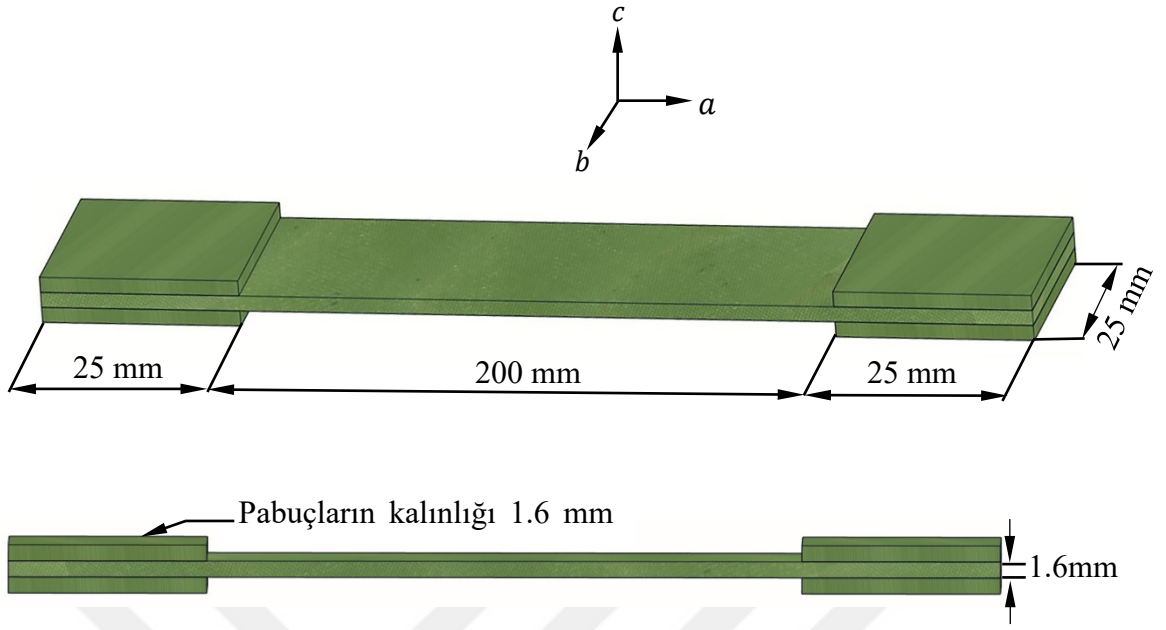
9D	Çember yayı	[C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂ /K ₁ /C ₂]	3.78	152,67
9E	Çember yayı	[C ₃ /K ₁ /C ₄ /K ₁ /C ₃]	3.80	161,97
10A	Çember yayı	[K ₁ /C ₁₂]	3.80	167,93
10B	Çember yayı	[K ₁ /C ₁₀ /K ₁]	3.97	136,48
10C	Çember yayı	[C ₁₂ /K ₁]	3.80	166,69
11A	Çember yayı	[C ₂ /K ₁ /C ₁₀]	3.7	166,27
11B	Çember yayı	[C ₄ /K ₁ /C ₈]	3.7	167,02
11C	Çember yayı	[C ₆ /K ₁ /C ₆]	3.7	156,70
11D	Çember yayı	[C ₈ /K ₁ /C ₄]	3.7	158,08
11E	Çember yayı	[C ₁₀ /K ₁ /C ₂]	3.8	183,82

4.3. Cam/Epoksi Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Deneysel olarak gerçekleştirilen darbe testlerinin aynı sınır şartları altında sayısal olarak analiz edilebilmesi için cam/epoksi kompozitlerin ve kauçuğu mekanik özelliklerinin belirlenmesi gerekmektedir. Kauçuk için mekanik özellikler bölüm 4.5'te açıklanmıştır. Kompozitlerin diziliminde *a*, *b* ve *c* sırasıyla fibere paralel, fibere dik ve kalınlık boyunca malzeme eksenlerini göstermek üzere (Şekil 4.14), kompozitlerin bu eksenler boyunca mekanik özelliklerinin tespit edilmesi için uygun ölçülerde hazırlanan kompozitler üzerine yarı statik ve dinamik mekanik testler gerçekleştirilmiştir. Bu testlere ait detaylar aşağıda verilmiştir.

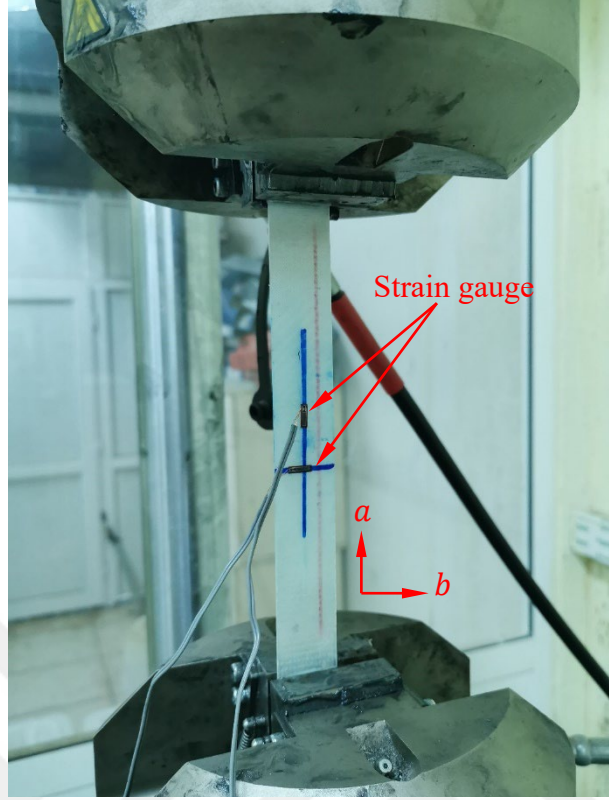
4.3.1. Çekme Testi

Yarı statik çekme testi ASTM D 3039M standartlarına göre yapılmıştır. Düz plaka şeklinde üretilen cam fiber/ epoksi kompozitler standartlara uygun şekilde kesilerek çekme test numuneleri elde edilmiştir. Standart test numune ölçüleri Şekil 4.14'te verilmiştir. Kompozit numunelerin çekme yönünde uzama miktarları cihaza yerleştirilen ekstansometre yardımıyla ölçülmüştür. Testler sırasında malzemelerin elastisite modülü ve poisson oranını bulmak amacıyla numunelere çekme doğrultusunda (*a* doğrultusu) ve çekme doğrultusuna dik (*b* doğrultusu) olacak şekilde 2 adet strain gauge yapıştırılmış ve enine ve boyuna şekil değişim oranları ölçülmüştür (Şekil 4.15).

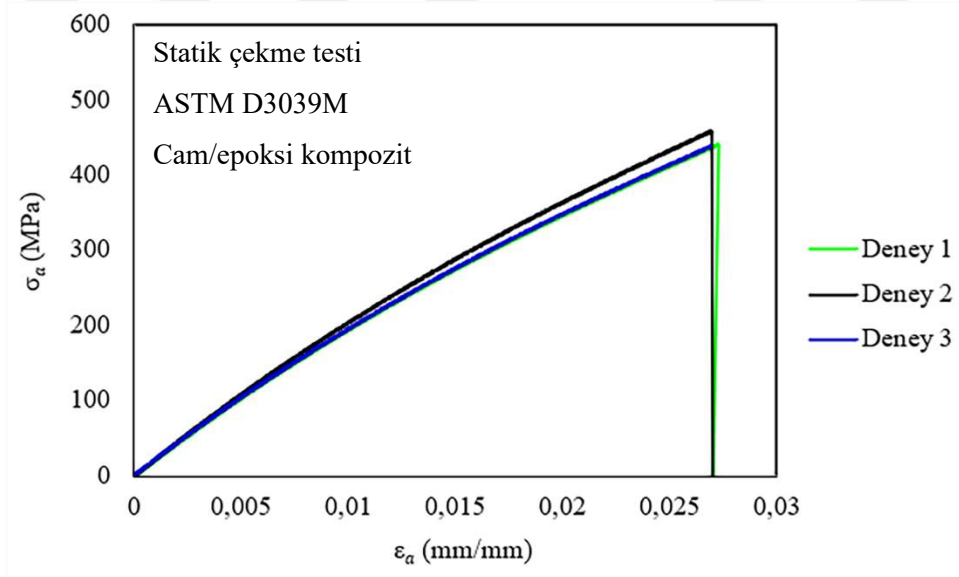


Şekil 4.14. ASTM 3039M standartlarına göre çekme test numune ölçüleri.

Testler, Dicle Üniversitesi, Bilim ve Teknoloji Uygulama ve Araştırma Merkezinde bulunan 100 kN kapasiteli *Instron 8801* universal çekme test cihazında gerçekleştirilmiştir. Sabit ve hareketli çeneler arasındaki numuneler 1mm/dak hızla çekilmiştir. Malzemelerin çekme mukavemetini tespit edebilmek amacıyla testler numune hasara uğrayıncaya kadar devam ettirilmiştir. Her malzeme için 3'er numune test edilmiş ve ortalamaları alınmıştır. Test sırasında çenelerin test numunesine zarar vermesine engellemek amacıyla numunelerin çene içerisinde kalan kısımlarına 25 mm uzunluğunda karşılıklı pabuçlar yapıştırılmıştır. Şekil 4.16'da malzemelerin gerilme ve şekil değişim grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.15. Çekme test numunesinin test cihazına yerleştirilmesi



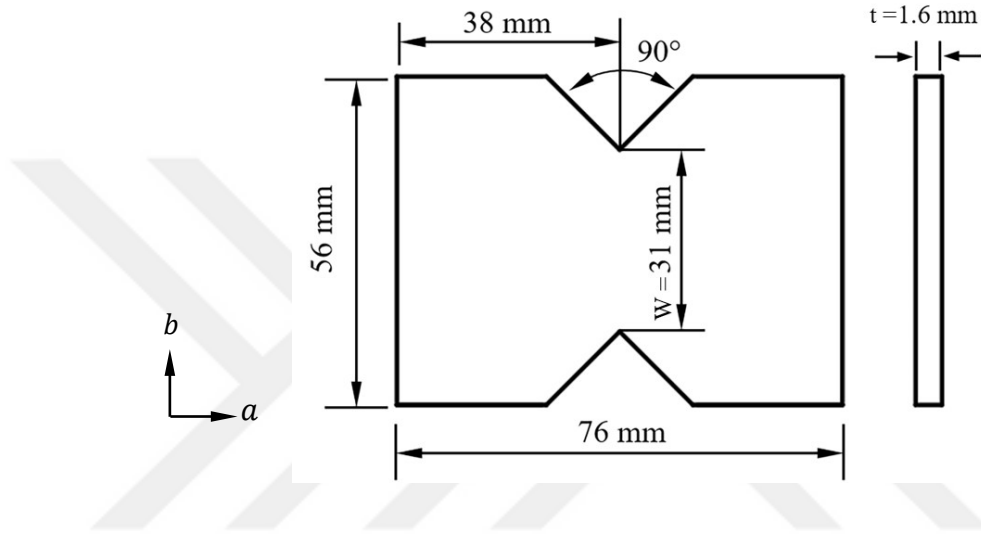
Şekil 4.16. Cam fiber/epoksi kompozite ait gerilme-şekil değişim eğrisi.

Testler sonucunda kompozit malzemenin a doğrultusunda elastisite modülü (E_a) 19000 MPa, çekme dayanımı (S_{aT}) 459 MPa, $a - b$ düzleminde poisson oranı (ν_{ab}) 0.162 bulunmuştur. Kullanılan örgülü cam elyaflarda fiberler dengeli ve simetrik olduğu için kompozitin a ve

b eksenlerindeki özellikleri hemen hemen eşittir [44]. Dolayısı ile bu özellikler b doğrultusu için de aynı kabul edilmiştir.

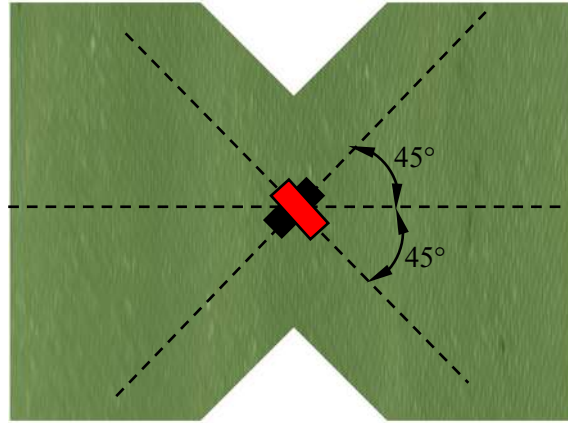
4.3.2. V-Çentik Kayma Testi

V-çentik kayma testi ile kompozitlerin a - b düzlemi için kayma özellikleri (kayma modülü, G_{ab} ve kayma dayanımı, S_{ab}) ASTM D 7078 standartlarına göre belirlenmiştir. Bu teste ait standart numune ölçüleri Şekil 4.17’de verilmiştir.

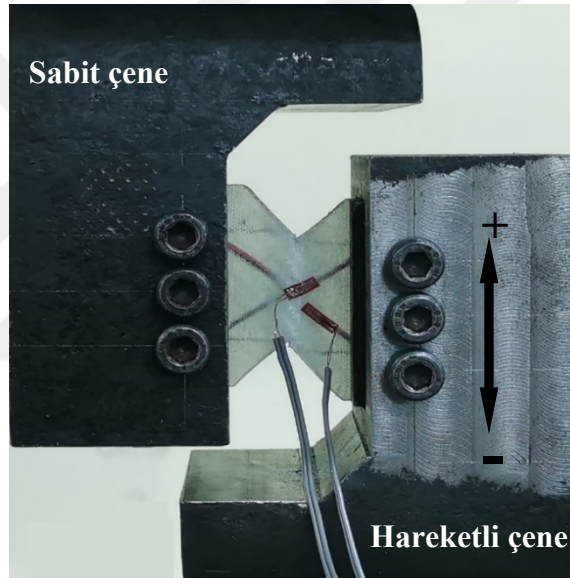


Şekil 4.17. V-çentik kayma test numune ölçüleri

a - b düzleminde kayma modülünü belirlemek için Şekil 4.18'de gösterildiği gibi kompozit numunelere çentik uçları arasında $\pm 45^\circ$ yönlerde iki adet strain gauge yapıştırılmıştır. V-çentikli testler için *Instron 8801* test makinesi kullanılmıştır. Kullanılan test aparatları ve test cihazı ile bağlantısı Şekil 4.19'da gösterilmiştir. Test aparatları iki parçadan oluşmaktadır ve biri sabit iken diğeri yukarı aşağı yönde hareket etmektedir. Bu test yönteminde V-çentikli numune test aparatına yerleştirildikten sonra hareketli çene 1 mm/dak hız ile çekilmiştir. İşlem numune hasara uğrayana kadar devam ettirilmiştir. Kompozitlerin kayma özellikleri, sırasıyla strain gaugelerden ve makinenin çenelerine yerleştirilen yük hücrelerinden elde edilen yer değiştirme ve kuvvet değerleri kullanılarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.18. V-çentik kayma test numunesine $\pm 45^\circ$ strain gauge yapıştırılması.



Şekil 4.19. V-çentik test numunesinin aparatlar ile bağlantısı

Numunede meydana gelen kayma gerilmesi Denklem (4.1) kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\tau = P/A \quad (4.1)$$

Burada τ kayma gerilmesi, P uygulanan kuvvet ve A ise numunenin kesit alanıdır ve çentikler arası mesafe (w) ile numune kalınlığının (t) çarpımı ile elde edilmektedir.

Kayma şekil değişimini belirlemek için Denklem (4.2) kullanılmıştır.

$$\gamma = |\varepsilon_{+45}| + |\varepsilon_{-45}| \quad (4.2)$$

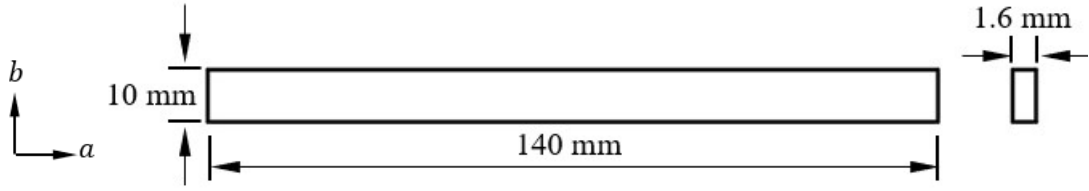
Burada ε_{+45} ve ε_{-45} fiber doğrultusu ile $\pm 45^\circ$ açı yapan doğrultularda meydana gelen şekil değişim oranıdır. Kayma modülünü belirlemek için Denklem (4.3) kullanılmıştır.

$$G = \tau / \gamma \quad (4.3)$$

Burada G , kayma modülü, τ kayma gerilmesidir. Testler sonucunda kompozit malzemenin a - b düzleminde kayma modülü (G_{ab}) 3786 MPa, kayma dayanımı (S_{ab}) 82.8 MPa bulunmuştur. S_{ab} , maksimum P için elde edilen kayma gerilmesidir.

4.3.3. Yarı Statik Basma Testi

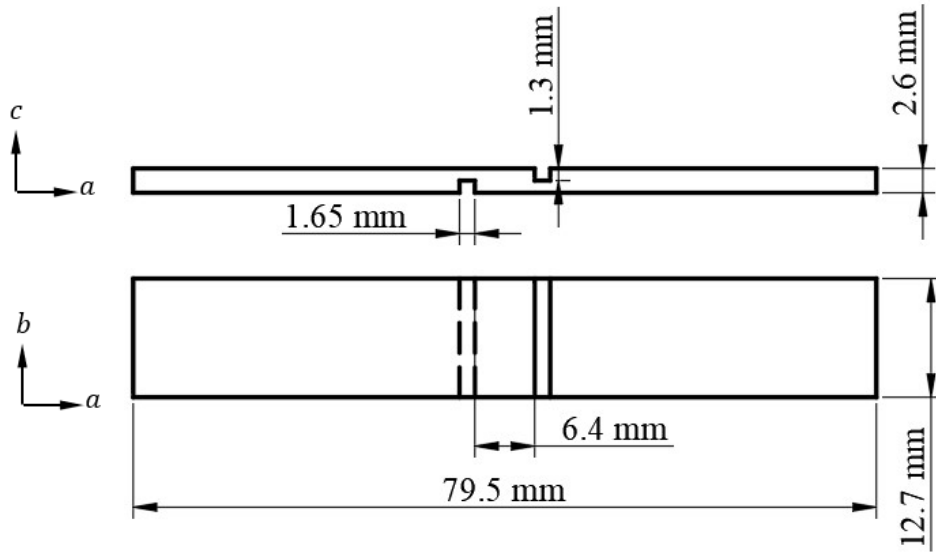
Yarı statik basma testleri ASTM D 3410 standartlarına göre gerçekleştirilmiştir. Bu test ile kompozitlerin fiber doğrultusundaki (a doğrultusu) basma dayanımları (S_{ac}) belirlenmektedir. Bu teste ait standart numune ölçüleri Şekil 4.20’de verilmiştir. *Instron 8801* test cihazında gerçekleştirilen basma testinde basma hızı 1mm/dak olarak ayarlanmıştır. Test sonucunda fiber doğrultusundaki basma dayanımı (S_{ac}) 223.8 MPa olarak belirlenmiştir.



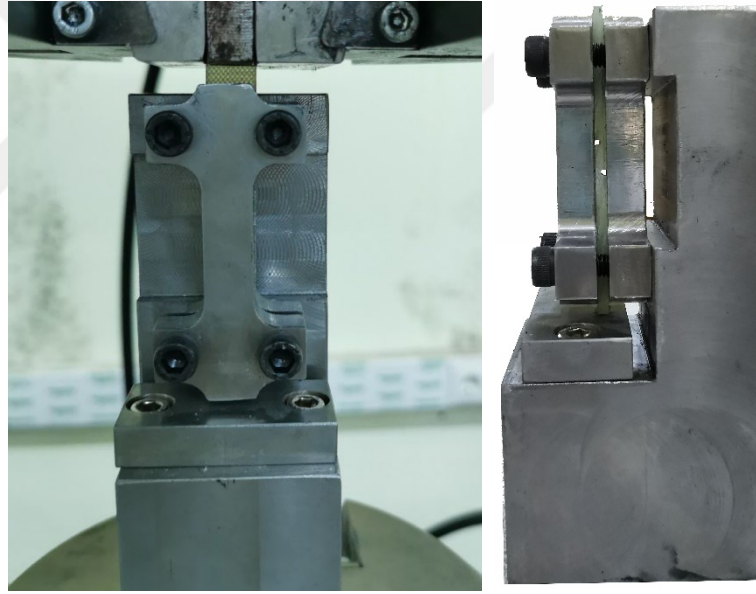
Şekil 4.20. ASTM D 3410 standartlarına göre basma test numune ölçüleri

4.3.4. Çift Çentik Kayma Testi

Çift çentik kayma testi ile kompozitlerin a - c ve b - c düzlemlerindeki kayma dayanımları (S_{ac} ve S_{bc}) ASTM D 3846 standartlarına göre belirlenmiştir. Bu teste ait standart numune ölçüleri Şekil 4.21’de verilmiştir. 79.5 x 12.7 mm ölçülerinde kesilen test numunelerinin üst ve alt yüzlerine çentik açılarak fiber doğrultusunda basma testleri gerçekleştirilmiştir. *Instron 8801* test cihazında gerçekleştirilen basma testinde basma hızı 1mm/dak olarak alınmıştır. Çentik açılmış numunelere basma testleri gerçekleştirilirken, numunelerin burkulma davranışını önlemek için özel olarak aparatlar üretilmiş ve kullanılmıştır. Şekil 4.22’de test aparatlarına yerleştirilmiş numune gösterilmektedir. Test sonucunda S_{ac} ve S_{bc} kayma dayanımları 90.23 MPa olarak belirlenmiştir.



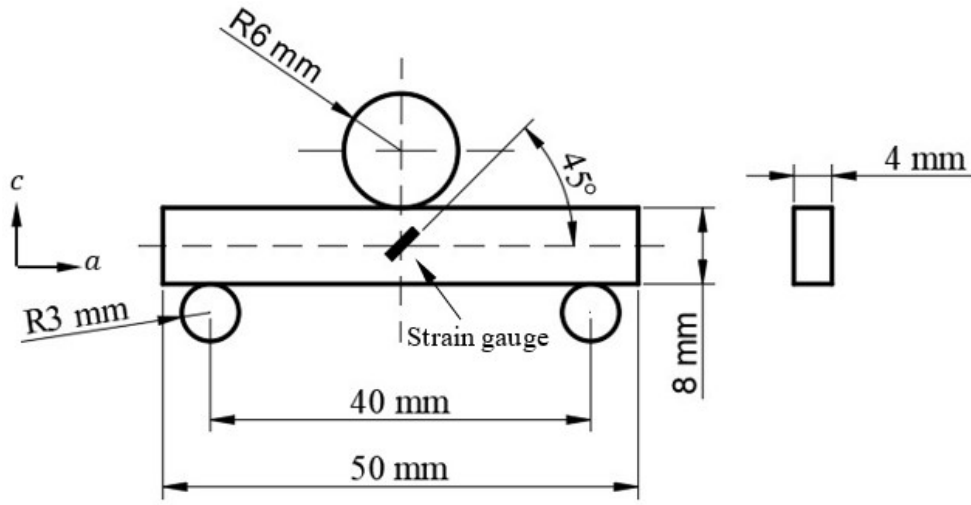
Şekil 4.21. ASTM D3846 standartlarına göre kayma test numune ölçüleri



Şekil 4.22. Çift çentik test numunesinin aparatlar ile bağlantısı

4.3.5. Üç Nokta Eğilme Testi

Üç nokta eğilme testi ile kompozitlerin $a-c$ ve $b-c$ düzlemlerindeki kayma modülleri (G_{ac} ve G_{bc}) ASTM D 2344 standartlarına göre belirlenmiştir. Bu teste ait standart numune ölçüleri 50x8x4 mm dir. Bu test standardına göre üç nokta eğilme testinde kullanılan mandrel ve mesnetlerin çapı ve yerleşim detayları Şekil 4.23'te verilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi fiber doğrultusu ile $+45^\circ$ açı yapan doğrultudaki şekil değişimleri ölçmek için strain gauge yapıştırılmıştır.



Şekil 4.23. ASTM D2344 standartlarına göre üç nokta eğilme test numune ölçüleri

a - c düzleminde numunede meydana gelen maksimum kayma gerilmesi Denklem (4.4) kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\tau_{13} = 3P/4A \quad (4.4)$$

Kayma şekil değişimini belirlemek için Denklem (4.5) kullanılmıştır.

$$\gamma_{13} = 2\varepsilon \quad (4.5)$$

Burada ε fiber doğrultusu ile $+45^\circ$ açı yapan doğrultuda meydana gelen şekil değişim oranıdır.

$$G_{13} = \tau_{13}/\gamma_{13} \quad (4.6)$$

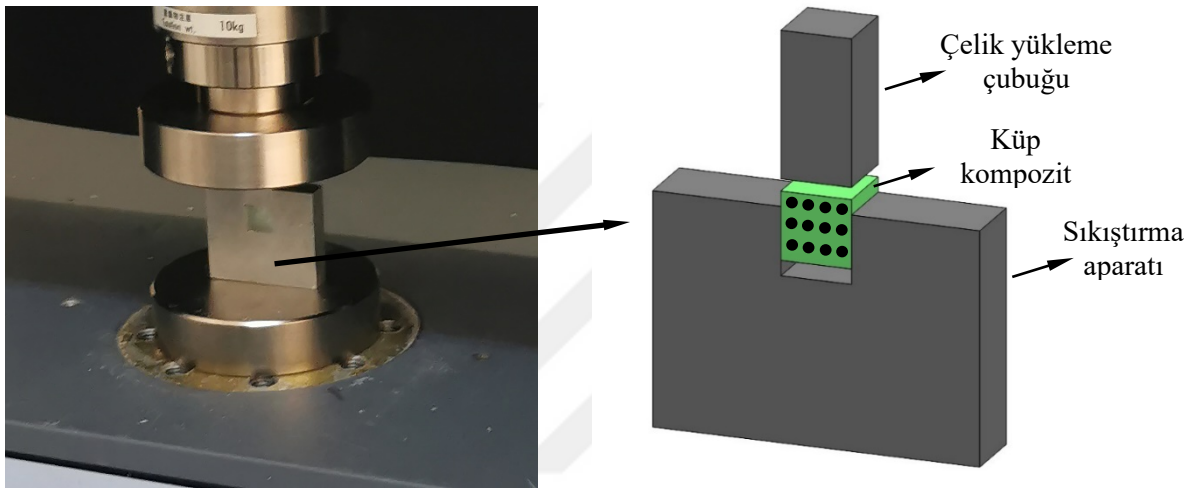
Testler sonucunda kompozit malzemenin a - c düzleminde kayma modülü (G_{ac}) 1709 MPa olarak bulunmuştur.

4.3.6. Yanal Sınırlamalı Basma Testi

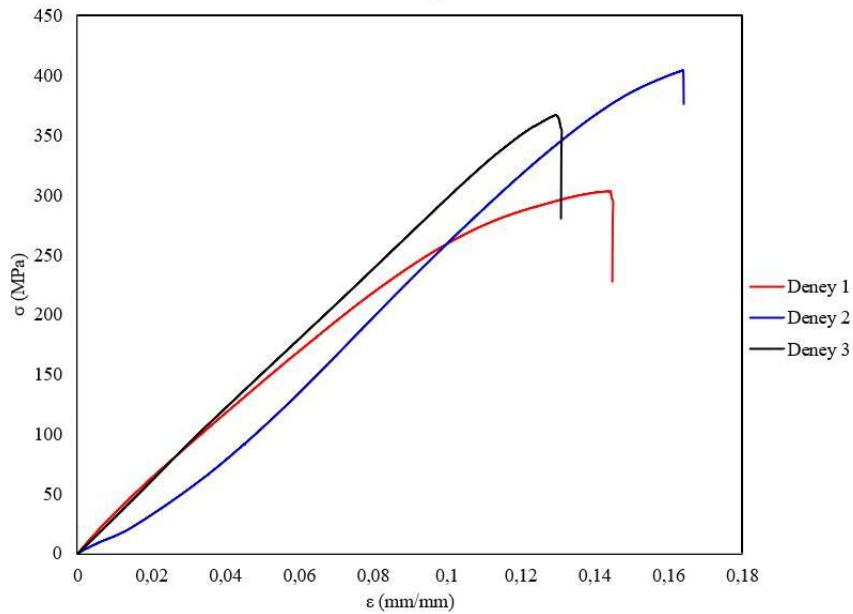
Kompozitlerin fiber ezilme ve fiber kayma dayanımını belirlemek için yanal sınırlamalı basma testleri gerçekleştirilmiştir. Bunun için gerekli olan test düzeneği özel olarak imal edilmiştir (Şekil 4.24). Bu test metodunda, kompozit plaka 12.7x12.7x12.7 mm ölçülerinde kesilerek küp şeklinde test numuneleri elde edilmiştir [45]. Daha sonra kompozit numuneler, sıkıştırma aparatı ile çelik yükleme çubuğu arasına kalınlık boyunca basılacak şekilde yerleştirilmiştir. Şekil 4.24'te görüldüğü gibi fibere paralel yönü serbest iken, fibere dik yönde yanlardan sınırlandırılmıştır. Sabit ve hareketli çeneler arasına yerleştirilen test düzeneği 1.5 mm/dak hızla basılmıştır. Şekil 4.25'de malzemelerin gerilme ve şekil değişim grafikleri verilmiştir. Enine basma yükü, kübik numunenin

yüklemeye yönünde eğik bir açıda (θ) kırılmasına neden olmaktadır (Şekil 4.26). Şekilde görüldüğü gibi yüklemeye yönünde fiberlerin kırılma açısı 48° olarak ölçülmüştür. Fiber ezilme dayanımı (S_{FC}), yüklemeye koşulu altında kübik numunenin nihai mukavemetinden belirlenirken Fiber kayma dayanımı (S_{FS}), Denklem 4.7 ve testten elde edilen eğim açısı kullanılarak hesaplanmıştır. Testler sonucunda fiber ezilme dayanımı (S_{FC}) 358 MPa ve fiber kayma dayanımı (S_{FS}) 118 MPa olarak hesaplanmıştır.

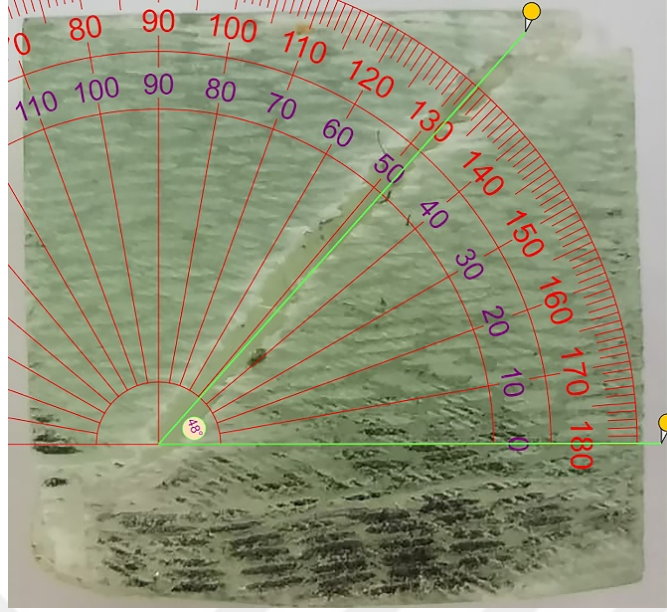
$$S_{FS} = 0.5(S_{FC}) \sin 2\theta \quad (4.7)$$



Şekil 4.24. Yanal sınırlamalı basma test düzeneği ve küp kompozit numune.



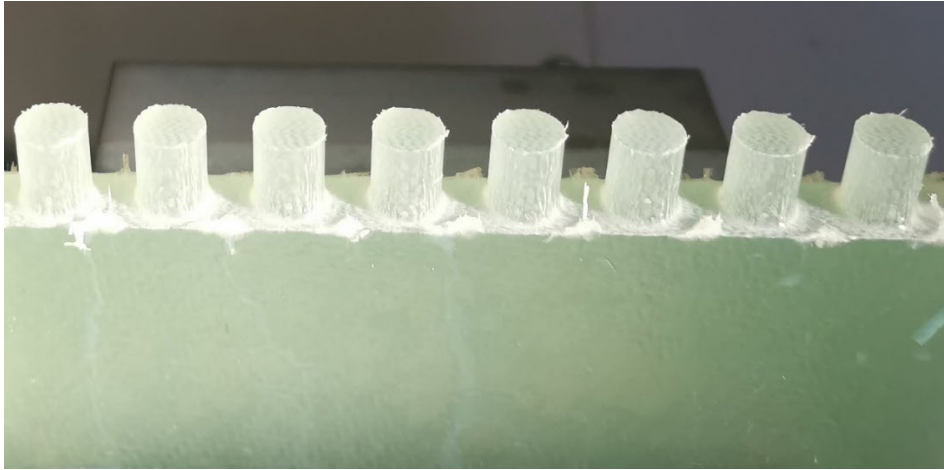
Şekil 4.25. Küp numunelere ait gerilme-şekil değişim grafiği.



Şekil 4.26. Yanal sınırlamalı basma testinde 48°-lik bir kayma açısında hasara uğrayan kübik numune.

4.3.7. Yarı Statik Basma Testi

Kompozit malzemelerin üç ana ekseninde şekil değişim hassasiyetini belirlemek amacıyla düşük şekil değişim oranlarında yarı statik basma testleri gerçekleştirilmiştir. Bunun için plaka şeklinde üretilen kompozit numunelerden üç ana ekseninde (fiber yönünde, fibere dik ve kalınlık yönünde) çapı ve uzunluğu 10 mm olacak şekilde dairesel numuneler kullanılmıştır (Şekil 4.27).

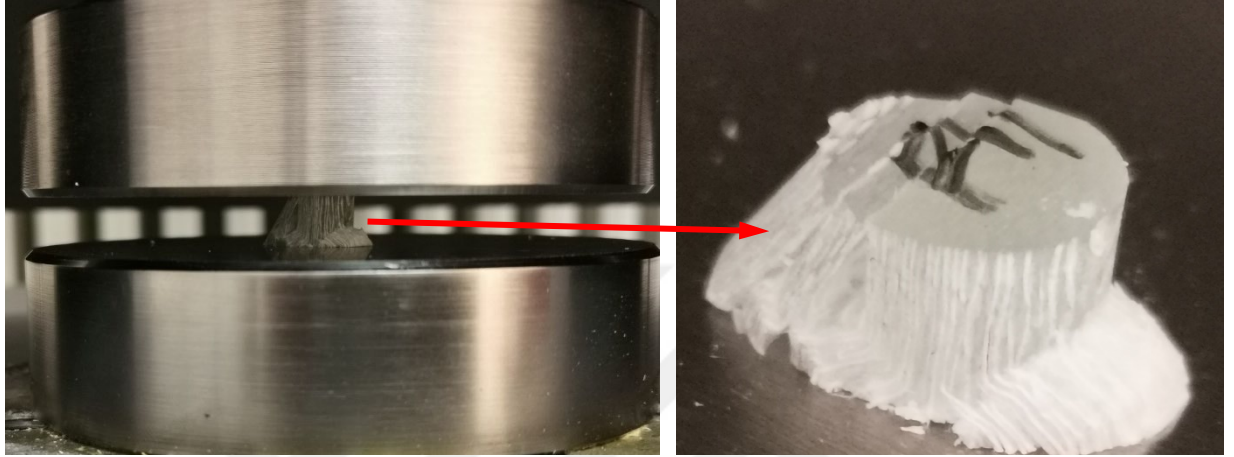


Şekil 4.27. Basma test numunelerinin hazırlanması.

Elde edilen numunelere Shimadzu basma test cihazında sırasıyla 0.001, 0.002 ve 0.004 s⁻¹ şekil değişim oranlarında testler gerçekleştirilmiştir. Yapılan testlerde şekil değişim oranlarına bağlı olarak cihazın basma hızı Denklem (4.8) ile bulunmuştur.

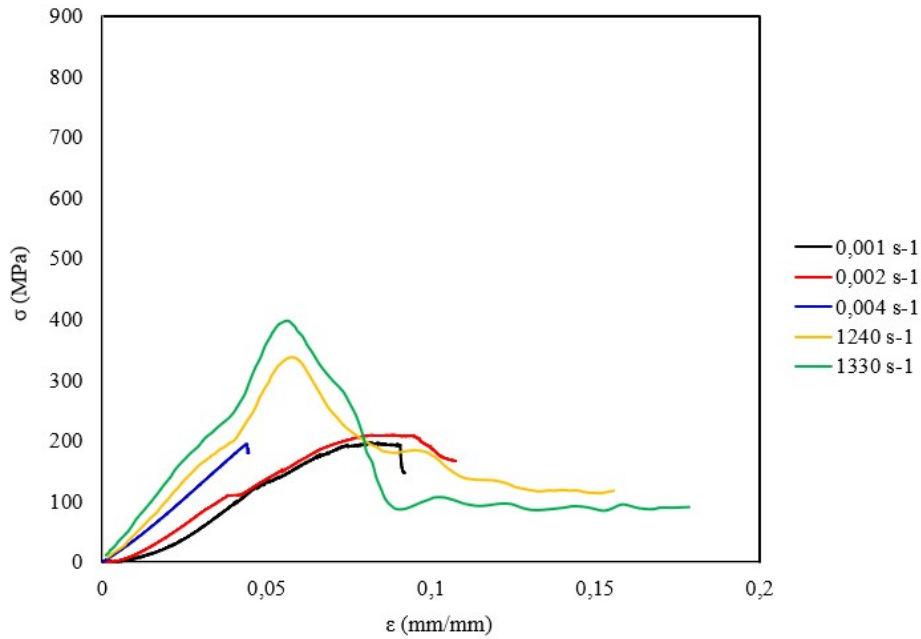
$$V_{\dot{\epsilon}} = \dot{\epsilon}^* L_0 \quad (4.8)$$

Burada $V_{\dot{\epsilon}}$, test cihazına ait çene hızı, $\dot{\epsilon}^*$, şekil değişim oranı ve L_0 silindir numunenin ilk boyudur. Şekil 4.28’de basma test düzeneği ve test sonrası hasar görmüş numune görüntüsü verilmiştir.

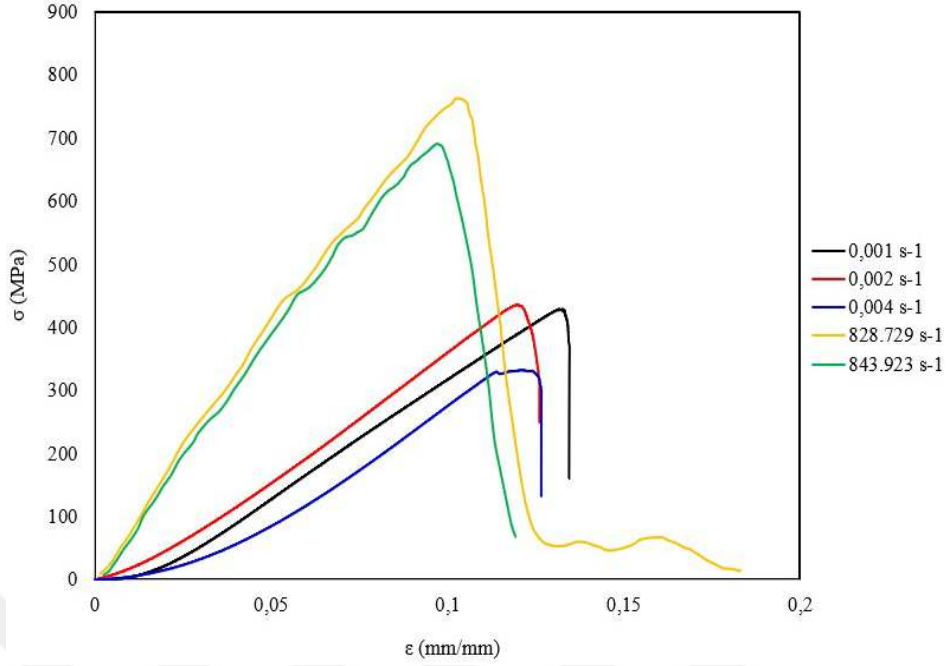


Şekil 4.28. Yarı statik basma test düzeneği ve test sonrası hasar görmüş numune.

Basma testleri sonucunda farklı şekil değişim oranlarına bağlı olarak fiber ve kalınlık doğrultusunda gerilme-şekil değişim grafikleri elde edilmiştir (Şekil 4.29 ve Şekil 4.30).



Şekil 4.29. Fiber doğrultusunda gerilme şekil değişim grafiği.



Şekil 4.30. Kalınlık doğrultusunda gerilme şekil değişim grafiği.

4.3.8. Split Hopkinson Bar Testi

Kompozit malzemelerin üç ana ekseninde yüksek şekil değişim hassasiyetini belirlemek amacıyla dinamik basma testleri gerçekleştirilmiştir. Bu testte kullanılan numuneler yarı statik basma test numenlerinde olduğu gibi 10 mm çapında ve yüksekliğindedir. Bu test ile dairesel numunelere Split Hopkinson Bar test cihazında fiber yönünde 1240 ve 1330 s⁻¹ şekil değişim oranlarında, kalınlık yönünde ise 828.729 ve 843.923 s⁻¹ şekil değişim oranlarında testler gerçekleştirilmiş ve gerilme şekil değişimi grafikleri elde edilmiştir (Şekil 4.29 ve Şekil 4.30). Testler İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Malzeme Araştırma Merkezinde bulunan mekanik test laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Testler sonucunda numunelerin basma dayanımları yarı statik basma test sonuçları ile karşılaştırılarak şekil değişim oranlarına bağlı katsayılar (*Create1*, *Create2*, ve *Create4*) elde edilmiştir. Bu katsayılardan *Create1*; şekil değişim oranının gerilme üzerinde etkisini ifade eden katsayıdır. *Create2*; şekil değişim oranının elastisite modülü üzerinde etkisini ifade eden katsayıdır. *Create4*; şekil değişim oranının kalınlık doğrultusundaki elastisite modülü üzerinde etkisini ifade eden katsayıdır. Testler sonucunda *Create1*, *Create2* ve *Create4* parametreleri sırasıyla 0.0449, 0.0339 ve 0.0477 bulunmuştur. Elde edilen bu katsayılar, sayısal analizde kullanılan kompozit malzeme modelinin (*MAT162*) *LS-DYNA* programına tanımlanması için gereklidir.

4.4. Düşük Hızlı Darbe Testi

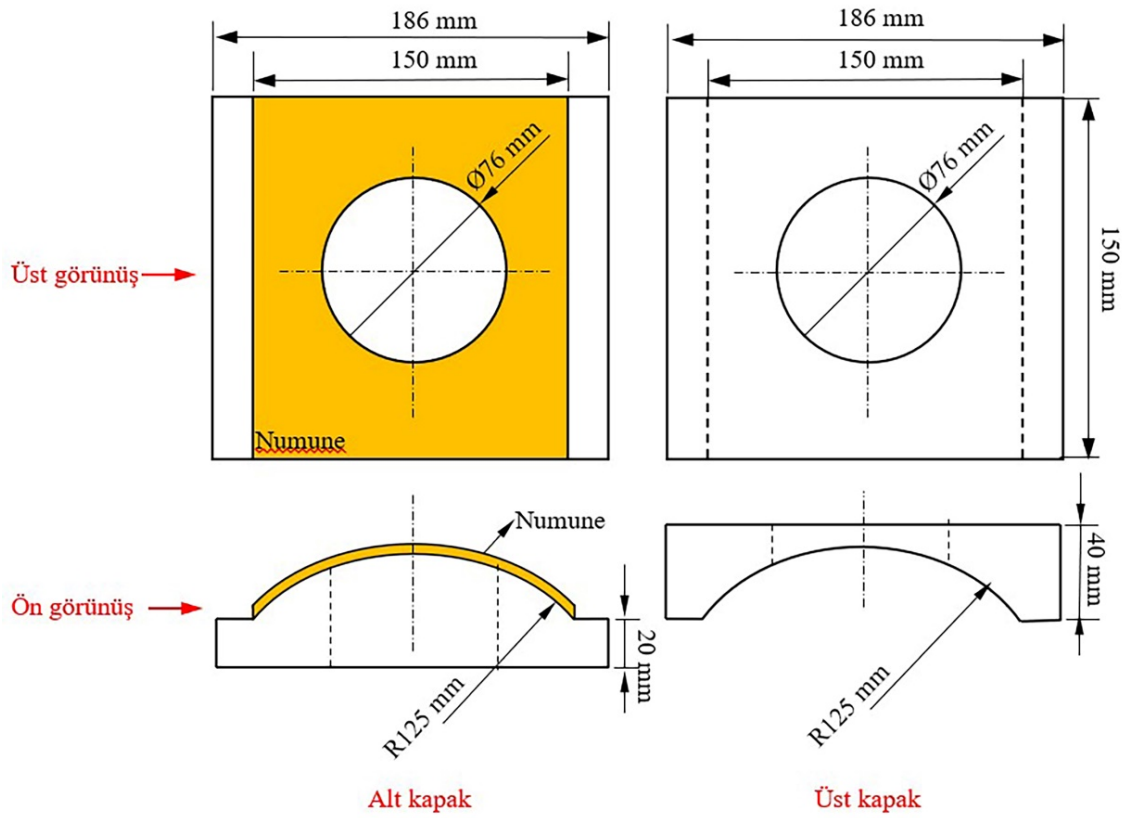
Düşük hızlı darbe testleri Adıyaman Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Mekanik Laboratuvarında bulunan 800 J kapasiteli *Instron Ceast 9350* test cihazında gerçekleştirilmiştir (Şekil 4.31). Deneyde kullanılan vurucu yarı küresel geometriye sahip olup 20 mm çapında ve 5.5 kg ağırlığındadır. 30 J darbe enerjisine sahip vurucunun çarpma anında hızı 3.303 m/s olarak ölçülmüştür. Üretimi gerçekleştirilen eğri yüzeyli kompozit plakalar 150 mm uzunluğunda kesilerek her bir model için üçer adet darbe test numunesi hazırlanmıştır. Sonrasında numuneler, darbe test cihazında, aynı yüzey geometrisine sahip mesnetler arasına yerleştirilerek sabitlenmiştir (Şekil 4.32). Darbe testlerinde kullanılan mesnetler alt ve üst kapak olmak üzere iki parçadan meydana gelmektedirler. Bu mesnetlere ait ölçüler ile birlikte deneydeki numuneler için sınır şartları Şekil 4.33’de verilmiştir. Deneylerde kullanılan darbe test cihazı eğri yüzeyli kompozitleri mesnetlemek için uygun değildir. Bu nedenle darbe test cihazında kullanılmak üzere eğri yüzeyli mesnetler özel olarak üretilmiştir. Bu mesnetler numune üretim kalıplarında olduğu gibi CK45 soğuk iş takım çeliğinden CNC freze tezgâhlarında işlenerek ayrı ayrı imal edilmiştir. Şekil 4.31’de görüldüğü gibi eğri yüzeyli kalıplar, üst ve alt tutucular arasına yerleştirdikten sonra pnömatik pres aracılığı ile kenetlenmiş ve her bir model için testler üçer kez tekrarlanmıştır. Deneyler sonucunda zamanı bağlı reaksiyon kuvveti, enerji, yer değiştirme ve vurucu hızı grafikleri elde edilmiştir.



Şekil 4.31. Düşük hızlı darbe test cihazı.



Şekil 4.32. Numunelerin eğri yüzeyli mesnetler arasına yerleştirilmesi.

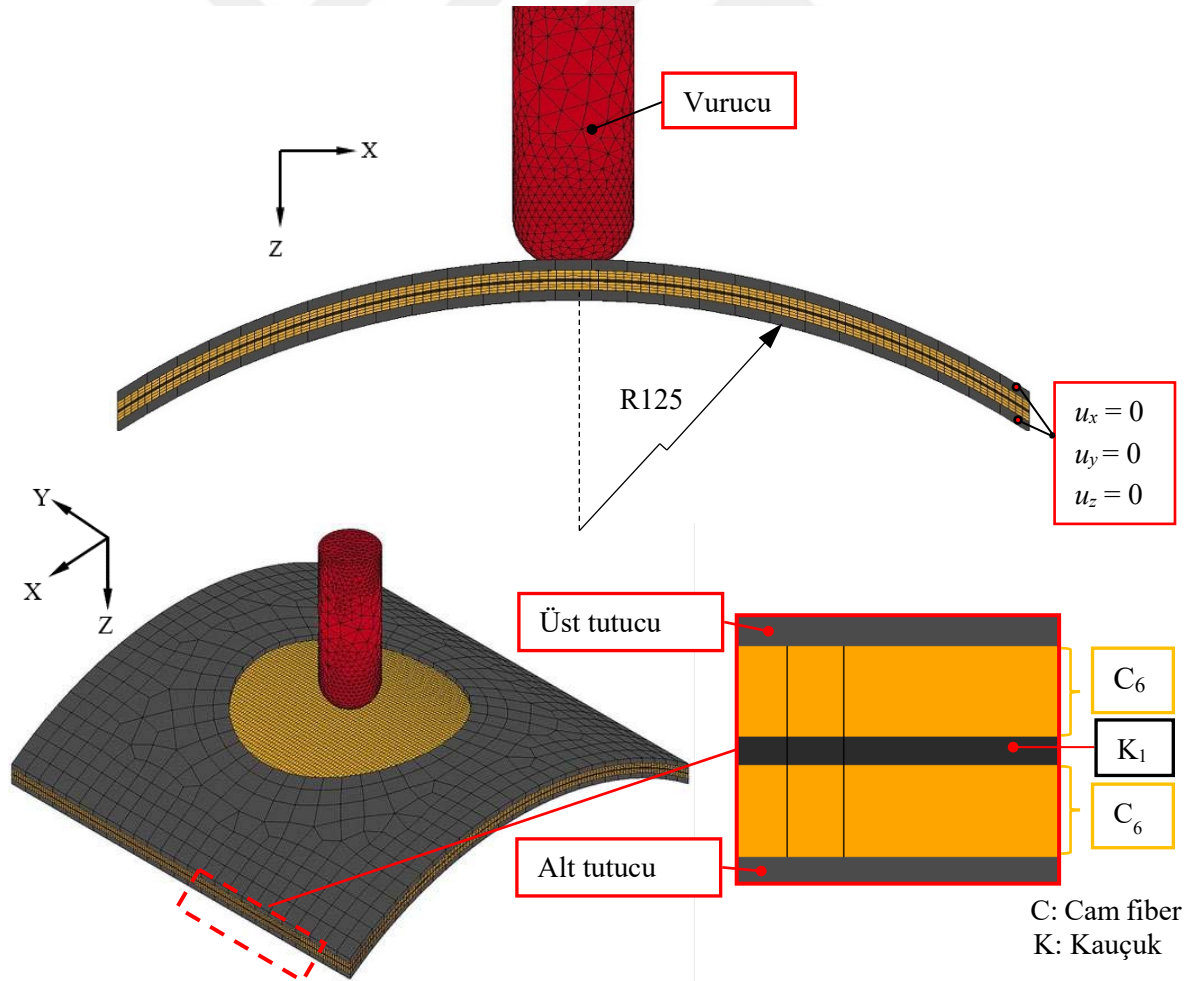


Şekil 4.33. Model-1b numunesi için mesnet ölçüleri.

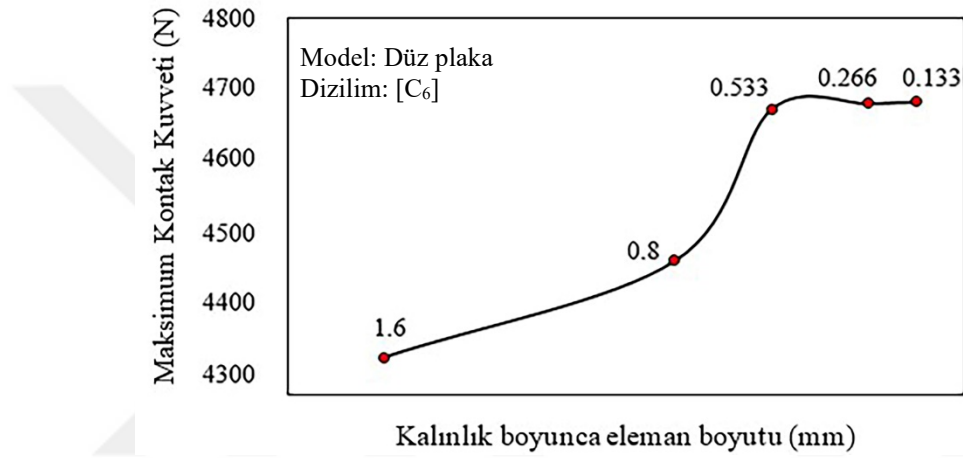
4.5. Sayısal Model

4.5.1. Geometrik Model

Düşük hızlı darbe analizleri *LS-DYNA* sonlu elemanlar programında gerçekleştirilmiştir. Üç boyutlu tasarımda kompozit plakların ve EPDM kauçuk ara tabakanın modellenmesinde 8-düğümlü katı eleman tipi kullanılmıştır. Gerçekçi sınır koşulları elde etmek için sınır düğümlerini sabitlemek yerine, üst ve alt tutucular modellenmiştir. Üst ve alt tutucu ile birlikte vurucu modeli rijit olarak tanımlanmıştır. Tutucular global eksen takımına göre x, y ve z yönlerinde sabitlenmiştir (Şekil 4.34). Vurucunun sadece z yönünde hareket etmesine izin verilmiştir. Kompozit plaka ile temas halinde modellenen vurucuya çarpma yönünde (+z yönünde) 9.806 m/s^2 yer çekimi ivmesi uygulanmıştır. Vurucu ile kompozit plaka arasında statik sürtünme katsayısı 0.8, dinamik sürtünme katsayısı 0.6 olarak tanımlanırken, tutucular ile kompozit plakalar arasında bu katsayılar sırasıyla 0.6 ve 0.4 olarak belirlenmiştir. Böylece eğri yüzeye sahip kompozit plakların tutucular arasında sabit kalması sağlanmıştır.



Vurucu hızı sabit 3.303 m/s olacak şekilde +z yönünde verilmiştir. *LS-DYNA* sonlu eleman malzeme modelinde, kompozit plak modellerin elemanlara bölünmesi işleminde özellikle kalınlık boyunca eleman boyutunun önemi büyüktür. [C₆] dizilimine sahip 100x100x1.6 mm boyutlarında hazırlanan düz plaka üzerinde yapılan düşük hızlı darbe analizinde, düzlemde 1x1 mm² yüzey alanına sahip elemanların kalınlık boyunca eleman boyutu 1.6 mm'den 0.133 mm ye kadar düşürülmesi ile bir optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre optimum eleman kalınlığının 0.533 mm olduğu belirlenmiştir (Şekil 4.35). 100x100x1.6 mm boyutlarına sahip düz plaka, 24000 düğüm noktasına ve 3000 eleman sayısına sahip olacak şekilde sonlu elemanlara bölünmüştür.



Şekil 4.35. Mesh optimizasyonu.

4.5.2. Kompozit ile Kauçuk Ara Yüzey Hasar Modeli

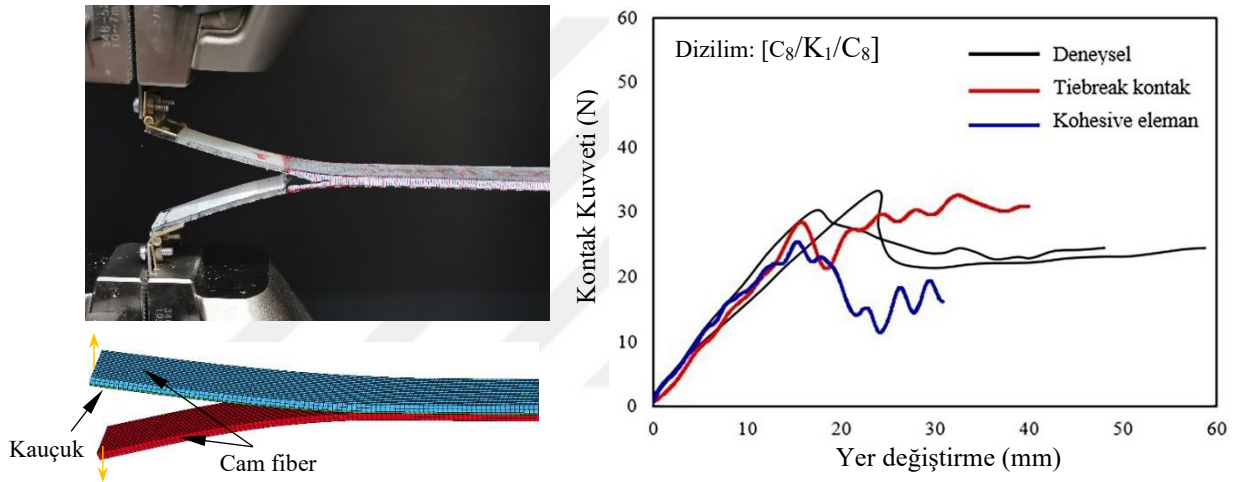
Kompozit malzeme hasar mekaniğinde tabakalar arası delaminasyon hasarı önemli bir yer tutar. Ayrıca kauçuk ile kompozit ara yüzeyinin de sayısal modelde doğru tanımlanması gerekir. Kompozit için delaminasyon hasar tanımı için Bölüm 4.5.4.5'te açıklama yapılmıştır. Bu bölümde sayısal model için kompozit ile kauçuk ara yüzey hasar modeli açıklanmıştır.

CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK modeli kullanılarak kompozit plakalar ile kauçuk tabakalar arasında kontak tanımlaması gerçekleştirilmiştir. Bu algoritmada, başlangıçta temas halinde olan düğümler, aşağıdaki gibi belirli bir kriter karşılanana kadar birbirine bağlanır:

$$\left(\frac{|\sigma_n|}{NFLS}\right)^2 + \left(\frac{|\sigma_s|}{SFLS}\right)^2 \geq 1 \quad (4.9)$$

Burada σ_n ve σ_s mevcut olan normal ve kayma gerilmeleri iken *NFLS* ve *SFLS*, sırasıyla, ara yüzey normal ve kayma dayanımlarıdır. Denklem (4.9)'da ki şartların yerine getirilmesiyle, ara yüzey düğüm gerilmeleri sıfıra düşürülür ve düğümler arası bağlantı serbest bırakılır. Bu çalışmada

kontak algoritması için gerekli parametrelerin belirlenmesi amacıyla deneysel ve sayısal olarak ASTM D 5528 standartlarına göre DCB (Double Centilever Beam) testi gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucunda, kuvvet-yer değiştirme grafikleri karşılaştırılarak bu parametrelerin kalibrasyonu tamamlanmıştır. Ayrıca kauçuk tabaka ile kompozit plaklar arasına aynı şartlar altında cohesive eleman tanımlaması yapılarak kontak algoritması ile karşılaştırılmıştır (Şekil 4.36). *LS-DYNA* programında cohesive eleman tanımlaması için *MAT138 COHESIVE_MIXED_MODE* malzeme modeli tercih edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, kontak algoritması kullanılarak yapılan analizlerin deneysel sonuçlar ile daha uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Bu yüzden çalışmada tiebreak kontak tipi tercih edilmiştir. Tiebreak kontak ve *MAT138* cohesive eleman tanımlaması için deneylerden ve yapılan sayısal analiz sonucu elde edilen gerekli parametreler Tablo 4.14'te verilmiştir.



Şekil 4.36. Deneysel ve sayısal DCB test sonuçları.

Tablo 4.14. Tiebreak kontak modeli ve cohesive eleman için parametreler.

Tiebreak Kontak	MAT138	Tanım	Değer	Birim
<i>NFLS</i>	<i>T</i>	Normal yönde maksimum çekme gerilmesi	2.76×10^{10}	Pa
<i>SFLS</i>	<i>S</i>	Teğetsel yönde maksimum çekme gerilmesi	2.76×10^{10}	Pa
<i>PARAM</i>	<i>XMU</i>	Karışık mod kriteri için üs	2	-
<i>ERATEN</i>	<i>GIC</i>	Mod I için kritik enerji yayılım hızı	620.23	N/m
<i>ERATES</i>	<i>GIIC</i>	Mod II için kritik enerji yayılım hızı	478	N/m
<i>CT2CN</i>	<i>ET/EN</i>	Teğetsel sertliğin normal sertliğe oranı	1	-
<i>CN</i>	<i>EN</i>	Normal sertlik	8080	Pa/m

4.5.3. Malzeme Modeli

4.5.3.1. Cam/Epoksi Kompozit

LS-DYNA sonlu elemanlar programında kompozit malzemelerin hasar durumunu tanımlayan çeşitli iki boyutlu (2D) malzeme modeli bulunmaktadır. Ancak kompozit plakların darbe etkisi sonrası hasar durumlarının 3D olarak incelenmesi amacıyla *MAT162* malzeme modeli tercih edilmiştir. *Hashin* hasar kriterinin tanımlanmasına olanak sağlayan bu model ile kompozit yapılarda meydana gelen fiber çekme, fiber ezilme, matris ve delaminasyon hasarları ilerlemeli olarak görülmektedir. *MAT162* malzeme modelinin programa tanımlanabilmesi için toplamda 34 adet parametreye ihtiyaç duyulmaktadır. Bu parametreleri elde etmek için yapılması gereken testler ve numune ölçüleri Tablo 4.15'te sunulmuştur.

Tablo 4.15. Yarı statik ve dinamik testler [46].

Test Metodu	Numune Ölçüleri (uzunluk x genişlik x kalınlık)	Sembol
Çekme Testi (ASTM D 3039M)	250x25x1.6 mm	E, ν, S_{aT}, S_{bT}
Kayma Testi (ASTM D 7078)	76x56x1.6 mm	G_{ab}, S_{ab}
Yarı Statik Basma Testi (ASTM D 3410)	140x10x1.6 mm	S_{aC}, S_{bC}
Çift Çentik Kayma Testi (ASTM D 3846)	79.5x12.7x2.6 mm	S_{ac}, S_{bc}
Üç Nokta Eğilme Testi (ASTM D 2344)	50x8x4 mm	G_{ac}, G_{bc}
Yanal Sınırlı Basma Testi (Standart yok)	12.7x12.7x12.7mm	S_{FC}, S_{FS}
Split Hopkinson Bar Testi (Standart yok)	Ø10 mm çap ve 10 mm uzunluk	$Create_1, Create_2, Create_3, Create_4$
Düzlem Dışında Eksen Dışı Basma Testi (Standart yok)	15x15x15 mm	$PHIC$
Açık Delik Basma Testi (Standart yok)	25x25x13 mm	$SFFC$
Düşük Hızlı Darbe Testi (Standart yok)	100x100x1.6 mm	$E_{LIMT}, EEXP_N, OMGMX, AM_1, AM_2, AM_3, AM_4$

MAT162 malzeme modeli, dokuz adet elastik sabite ($E_a, E_b, E_c, \nu_{ab}, \nu_{bc}, \nu_{ca}, G_{ab}, G_{bc}$ ve G_{ca}) ek olarak on adet mukavemet parametresine ($S_{aT}, S_{aC}, S_{bT}, S_{bC}, S_{cT}, SFC, SFS, S_{ab}, S_{bc}, S_{ca}$) sahiptir. *SFFC* ve *PHIC* parametreleri basma sonrası artık gerilmeyi ve Mohr-Coulomb tipi sürtünme faktörünü tanımlamaktadır. *SDELM* ve *OMGMX*, delaminasyon bölgesindeki gerilme konsantrasyonunu ve maksimum kabul edilebilir modül azalmasını belirlemektedir [47]. Üç erozyon parametresi ($E_{LIMT}, ECRSH$ ve $EEXP_N$) penetrasyona izin vermek ve serbest yüzeyler

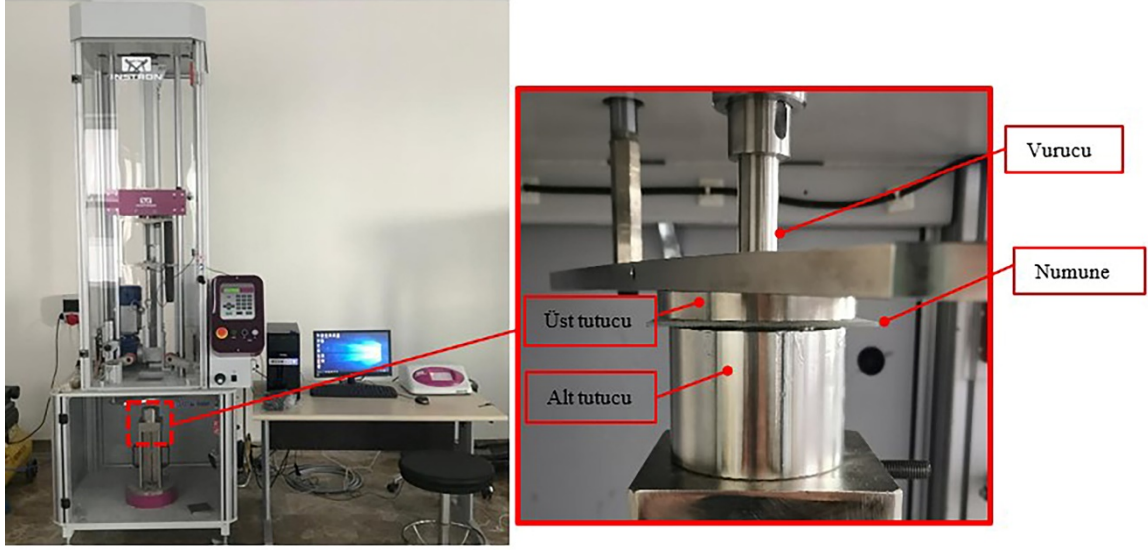
Tablo 4.16. Cam fiber/epoksi kompozitin mekanik ve hasar özellikleri [46].

Sembol	Özellik	Değer
ρ (kg/m ³)	Yoğunluk	1681.39
E_a, E_b (GPa)	a ve b doğrultularındaki elastisite modülleri	19
E_c (GPa)	c doğrultusundaki elastisite modülü	6
ν_{ab} (-)	$a - b$ düzlemi için poisson oranı	0.162
ν_{bc} (-)	$b - c$ düzlemi için poisson oranı	0.162
ν_{ca} (-)	$c - a$ düzlemi için poisson oranı	0.162
G_{ab} (GPa)	$a - b$ düzlemi için kayma modülü	3.786
G_{bc} (GPa)	$b - c$ düzlemi için kayma modülü	1.709
G_{ca} (GPa)	$c - a$ düzlemi için kayma modülü	1.709
S_{aT} (GPa)	a doğrultusundaki çekme dayanımı	0.459
S_{aC} (GPa)	a doğrultusundaki basma dayanımı	0.2238
S_{bT} (GPa)	b doğrultusundaki çekme dayanımı	0.459
S_{bC} (GPa)	b doğrultusundaki basma dayanımı	0.2238
S_{cT} (GPa)	kalınlık doğrultusundaki çekme dayanımı	0.0459
S_{ab} (GPa)	$a - b$ düzlemi için matris modu kayma dayanımı	0.0828
S_{bc} (GPa)	$b - c$ düzlemi için matris modu kayma dayanımı	0.09023
S_{ca} (GPa)	$c - a$ düzlemi için matris modu kayma dayanımı	0.09023
S_{FC} (GPa)	Ezilme dayanımı	0.358
S_{FS} (GPa)	Fiber modu kayma dayanımı	0.118
AM_1	Şekil değişimi yumuşatma özelliği için katsayı	0.05
AM_2	Şekil değişimi yumuşatma özelliği için katsayı	0.05
AM_3	Şekil değişimi yumuşatma özelliği için katsayı	8
AM_4	Şekil değişimi yumuşatma özelliği için katsayı	-0.2
$SFFC$	Artık basınç dayanımı için ölçek faktörü	0.3
$Create_1$	Şekil değişim oranına bağlı katsayı	0.0449
$Create_2$	Şekil değişim oranına bağlı katsayı	0.0339
$Create_3$	Şekil değişim oranına bağlı katsayı	0
$Create_4$	Şekil değişim oranına bağlı katsayı	0.0477
$SDELM$	Delaminasyon kriteri için skala faktörü	1.2
E_{LIMT}	Eleman erozyonu için eksenel şekil değişim sınırı	1.1
$EEXP_N$	Çekme yükü altında eleman erozyonu için hacimsel şekil değişim sınırı	1.1
$ECRSH$	Basma yükü altında eleman erozyonu için hacimsel şekil değişim sınırı	0.7
$OMGMX$	Elastik modül azaltma için limit hasar parametresi	0.999
φ (°)	Coulomb sürtünme açısı	10

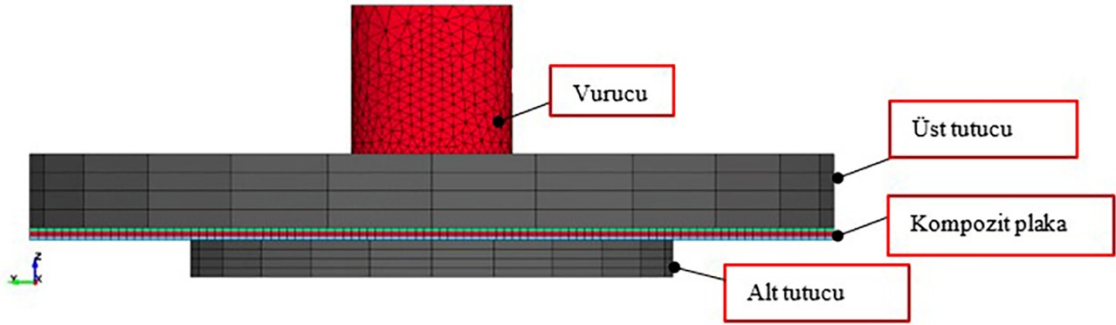
oluşturmak için tanımlanır. AM_i ($i=1,...,4$) yumuşatma parametreleri, dört farklı hasar modu için, malzemenin elastik hasar sonrası davranışını belirlemektedir. Bu parametrelerden AM_1 , fibere paralel doğrultudaki fiber hasarı, AM_2 fibere dik doğrultudaki fiber hasarı, AM_3 fiber ezilme hasarı, AM_4 ise martis çatlağı ve delaminasyon hasarı için malzeme davranışını tanımlamaktadır. $Create_i$ ($i=1,...,4$) parametreleri, şekil değişim oranlarının malzemenin mukavemet özellikleri üzerindeki etkilerini belirlemektedir. Yukarıda belirtilen parametrelerden AM_1 , AM_2 , AM_3 , AM_4 , E_LIMT ve $EEXP_N$ parametreleri deneysel-sayısal sonuçların karşılaştırılması sonucunda kalibre edilerek bulunmuş ve detayları Bölüm 4.5.3.2’de anlatılmıştır. $PHIC$, $SFFC$, $OMGMX$ ve $Create_3$ parametreleri için literatürde mevcut standart test metodunun bulunmaması ve yapılan çalışmalarda ortak değer kullanıldığı için literatürdeki çalışmalardan alınmıştır [48]. Geriye kalan tüm parametreler Tablo 4.15’te belirtilen standartlara göre yapılan deneysel testler sonucunda elde edilmiştir. $MAT162$ malzeme modeli için yapılan testler ve sayısal analizler sonucu elde edilen mekanik özellikler ve hasar parametreleri Tablo 4.16’da verilmiştir. a , b ve c sembolleri, sırasıyla fibere paralel, fibere dik ve kalınlık boyunca kompozit malzeme eksenlerini tanımlamaktadır.

4.5.3.2. MAT162 Malzeme Modeline Ait Parametrelerin Kalibre Edilmesi

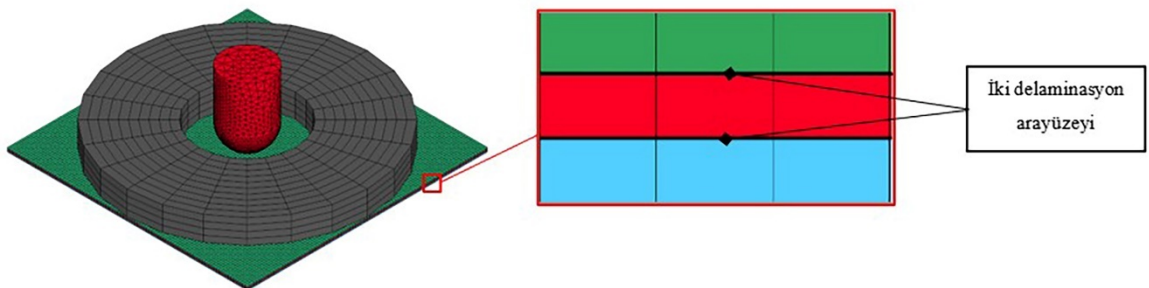
$MAT162$ malzeme modülüne ait yumuşatma parametrelerinin (AM_1 , AM_2 , AM_3 , AM_4) ve erozyon parametrelerinin (E_LIMT , $EEXP_N$, $ECRSH$) belirlenmesi için deneysel ve sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiş ve sonuçlar karşılaştırılarak kalibrasyon işlemi tamamlanmıştır. Bunun için öncelikle 100x100x1.6 mm boyutlarında hazırlanmış test numunelerine düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Numune, 40 mm iç çapa (ortasındaki delik çapı) sahip alt ve üst tutucular ile tamamen sabitlenmiştir. Deneyde kullanılan vurucu yarı küresel geometriye sahip olup 20 mm çapında ve 5.5 kg ağırlığındadır. 40 J darbe enerjisi altında vurucunun çarpma anında hızı 3.814 m/s olarak ölçülmüştür. Deneyler 800 J kapasiteli *Instron Ceast 9350* test cihazında üçer kez tekrarlanmıştır (Şekil 4.37). Sonuçta kuvvet-yer değiştirme, kuvvet-zamanı ve enerji-zaman grafikleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçların sayısal analizler ile karşılaştırılması için darbe testi aynı sınır şartları altında sayısal olarak modellenmiştir (Şekil 4.38). $MAT162$ malzeme modelinde kompozit plakalar modellenirken istenen delaminasyon etkisini görmek için, kalınlık boyunca eleman sayısının belirlenmesi önemlidir ve bu sayı en az üç olmalıdır [46]. Bu çalışmada optimum sayının üç olduğu belirlenmiş ve bu nedenle 1.6 mm kalınlığına sahip altı tabakalı kompozit plaka kalınlık boyunca üç tabakadan oluşacak şekilde tasarlanmıştır. Elde edilen modelde, her tabaka 0.533 mm kalınlığındadır ve iki delaminasyon ara yüzeyine sahip olacak şekilde modellenmiştir (Şekil 4.39). Kompozit ile vurucu arasındaki ilişkiyi modellemek için *CONTACT_ERODING SURFACE TO SURFACE* kontak kartı kullanılmıştır. Kompozit levha ile üst ve alt tutucular arasında *CONTACT_AUTOMATIC SURFACE TO SURFACE* kontak modeli tercih edilmiştir.



Şekil 4.37. Düşük hızlı darbe test cihazı ve düz numune.

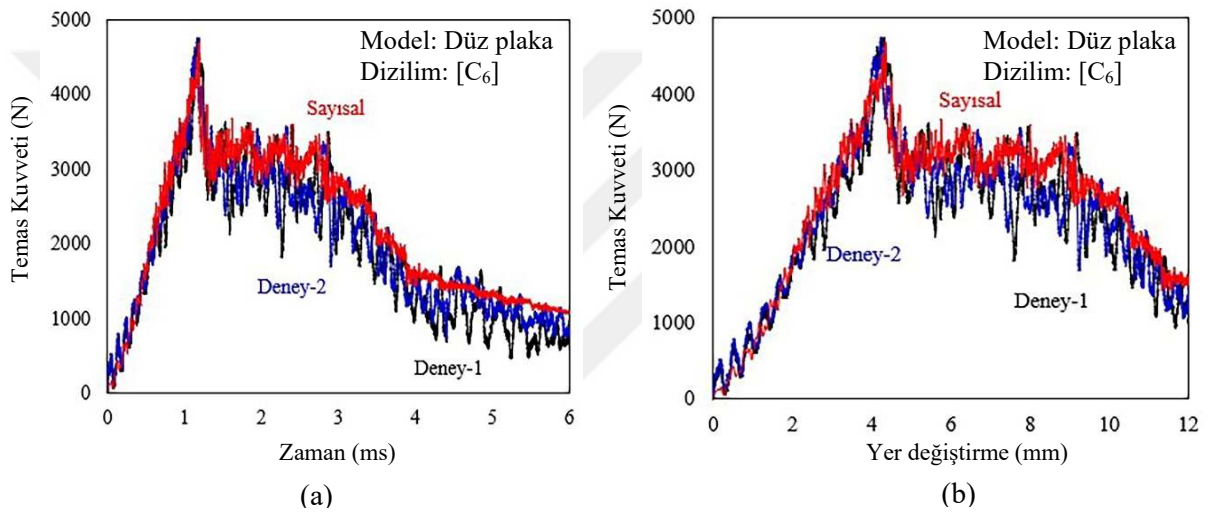


Şekil 4.38. Kalibrasyon için sonlu elemanlar modeli.



Şekil 4.39. Tabakalı kompozitlerin delaminasyon ara yüzleri.

Tabakalı kompozitler arasındaki etkileşimi önlemek için *CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE* kontak modeli tanımlanmıştır. Vurucu ile birlikte üst ve alt tutucular rijit olarak programa tanıtılmıştır. Vurucu ile kompozit malzeme arasındaki dinamik sürtünme katsayısı 0.5, statik sürtünme katsayısı 0.3'tür. Benzer şekilde, tutucular ile plakalar arasındaki sürtünme katsayıları 0.6 ve 0.4 olarak girilmiştir. Sayısal analiz sonucunda kuvvet-zaman ve kuvvet-yer değiştirme grafikleri elde edilmiş ve deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Şekil 4.40'ta görüldüğü gibi, AM_1 , AM_2 , AM_3 ve AM_4 parametrelerinin kalibrasyonundan sonra, deneysel ve sayısal sonuçlar arasında iyi bir uyum sağlanmıştır. Kalibre edilmiş AM_1 , AM_2 , AM_3 ve AM_4 parametreleri Tablo 4.16'da verilmiştir.



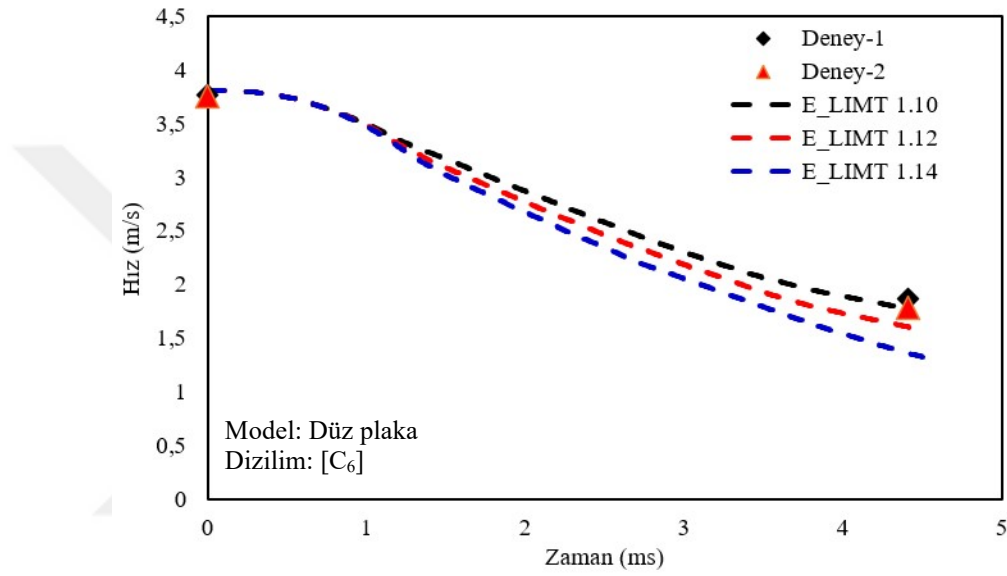
Şekil 4.40. (a) Temas kuvveti – zaman grafiği, (b) Temas kuvveti- yerdeğiştirme grafiği.

MAT162 malzeme modelinde hasara uğramış bir elemanın erozyona uğraması (silinmesi) üç farklı yoldan biriyle gerçekleşir:

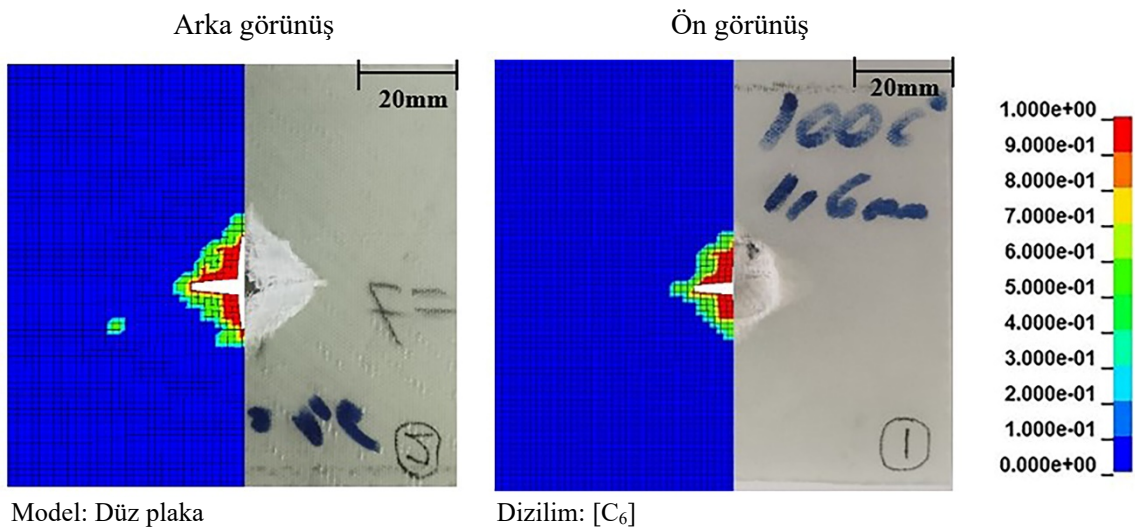
- Örgülü kompozitlerde fibere paralel ve fibere dik yönde meydana gelen eksenel şekil değişimi E_LIMT değerini aşarsa,
- Basma yükü altında hasara uğrayan elemanın mevcut hacminin ilk hacmine oranı $ECRSH$ değerinden küçük olursa,
- Çekme yükü altında hasara uğrayan elemanın mevcut hacminin ilk hacmine oranı $EEXPN$ değerini aşarsa mevcut eleman silinir [48].

Bu yüzden erozyon parametreleri kompozitlerin hasar davranışı üzerinde önemli etkiye sahiptir. Erozyon parametreleri E_LIMT ve $EEXPN$ 'nin kalibrasyonu için, vurucunun plakaya çarptıktan sonraki hızının zamanla değişimi deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Simülasyonlarda sadece E_LIMT ve $EEXPN$ değerleri değiştirilmiş ve diğer parametreler sabit tutulmuştur. Şekil

4.41’de görüldüğü gibi E_LIMT ve $EEXPN$ için optimal değer 1.10 olarak belirlenmiştir. $ECRSH$ parametresi ise özellikle yüksek hızlı darbe testlerinde, vurucunun hedefe saplanma miktarlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması ile belirlenmektedir. Bu parametre, düşük hızlı darbe test sonuçları üzerinde etkili bir parametre olmadığı gözlemlenmiş ve bu yüzden literatürdeki çalışmalardan alınmıştır [48]. Bununla birlikte darbe testi sonrası plaklarda meydana gelen delaminasyon hasar bölgeleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır (Şekil 4.42). Grafik incelendiğinde, hasar alanının boyutu ve şeklinin birbiriyle uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4.41. Çarpma sonrası vurucu hızının zamanla değişimi grafiği



Şekil 4.42. Delaminasyon hasar bölgelerinin deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Grafiğin sağ tarafında verilen renk skalasındaki kırmızı renkler, hasar eşik değerinin 1 olduğunu ve kırmızı renkli olan bölgelerin hasara uğradığını ifade etmektedir. Mavi renkler ise kompozit plaka üzerindeki hasara uğramayan bölgeleri göstermektedir.

4.5.3.3. Elastomerler

LS-DYNA, hiperelastik malzeme davranışı gösteren elastomerlerin simülasyonu için çeşitli modeller sunmaktadır. Bu çalışmada, *MAT_SIMPLIFIED_RUBBER_WITH_DAMAGE (MAT183)* malzeme modeli kullanılarak *Modified Odgen* modeli tercih edilmiştir. Şekil değişimi enerji yoğunluk fonksiyonu W , Denklem (4.10)'da görüldüğü gibi gerilme ile şekil değişimi arasındaki ilişkiyi tanımlamaktadır. Bu fonksiyonun karakterize edilebilmesi için *Mooney Rivlin* ve *Odgen* gibi farklı polinom yaklaşımlar bulunmaktadır[49].

$$\sigma_i = \frac{\partial W}{\partial \lambda_i} \quad (4.10)$$

$$\lambda = \frac{L}{L_0} \quad (4.11)$$

Burada, şekil değişim oranı λ , nihai uzunluk (L) ile başlangıç uzunluğu (L_0) arasındaki orandır. *Modified Odgen* modeli için W ,

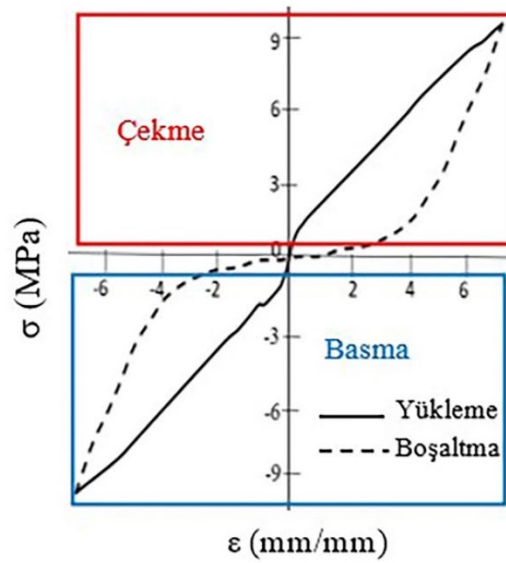
$$W = \sum_{n=1}^3 \sum_{i=1}^N \frac{\mu_i}{\alpha_i} (\lambda_n^{\alpha_i} - 1) + K(III_V - 1 - \ln III_V) \quad (4.12)$$

olarak yazılır. Burada, K , bulk modülü, $\lambda_n^* = \lambda_n \cdot III_V^{-\frac{1}{3}}$, $III_V = \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3$ (1, 2 ve 3 ana yönlerdir), μ_i ve α_i malzeme sabitleridir. *MAT183* malzeme modeli için gerekli parametreler Tablo 4.17'de verilmiştir. Tablo 4.17'de ro , kauçuk yoğunluğu, k , bulk modülü, mu , sönümlenme katsayısı g , kayma modülü ve $sigf$ limit gerilmedir. sg , sw ve st numune boyutunu ifade etmektedir. Bu değer 1 olarak girildiğinde kuvvet-yer değiştirme grafiğini gerilme-şekil değişim grafiğine otomatik olarak dönüştürmektedir. $lc/tbid$ ve $lcunld$, kauçuğun ASTM D412 standartlarına göre yapılan çekme testinden elde edilen gerilme-şekil değişim grafiğinde, sırasıyla yükleme ve boşaltma eğrisini ifade etmektedir (Şekil 4.43). 100 kN kapasiteli *Shimadzu* test cihazında kauçuk için gerçekleştirilen çekme testinde çekme hızı 2 mm/dak olarak belirlenmiştir. *MAT183* malzeme modelinde kauçuğun çekme test sonuçları ile birlikte basma yükü altındaki davranışının gerilme-şekil değişim eğrisi şeklinde programa tanımlanması gerekmektedir. Bu çalışmada kauçuğun basma yükü altındaki davranışı, çekme test sonuçları ile simetri olacak şekilde kabul edilmiştir.

[49]. Bununla birlikte Tablo 4.17’de verilen parametrelerden *tension*, yükleme koşulunu belirler ve numune sadece çekme yükü altında ise -1 olarak girilir. *rytpe*, çekme yükü altında programa tanımlanan gerilme-şekil değişimi eğrisinin türünü belirler. Mühendislik gerilme-şekil değişimi eğrisi için bu değer 1 olarak girilir. Son parametre *Avgopt*, sayısal hatayı azaltmak için şekil değişim oranını belirler [49].

Tablo 4.17. *MAT183* için hasar parametreleri.

Parametreler	Değer	Birim
<i>ro</i>	1200	kg/m ³
<i>k</i>	2700x10 ⁶	Pa
<i>mu</i>	0.1	-
<i>g</i>	130x10 ⁶	Pa
<i>sigf</i>	0	-
<i>sgl</i>	1	m
<i>sw</i>	1	m
<i>st</i>	1	m
<i>lc/tbid</i>	load curve	-
<i>tension</i>	-1	-
<i>rytpe</i>	1	-
<i>avgopt</i>	1	-
<i>lcunld</i>	unload curve	-



Şekil 4.43. EPDM kauçuğun çekme test sonuçları.

4.5.4. Kompozitlerin Malzeme Hasar Modeli

MAT162 malzeme modeli, *Hashin*'in [50] ilerlemeli hasar ilkesine ve Matzenmiller vd. [51] hasar mekaniğine dayanmaktadır. Bu malzeme modeli, yüksek şekil değişim oranı ve yüksek basınç yükleme koşullarına maruz kalan tek yönlü ve dokuma kumaş tabakalarda meydana gelen ilerlemeli hasarı modellemek için kullanılmaktadır. İlerlemeli hasar modelinde, hasarın başlangıcı denklemler tarafından yönetilmektedir. Farklı hasar türlerine ait denklemler Denklem (4.13-20) arasında aşağıda verilmiştir. Burada hasar eşikleri ($r_7, r_8, r_9, r_{10}, r_{11}, r_{12}, r_{13}$), 1 değerine ulaşınca hasar başlangıç şartı sağlanmış olmaktadır.

4.5.4.1. Fiber Çekme/Kayma Hasar Modu

Atkı ve çözgü fiberlere ait çekme/kayma hasarı, ilgili eksenel ve kalınlık boyunca kayma gerilmeleri arasındaki ikinci dereceden etkileşim tarafından verilir [52].

$$\left(\frac{E_a \cdot \varepsilon_a}{S_{aT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ac} \cdot \varepsilon_{ac}}{S_{AFS}}\right)^2 - r_7^2 = 0 \quad (a \text{ yönünde}) \quad (4.13)$$

$$\left(\frac{E_b \cdot \varepsilon_b}{S_{bT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \cdot \varepsilon_{bc}}{S_{BFS}}\right)^2 - r_8^2 = 0 \quad (b \text{ yönünde}) \quad (4.14)$$

E ve G sırasıyla çekme ve kayma modülünü, S_{aT} ve S_{bT} atkı ve çözgü yönünde çekme dayanımlarını, S_{AFS} ve S_{BFS} $a - c$ ve $b - c$ düzlemlerindeki fiber kayma hasar dayanımını, ε_a ve ε_b a ve b yönlerindeki eksenel şekil değişimini, ε_{ac} ve ε_{bc} $a - c$ ve $b - c$ düzlemlerinde kayma şekil değişimlerini ve r_7, r_8 hasar eşiklerini ifade etmektedir [52].

4.5.4.2. Fiber Basma Hasar Modu

Atkı ve çözgü yönlerindeki düzlem içi basma hasarının maksimum şekil değişim kriteri ile verildiği varsayılmaktadır,

$$\left(\frac{E_a \cdot \varepsilon'_a}{S_{ac}}\right)^2 - r_9^2 = 0, \quad \varepsilon'_a = -\varepsilon_a - \langle \varepsilon_c \rangle \frac{E_c}{E_a} = 0 \quad (a \text{ yönünde}) \quad (4.15)$$

$$\left(\frac{E_b \cdot \varepsilon'_b}{S_{bc}}\right)^2 - r_{10}^2 = 0, \quad \varepsilon'_b = -\varepsilon_b - \langle \varepsilon_c \rangle \frac{E_c}{E_a} = 0 \quad (b \text{ yönünde}) \quad (4.16)$$

Burada S_{aC} ve S_{bC} düzlemde basma dayanımlarını ifade etmektedir.

4.5.4.3. Fiber Ezilme Hasar Modu

Yüksek kalınlıktaki sıkıştırma basıncından kaynaklanan ezilme hasarı aşağıdaki kriter kullanılarak modellenmiştir,

$$\left(\frac{E_c \cdot \varepsilon_c}{S_{FC}}\right)^2 - r_{11}^2 = 0 \quad (4.17)$$

Burada S_{FC} , fiber ezilme hasarıdır.

4.5.4.4. Düzlemde Matris Hasar Modu

Düz bir örgü tabakası, fiber kırılma oluşumu olmadan düzlem içi kayma gerilmesi altında zarar görebilir. Düzlemde matris hasarı modu için kriter aşağıda verilmiştir,

$$\left(\frac{G_{ab} \cdot \varepsilon_{ab}}{S_{ab}}\right)^2 - r_{12}^2 = 0 \quad (4.18)$$

Burada S_{ab} , matris kayma hasarından dolayı tabaka kayma dayanımıdır.

4.5.4.5. Paralel Matris Hasar Modu (Delaminasyon)

Delaminasyon hasar modu için kriter,

$$(S)^2 = \left\{ \left(\frac{E_c \cdot \varepsilon_c}{S_{CT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \cdot \varepsilon_{bc}}{S_{bc0} + S_{SRC}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ca} \cdot \varepsilon_{ca}}{S_{ca0} + S_{SRC}}\right)^2 \right\} - r_{13}^2 = 0 \quad (4.19)$$

Burada S_{CT} , kalınlık boyunca çekme dayanımıdır. S_{bc0} ve S_{ca0} , sırasıyla $a - c$ ve $b - c$ düzlemlerinde tabakalar arası kayma dayanımıdır. S , gerilme konsantrasyonunun delaminasyonun büyümesi üzerindeki etkisini hesaba katan faktördür. *Mohr-Columb* teorisine göre tabakalar arası kayma dayanımının kalınlık boyunca basma gerilmesi altında arttığı ve kalınlık boyunca çekme gerilmesi altında azaldığı kabul edilir [52]. Bu teoriye göre,

$$S_{SRC} = -\varepsilon_c \cdot E_c \cdot \tan \varphi \quad (4.20)$$

Burada φ , iç sürtünme açısına eşittir ve ε_c , kalınlık boyunca şekil değişimini ifade etmektedir.

4.5.4.6. Hasar İlerleme Kriteri

İlerlemeli hasar, farklı modlardaki hasarlardan kaynaklanan ve kompozit sertliğini bozan altı hasar değişkeni $\bar{\omega}_i$, $i=1,\dots,6$ ile değerlendirilir [52]. Matzenmiller [51] tarafından önerilen hasar modeli, Denklem (4.21)'de olduğu gibi hasarlı duruma ait gerilme-şekil değiştirme matrisi $[S]$, hasar değişkenleriyle tanımlar.

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-\bar{\omega}_1)E_a} & \frac{-\nu_{ba}}{E_b} & \frac{-\nu_{ca}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{ab}}{E_a} & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_2)E_b} & \frac{-\nu_{cb}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{ac}}{E_a} & \frac{-\nu_{bc}}{E_b} & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_3)E_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_4)G_{ab}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_5)G_{bc}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_6)G_{ca}} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Bir hasar bağlantı matrisi, her bir hasar kriterini belirli sertlik özelliklerinin azaltılmasıyla ilişkilendirir. Şekil değişimin bir fonksiyonu olarak üstel hasar evrim yasası aşağıdaki gibi *MAT162*'de önerilmiştir.

$$(\bar{\omega}_i) = 1 - \exp\left(\frac{1}{AM_i} \left(1 - r_j^{AM_i}\right)\right) \quad j = 7, \dots, 13, \quad (4.22)$$

Burada, AM_i dört yumuşatma parametresinden biridir. Bunlar: a yönünde fiber basma hasarını (1), b yönünde fiber çekme ve basma hasarını (2), fiber ezilme hasarını (3) ve düzlem içi ve düzlem

dışı matris hasarını (4) kontrol eder. Bu çalışmada, esas alınan yumuşatma parametreleri Tablo 4.15'te verilmiştir.

r_k , belirli bir yönde hasar eşiğidir, k , ayrıca şöyle tanımlanabilir,

$$r_k = \frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{k-akma}}, k = 1, ..., 6 \quad (4.23)$$

Burada ε_k , k doğrultusunda şekil değişim oranıdır ve ε_{k-akma} ise karşılık gelen akma şekil değişimidir.



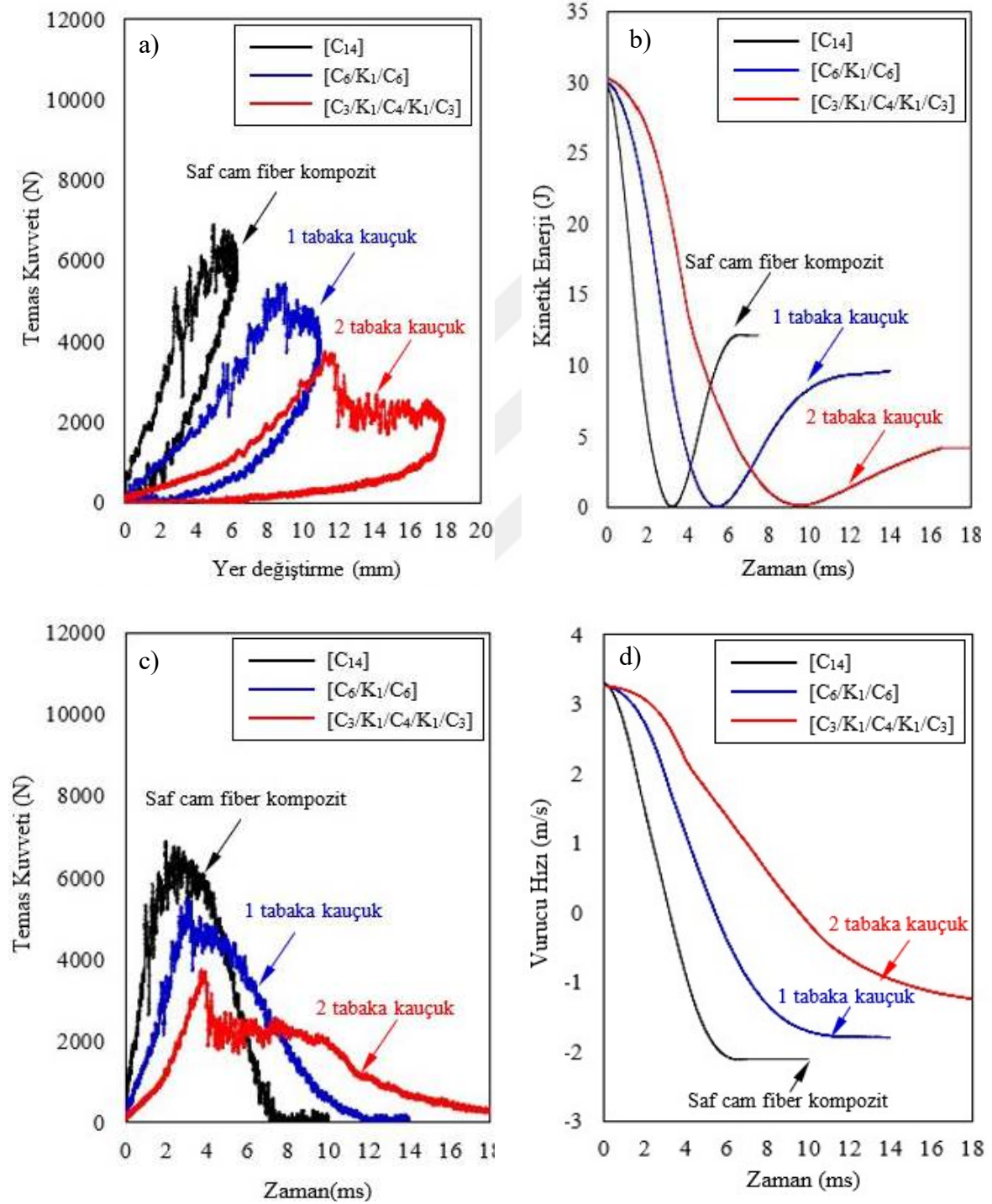
5. BULGULAR VE TARTIŞMA

4.bölümde de bahsedildiği üzere çalışma eğri yüzey geometrisinin ve tabaka diziliminin kauçuk katkılı kompozitlerin darbe davranışı üzerindeki etkilerini incelemeyi amaçlamıştır. Bu bölümde, öncelikle kauçuk etkisinin darbe sönümlemesi üzerindeki etkisi verilmiş daha sonra ise sırasıyla eğri yüzey geometrisi ve tabaka dizilimi etkisi grafikler halinde sunularak incelenmiştir.

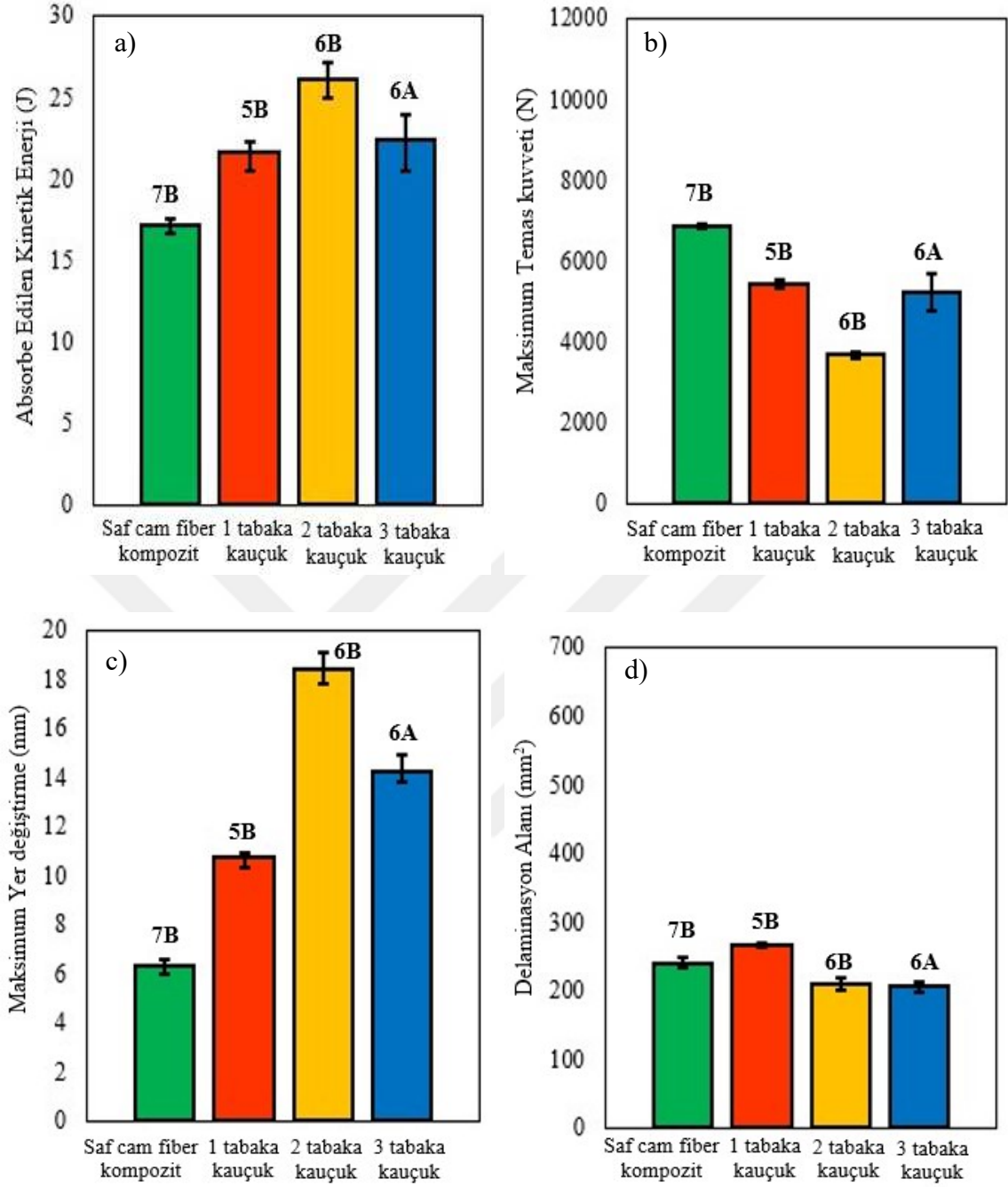
5.1. Kauçuk Tabakasının Etkisi

Kauçuk tabaka etkisinin kompozit malzemelerin darbe dayanımı ve hasar davranışı üzerindeki etkisini incelemek amacıyla, aynı kalınlıkta 14 tabaka saf cam fiber kompozit ile 1 tabaka kauçuk ($[C_6/K_1/C_6]$), 2 tabaka kauçuk ($[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$) ve 3 tabaka kauçuk ($[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$) eklenmesi ile elde edilen sandviç plakların darbe test sonuçları karşılaştırılmıştır (Şekil 5.1-Şekil 5.3). Bir darbe olayı üç farklı şekilde neticelenir. Vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi (rebounding), vurucunun bir kısmının ya da tamamının numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) şeklinde olabilir [53]. Geri sekme durumunda vurucuya elastik olarak enerji geri dönüşü oluşurken, saplanma ve delinme durumunda elastik olarak enerji geri dönüşü yoktur. Geri sekme durumunda, temas kuvveti sıfır kuvvet değerine geri döner. Şekil 5.1a'da, saf cam fiber kompozit ile kauçuk ara tabakalı kompozitlerin temas kuvveti-yer değiştirme grafiği deneysel olarak verilmiştir. Grafik incelendiğinde özellikle elastik bölgede, saf cam fiber kompozitin rijit malzeme davranışı gösterdiği ve yapıya eklenen kauçuk miktarı arttıkça sandviç plakların eğimlerinin azaldığı, daha esnek ve sünek malzeme davranışı sergiledikleri gözlemlenmiştir. Temas ile birlikte vurucu üzerinden okunan kontak kuvveti değeri artmaya başlamış, maksimum deplasmana ulaştıktan sonra vurucunun ilk konumuna geri döndüğü belirlenmiştir. Dolayısıyla çarpma durumlarından geri sekme (rebounding) durumu görülmektedir. Şekil 5.1b'de ilk temas anında 30 J darbe enerjisine sahip vurucunun, hızına bağlı olarak kinetik enerjisindeki değişimi verilmiştir. Çarpma sonrası vurucu üzerinden okunan sabit kinetik enerji 14 tabaka saf cam fiber kompozit için 12.09 J iken, $[C_6/K_1/C_6]$ ve $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimleri için sırasıyla bu değer 8.36 ve 3.95 J olarak belirlenmiştir. Darbe testinde vurucunun sahip olduğu kinetik enerji, temas ile birlikte kompozit plakaya aktarılmaktadır. Sonrasında plaka tarafından bu enerjinin bir kısmı elastik enerji olarak geri verilmekte kalan enerji ise absorbe enerjisi olarak değerlendirilmektedir [38]. Şekil 5.1c'de zamana bağlı olarak kontak kuvvetinin değişimi verilmiştir. Temasin ilk aşamasında vurucu uç ile kompozit plaka arasındaki ilk temasın neden olduğu elastik titreşim nedeniyle hafif salınımlar gözlemlenmiştir. Kauçuk eklenmesi ile birlikte sandviç plaklarda belirgin kuvvet düşüşleri görülmüş ve bununla birlikte darbe süreleri artmıştır. Bu durum, kauçuk tabakaların yapıyı esnek hale getirerek, vurucunun plak yüzeyinde daha yavaş

ilerlediğini (Şekil 5.1d) ve ilk darbe ile birlikte temas kuvvetini homojen bir şekilde dağıttığını göstermektedir. Dolayısı ile vurucunun karşılaştığı tepki kuvveti, sade cam fiber kompozitlerde gevrek yapı sayesinde yüksek olurken, kauçuk tabakalı esnek yapılarda homojen yayılım göstererek azalmıştır [59].



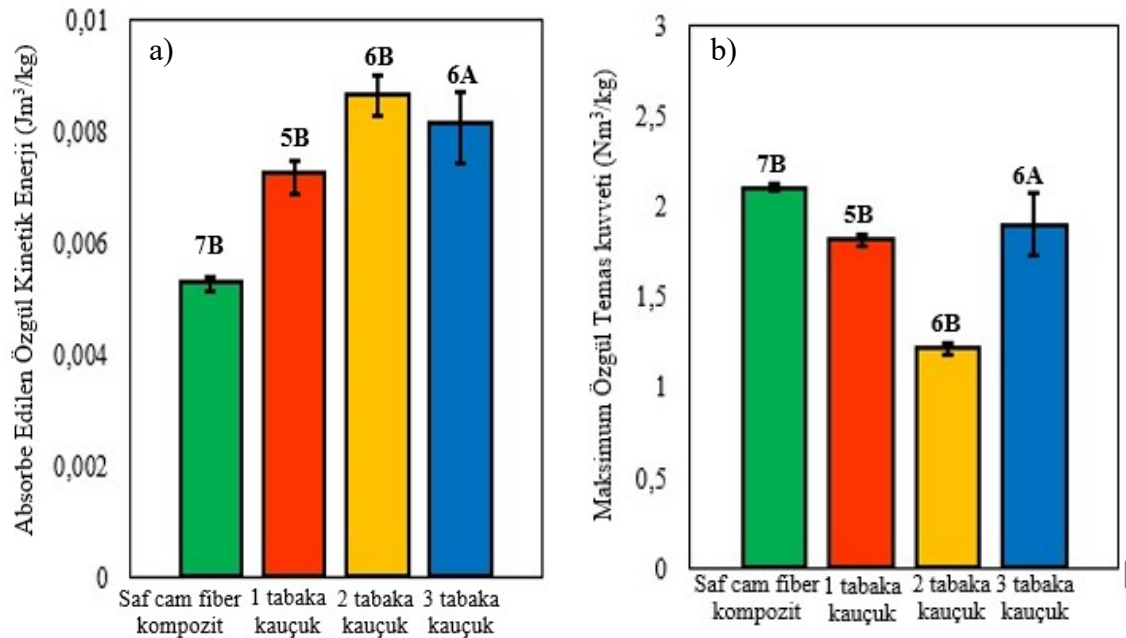
Şekil 5.1. Model-5B,6B ve 7B için a) temas kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) temas kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafikleri.



şekil 5.2 Model-5B, 6B, 7B ve 6A için a) absorbe edilen kinetik enerji, b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel olarak karşılaştırılması.

şekil 5.2a'da aynı kalınlıkta saf cam fiber kompozit ($[C_{14}]$) ile kauçuk ara tabakalı sandviç plakların ($[C_6/K_1/C_6]$, $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$) darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde, 14 tabaka saf cam fiber kompozitin darbe absorbe enerjisi 17.91 J olarak belirlenirken, $[C_6/K_1/C_6]$, $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ ve $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimleri için sırasıyla bu değerler 21.64, 26.05 ve 22.31 J olarak elde edilmiştir. Görüldüğü gibi 14 tabaka saf cam fiber kompozit ile karşılaştırıldığında, kompozit yapıya 1 tabaka kauçuk eklenmesi ile

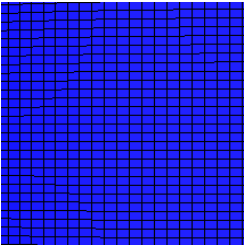
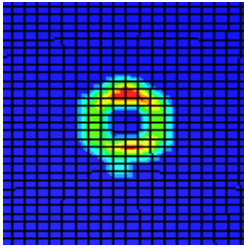
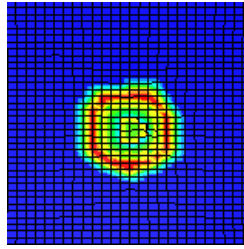
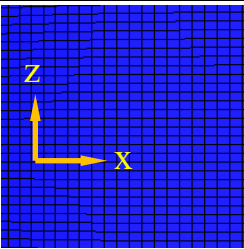
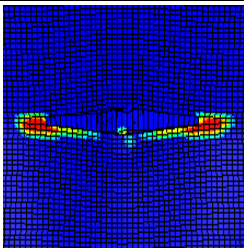
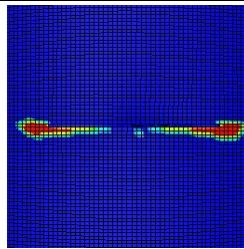
darbe dayanımı % ~ 21, 2 tabaka kauçuk eklenmesi ile % ~ 45 ve 3 tabaka kauçuk eklenmesi ile % ~ 25 arttığı gözlemlenmiştir. Bununla birlikte delaminasyon hasar alanları incelendiğinde (Şekil 5.2d), kauçuk tabaka sayısının artması ile hasar bölgelerinde iyileşmeler görülmektedir. Saf cam kompozit ile kıyaslandığında, sandviç yapıya 2 ve 3 tabaka kauçuk eklenmesi ile delaminasyon hasar alanlarının ortalama %14 azaldığı görülmüştür. Şekil 5.2b’de aynı kalınlıkta saf cam fiber kompozit ($[C_{14}]$) ile kauçuk ara tabakalı sandviç plakların ($[C_6/K_1/C_6]$, $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$) maksimum temas kuvvetleri karşılaştırılmıştır. Kauçuk ilavesi ile maksimum temas kuvvetlerinin azaldığı belirlenmiştir. Saf cam fiber kompozit için maksimum temas kuvveti ortalama 6829 N civarında iken, 1, 2 ve 3 kauçuk ara tabakalı sandviç plakada bu değerler sırasıyla 5415, 3666 ve 5200N olarak elde edilmiştir. Darbe testinde vurucunun çarpma yönündeki maksimum yer değiştirme değerleri karşılaştırıldığında (Şekil 5.2c), özellikle maksimum temas kuvvetine sahip saf cam fiber kompozitlerin daha rijit malzeme davranışı göstererek en az şekil değişimine izin verdiği belirlenmiştir [53]. İlave kauçuk tabakalar ile birlikte sandviç plakalar elastik malzeme davranışı göstererek vurucunun daha fazla ilerlemesine izin vermişlerdir. Maksimum yer değişimi, 2 kauçuk ara tabakalı sandviç plaklarda $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$, saf cam fiber kompozitlere göre %193 daha fazla olduğu belirlenmiştir. Dolayısı ile bu durum, gevrek cam fiber kompozitlere kauçuk eklenmesi ile hedeflenen sünek ve esnek yapının elde edildiğini göstermiştir.

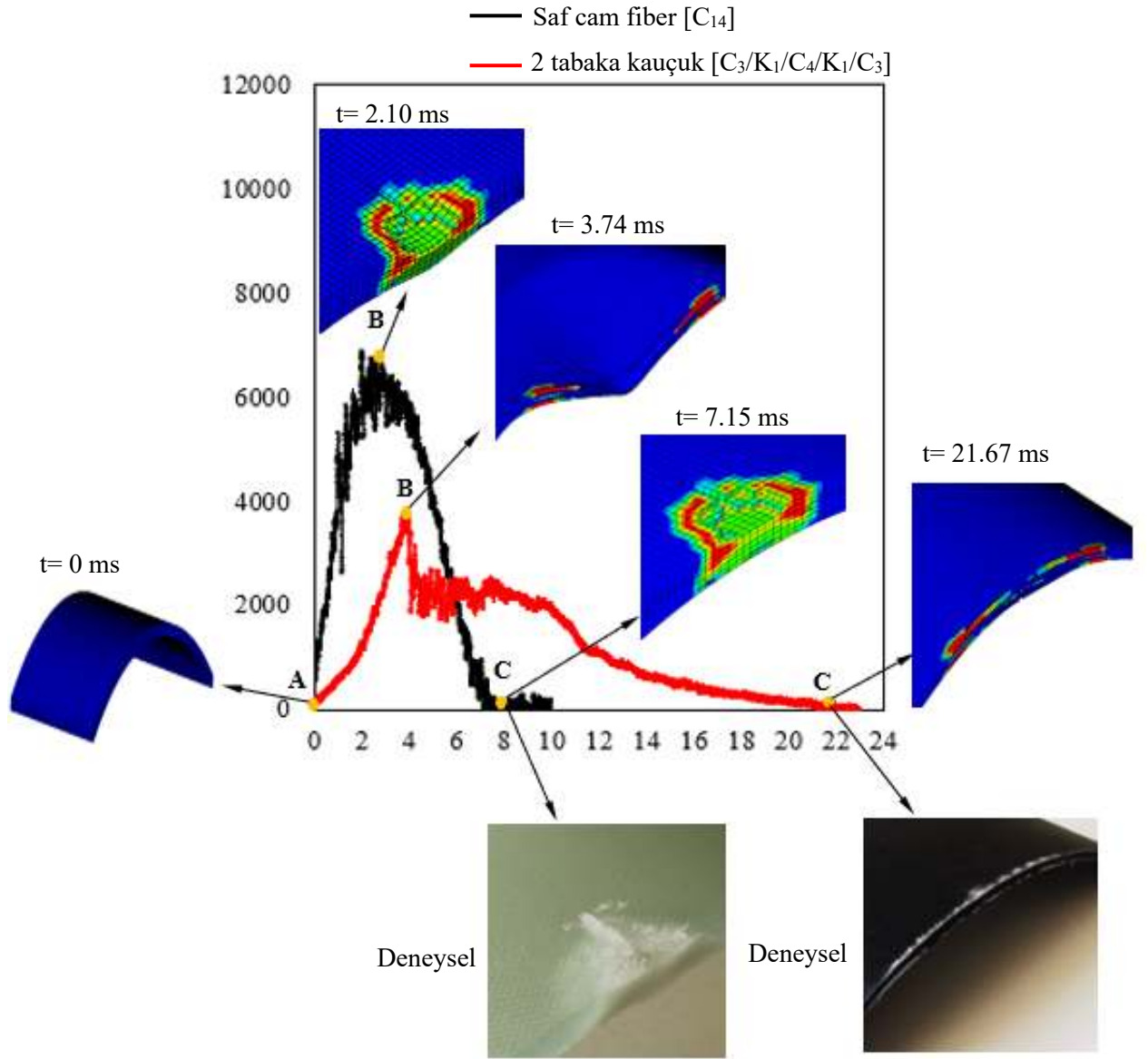


Şekil 5.3. Model-5B, 6B, 7B ve 6A için a) absorbe edilen özgül kinetik enerji, b) maksimum özgül temas kuvveti sonuçlarının deneysel olarak karşılaştırılması.

Şekil 5.3'te saf cam fiber kompozitler üzerine eklenen kauçuk tabakaların, yapıda meydana gelen ağırlık artış oranlarına bağlı olarak, sandviç plakların darbe absorbe enerjisi ve temas kuvveti üzerindeki etkisi verilmek istenmiştir. Ancak Bölüm 4.2.2'de bahsedildiği gibi, sıcaklık etkisi altında kauçuk tabakaların kalınlıklarında kısmi erimeye bağlı olarak azalmalar meydana gelmiş ve bunun sonucu olarak aynı kalınlıkta olması planlanan sandviç plaklar, sade cam fiber kompozitlere göre daha ince ve daha hafif elde edilmiştir. Bu yüzden ağırlık ve geometrik boyut açıdan daha homojen karşılaştırılma sağlanabilmesi için sandviç plakların yoğunlukları hesaplanmıştır. Daha sonra plakların darbe absorbe enerjileri ve temas kuvvetleri elde edilen yoğunluk değerlerine bölünerek özgül absorbe enerjileri ve temas kuvvetleri elde edilmiş ve karşılaştırılmıştır (Şekil 5.3). Saf cam fiber kompozit ($[C_{14}]$) plaklara göre 1 kauçuk ara tabakalı sandviç plakların ($[C_6/K_1/C_6]$) yoğunluk miktarının 269.864 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisi % 37.52 artmış (Şekil 5.3a), maksimum özgül temas kuvveti % 13.51 azalmıştır (Şekil 5.3b). Benzer şekilde, 2 kauçuk ara tabakalı sandviç plakların $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ yoğunluk miktarının 233.446 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisi % 63.61 artmış, maksimum özgül temas kuvveti % 42.15 azalmıştır. 3 kauçuk ara tabakalı sandviç plakların $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ yoğunluk miktarının 407.127 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisi % 53.82 artmış, maksimum özgül temas kuvveti % 12.94 azalmıştır. Çalışmada kauçuk kalınlığı arttırılabilir, ancak kauçuk kalınlığının artması numune ağırlığını artırmaktadır. Bu noktada kompozitlerin hafiflik özellikleri olumsuz yönde etkilenmektedir. Dolayısı ile optimum ağırlık-absorbe enerjisi oranının ayrı bir çalışma konusu olarak optimizasyon yöntemi ile belirlenmesi gerekmektedir.

Tablo 5.1. Saf cam fiber ve kauçuk ara tabakalı kompozite ait delaminasyon hasar görüntüleri (kesit görünüm).

t= 0 ms	t= 2.1 ms	t= 7.15 ms	t= 7.15 ms
			
t= 0 ms	t= 3.74 ms	t= 21.97 ms	t= 21.97 ms
			



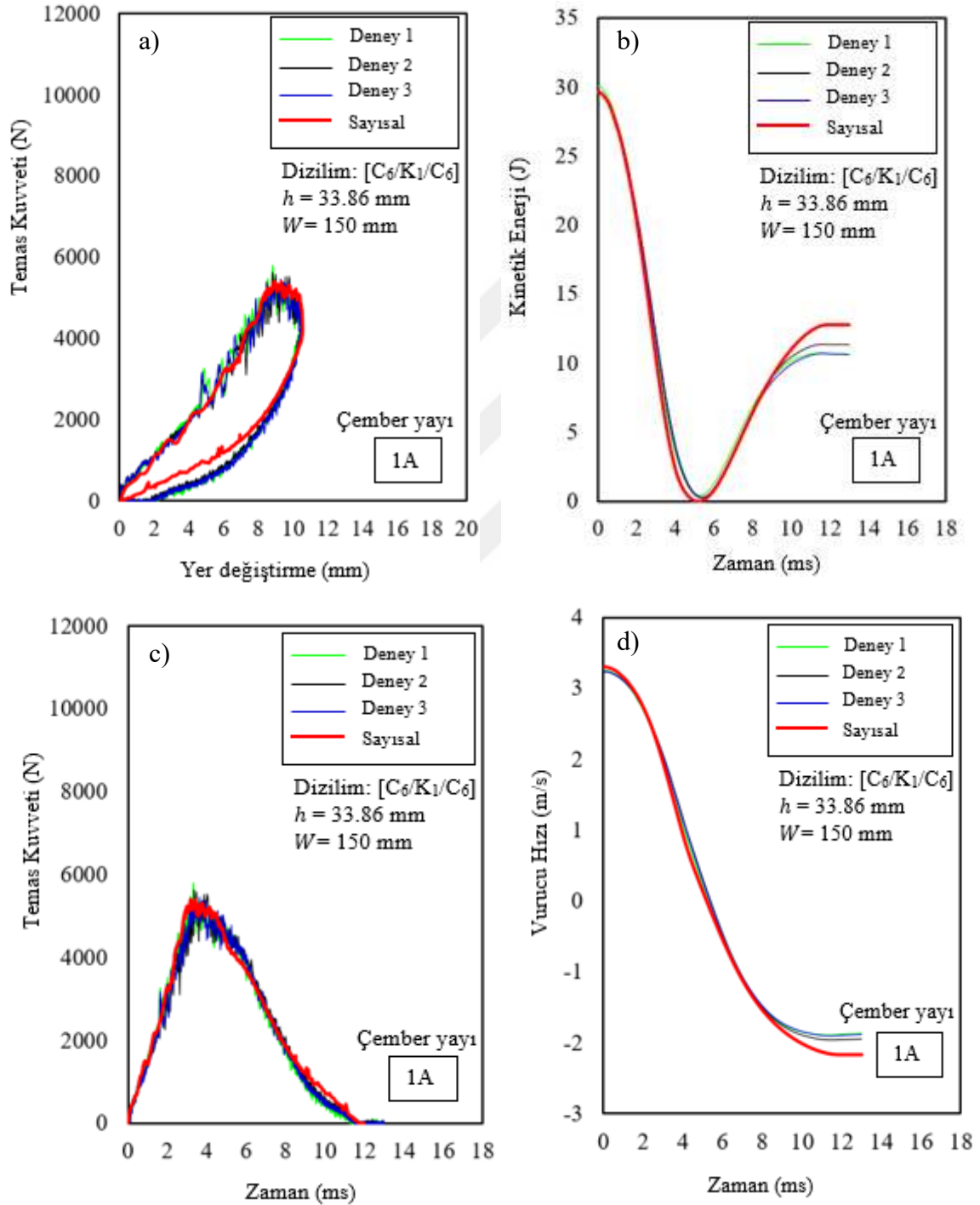
Şekil 5.4. Saf cam fiber kompozit ve kauçuk ara tabakalı kompozite ait delaminasyon hasar görüntüleri.

Tablo 5.1’de saf cam fiber ve kauçuk ara tabakalı kompozit plakların kalınlık boyunca hasar durumlarını incelemek amacıyla numuneler plaka merkezinden kesilerek kesit görünüşleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Ayrıca hasar başlangıcı, maksimum temas kuvvetine karşılık gelen hasar durumu ve hasarın tamamlandığı durumlar için üst yüzey delaminasyon hasar görüntüleri Şekil 5.4’te verilmiştir. Grafiğin sağ tarafında verilen renk skalasındaki kırmızı renkler, hasar eşik değerinin 1 olduğunu ve kırmızı renkli olan bölgelerin hasara uğradığını ifade etmektedir. Mavi renkler ise kompozit plaka üzerindeki hasara uğramayan bölgeleri göstermektedir. Grafik incelendiğinde delaminasyon hasar bölgeleri uyumlu olarak elde edilmiştir.

5.2. Eğri Yüzey Geometrisinin Etkisi

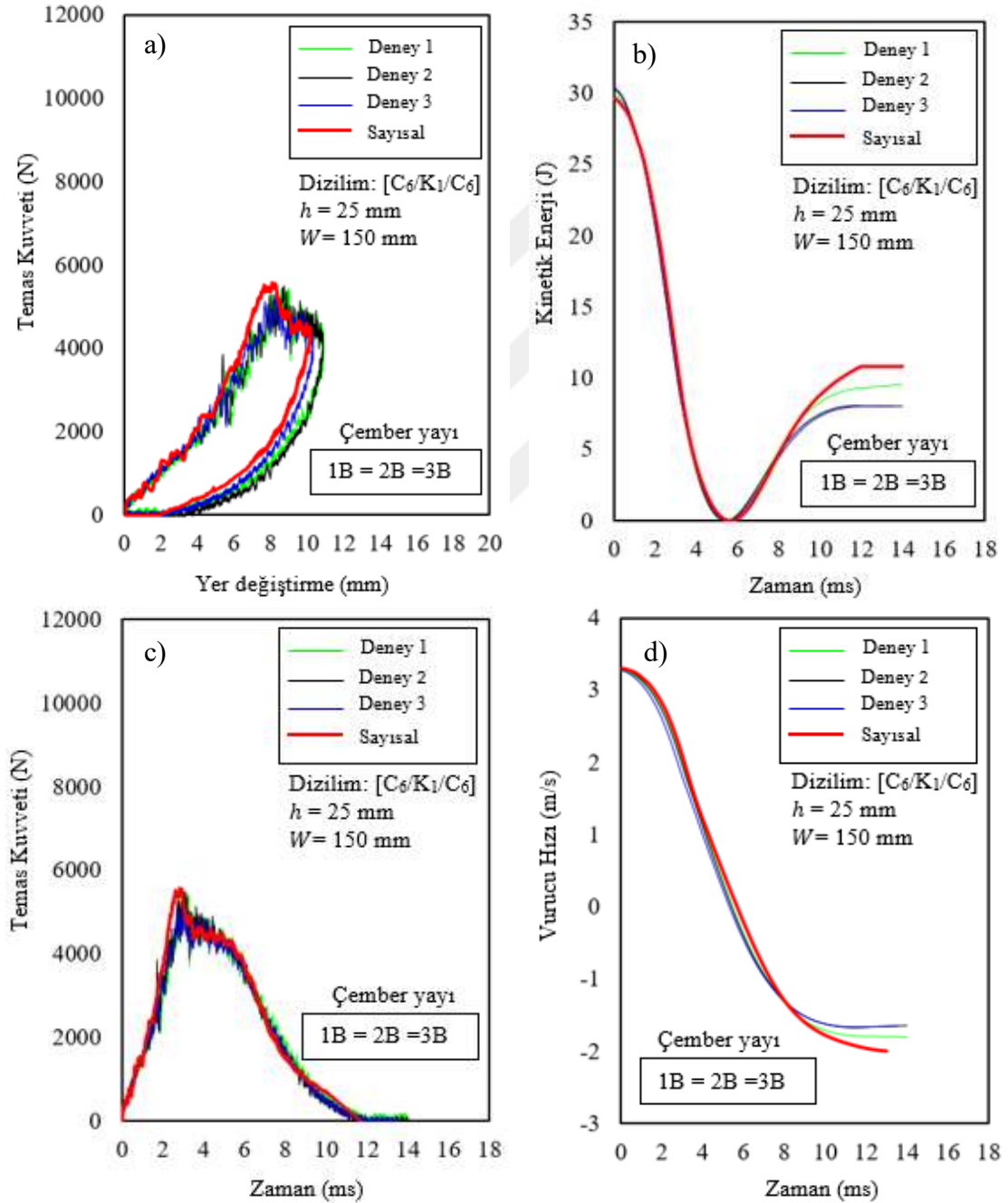
Eğri yüzey geometrisinin, kauçuk katkılı kompozit malzemelerin darbe dayanımı ve hasar davranışı üzerindeki etkisini incelemek amacıyla deneysel ve sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Deneyler ve sayısal analizler sonucunda elde edilen grafikler karşılaştırılarak sunulmuştur. Şekil 5.5a'da, 1A modeline ait temas kuvveti- yer değiştirme grafiği deneysel ve sayısal olarak verilmiştir. Grafik incelendiğinde analiz sonuçlarının uyumlu olduğu görülmüştür. Özellikle elastik bölgede eğimlerin birbirlerine oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir. Vurucunun teması ile birlikte temas kuvveti ve yer değiştirme miktarı lineer olarak artmış, maksimum deplasmana ulaştıktan sonra vurucunun başlangıç konumuna geri döndüğü belirlenmiştir (rebounding). Eğrinin ilk lineer yükseliş kısmı, hasar görmemiş plakanın sertliğini temsil etmektedir. Eğrinin ikinci kısmı, elastik toparlanma ile boşaltma aşamasını göstermektedir [38]. Ayrıca bazı kalıcı deformasyonlar da gözlemlenebilmektedir. Bu durumda darbe enerjisinin bir kısmı, kompozit plaka içinde iç hasar oluşmasına katkıda bulunmaktadır. Şekil 5.5b'de 30 J darbe enerjisine sahip vurucunun, zamanla kinetik enerjisindeki değişimi verilmiştir. Çarpma sonrası vurucu üzerinden okunan sabit kinetik enerji deneysel sonuçlar için ortalama 11.2 J iken sayısal çalışmada bu değer yaklaşık olarak 12.7 J olarak belirlenmiştir. Dolayısı ile kompozit plaka tarafından absorbe edilen enerji deneysel ve sayısal olarak sırasıyla 18.8 J ve 17.3 J olarak elde edilmiştir. Şekil 5.5c'de zamana bağlı olarak temas kuvvetinin değişimi verilmiştir. Temas ile birlikte yükselen kuvvet-zaman grafiğinde, ilk ani kuvvet düşüşü, cam fiber kompozitin kırılğan darbe hasar davranışı nedeniyle, eğilme sertliğinin azalmasından ve delaminasyon hasar eşliğine ulaşmasından kaynaklanmaktadır. Sonrasında devam eden küçük kuvvet düşüşleri çatlak büyümesini göstermektedir [38]. Lineer artışın gözlemlendiği ilk bölgede eğrilerin benzer eğime sahip olduğu ve maksimum temas kuvvetlerinin birbirine yakın olduğu görülmüştür. Deneysel test sonuçlarına göre ortalama olarak bu değer 5631 N iken sayısal analizde 5624 N olarak ölçülmüştür. Şekil 5.5d'de vurucu hızının zamana bağlı olarak değişim grafiği verilmiştir. Deneylerde 3.303 m/s çarpma hızına sahip vurucunun çarpma sonrası hızı çarpma yönüne ters yönde-1.645 m/s olarak ölçülmüştür. Bununla birlikte diğer tüm eğri yüzey modelleri için temas kuvveti-yer değiştirme/zaman grafikleri ile zamana bağlı kinetik enerji ve vurucu hızı eğrileri Şekil 5.6-Şekil5.18'de ayrı ayrı sunulmuştur. Şekil 5.9a'da sabit genişliğe ($W=150$ mm) sahip eğri ve düz yüzeyli kompozitlerde, yükseklik değişimine bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Kompozit plaka tarafından absorbe edilen enerjiler normalize edilirken ilk olarak, Model-1'de karşılaştırılması yapılan dört farklı ($h_1=33.86$ mm, $h_2=25$ mm, $h_3=14.6$ mm ve $h=0$ -düz) yüzey geometrisi içinden maksimum darbe absorbe enerjisi belirlenmiştir. Sonrasında Model-1'e ait darbe absorbe enerjileri, elde edilen maksimum absorbe enerji değerine bölünerek grafik elde edilmiştir. Grafik incelendiğinde, deneysel ve sayısal darbe absorbe enerjileri arasında $h_1=33.86$ mm yüksekliğine sahip 1A model tasarımı için % 6.86, $h_2=25$ mm

için % 8.89, $h_3=14.6$ mm için % 6.66 ve düz model için %8.85 yaklaşım oranı bulunmaktadır. Literatürde yayınlanan diğer sonuçlar [54–56] göz önüne alındığında, iyi bir yaklaşım oranı olarak kabul edilebilir. Şekil 5.9a’da görüldüğü gibi, plaka yüksekliği arttıkça darbe absorbe enerjisinin düştüğü gözlemlenmiştir.

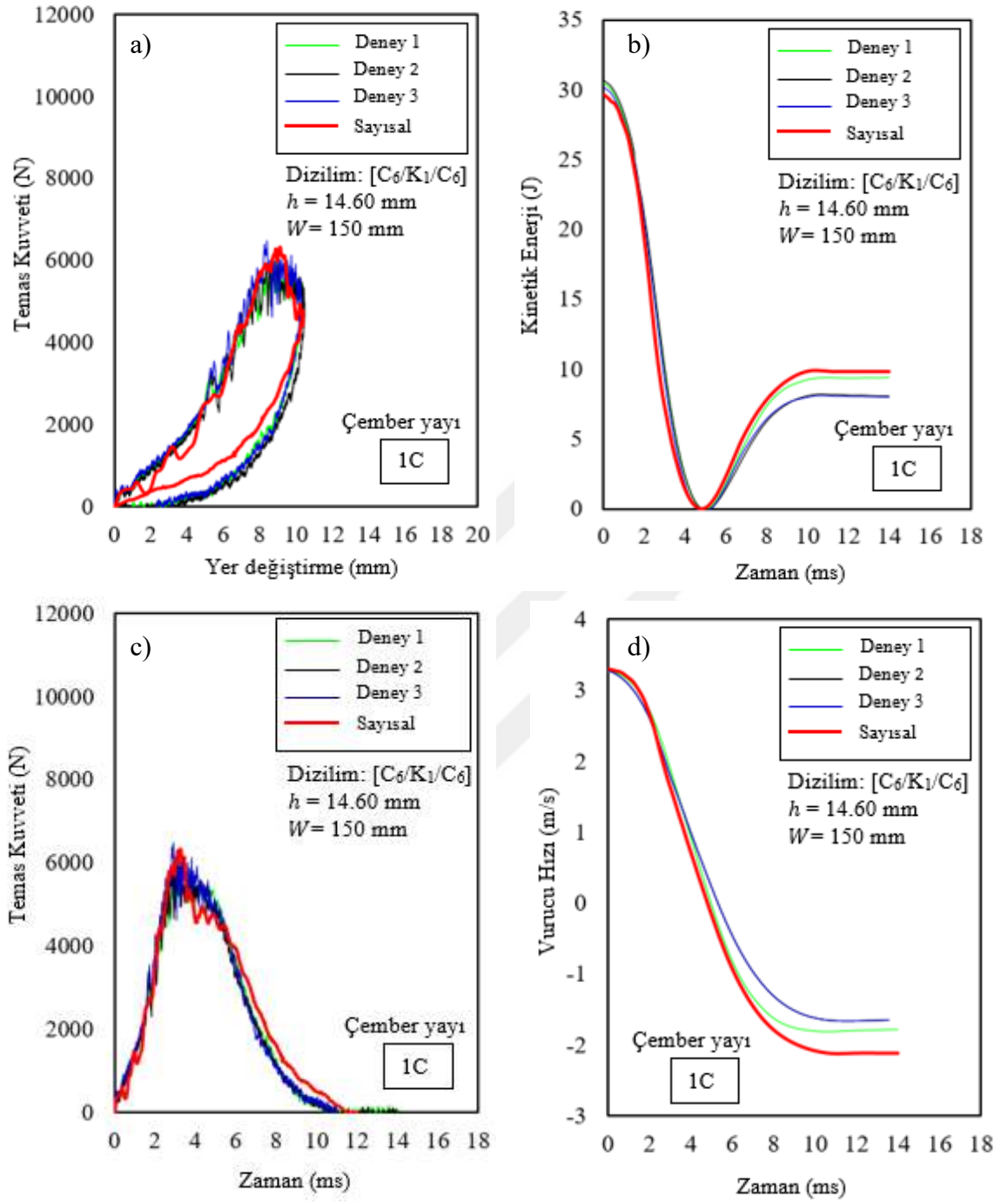


Şekil 5.5. 1A modeli için a) kontak kuvveti-yer değişime, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

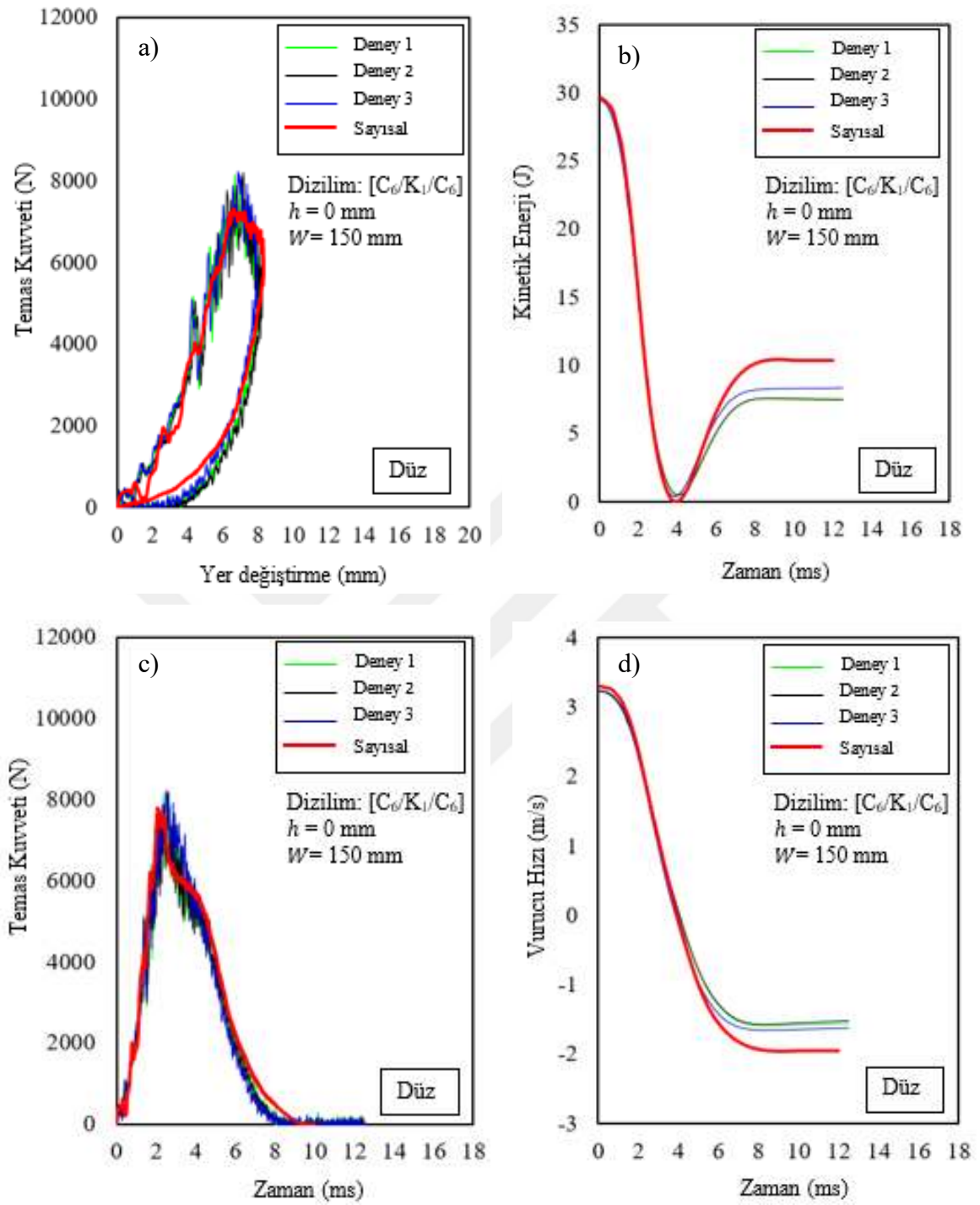
Dolayısı ile vurucu ile plaka arasında temas yüzeyi en fazla olan düz yüzeye sahip kompozitlerde maksimum darbe sönümlenmesi görülmüştür. Temas yüzeyinin azalmasına bağlı olarak $h_3=14.6$ mm, $h_2=25$ mm ve $h_1=33.86$ mm olan modellerde sırasıyla absorbe edilen enerji azalmaktadır. Düz yüzeye sahip kompozitler ile $h_1=33.86$ mm yüksekliğine sahip 1A modeline ait eğri yüzeyli kompozit plakların darbe absorbe enerjileri karşılaştırıldığında, düz yüzeye sahip kompozitlerin %13.5 daha fazla darbe sönümlendiği belirlenmiştir.



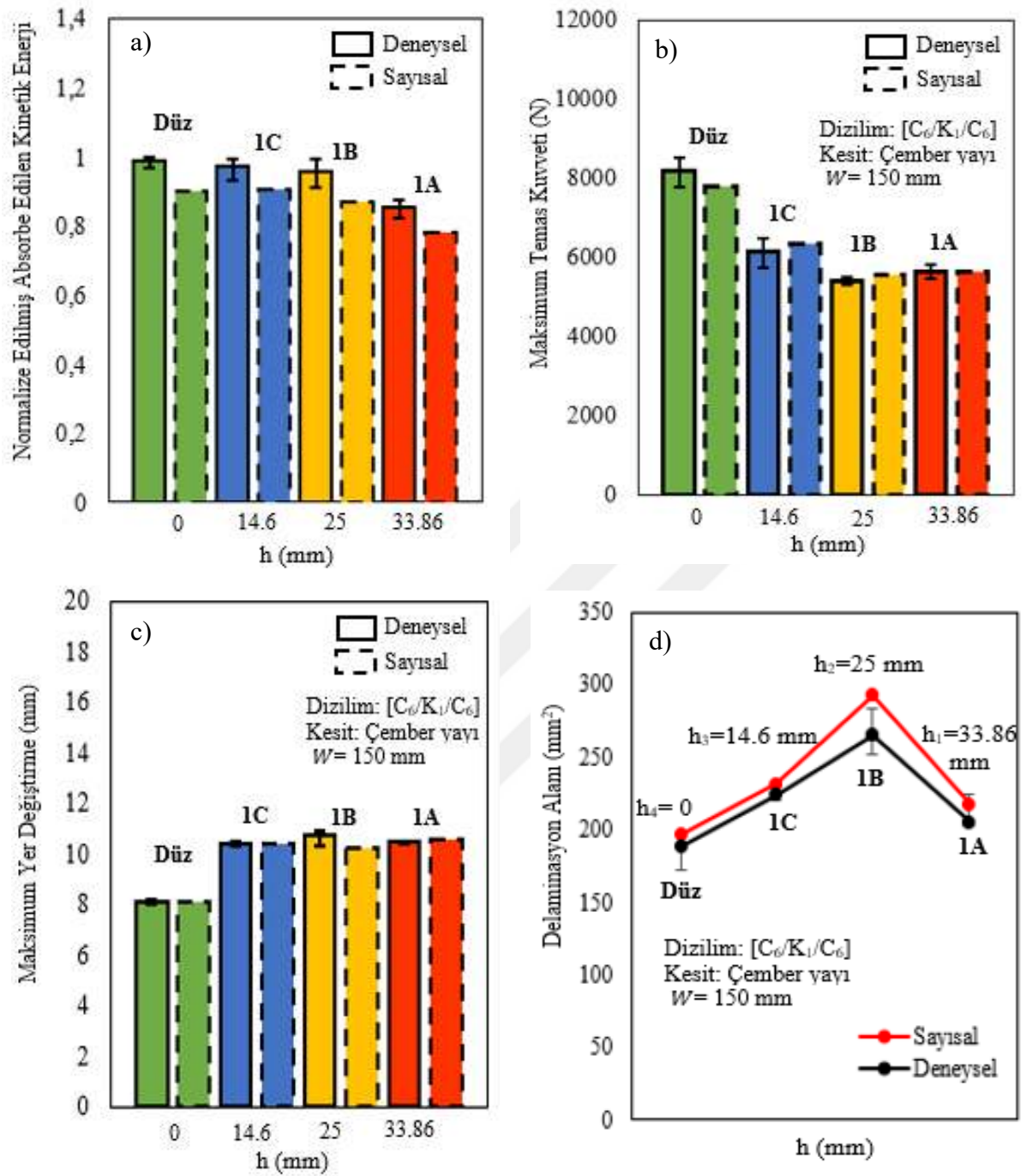
Şekil 5.6. 1B modeli için a) kontak kuvveti-yer değişime, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.7. 1C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



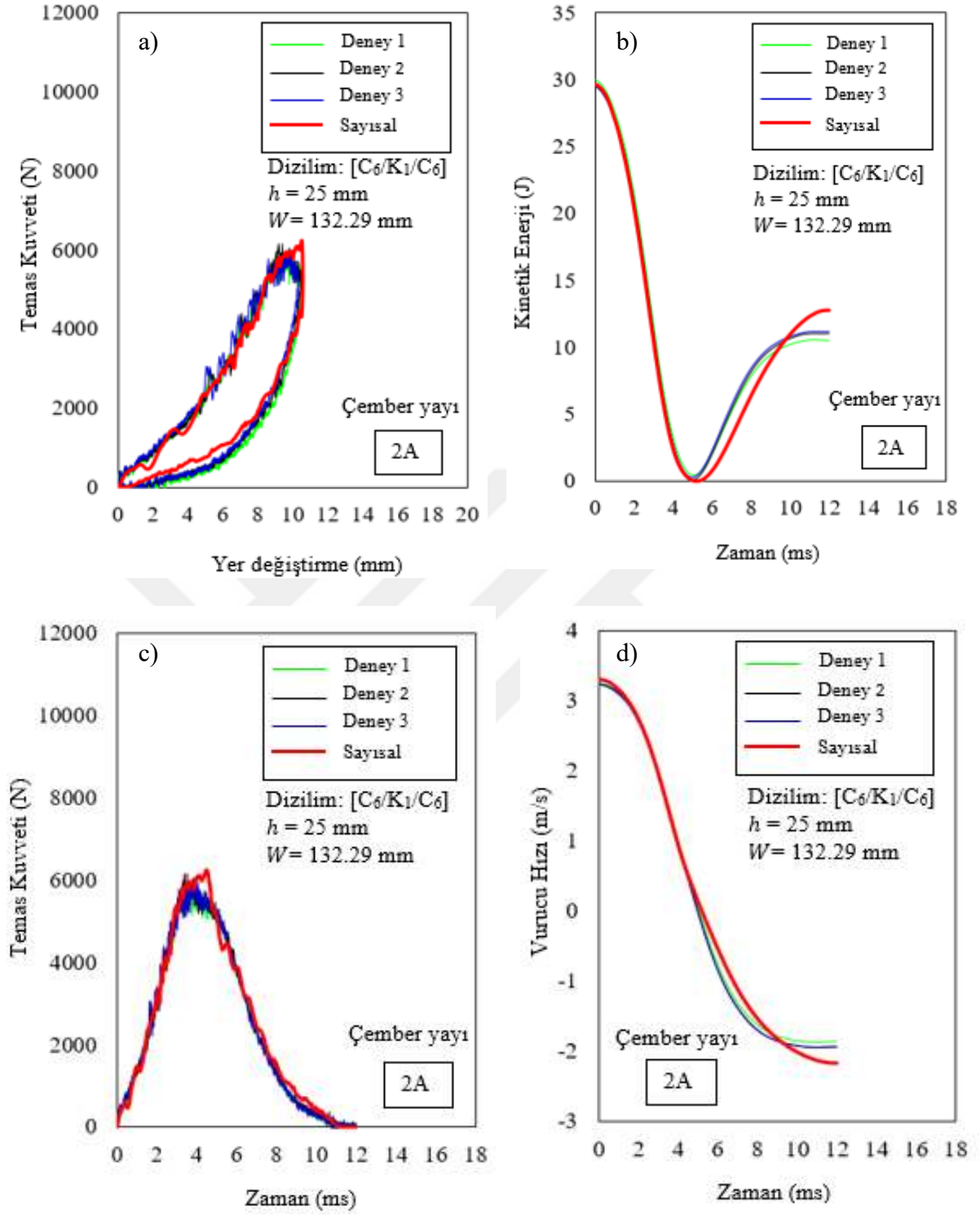
Şekil 5.8. Düz model için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



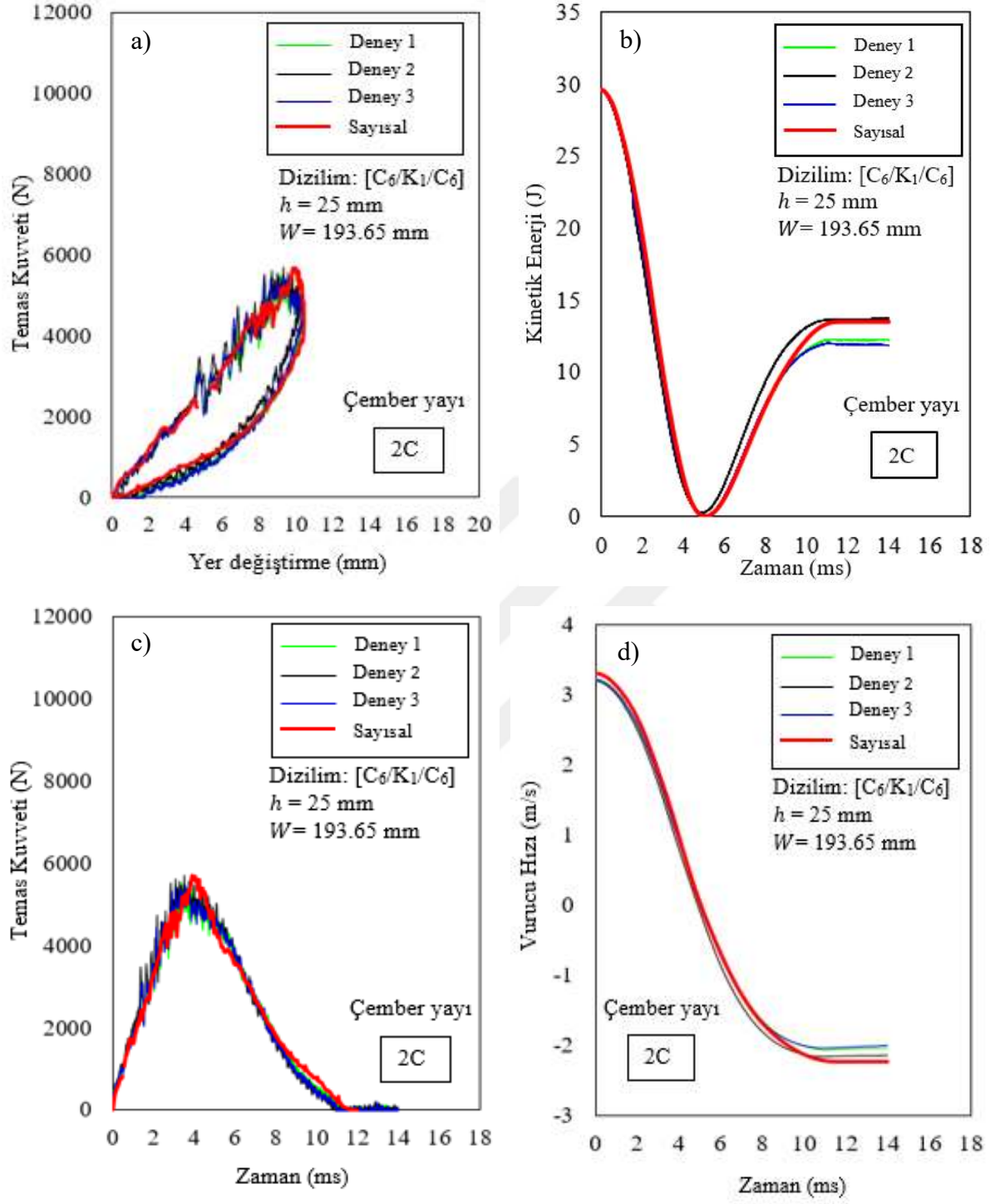
Şekil 5.9. Model-1 için a) normalize edilmiş absorbe edilen kinetik enerji, b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Şekil 5.9d'de darbe sonrası hasar durumları karşılaştırılmıştır. Düz yüzeye sahip kompozitlerde delaminasyon hasar bölgesi 187 mm² iken 1A modeli için bu değer 207 mm² olarak ölçülmüştür. Seifoori vd. yaptıkları çalışmada eğri yüzeyli cam fiber takviyeli kompozitler üzerine farklı yüzey geometrilerine sahip vurucular düşürerek düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmişler ve temas yüzeyi arttıkça yüzeyde meydana gelen hasarın daha homojen dağıldığını ve daha az hasar meydana

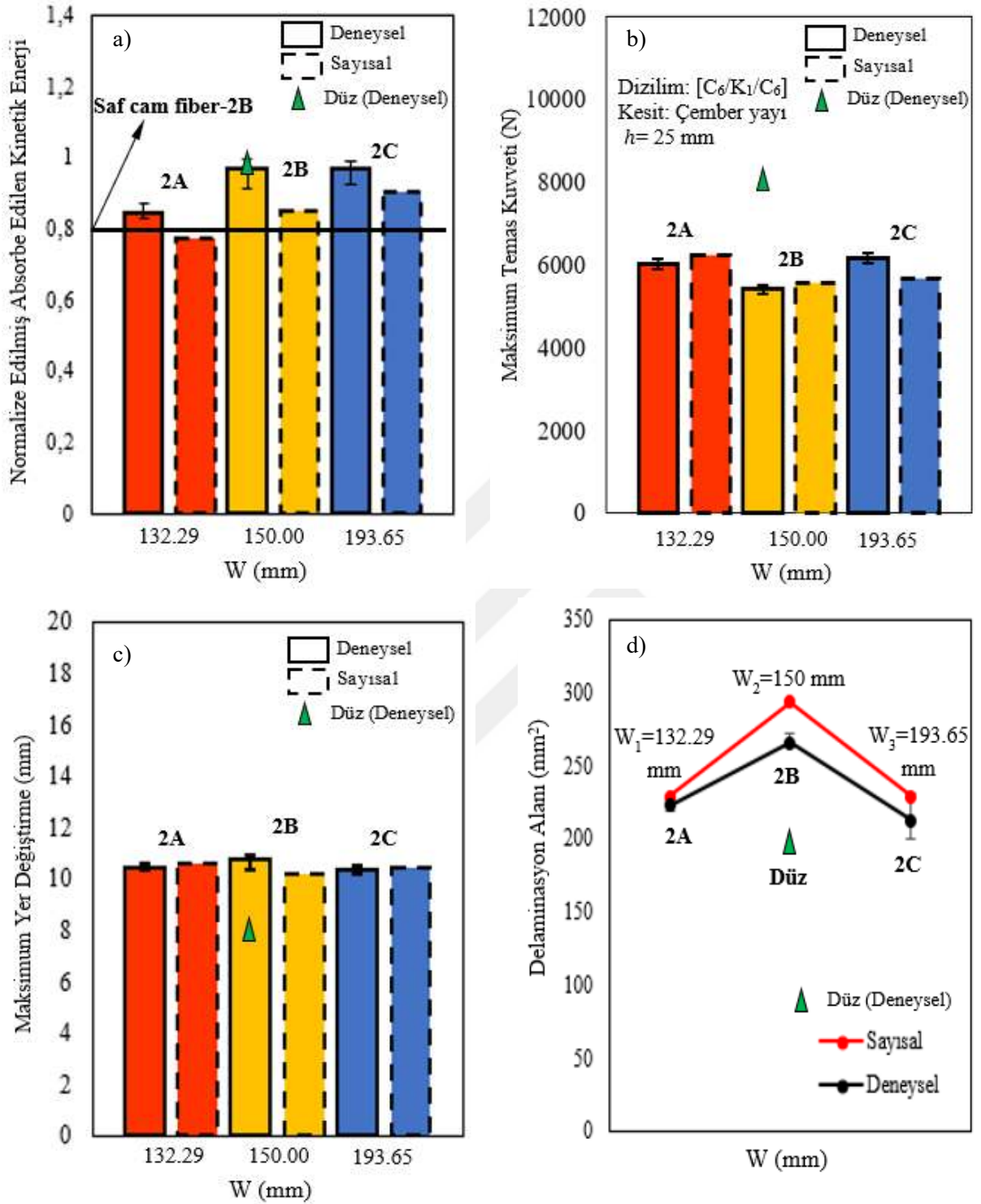
getirdiğini değerlendirmişlerdir [57]. Şekil 5.9b’de görüldüğü gibi, deneysel ve sayısal maksimum kontak kuvvetleri arasında tüm modeller için iyi bir uyum elde edilmiştir. Deneysel ve sayısal maksimum kontak kuvvet değerleri arasında, $h_1=33.86$ mm yüksekliğine sahip model tasarımı için %1.24, $h_2=25$ mm modeli için %2.91, $h_3=14.6$ mm modeli için %2.88 ve düz model için %4.98 yaklaşım oranı bulunmaktadır. Çarpma yüzeyi en fazla olan düz plakada maksimum kontak kuvveti ortalama 8200 N civarında iken $h_2=25$ mm ve $h_1=33.86$ mm yüksekliğe sahip modeller için bu değer yaklaşık olarak 5500 N’dir (Şekil 5.8b). Darbe testinde vurucunun çarpma yönündeki maksimum yer değiştirme değerleri karşılaştırıldığında (Şekil 5.9c), eğri yüzeye sahip plakların maksimum yer değiştirme değerleri birbirlerine yakın olmak ile birlikte düz plakalar ile kıyaslandığında %30 daha fazla olduğı görülmüştür. Şekil 5.12a’da sabit yüksekliğe ($h=150$ mm) sahip eğri ve düz yüzeyli kompozitlerde, genişlik değişimine bağlı olarak darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde plaka genişliği arttıkça darbe sönümleme kabiliyetinin arttığı değerlendirilmiştir. Genişlikteki % 46.38 artışı için darbe sönümleme enerjisinin %14.61 arttığı belirlenmiştir. Düz plakaların eğri yüzeyli kompozitlere göre üstünlüğü bu grafikte de görülmektedir. Ayrıca kauçuğun darbe sönümleme enerjisi üzerindeki etkisini incelemek amacıyla 2B model geometrisine sahip kauçuksuz (sade cam fiber) kompozitlerin darbe absorbe enerjileri Şekil 5.12a’da verilmiştir. Sadece 0.5 mm kalınlığına sahip kauçuk kullanılmasıyla bile darbe absorbe enerjisi %21 artmıştır. Farklı genişliklere sahip kompozit plakaların maksimum kontak kuvvetleri arasında önemli farklar görülmeyişi ve düz plakalar ile karşılaştırıldığında %28.4 daha az olduğı değerlendirilmiştir (Şekil 5.12b). Sabit yüksekliğe sahip kompozitlerde genişlik azaldıkça, yapı düz formdan daha eğri forma doğru geçiş yapmaktadır. Bu eğrilik oranı arttıkça kontak kuvveti azalmaktadır. Arachchige ve Ghasemnejad yaptıkları çalışmada değişken rijitliklere sahip eğri yüzeyli kompozit plakaların çarpma sonrası tepkisini kütle yay modeli kullanarak analitik olarak incelemişlerdir. Bidi ve Liaghat, kabuk yapılar üzerine düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirerek, panel eğriliğı ve vurucu kütlelerinin, darbe davranışı üzerindeki etkileri sayısal olarak incelemiştir. Analiz sonucunda panel eğrilik yarıçapının arttırılmasının panel sertliğini azalttığı ve buna bağlı olarak yapıda meydana gelen deformasyonu artırdığı belirlenmiştir [5].



şekil 5.10. 2A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



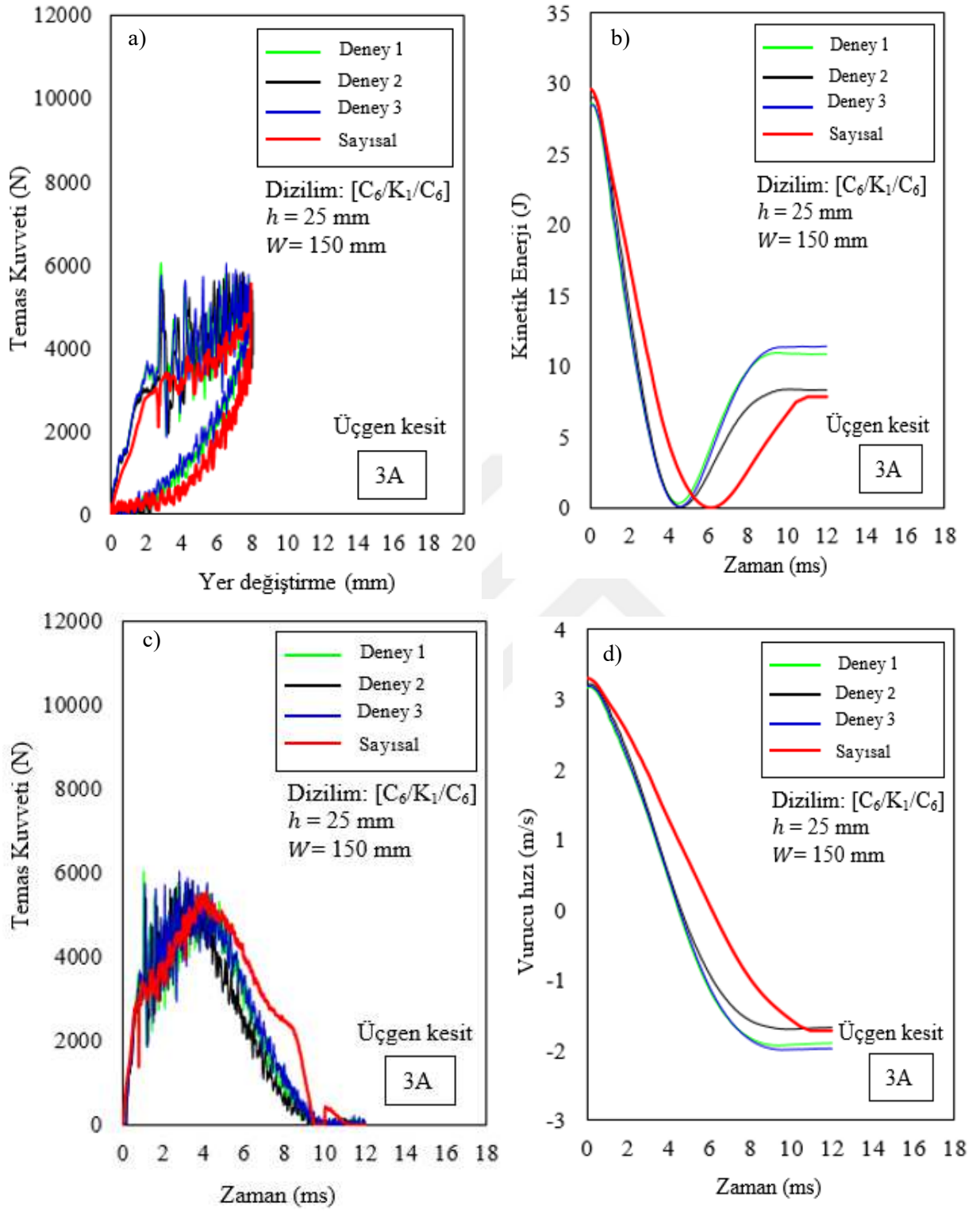
Şekil 5.11. 2C modeli için a) kontak kuvveti-yer değişirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



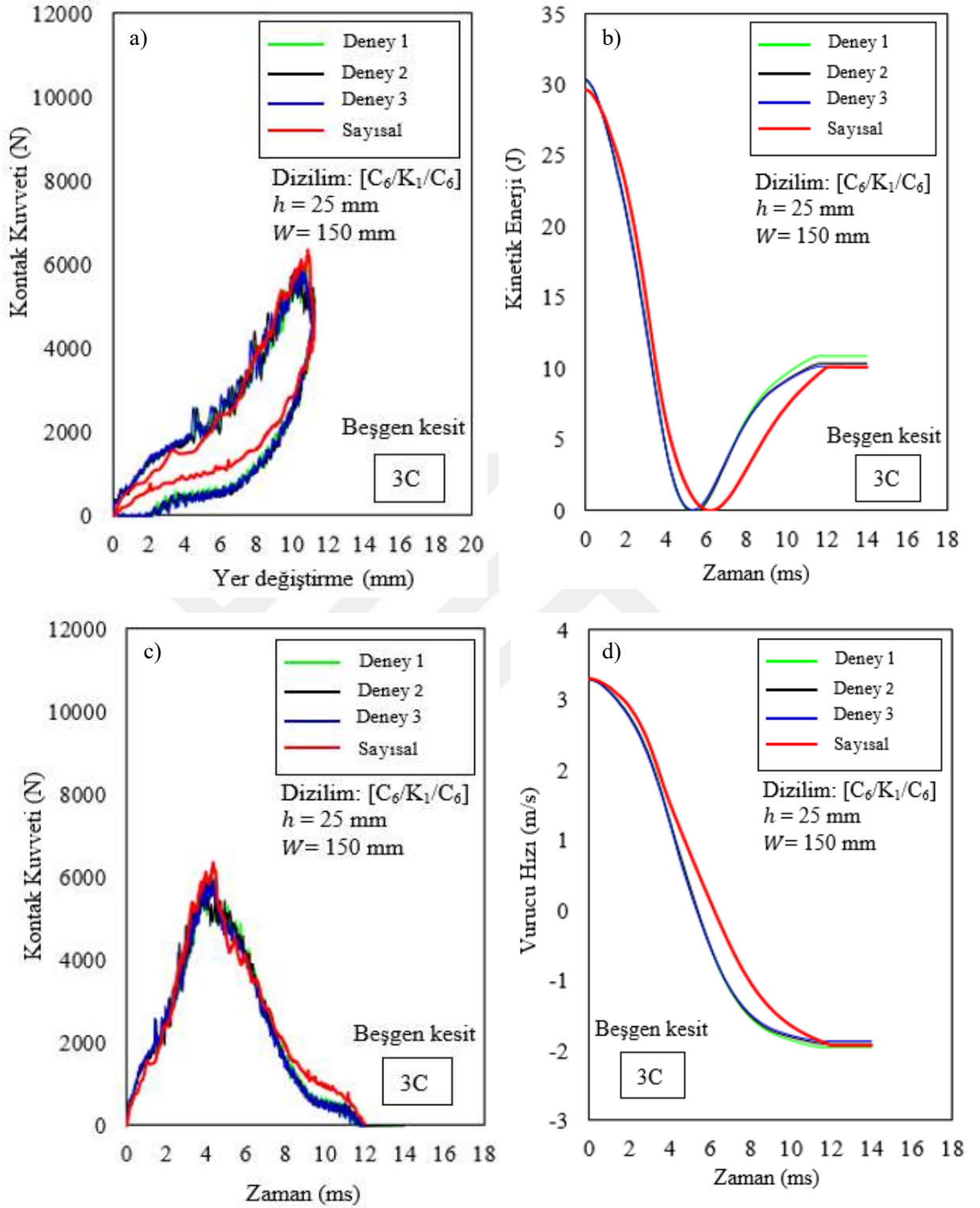
Şekil 5.12. Model-2 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Şekil 5.15a'da, R125 çember yayı ile birlikte bu yaya içten teğet üçgen ve beşgen yüzey geometrilerine sahip modellerin darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, darbe absorbe kabiliyeti en düşük üçgen geometriye sahip plakalarda meydana gelirken,

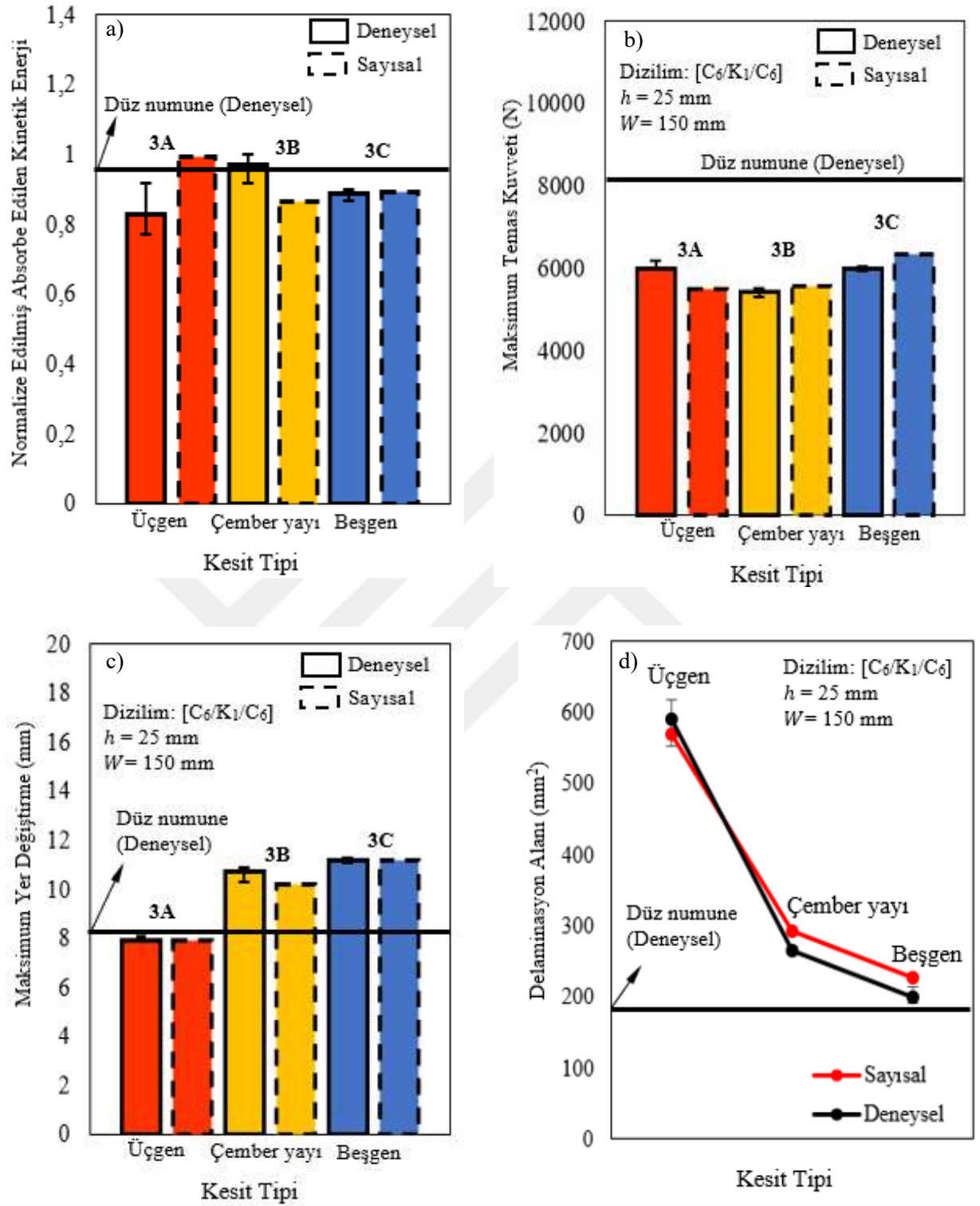
yüzey geometrisi düzleştikçe ve buna bağlı olarak temas yüzeyi arttıkça darbe absorbe özelliği artmıştır. Üçgen kesite sahip numunelerin darbe absorbe enerjileri düz plakalara göre %82 dir. Bununla birlikte darbe sonrası meydana gelen delaminasyon hasar bölgeleri karşılaştırıldığında, en fazla hasarın üçgen kesite sahip numunelerde (591mm^2), en az hasarın düz numunelerde (188mm^2) meydana geldiği gözlemlenmiştir (Şekil 5.15d). Düz numuneler üzerinden okunan maksimum kontak kuvveti değeri dikkate alındığında eğri yüzeyli plakalara göre % ~ 40 daha fazla olduğu gözlemlenmiştir (Şekil 5.15b). Yine üçgen kesitli numunelerin düz plaklara benzer rijit malzeme davranışı gösterdiği değerlendirilmiştir (Şekil 5.15c). 5.19a’da, R125 çember yayına dıştan teğet dörtgenlerin kenar uzunluklarının darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Dörtgen yüzey geometrisine ait kenar uzunlukları arttıkça darbe sönümleme kabiliyetlerinin arttığı gözlemlenmiştir. $n_3=83.33$ mm kenar uzunluğuna sahip model için darbe absorbe enerjisi 21.82 J olarak belirlenirken, $n_2=105.55$ mm ve $n_1=127.77$ mm kenar uzunluğuna sahip modeller için sırasıyla 23.02 J ve 24.48 J olarak elde edilmiştir. Bununla birlikte düz yüzeyli kompozit plaklar ile benzer geometriye sahip dörtgen plakaların maksimum kontak kuvvetleri ve yer değiştirme değerleri de birbirlerine yakın olduğu görülmüştür (Şekil 5.19b ve 5.19c). Delaminasyon hasar alanları karşılaştırıldığında özellikle $n_1=127.77$ mm kenar genişliğine sahip dörtgen numuneler ile düz yüzeye sahip plakaların deneysel ve sayısal analiz sonuçlarının yakın olduğu gözlemlenmiştir. Dörtgen kesitli plakların orta kenar uzunlukları $n_2=105.55$ mm eşik değerini aştıktan sonra düz yüzey geometrisine yaklaştıkça delaminasyon hasar alanının yaklaşık olarak % 33.4 oranında azaldığı görülmüştür (Şekil 5.19d). Şekil 5.20’de düz yüzey geometri modeline sahip kompozit plakların kalınlık boyunca hasar durumlarını araştırmak amacıyla numuneler plaka merkezinden kesilerek kesit görünüşleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır.. Grafik incelendiğinde hasar bölgelerinin deneysel sonuçlar ile uyumlu olduğu belirlenmiştir. 30 J’lik darbe enerji altında, kauçuk ara tabakalı kompozit plaklar, literatür çalışmalarının desteklediği gibi delaminasyon, fiber çekme ve fiber kırılma hasarlarını içeren mekanizmalar sergilemiştir [58]. Vurucunun teması ile birlikte etkilenen üst yüzey tabakasındaki hasar, esas olarak matris çatlamasından kaynaklanmaktadır. Vurucu üst yüzey tabakasına çarptığında, doğası gereği kırılğan olan matris, darbe bölgesinde çatlar ve üst yüzeyde çarpma bölgesini sınırlayan bir alanda delaminasyon hasarı meydana getirir [59]. Şekil 5.20’de, vurucunun plaka ile ilk temas ettiği yüzeyde (numune üst yüzeyi) delaminasyon bölgeleri deneysel ve sayısal olarak gösterilmiştir.



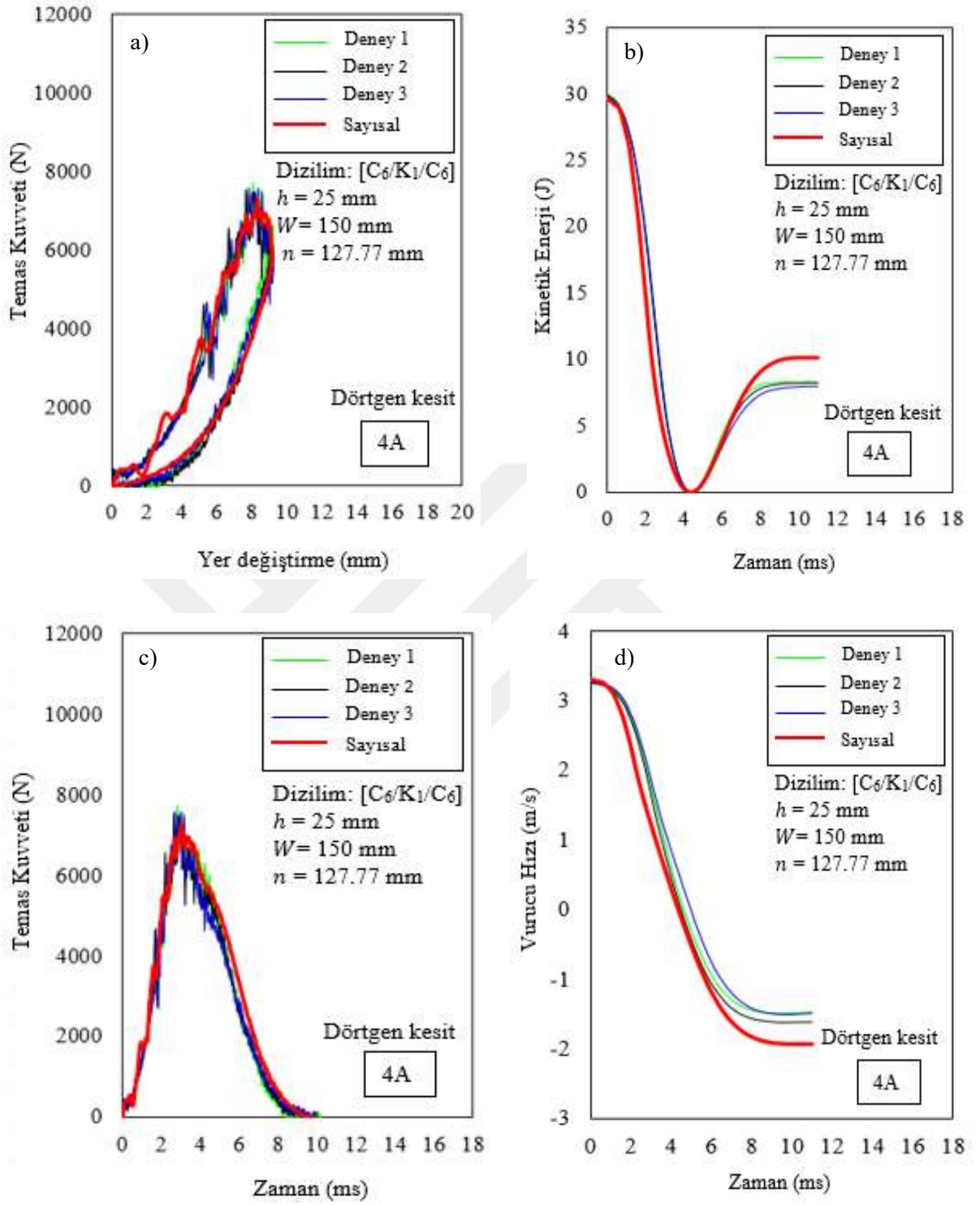
Şekil 5.13. 3A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



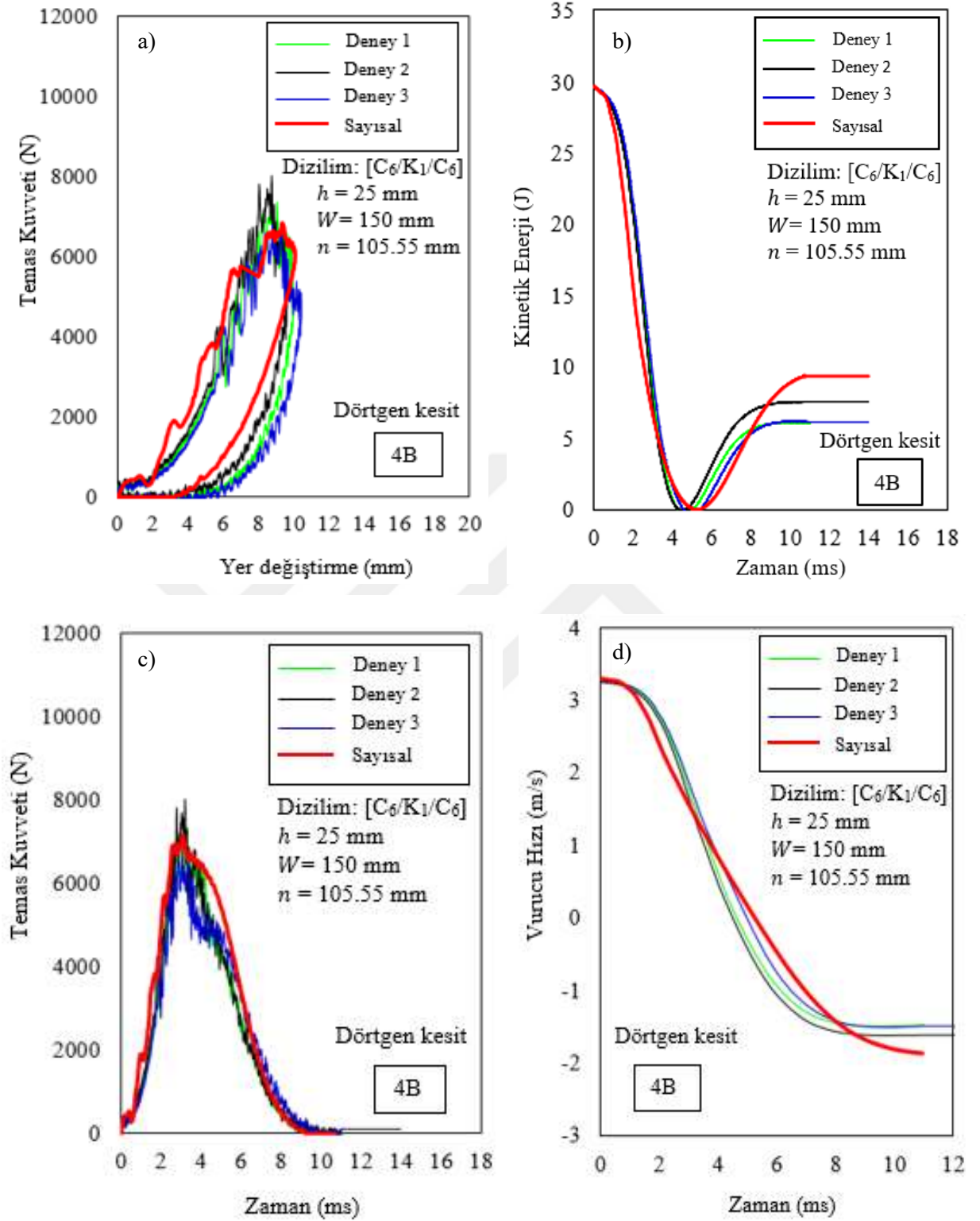
Şekil 5.14. 3C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman d) vurucu hızı-zaman grafiği.



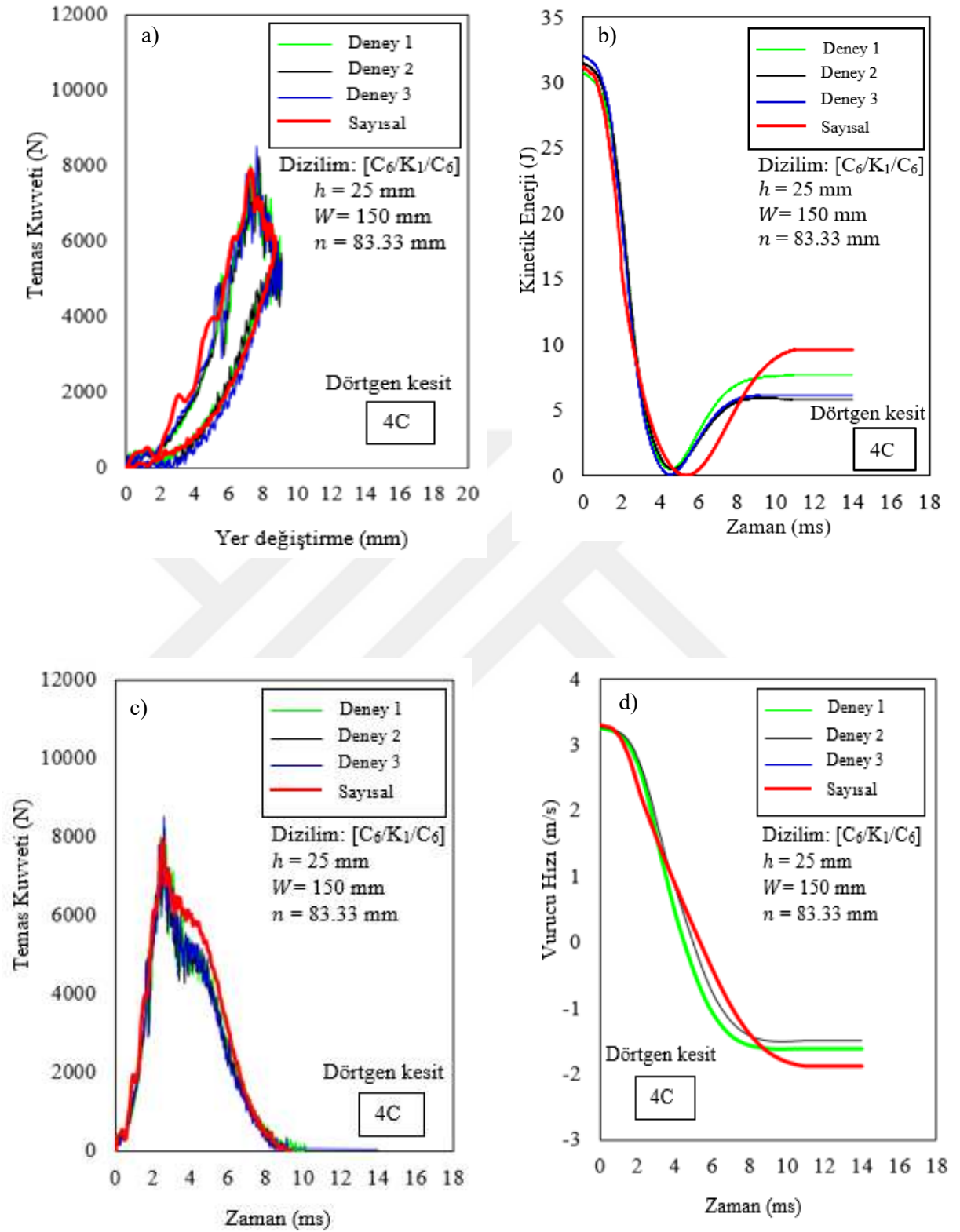
Şekil 5.15. Model-3 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.



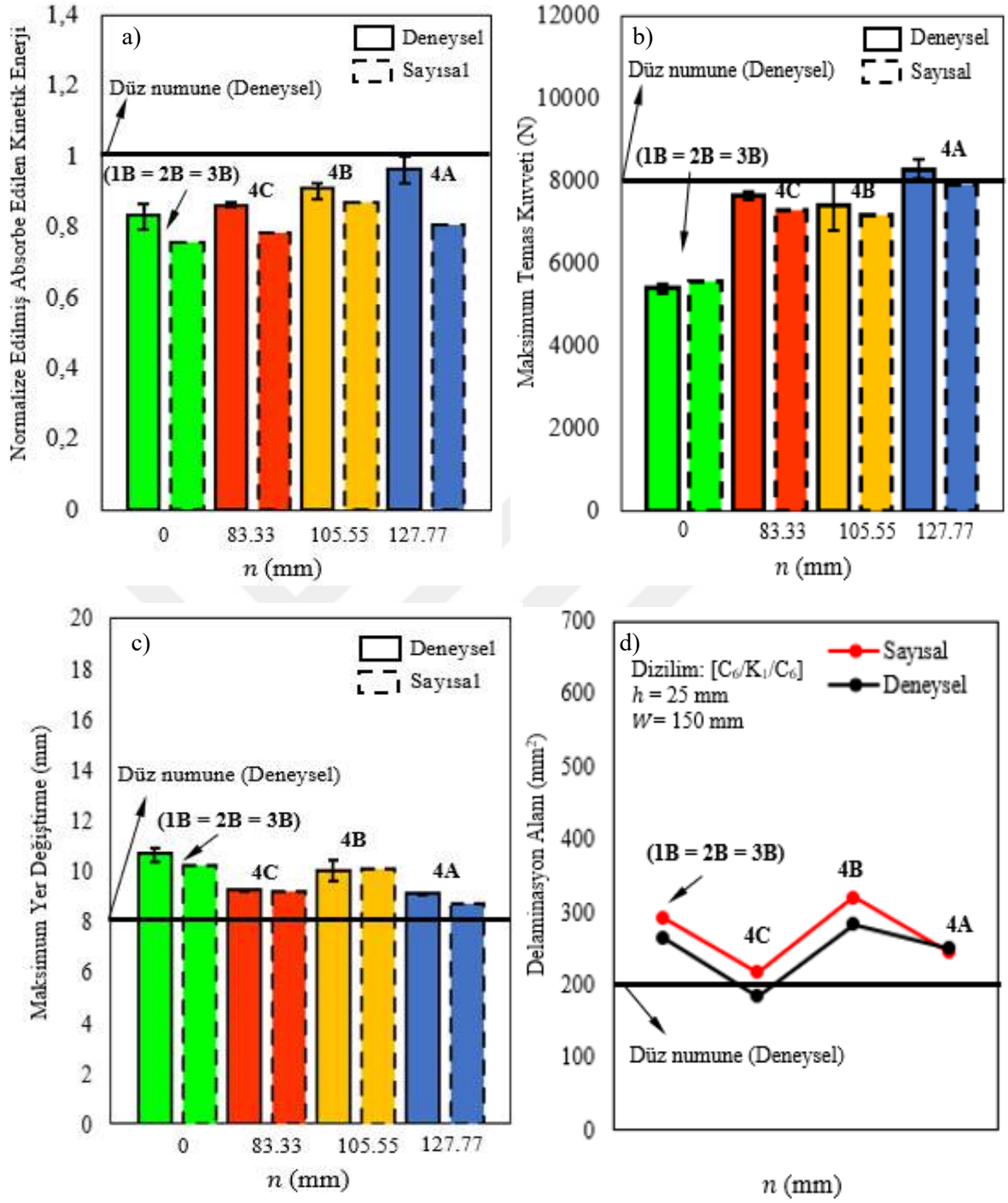
Şekil 5.16. 4A modeli için a) kontak kuvveti-yer değişirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



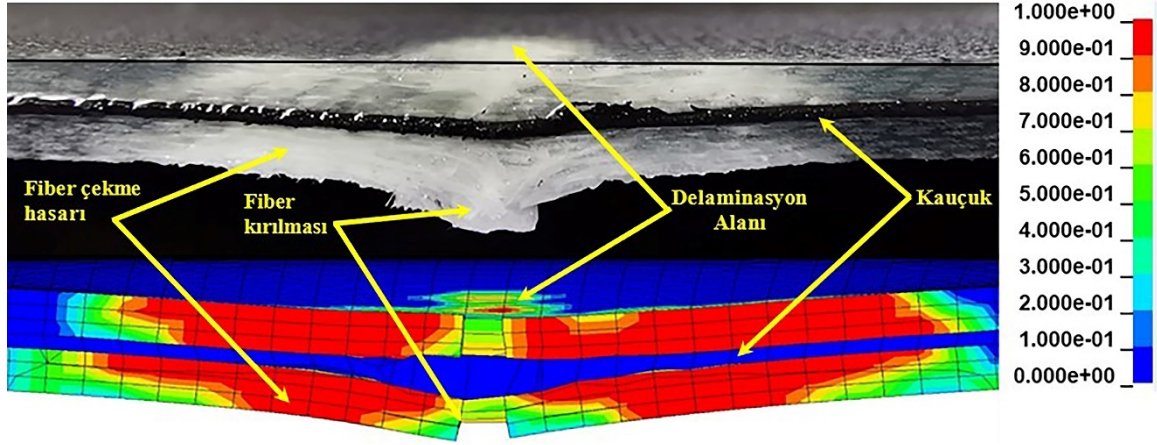
şekil 5.17. 4B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



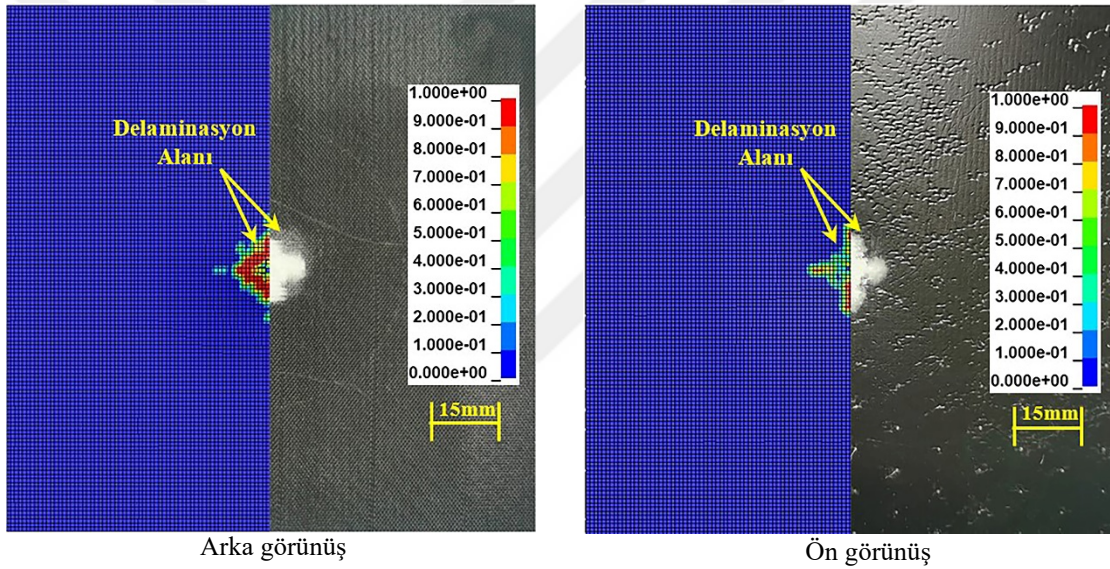
şekil 5.18. 4C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.19. Model-4 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum temas kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.



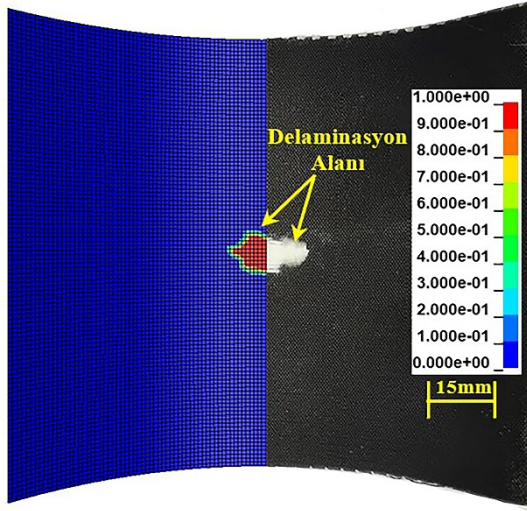
Şekil 5.20. Düz modelin delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması; kesit görünümü.



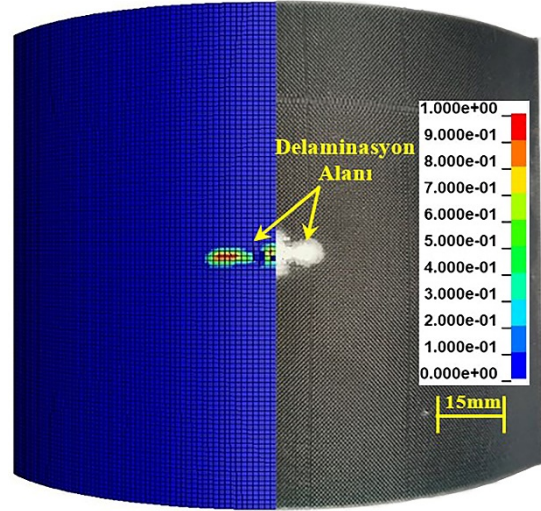
Şekil 5.21. Düz modele ait delaminasyon hasarlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırması.

Bununla birlikte fiber çekme ve fiber kırılma hasarı, çarpma noktasının altındaki arka yüzdeki cam tabakalarda meydana gelmiştir. Bu, plaka eğriliğinin ve çekme gerilmesinin maksimum olduğu konumdur [60]. Ayrıca sonlu elamanlar metodu ile yapılan darbe simülasyonları, fiber kırılması başlangıcının çarpmanın karşı tarafında meydana geldiğini ve kademeli olarak kalınlık boyunca ilerleyerek çarpma noktasına doğru geliştiğini doğrulamaktadır [61]. Şekil 5.21-Şekil 5.32’de darbe testi sonrası tüm eğri yüzey geometrileri için delaminasyon hasar bölgeleri sayısal ve deneysel olarak karşılaştırılmıştır. Vurucunun çarpma anında temas ettiği ilk yüzey, ön görünüş olarak verilmiştir. Temas yüzeyinin alt tarafında kalan yüzey ise arka görünüş olarak gösterilmiştir. Grafikler incelendiğinde, delaminasyon hasar bölgelerinin oldukça yakın olduğu görülebilir.

MAT162 malzeme modeli, fiber takviyeli kompozit plaklarda darbe yüklemesinin neden olduğu delaminasyon şekillerini iyi tahmin etmiştir. Darbe testinde bitişik katmanlar arasındaki düşük eğilme rijitliği ve matris mukavemetinin bir sonucu olarak üst ve alt yüzeydeki katmanlarda (yüksek yerel gerilimler nedeniyle vurucu ucun hemen altından başlayarak) lif yönü boyunca yayılan delaminasyon hasarı görülmektedir [62]. Örgülü elyaf kullanılarak üretilen kompozit plaklarda delaminasyon hasarının fibere paralel ve fibere dik yönlerde yayıldığı gözlemlenmiştir (Şekil 5.21-Şekil 5.32). Eğri ve düz yüzeye sahip fiber takviyeli kompozitler için benzer sonuçlar Kim vd., tarafından rapor edilmiştir [63]. Ayrıca eğri yüzeyli kompozitlerin delaminasyon alanlarının düz plakalara göre daha geniş olduğu görülmektedir. Bu, eğrilik etkisinden kaynaklanmaktadır: yani, düz plakalar ile karşılaştırıldığında eğri yüzeye sahip kompozitlerde vurucunun çarpma yönünde daha fazla hareket etmesi ve buna bağlı olarak darbe süresinin daha uzun olmasından kaynaklanmaktadır [63]. Bu nedenle, darbe etkisinin eğri yüzeyli kompozitlerde düz kompozit plakalardan daha fazla hasara yol açtığı sonucuna varılmıştır. Bununla birlikte; *MAT162* malzeme kartının bir kabiliyeti olarak Tablo 5.2-Tablo 5.5'te eğri yüzeyli kompozit plaklarda meydana gelen fiber çekme, fiber ezilme ve matris hasar durumları sayısal olarak ayrı ayrı verilmiştir. Darbe etkisi altında kompozit yapılarda meydana gelen hasarların kronolojik sıralaması değerlendirildiğinde; ilk olarak matris çatlağı ile başlayan ardından tabakalar arası ayrılma (delaminasyon) hasarı ile devam eden ve en sonunda hasarın yayılması ile birlikte fiber kırılmalarının meydana geldiği bir hasar süreci ortaya çıkmıştır [59]. Fiber hasarları genelde yüksek darbe enerjisi ile ilişkilendirilmektedir [63]. Bu çalışmada sabit (30 J) darbe etkisi altında yapılan analizlerde, Tablo 5.1-Tablo 5.4'te görüldüğü gibi modellerin tamamında matris hasarlarının fiber hasarlarına göre daha belirgin olduğu ve daha geniş bir alana yayıldığı söylenebilir [65]. Kontur grafikler incelendiğinde, tüm modellerde üst yüzey tabakasının darbe bölgesinde fiber doğrultularında (dokuma nedeniyle yatay ve düşey yönde) elemanların silindiği belirlenmiştir. Bu durum, üst yüzey tabakasında matris çatlaması ve devamında fiber kırılması ile sonuçlanan yıkıcı hasarların oluştuğunu gösterir. Bu nedenle, modellerde meydana gelen baskın hasar tipleri, darbe enerjisinin büyük çoğunluğunu emen tabakalarda ayrılma ve matris hasarı iken, nihai hasar fiber çekme şeklindedir [64]

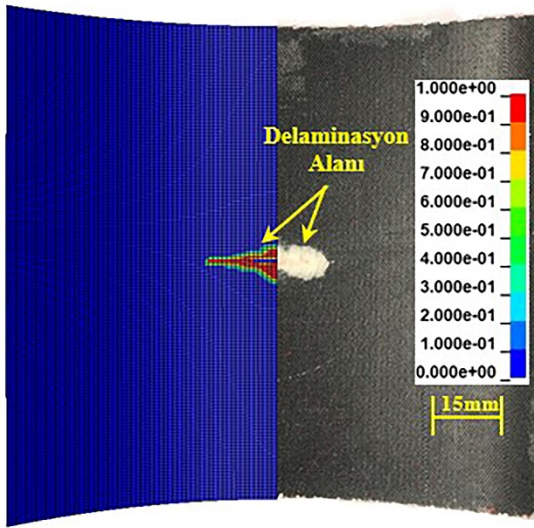


Arka görünüş

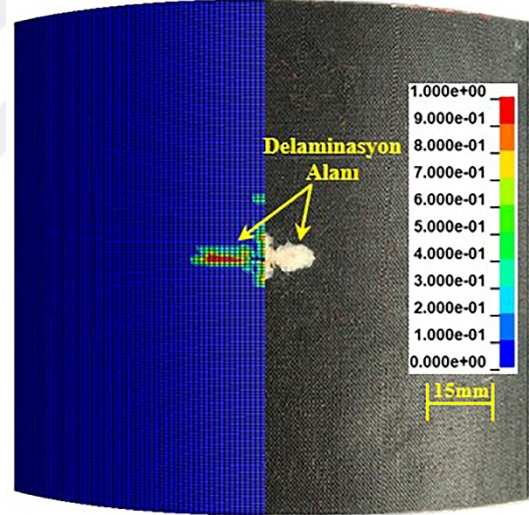


Ön görünüş

Şekil 5.22. Model-1A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

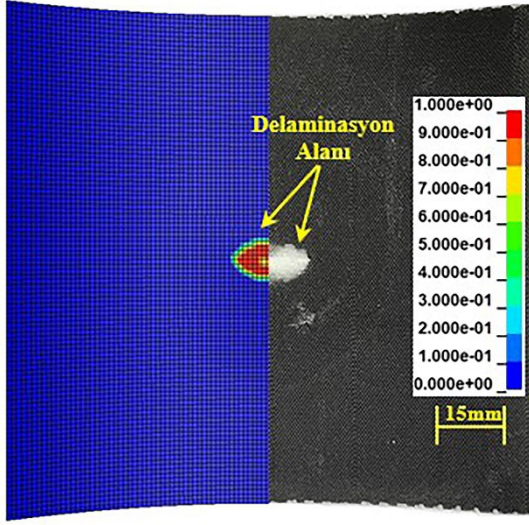


Arka görünüş

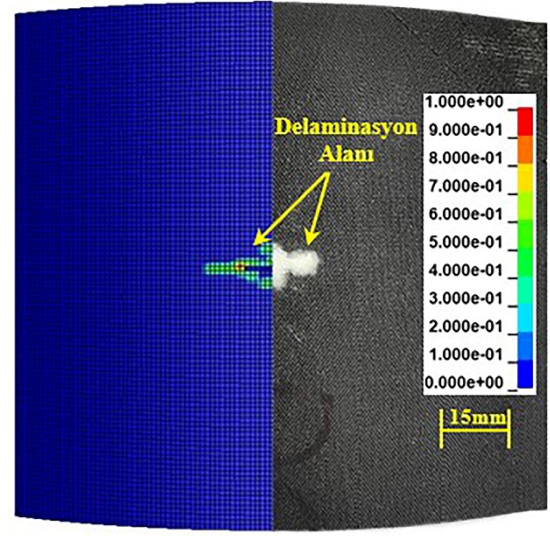


Ön görünüş

Şekil 5.23. Model-1B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

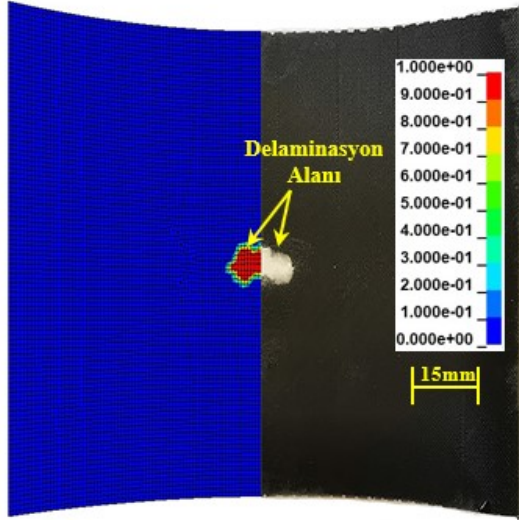


Arka görünüş

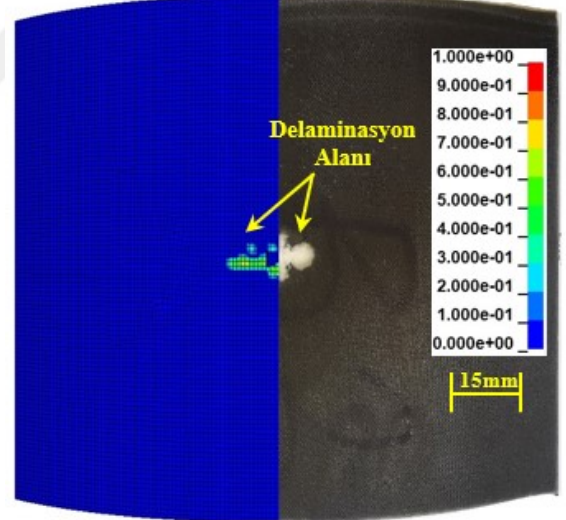


Ön görünüş

Şekil 5.24. Model-1C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

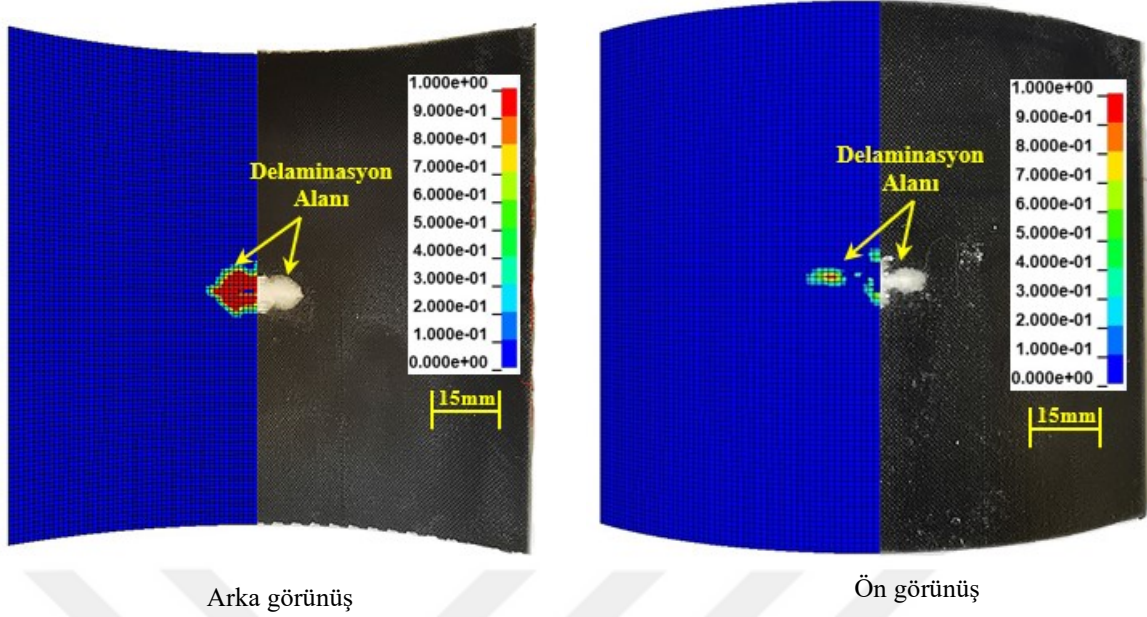


Arka görünüş

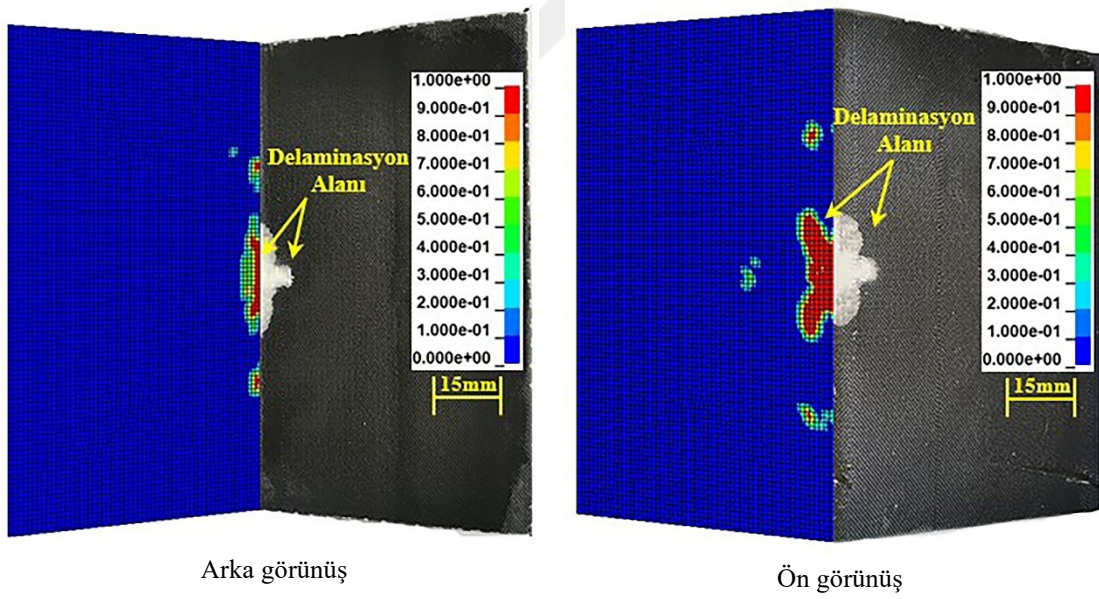


Ön görünüş

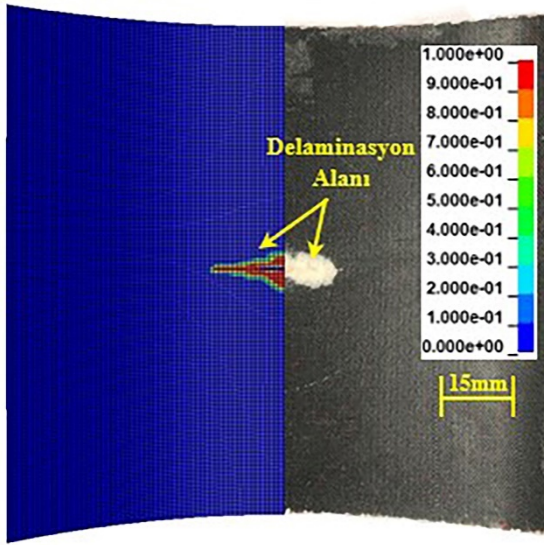
Şekil 5.25. Model-2A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.



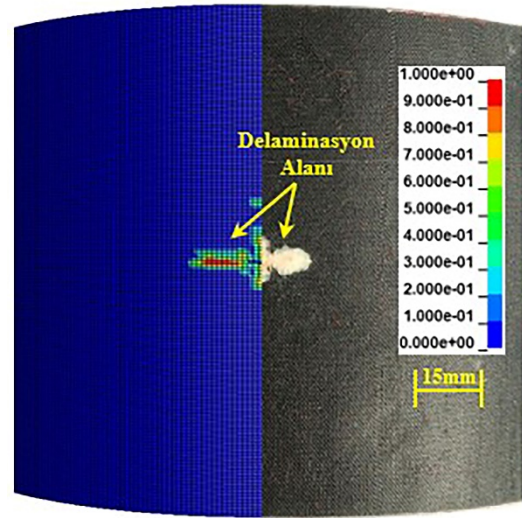
Şekil 5.26. Model-2C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.



Şekil 5.27. Model-3A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

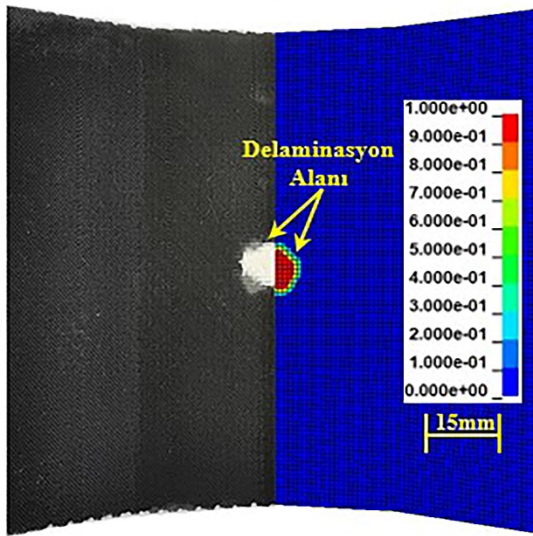


Arka görünüş

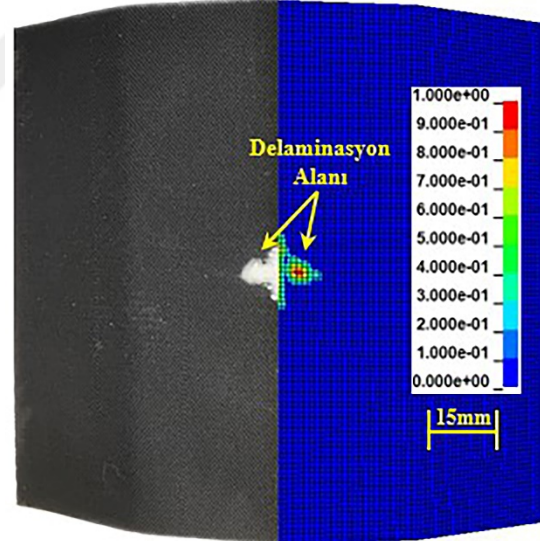


Ön görünüş

Şekil 5.28. Model-3B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

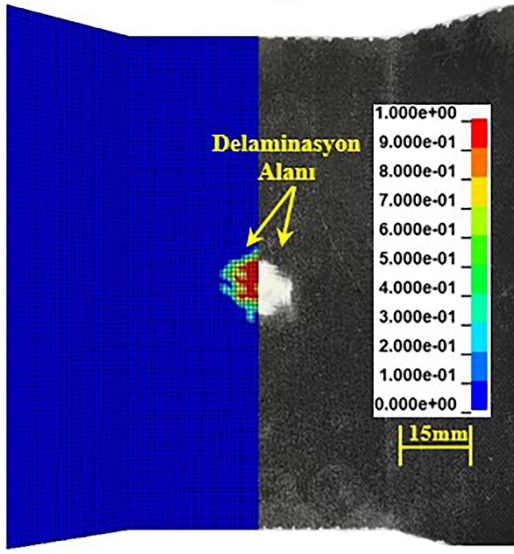


Arka görünüş

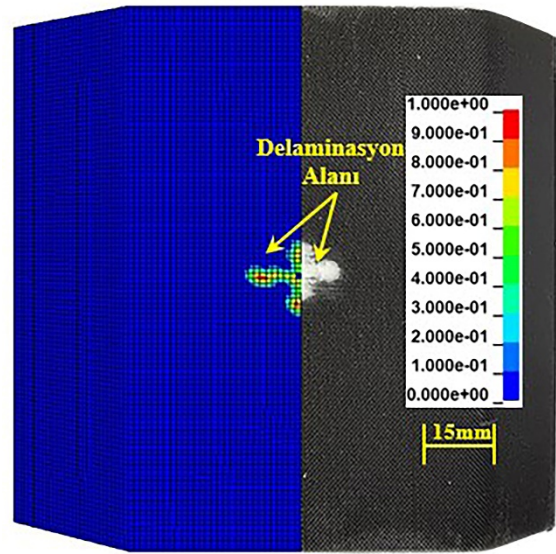


Ön görünüş

Şekil 5.29. Model-3C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

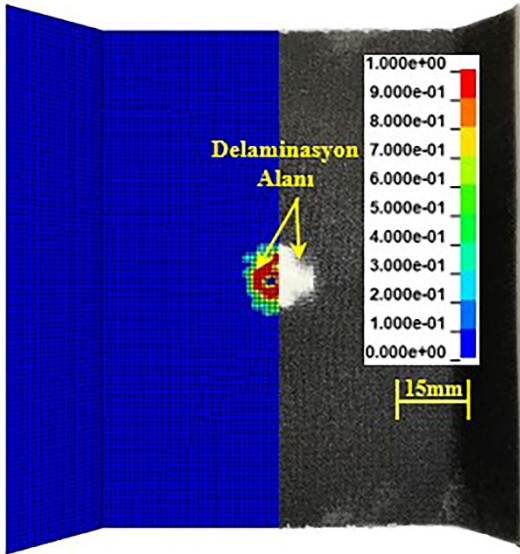


Arka görünüş

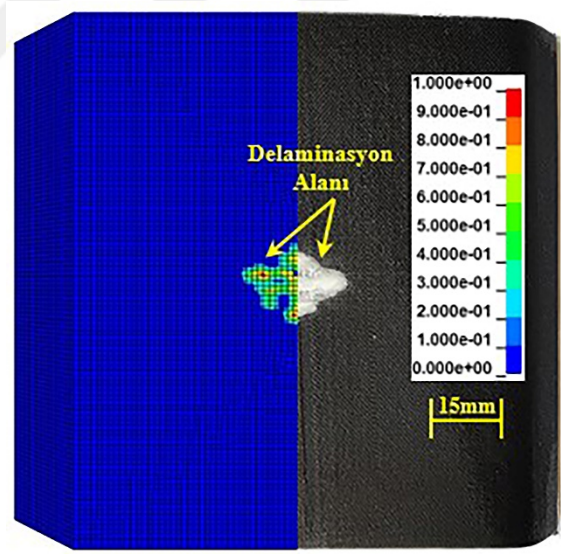


Ön görünüş

Şekil 5.30. Model-4A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

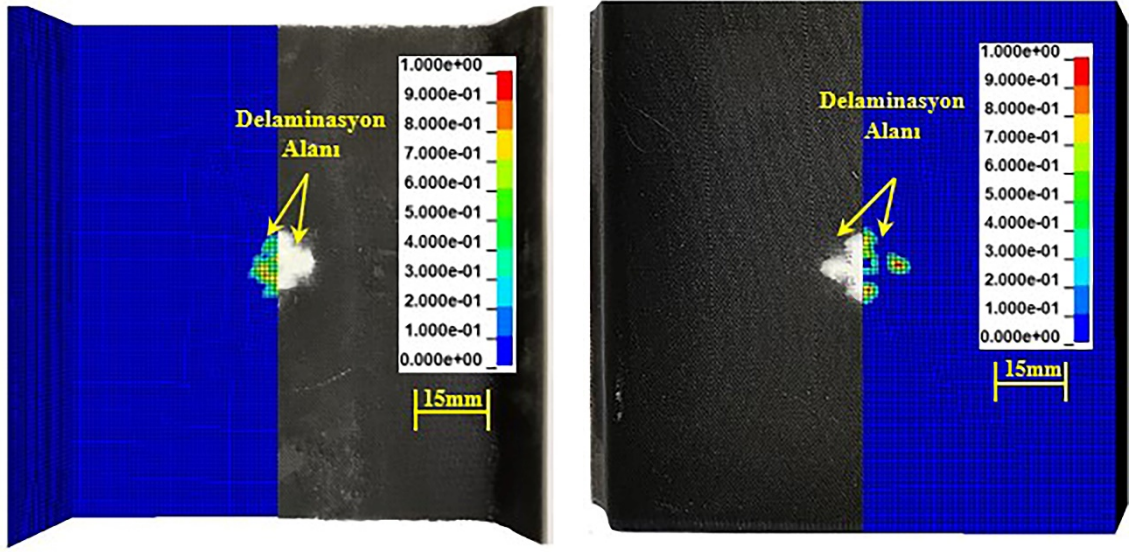


Arka görünüş



Ön görünüş

Şekil 5.31. Model-4B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

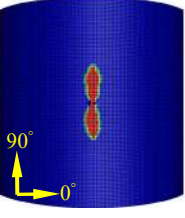
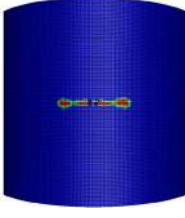
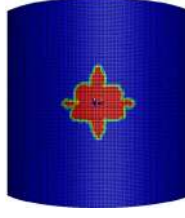
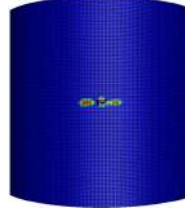
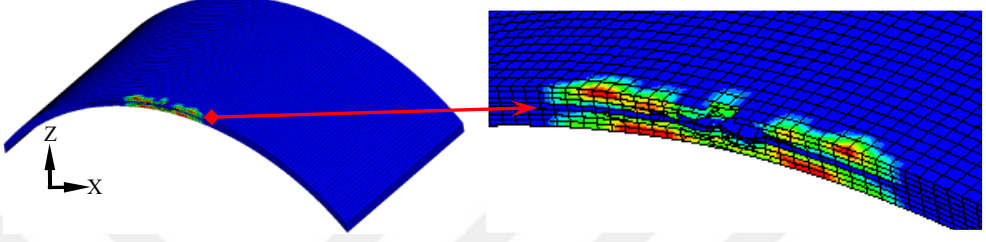
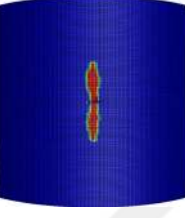
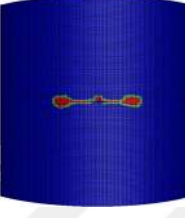
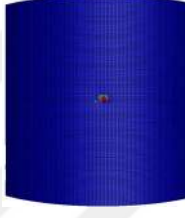
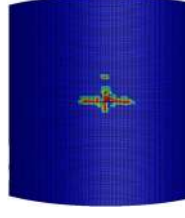
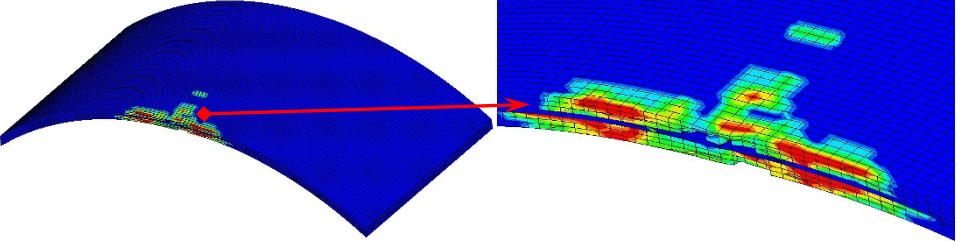
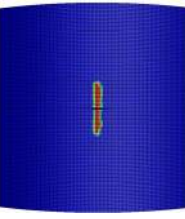
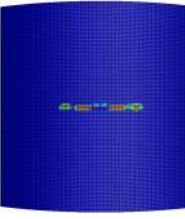
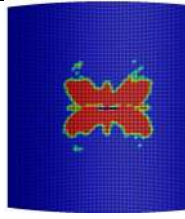
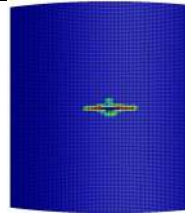
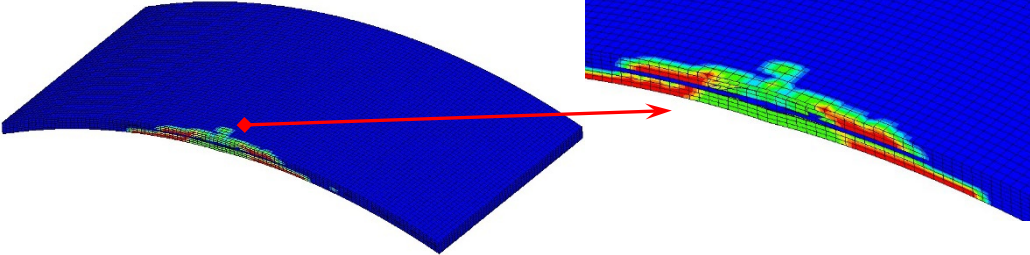


Arka görünüş

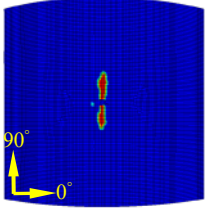
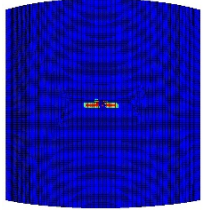
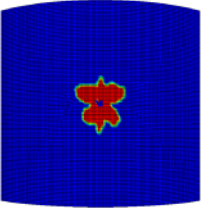
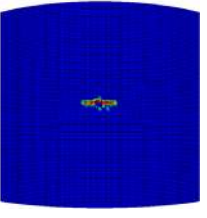
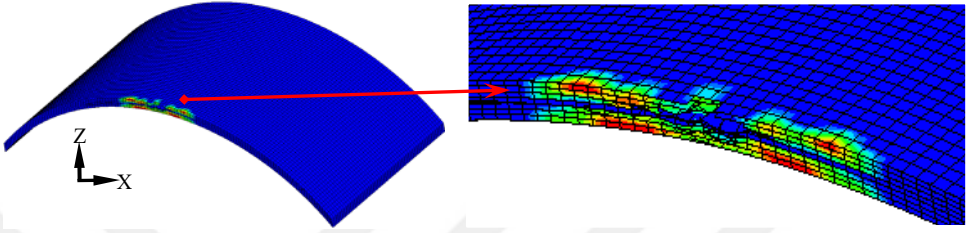
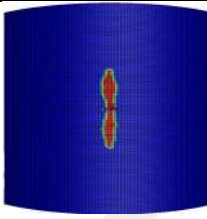
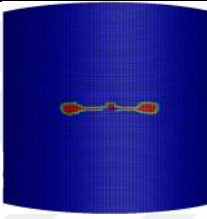
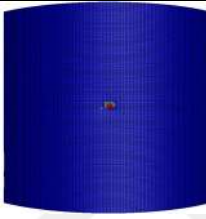
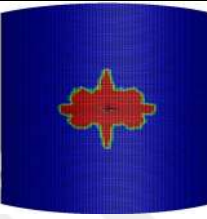
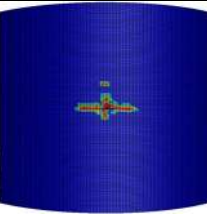
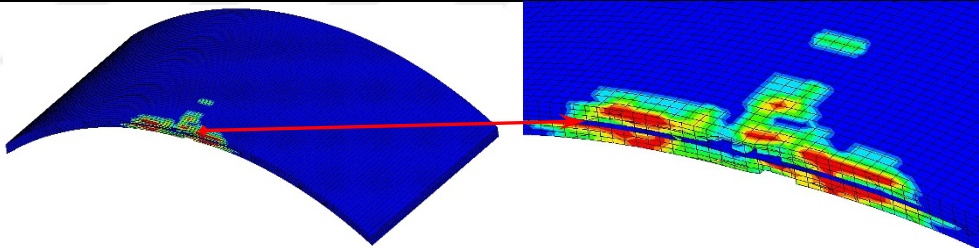
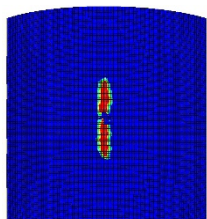
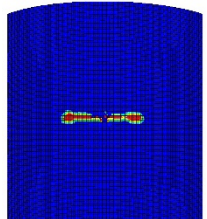
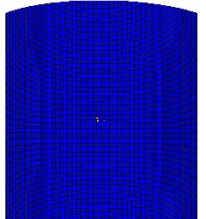
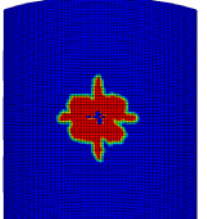
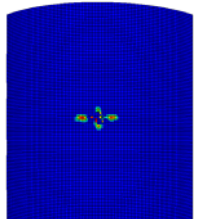
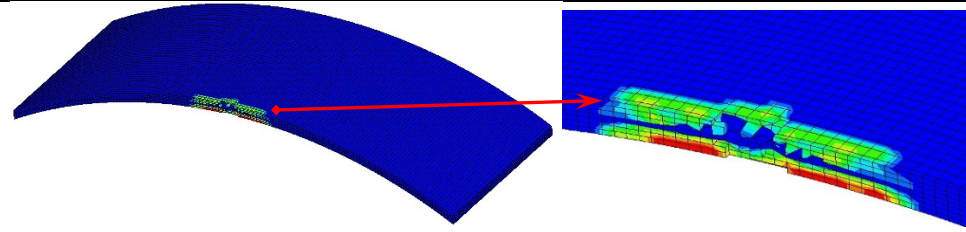
Ön görünüş

Şekil 5.32. Model-4C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

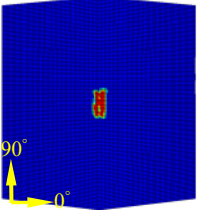
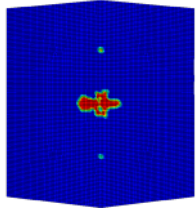
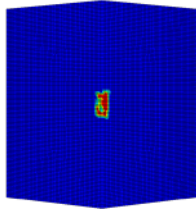
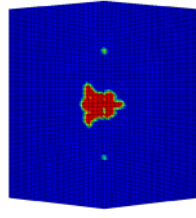
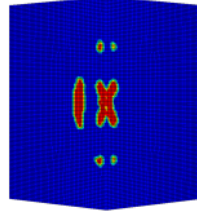
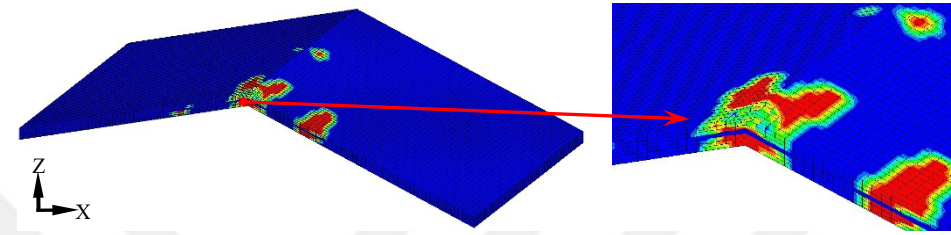
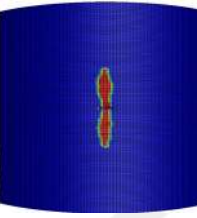
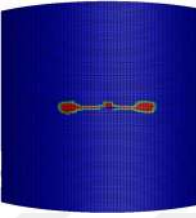
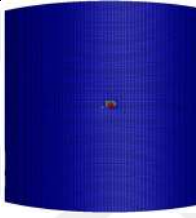
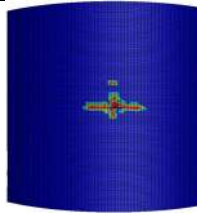
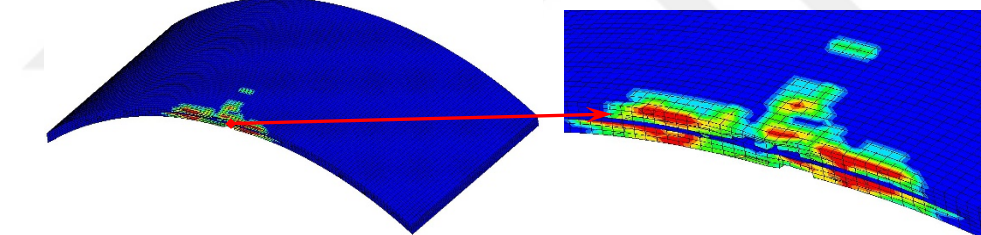
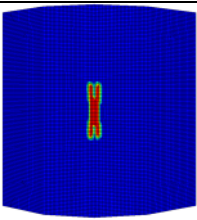
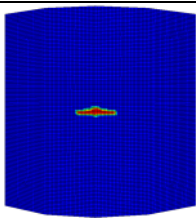
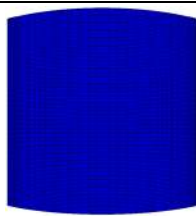
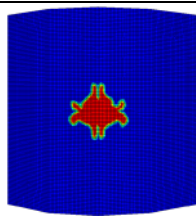
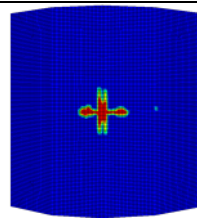
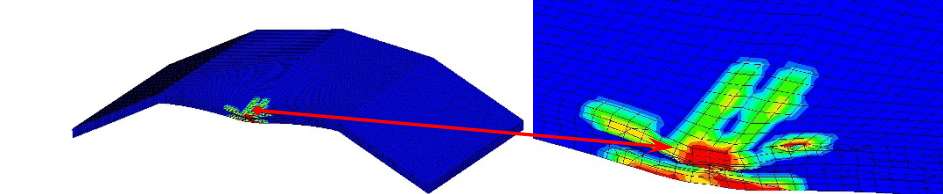
Tablo 5.2. Model-1'e ait hasar türleri.

Hasar Tipi		Fiber çekme a -yönünde	Fiber çekme b -yönünde	Fiber ezilme	Düzlemde matris	Kalınlık boyunca matris
1A	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
1B	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
1C	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					

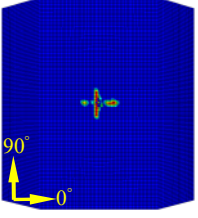
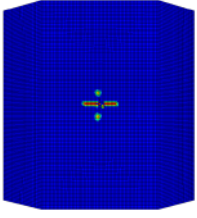
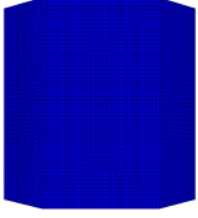
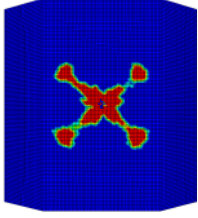
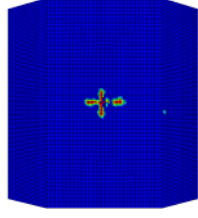
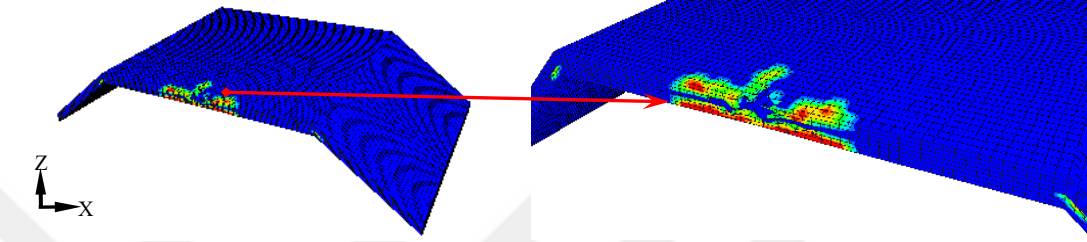
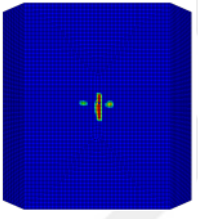
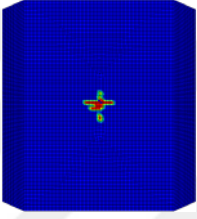
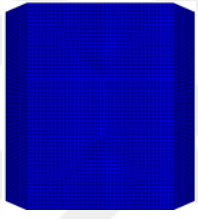
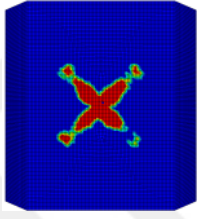
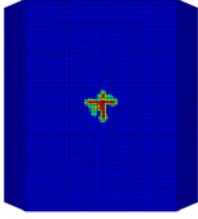
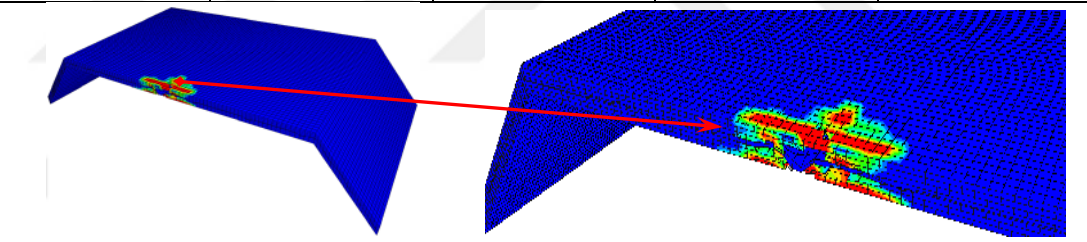
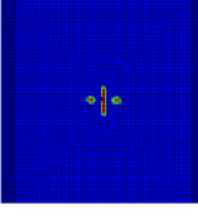
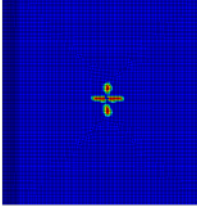
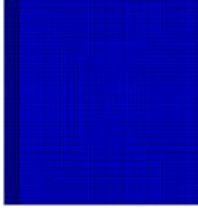
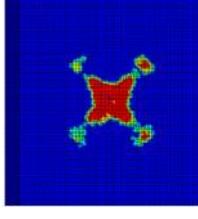
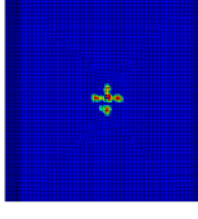
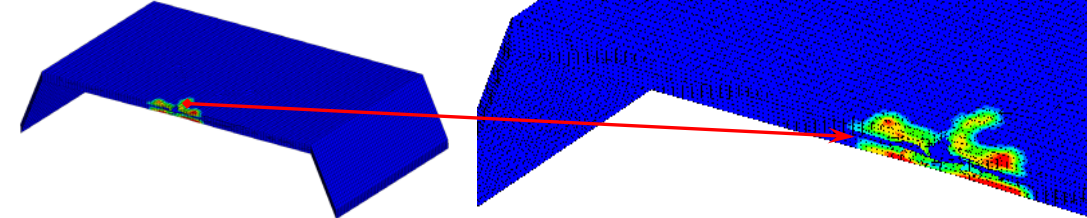
Tablo 5.3. Model-2 için hasar görüntüleri.

Hasar Tipi		Fiber çekme <i>a</i> -yönünde	Fiber çekme <i>b</i> -yönünde	Fiber ezilme	Düzlemde matris	Kalınlık boyunca matris
2A	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
2B	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
2C	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					

Tablo 5.4. Model-3 için hasar görüntüleri.

Hasar Tipi		Fiber çekme a - yönünde	Fiber çekme b - yönünde	Fiber ezilme	Düzlemde matris	Kalınlık boyunca matris
3A	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
3B	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
3C	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					

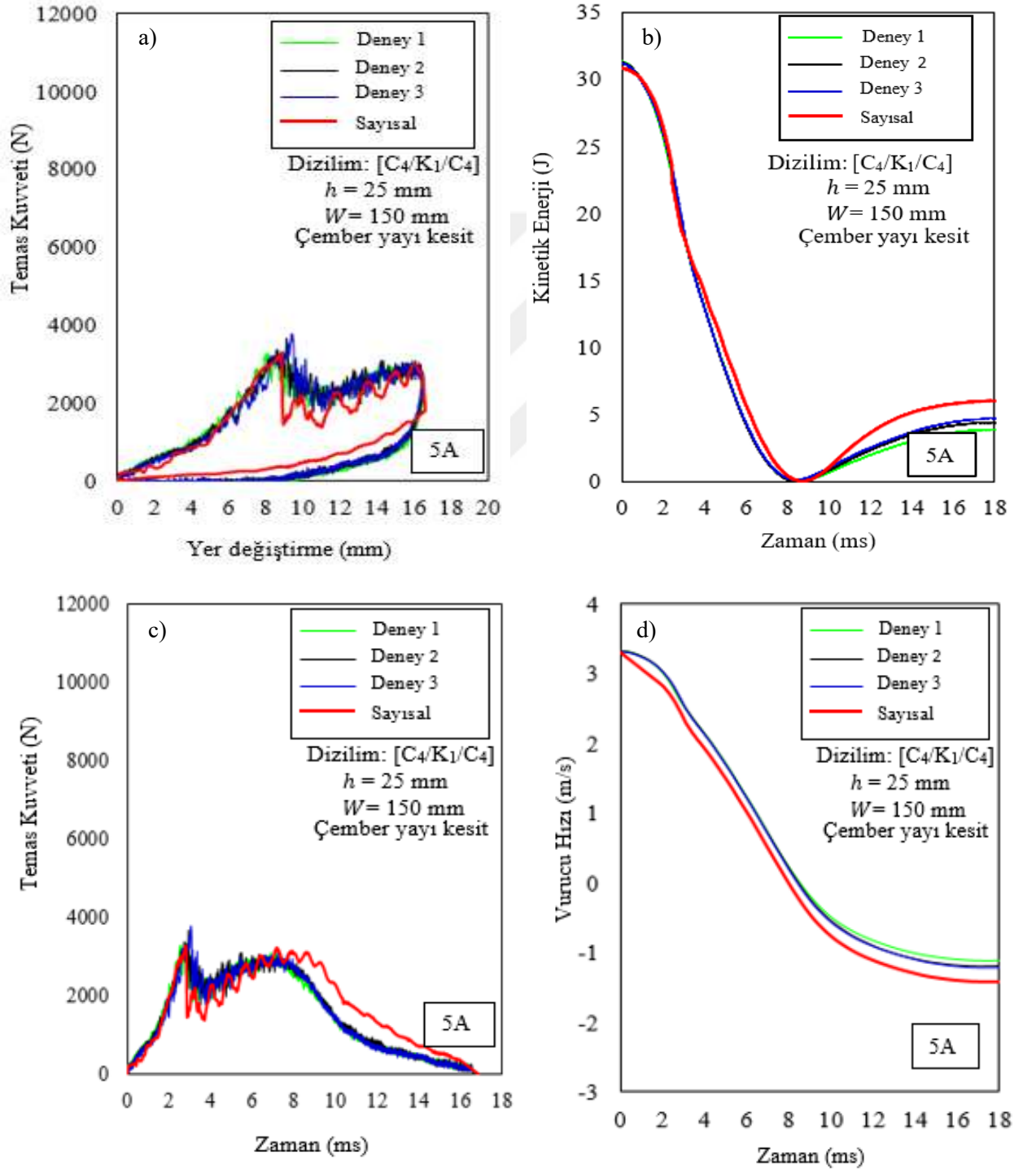
Tablo 5.5. Model-4 için hasar görüntüleri.

Hasar Tipi		Fiber çekme <i>a</i> -yönünde	Fiber çekme <i>b</i> -yönünde	Fiber ezilme	Düzlemde matris	Kalınlık boyunca matris
4A	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
4B	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					
4C	Üst görünüş					
	Kesit görünüş (Delaminasyon)					

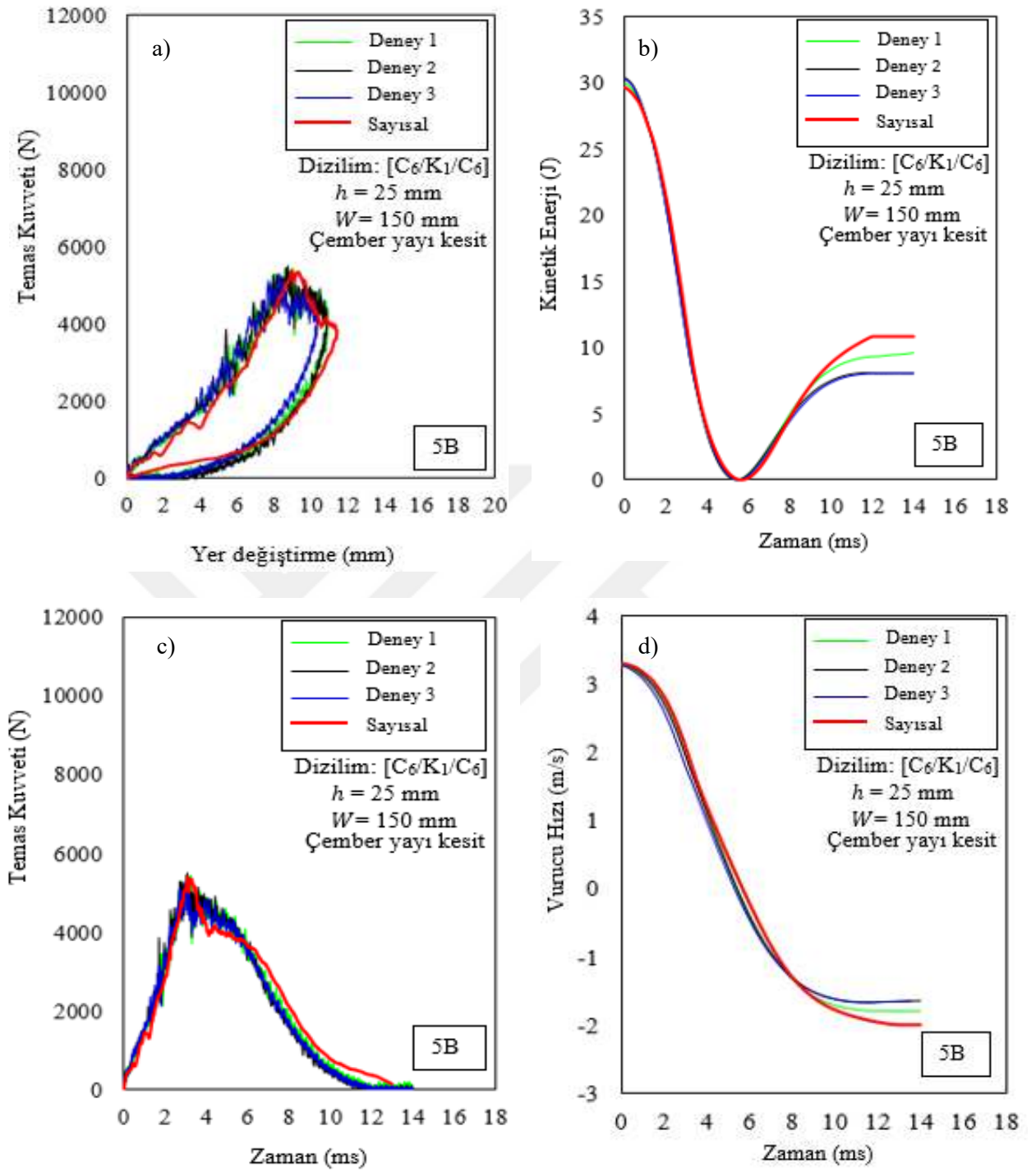
5.3. Cam Fiber Kompozit / Kauçuk Diziliminin Etkisi

Dokuma cam fiberlerin oryantasyon açısı ile darbe sönümleyici olarak kullanılan kauçuk tabakaların dizilimlerinin darbe dayanımı ve hasar davranışı üzerindeki etkisini incelemek amacıyla Tablo 4.5-Tablo 4.11’de tasarım detayları verilen modeller üzerine deneysel ve sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Deneyler ve sayısal analizler sonucunda elde edilen grafikler karşılaştırılarak sunulmuştur. Şekil 5.33-Şekil 5.35’te farklı cam elyaf kalınlıklarının incelendiği Model-5 için kontak kuvveti-yer değiştirme, kinetik enerji-zaman, kontak kuvveti-zaman ve vurucu hızı- zaman grafikleri verilmiştir. Grafikler incelendiğinde genel olarak deneysel sonuçların sayısal analiz sonuçları ile uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Kontak kuvveti-yer değiştirme grafikleri incelendiğinde çarpma sonrası vurucuların geri sektiği ve maksimum yer değiştirme seviyesine ulaştıktan sonra ilk konumlarına geri döndükleri görülmektedir (rebounding). Burada tepe kuvveti, vurucu ile numune arasındaki temas olayı sırasında kaydedilen maksimum kuvvet değerini ifade etmektedir. Grafik altında kalan kapalı alan ise kompozit plaka tarafından emilen enerjiyi, yani testin sonunda vurucudan numuneye aktarılan enerji miktarını ifade etmektedir. Elyaf kalınlığı en az olan modelde (5A) ilk ani kuvvet düşüşü ve sonrasında devam eden küçük kuvvet iniş çıkışları, kalın elyaf kalınlığına sahip diğer modellere göre daha belirgin ve daha fazladır. Bu durum daha büyük bir rijitlik kaybı olduğunu gösterir ve daha büyük bir hasarın habercisi olabilir. Hasarın başladığı anda elastik deformasyon yoluyla yapıda depolanan daha büyük iç enerjinin daha büyük hasara yol açması beklenebilir [3]. Fiber kalınlığı arttıkça iniş çıkışların azaldığı ve daha stabil darbe davranışı sergiledikleri görülmüştür. Ayrıca kuvvet-yer-değiştirme grafiğinde oluşan kapalı alan azalarak, kuvvet artış yönünün, dönüş yönüne yaklaştığı belirlenebilir. Bu ise absorbe enerjisinin düşüşünü tetikler (Şekil 5.33a-Şekil 5.35a). Mekanikte, vurucunun sahip olduğu kinetik enerji, hızı ile doğru orantılı olarak hesaplanmaktadır. Darbe testinde vurucunun numuneye çarpma anında hızı maksimumdur (Şekil 5.33d-Şekil 5.35d) ve buna bağlı olarak elde edilen maksimum enerji değeri darbe enerjisi olarak belirlenmektedir. Şekil 5.33b-Şekil 5.35’b’de 30 J darbe enerjisine sahip vurucuların çarpma sonrasında zamanla enerjilerindeki değişim verilmiştir. Grafikler incelendiğinde vurucuların çarpma ile birlikte enerjilerinin azaldığı ve deneysel ve sayısal olarak aynı anda sıfır değerine ulaştıkları görülmektedir. Bu durumun elde edilmesinde, sayısal modelde vurucu üzerine uygulanan 9.806 m/s^2 ’lik yer çekimi ivmesinin önemi büyüktür. Geri sekme ile birlikte tekrar yükselen enerji grafiğinde, sabit kalan enerji değeri, plaka tarafından gerçekleştirilen darbe sönümlemesi sonrası vurucuya geri aktardığı elastik enerjidir [40]. Dolayısı ile bu değer ne kadar az ise plaka tarafından daha fazla darbe enerjisi absorbe edildiği anlaşılmaktadır (Şekil 5.36a). Kontak kuvvetinin zamanla değişimi incelendiğinde, çarpma işlemi sırasında, temas ile birlikte kuvvet hızla yükseldiği ve daha sonra ara yüzlerin delaminasyonu nedeniyle dalgalanmanın bir süre devam ettiği görülmüştür. Son olarak, elastik toparlanma nedeniyle temas kuvvetinin azaldığı ve

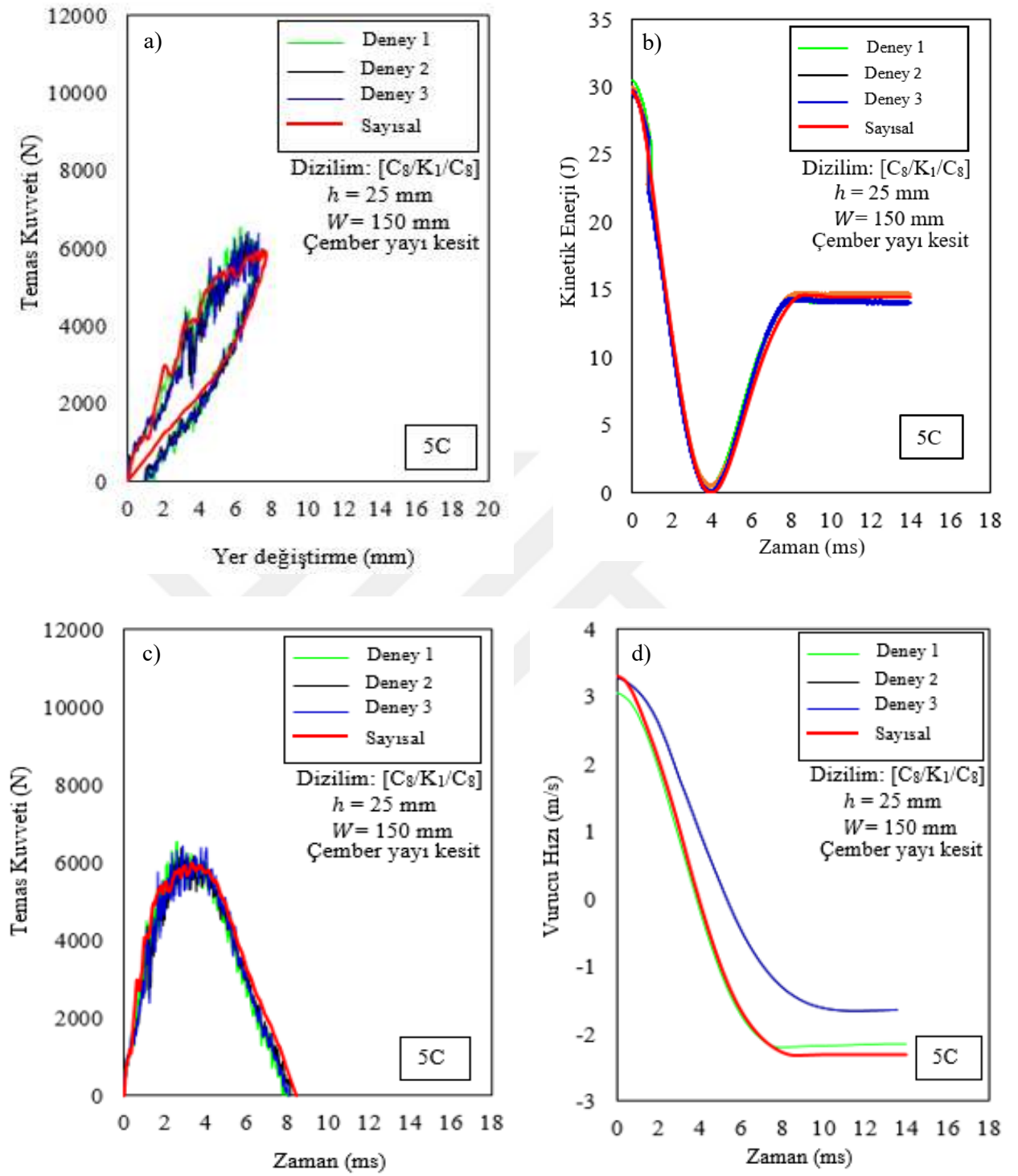
sıfıra düştüğü görülmüştür (Şekil 5.33a-Şekil 5.35a). Bununla birlikte Tablo 4.6-Tablo 4.11 arasında tasarım detayları verilen diğer modeller için kontak kuvveti-yer değiştirme/zaman grafikleri ile zamana bağlı kinetik enerji ve vurucu hızı eğrileri Şekil 5.34-Şekil 5.61 arasında ayrı ayrı sunulmuştur.



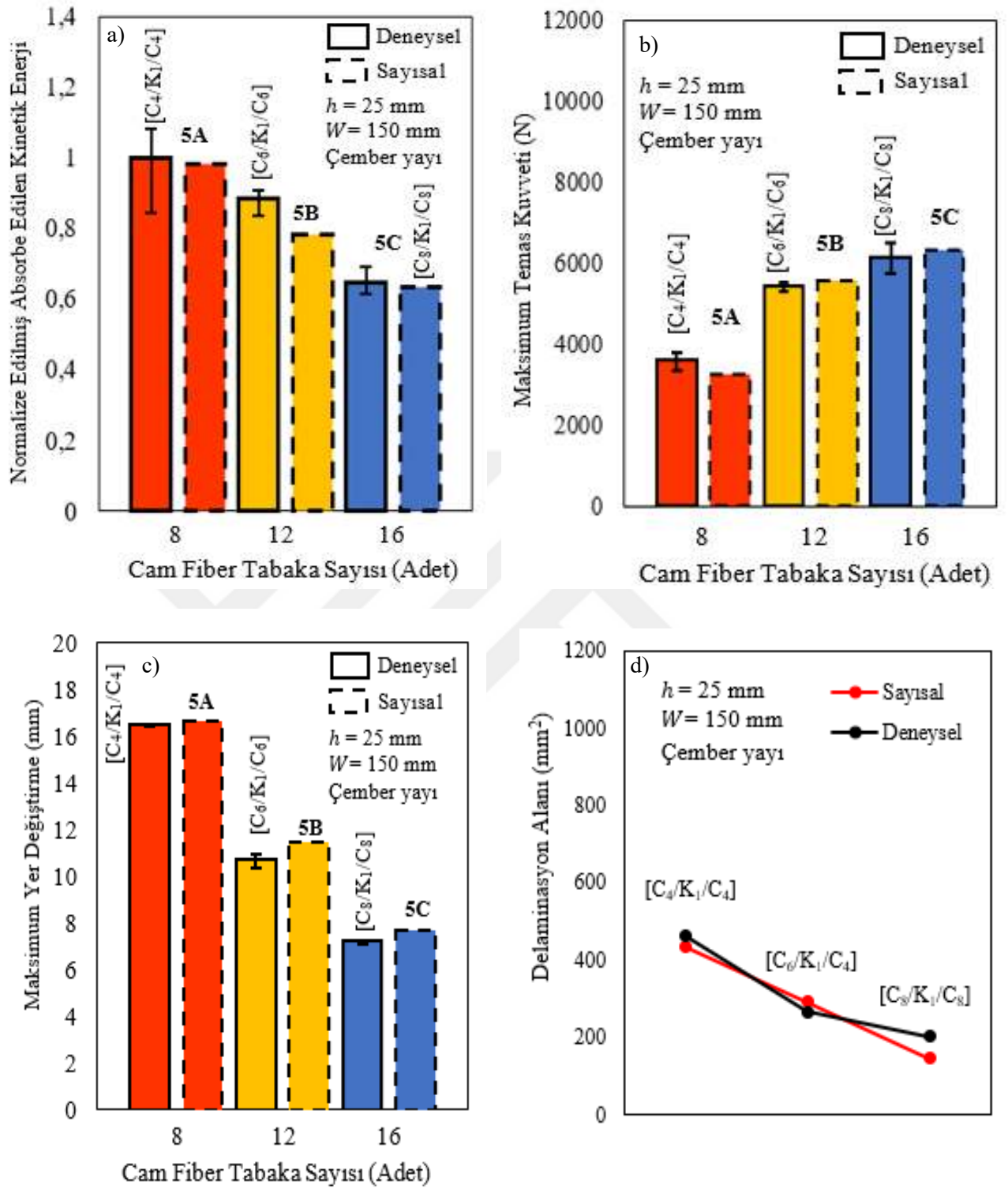
Şekil 5.33. 5A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



şekil 5.34. 5B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



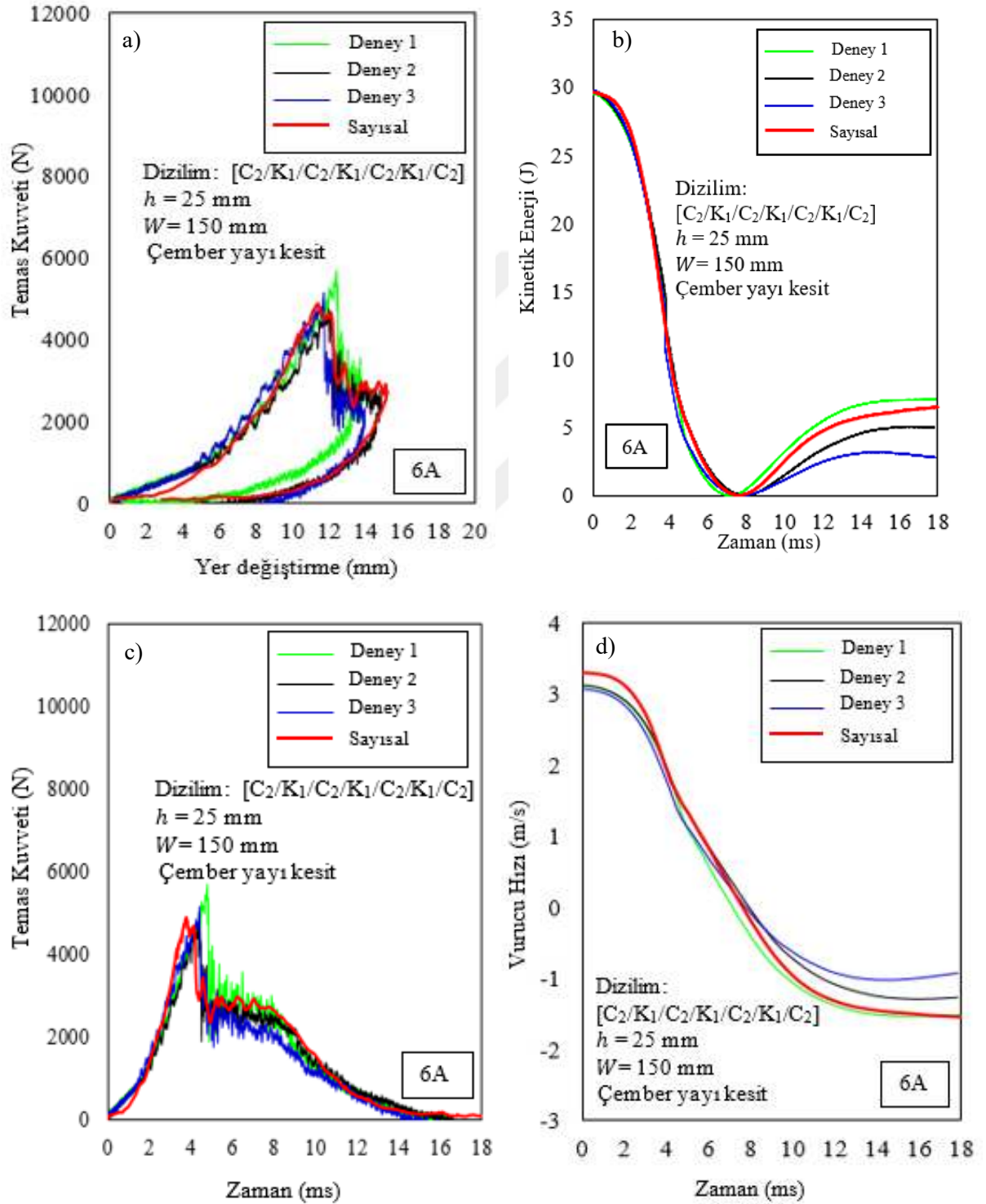
Şekil 5.35. 5C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



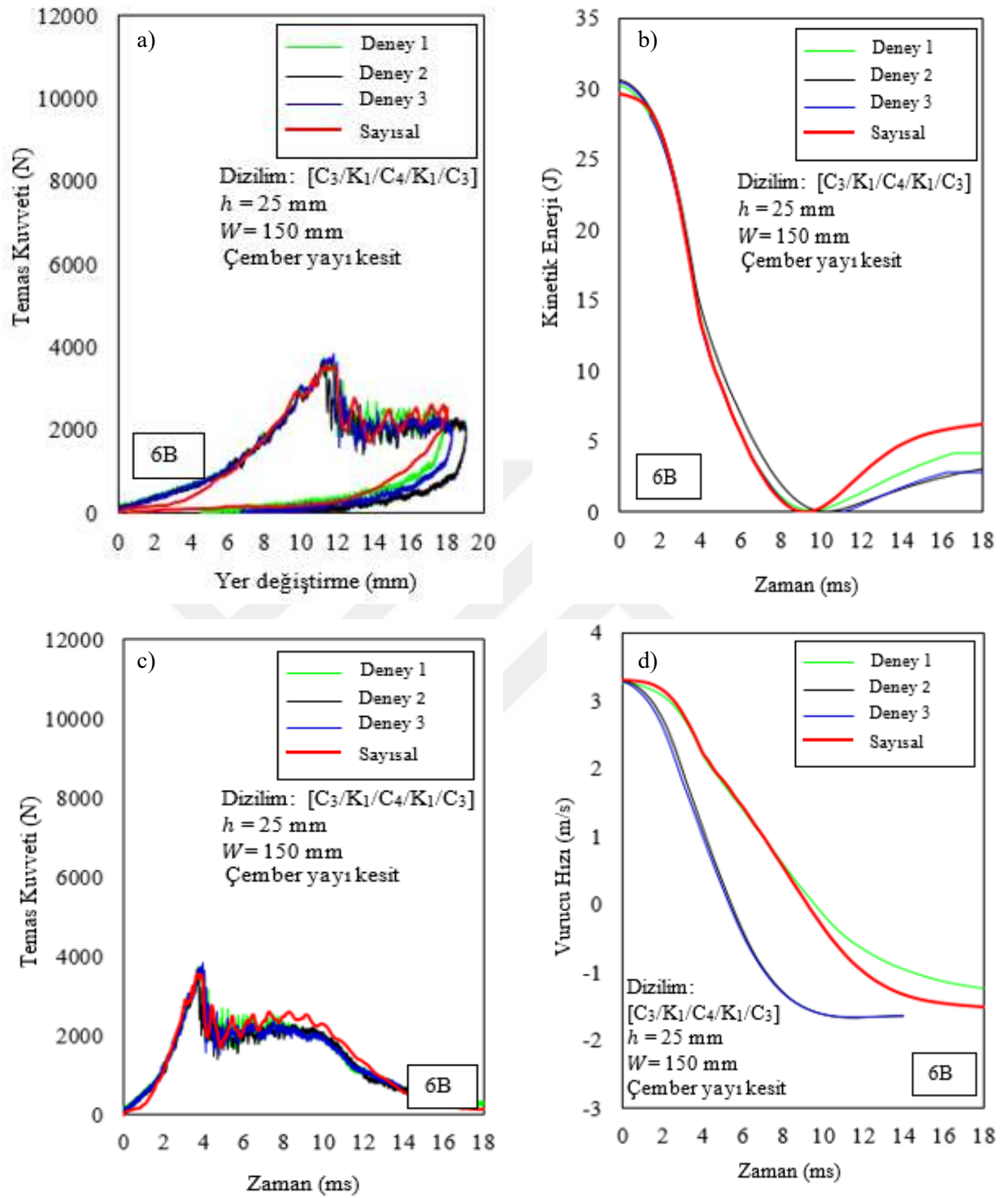
Şekil 5.36. Model-5 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Şekil 5.36a’da Tablo 4.5’te de tasarım detayları verilen, sabit kauçuk ara tabaka kalınlığına (0.5 mm) ve eğri yüzeye (Model-1B=2B=3B) sahip kompozitlerde, cam fiber kalınlığının değişimine bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde cam fiber kalınlığı arttıkça sandviç plakların darbe absorbe enerjileri azalmıştır. Üretimi gerçekleştirilen numunelerden $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip kompozitlerin kalınlığı 2.95 mm, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimine sahip kompozitlerin kalınlığı 3.7 mm ve $[C_8/K_1/C_8]$ dizilimine sahip kompozitlerin kalınlığı 5.7 mm olarak ölçülmüştür. $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip sandviç kompozitler ile karşılaştırıldığında, fiber kalınlığının 0.75 mm artmasıyla kompozitlerin ($[C_6/K_1/C_6]$) darbe absorbe enerjilerinin %12 azaldığı ve fiber kalınlığının 2.75 mm artmasıyla ($[C_8/K_1/C_8]$) darbe absorbe enerjilerinin yaklaşık olarak %35 azaldığı gözlemlenmiştir. Atas vd. yaptıkları çalışmada çeşitli kalınlıklarda dokuma E-cam/epoksi kompozitler üzerine farklı enerji seviyelerinde tekrarlanan darbe testleri gerçekleştirerek kompozit kalınlığının darbe absorbe enerjisi üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Analizleri sonucunda özellikle düşük darbe enerji seviyelerinde (40 J ve altındaki enerji seviyelerinde) tabaka kalınlığı azaldıkça darbe absorbe enerjilerinin arttığını gözlemlemişlerdir [65]. Şekil 5.36b’de cam fiber kalınlığının değişimine bağlı olarak sandviç plaklarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde, cam fiber kalınlığının artışına paralel olarak sandviç plaklar üzerinden okunan maksimum kontak kuvveti değerleri artmıştır. Kompozitlerde plak kalınlığının, maksimum temas kuvveti değerleriyle orantılı olduğu yapılan çalışmalarla bilinmektedir [66]. $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip model için maksimum kontak kuvveti 3597 N olarak ölçülürken, $[C_6/K_1/C_6]$ ve $[C_8/K_1/C_8]$ modelleri için bu değer sırasıyla 5415 N ve 6157 N olarak belirlenmiştir. Cam fiber kalınlığının %93 kadar artması, temas kuvvetini %71 kadar artırmıştır. Şekil 5.36c’de fiber kalınlığının vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Cam fiber kalınlığının artmasıyla sandviç yapılar daha çok rijit malzeme davranışı göstererek vurucunun yer değiştirmesini kısıtlamışlardır [57]. Cam elyaf kalınlığı en az olan $[C_4/K_1/C_4]$ modeline ait maksimum yer değiştirme miktarı, cam elyaf kalınlığı en fazla olan $[C_8/K_1/C_8]$ modelinin yaklaşık olarak iki katıdır. Şekil 5.36d’de sandviç kompozitlerin vurucu ile ilk temas ettiği üst yüzeyde meydana gelen delaminasyon alanları deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi sonuçlar uyumludur. Aynı darbe enerji seviyesi altında sandviç plaka kalınlığı azaldıkça yapıda meydana gelen hasar miktarı artmaktadır. Temas ile birlikte matris çatlağı ile başlayan hasar, çatlak ilerlemesi ile tabakalar arası ayrılmalara (delaminasyon) neden olduğu bilinmektedir. İnce plaklarda, daha kalın plaklara göre aynı darbe enerji seviyesi altında çatlak ilerlemesi daha hızlı olmaktadır. Şekil 5.36d’de görüldüğü gibi $[C_4/K_1/C_4]$ modeli için delaminasyon alanı 462 mm^2 iken, $[C_6/K_1/C_6]$ ve $[C_8/K_1/C_8]$ modelleri için bu değer sırasıyla 265 mm^2 ve 202 mm^2 ’dir. Reddy vd. yaptıkları çalışmada, farklı kalınlıklarda ürettikleri cam elyaf kompozit plaklar üzerine sabit enerji seviyesinde darbe testleri

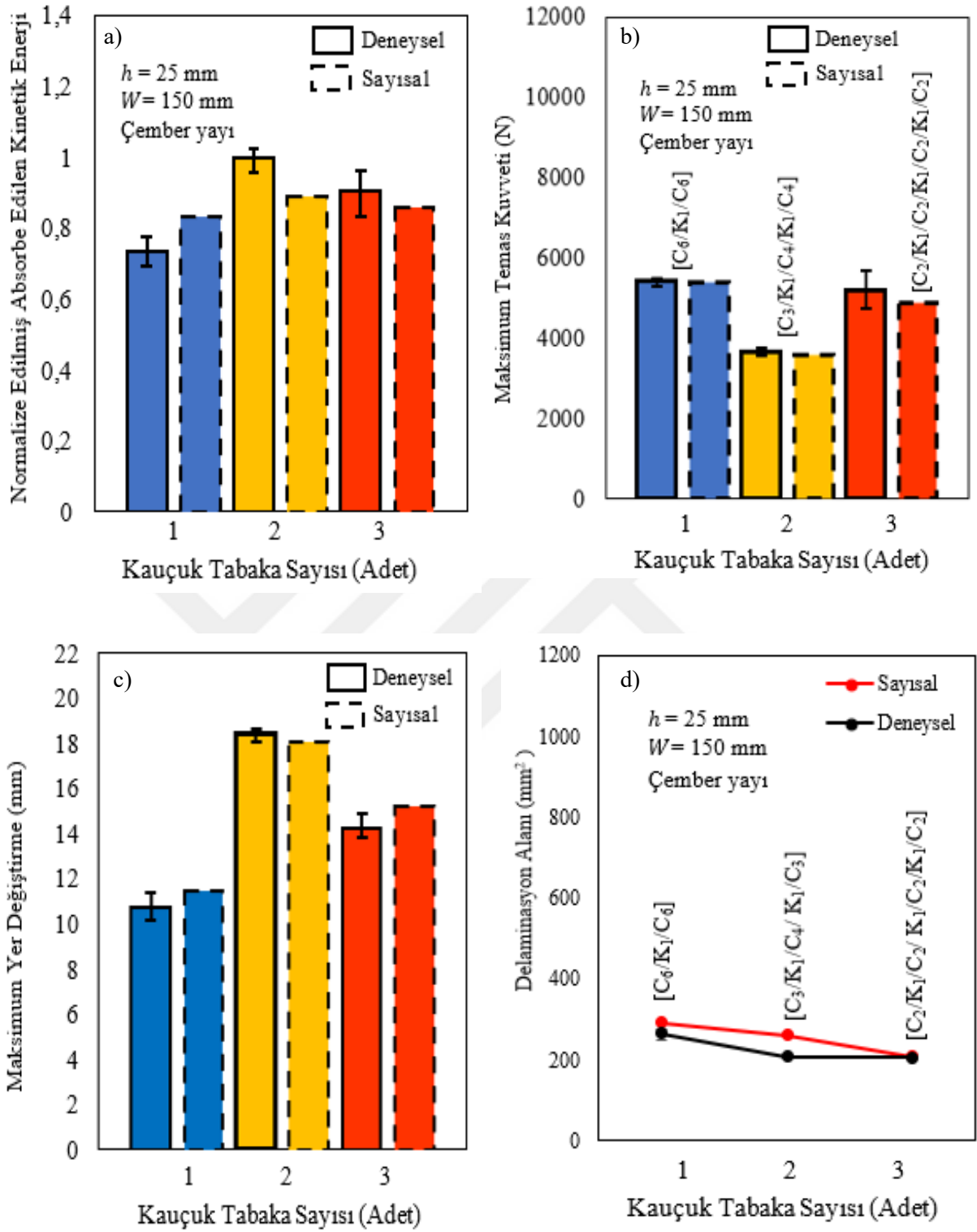
gerçekleştirerek kompozit kalınlığının delaminasyon hasar alanı üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Sonuçta delinme hasarı (perforation) gerçekleşen ince numunelerde sadece fiber kırılmaları gözlemlerken, kalın plaklarda plaka kalınlığı arttıkça delaminasyon bölgesinin azaldığını gözlemlemişlerdir [66].



Şekil 5.37. 6A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

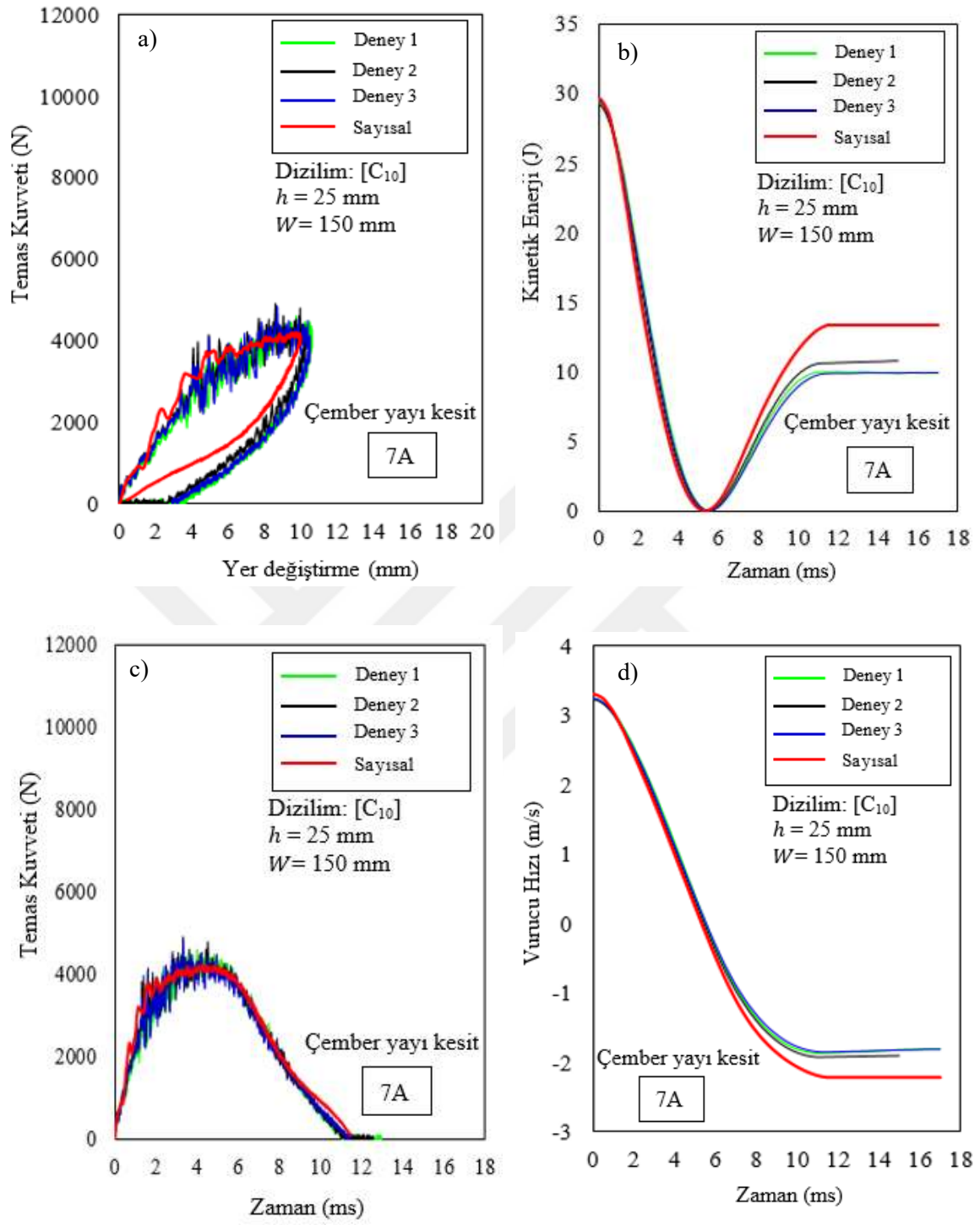


Şekil 5.38. 6B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

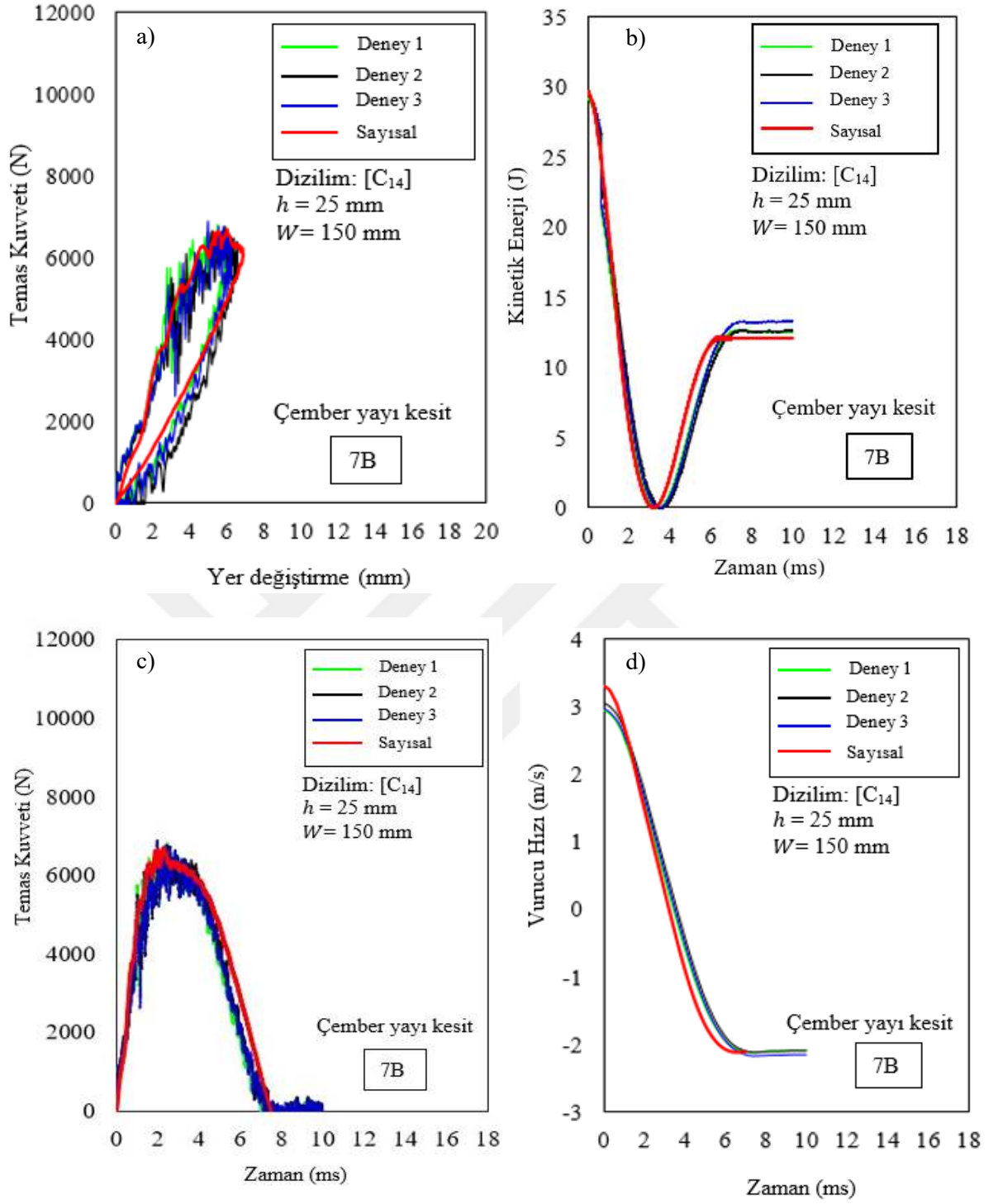


Şekil 5.39. Model-6 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

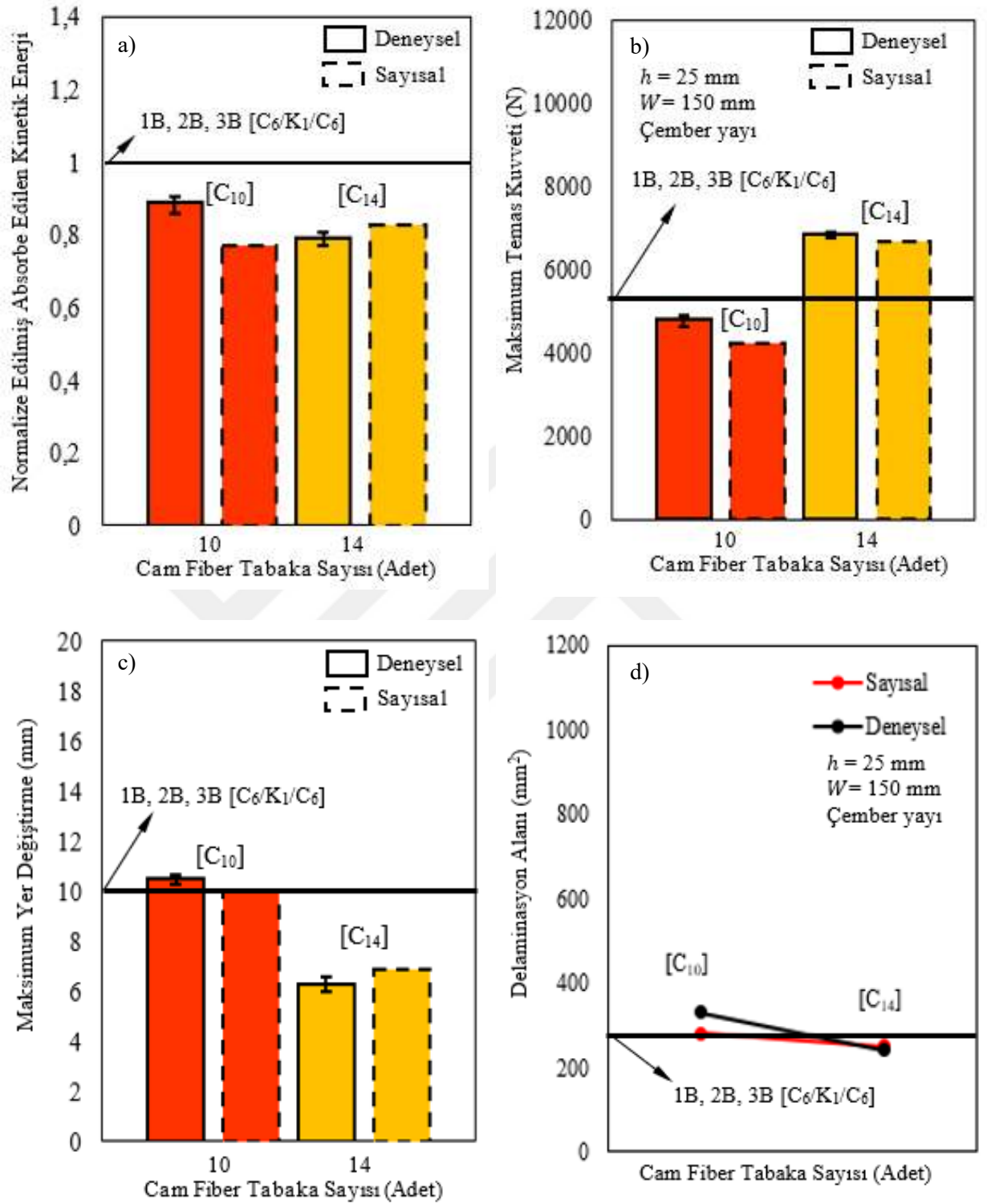
Şekil 5.39a'da Tablo 4.6'da tasarım detayları verilen, sabit sandviç plaka kalınlığında (3.7 mm) üretilmiş eğri yüzeyli (Model-1B=2B=3B) kompozitlerde, kauçuk tabaka sayısının değişimine bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Kompozit plaklarda kullanılan kauçuk ara tabakalar yüksek elastikiyet ve darbe sönümleyici özellikleri nedeniyle yapının darbe sönümleme kabiliyetini iyileştirdiği ve darbe hasarını azalttığı bilinmektedir [58]. Tek tabaka kauçuk kullanılarak üretilen $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimine sahip sandviç plak ile karşılaştırıldığında, 3 tabaka kauçuk katkılı $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimli plakların darbe absorbe enerjileri %17, 2 tabaka kauçuk katkılı $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimli plakların ise %26 daha fazladır. Sandviç plakların delaminasyon hasar alanları değerlendirildiğinde kauçuk tabakaların etkisini görmek mümkündür. Tek kauçuk ara tabakalı kompozitler ile karşılaştırıldığında delaminasyon alanlarının ortalama olarak %21(6B) ve %23 (6C) oranında azaldığı gözlemlenmiştir (Şekil 5.39d). Görüldüğü gibi, kauçuk katman sayısı fazla olan numunelerin çoğu, kauçuksuz ya da daha az kauçuk tabakaya sahip numunelere göre daha yüksek darbe enerjilerini daha az hasar görerek önemli ölçüde tolere ederler. Stelldinger vd. yaptıkları çalışmada, sandviç plakların tabakaları arasında farklı konumlara yerleştirdikleri entegre kauçuk katkılı karbon kompozitlerin konumlarının ve tabaka sayısının darbe ve hasar davranışı üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Kauçuk ara tabaka sayısının delaminasyon hasar bölgesini önemli derece azalttığını gözlemlemişlerdir. Ayrıca daha yüksek tolere edilebilir darbe enerjileri ile ilgili belirleyici faktörün kauçuk bileşimi olduğu ve daha yumuşak kauçuk bileşimleri kullanılarak daha iyi sonuçların elde edilebileceğini açıklamışlardır [3]. Şekil 5.39b'de kauçuk tabaka sayısının değişimine bağlı olarak sandviç plaklarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Kauçuk tabaka sayısının plaklarda meydana gelen temas kuvvetini düşürdüğü gözlemlenmiştir. Bu durum kuvvet -yer değiştirme grafiklerinde daha net görülmektedir. Kauçuk tabaka sayısının artması ile kuvvet-yer değiştirme grafiklerinde eğimin azaldığı ve daha sünek malzeme davranışını sergilediği görülmüştür. Dolayısı ile tepe kuvvetleri eğimle birlikte azalmaktadır [58]. 6A modeli için maksimum kontak kuvveti değeri 5200 N iken, 6B ve 6C modeli için bu değer sırasıyla 3666 N ve 5415 N olarak belirlenmiştir. Kauçuk tabaka sayısı 2 katına çıktığında maksimum temas kuvveti %32.29 azalırken, 3 katına çıktığında %3.98 azaldığı belirlenmiştir. Şekil 5.39c'de kauçuk tabaka sayısının vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Görüldüğü gibi kauçuk ara tabakaların artması ile gevrek yapıya sahip kompozit yapılar daha esnek ve sünek hale gelmiştir. Tek kauçuk ara tabakalı kompozitler ile karşılaştırıldığında maksimum yer değiştirme miktarları %57 (6B) ve %35 (6C) oranında arttığı gözlemlenmiştir.



şekil 5.40. 7A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

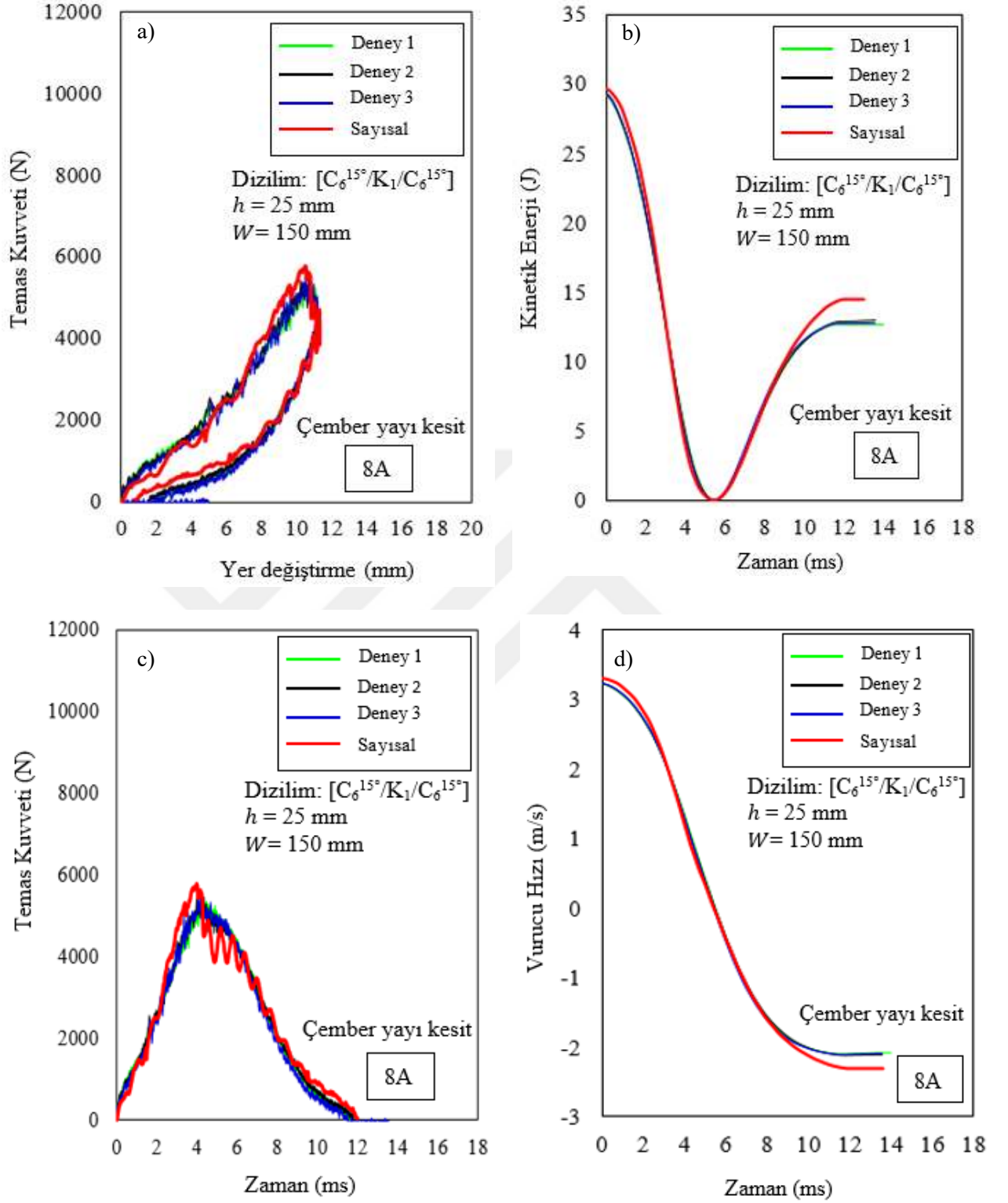


Şekil 5.41. 7B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

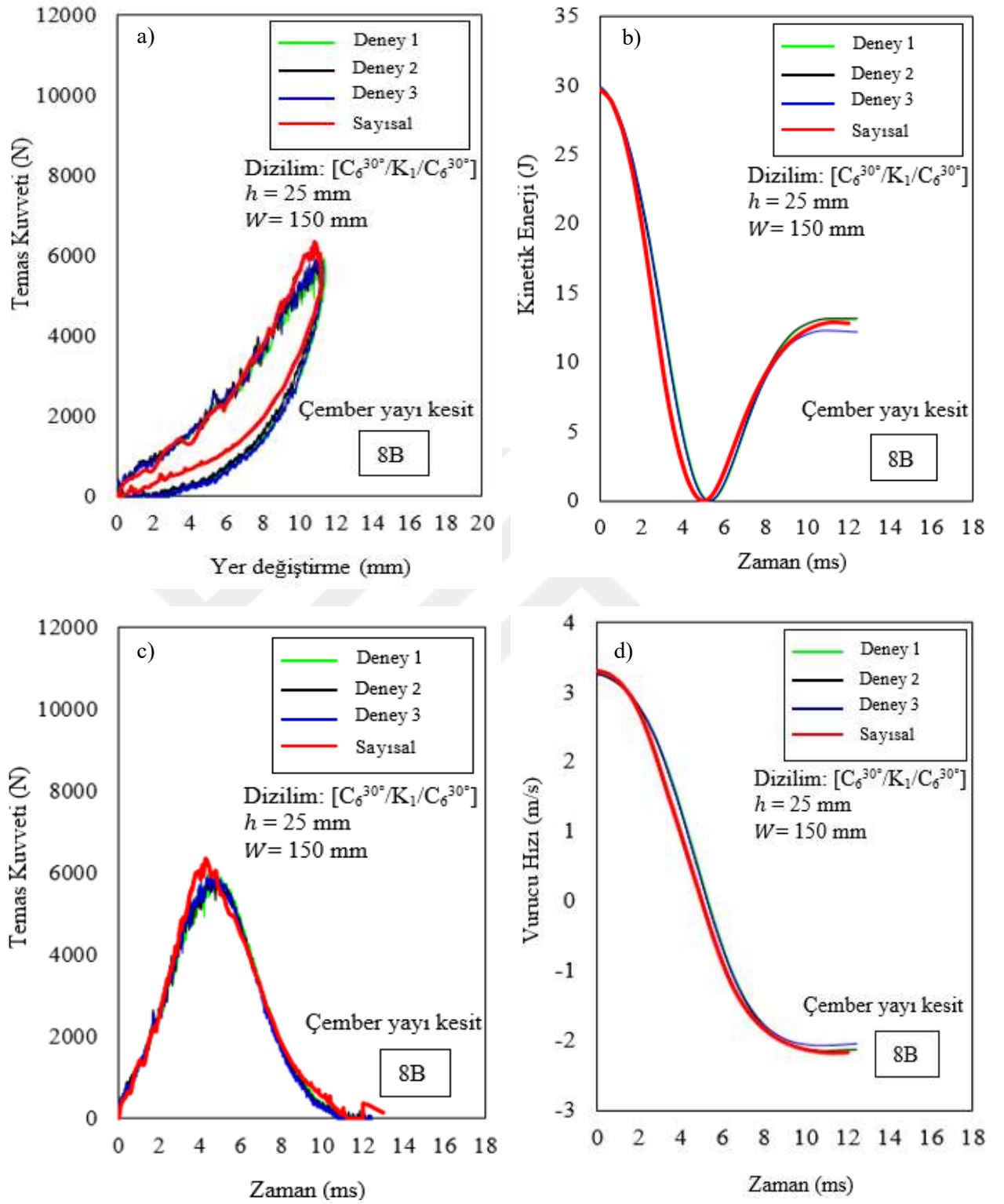


Şekil 5.42. Model-7 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

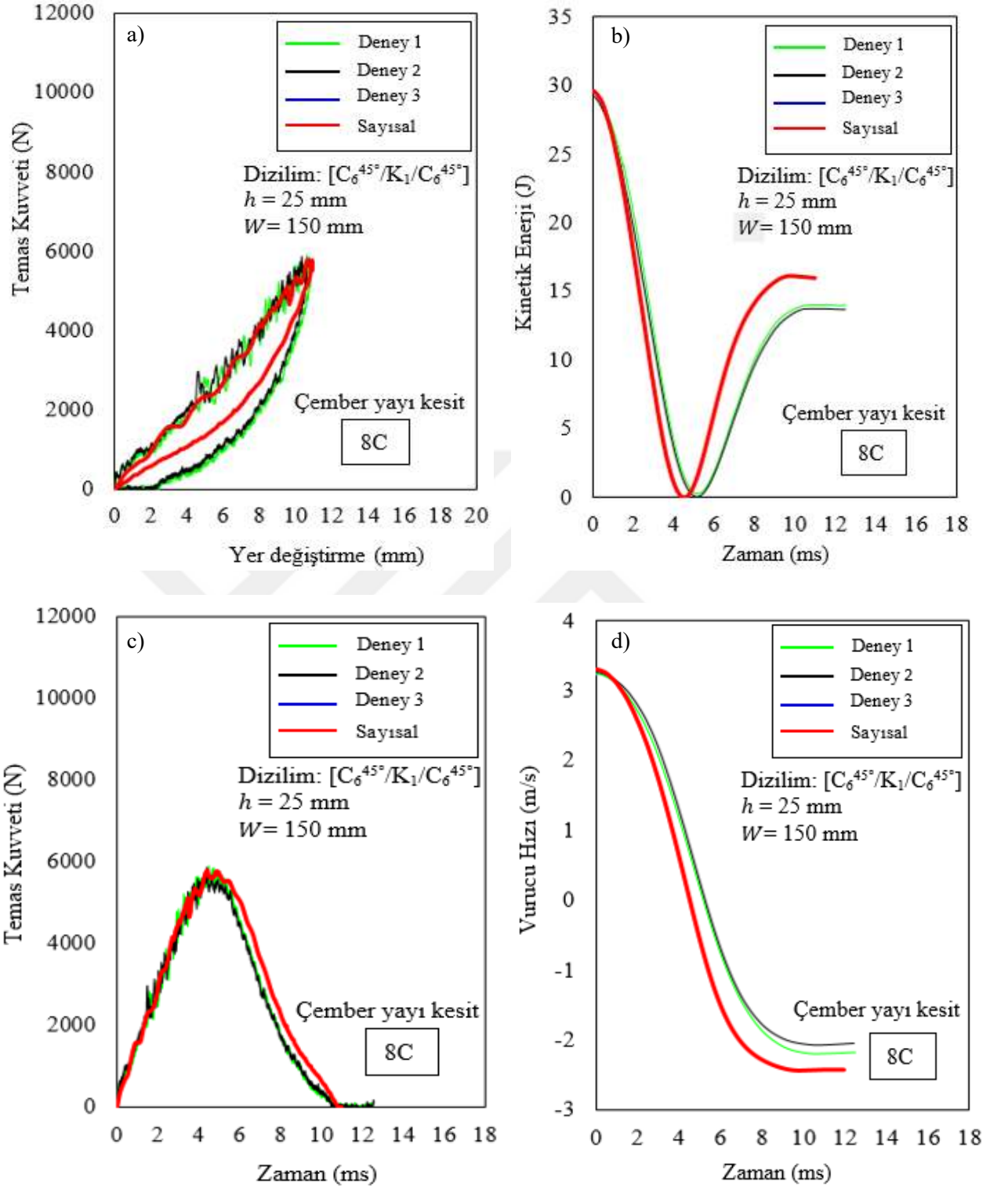
Şekil 5.42a'da Tablo 4.7'de tasarım detayları verilen, sade cam fiber/epoksi 'den üretilmiş eğri yüzeyli (Model-1B=2B=3B) kompozitlerde, cam fiber tabaka sayısının değişimine bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde sonuçların uyumlu olduğu görülmüştür. Cam fiber kompozit kalınlığının % ~36 artması ile darbe absorbe enerjisinin %10 azaldığı belirlenmiştir. Eşit bir darbe enerjisinde, kalınlık arttıkça emilen enerjinin azaldığı ve geri tepme enerjisinin arttığı görülebilir. Bu, daha düşük kalınlıktaki laminatların, matris çatlağı, delaminasyon, fiber kırılması vb. gibi çeşitli hasar modlarına farklı derecelerde maruz kalarak daha fazla enerji emdiğini göstermektedir [66]. Şekil 5.42b'de cam fiber tabaka sayısının değişimine bağlı olarak sandviç plaklarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Tabaka sayısı artışı ile dış yüzeyde meydana gelen temas kuvveti artmaktadır. Tabaka sayısının artması, yapı rijitliğini artırmaktadır. Dolayısıyla aynı darbe enerji değerlerinde daha yüksek temas kuvvetleri ortaya çıkmaktadır [67]. $[C_{10}]$ dizilimine sahip kompozitler için elde edilen maksimum temas kuvveti değeri 4791 N iken, $[C_{14}]$ dizilimine sahip cam fiber kompozitlerde bu değer yaklaşık olarak 6830 N olarak belirlenmiştir. Kompozit kalınlığı sadece 1.09 mm artmasıyla maksimum temas kuvvetinin %42 arttığı gözlemlenmiştir. Şekil 5.42c'de cam fiber tabaka sayısının vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Kalınlık arttıkça, sandviç plaklar yeterli eğilme rijitliğine ulaşmaktadırlar ve bu durum vurucunun geri sekmesine sebep olmaktadır. Dolayısı ile vurucunun plaka üzerinde yer değiştirme miktarı azalmaktadır. Şekil 5.42d'de sandviç kompozitlerin vurucu ile ilk temas ettiği üst yüzeyde meydana gelen delaminasyon alanları deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi sonuçlar birbirine yakındır. Darbe testi sonrası kompozit plaklarda meydana gelen hasar durumu kompozitin darbe sönümleme kabiliyeti ile ilişkilidir. Artan kompozit kalınlığı ile rijit hale gelen yapı vurucunun plaka üzerinde daha az süre kalmasını sağlar ve emilen enerjiyi azaltır. Dolayısıyla kalınlıktaki artışla birlikte enerji sönümlemesindeki bu azalma, hasar alanında azalmaya neden olmuştur. Vurucunun plaka ile temas süresinin azalması aynı zamanda enerji dağılma hızının arttığını göstermektedir [66]. Bu durum vurucu tarafından iletilen enerjinin kalın plaklarda çok fazla hasara dönüşmeden yayıldığı anlamına gelmektedir. Grafik incelendiğinde 10 tabakalı cam fiber kompozitler, 14 tabakalı cam fiber kompozitlere göre hasarın % ~38 daha fazla alana yayıldığı gözlemlenmiştir.



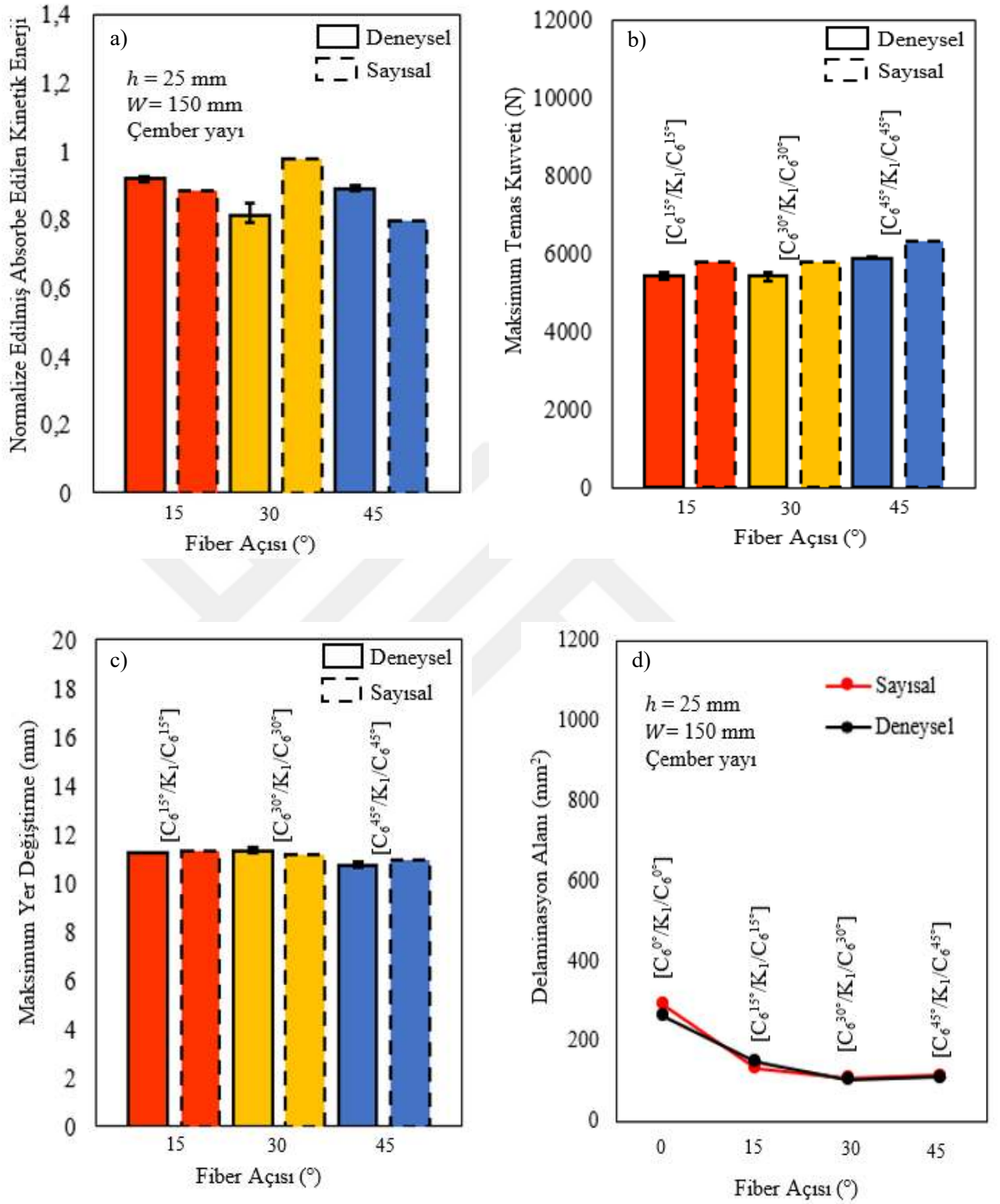
Şekil 5.43. 8A modeli için a) kontak kuvveti-yer değişime, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.44. 8B modeli için a) kontak kuvveti-yer değişirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



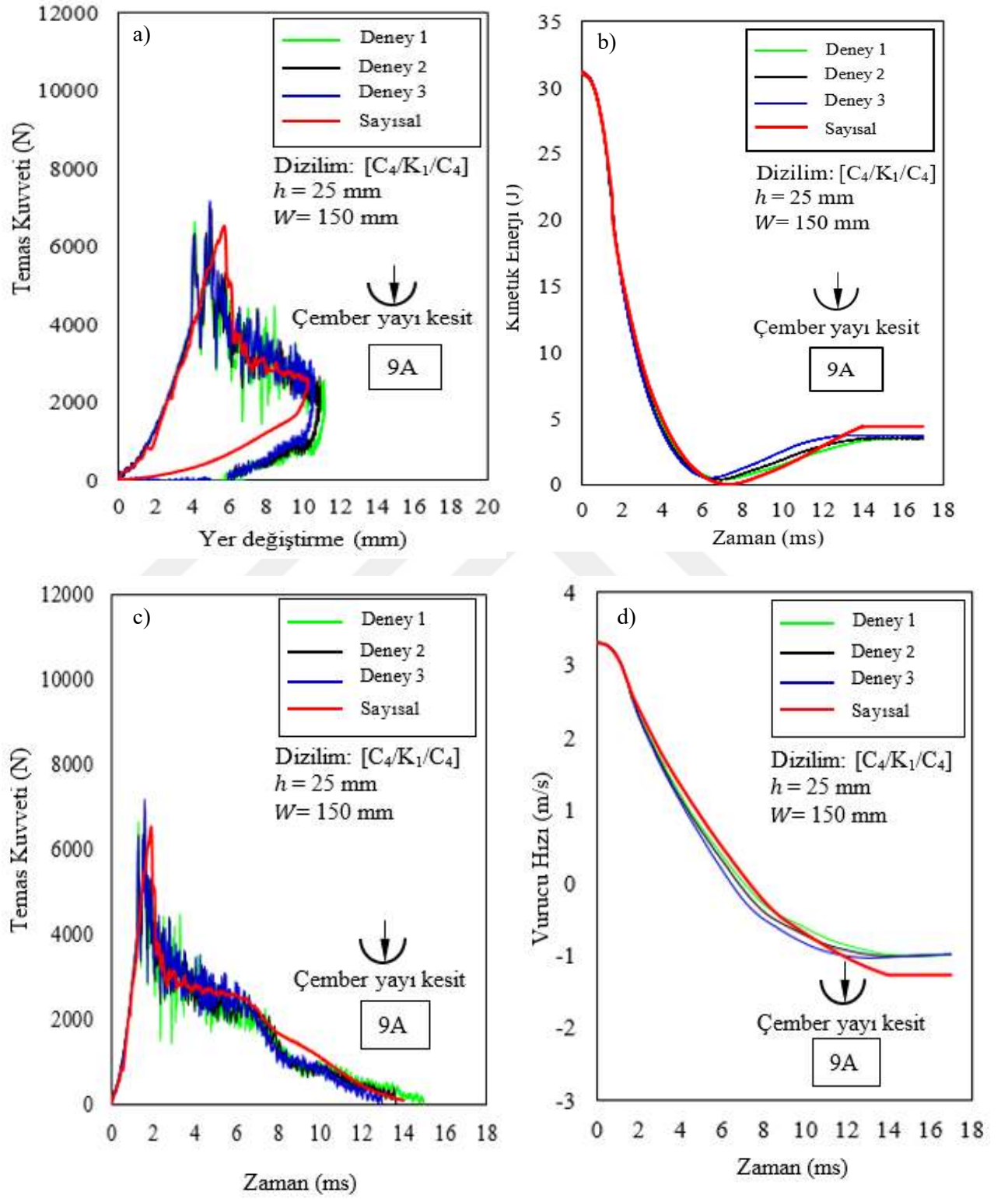
Şekil 5.45. 8C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



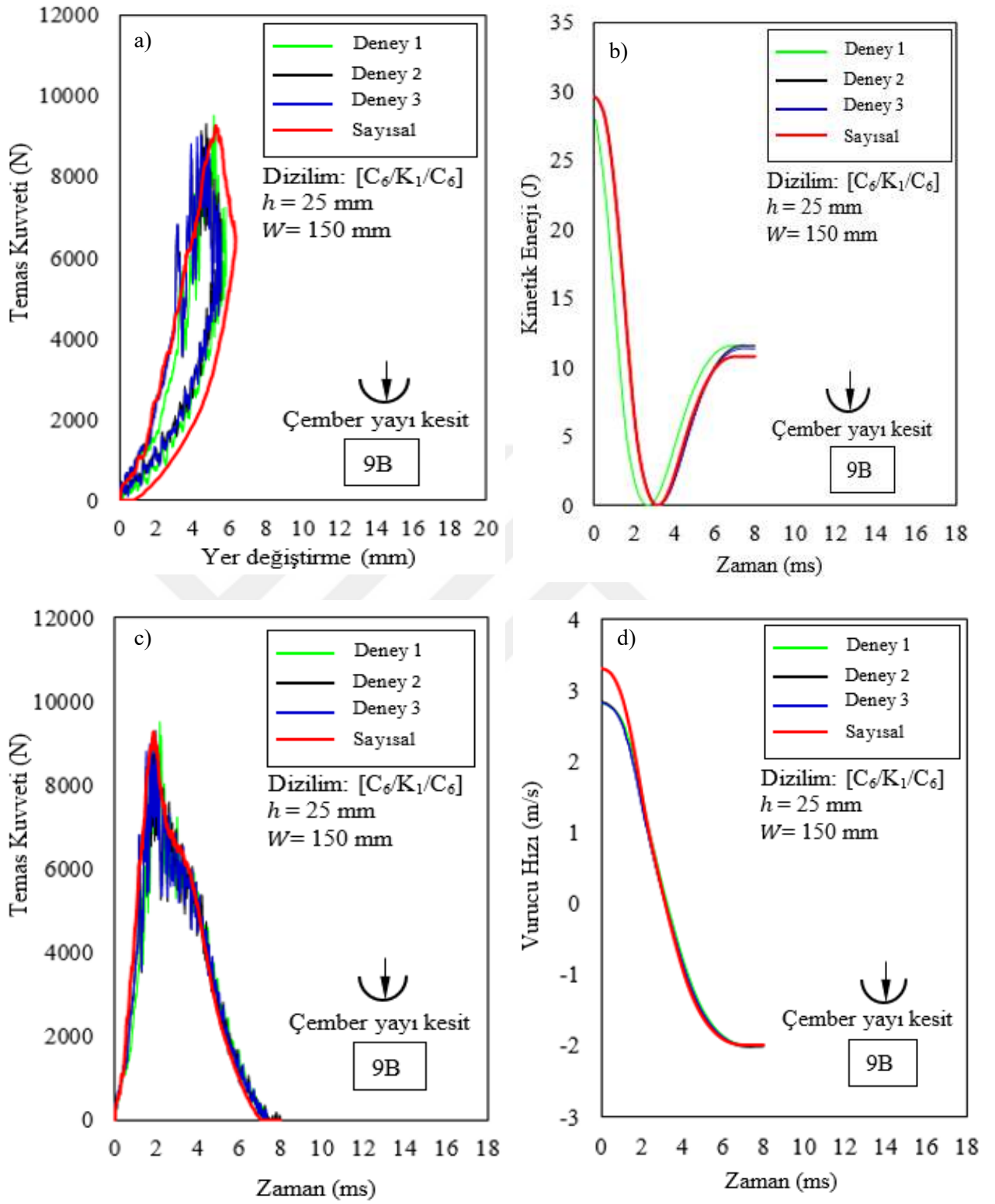
Şekil 5.46. Model-8 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Kompozit yapılarda aynı dizilim açısına sahip tabakalar alt alta dizilirse, bir kompozit tabakadaki enerji bir kattan diğerine kolayca aktarılabilir ve bu nedenle, sonuçta ortaya çıkan hasar ve çatlak yayılma hızı farklı dizilim açılarına sahip kompozitlere göre daha fazladır. Bu nedenle, farklı lif yönelimlerine sahip bir kompozit tabakalar, kalınlığı boyunca enerji transferini azaltacak ve daha yüksek bir yükte hasara uğrayacaktır. Giasin vd. farklı fiber dizilim açılarına sahip $[0/90/+45/-45]_{8s}$, $[0/90/90/0]_{8s}$, $[+45/-45]_{16s}$ ve $[0]_{32}$ kompozit plaklar üzerine düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirilerek fiber dizilim açısının darbe absorbe enerjisi ve kontak kuvveti üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Sonuçta en düşük darbe direncini aynı dizilim açısına sahip $[0]_{32}$ kompozitlerde, en yüksek darbe dayanımı farklı dizilim açılarına sahip $[0/90/+45/-45]_{8s}$ ve $[0/90/90/0]_{8s}$ kompozitlerde belirlemişlerdir [68]. Şekil 5.46a'da Tablo 4.8'de tasarım detayları verilen, sade cam fiber/epoksi'den üretilmiş eğri yüzeyli (Model-1B, =2B, =3B) kompozitlerde, cam fiber dizilim açısının değişimine bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Farklı fiber açılarına (15° , 30° ve 45°) sahip kompozitlerin darbe absorbe enerjileri birbirlerine yakın olmakla birlikte 30° dizilim açısına sahip sandviç kompozitin 15° ve 45° dizilim açılarına sahip kompozitlere göre % ~9 daha az darbe sönümlediği gözlemlenmiştir. Görüldüğü gibi aynı dizilim açılarına sahip plakların alt alta dizilmesi ile darbe absorbe özelliği açısından çok fark ortaya çıkarmamıştır. Şekil 5.46b'de cam fiber dizilim açısının değişimine bağlı olarak sandviç plaklarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Maksimum temas kuvvetinin dizilim açısı ile paralel bir şekilde arttığı gözlemlenmiştir. Bu da farklı fiber dizilim uygulanmasının darbe sırasında direnci iyileştirebileceğini gösterir. $[15^\circ]$ fiber dizilim açısına sahip kompozit plakta maksimum kontak kuvveti 5442 N iken $[30^\circ]$ ve $[45^\circ]$ plaklarda bu değer sırasıyla 5415 N ve 5887 N olarak gözlemlenmiştir. Şekil 5.46c'de cam fiber tabaka dizilim açısının maksimum yer değiştirme üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Grafik incelendiğinde fiber dizilim açısının vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerinde önemli bir etkiye sahip olmadığı görülmüştür. Maksimum kontak kuvvetinin meydana geldiği $[45^\circ]$ fiber dizilim açısına sahip kompozit plaklarda diğerlerine göre daha az yer değişimi meydana geldiği görülmüştür. Bu oran 15° fiber açılı numuneye göre % ~4.3 tür. Şekil 5.46d'de sandviç kompozitlerin vurucu ile ilk temas ettiği üst yüzeyde meydana gelen delaminasyon alanları deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi sonuçlar birbirine oldukça yakındır. Fiber dizilim açılarının artması ile birlikte delaminasyon hasar bölgesinde biraz toparlanma söz konusudur. $[0^\circ]$ fiber dizilimine sahip kompozitlerde delaminasyon hasar alanı 265mm^2 olarak ölçülürken, $[15^\circ]$ için 150mm^2 , $[30^\circ]$ için 104mm^2 ve $[45^\circ]$ için 108mm^2 belirlenmiştir. Tabakalı kompozitlerde delaminasyon hasarının temel nedeni, takviye edici liflerin çeşitli oryantasyonlarına sahip bitişik katmanlar arasındaki uyumsuz eğilme rijitliğinden kaynaklanmaktadır. Burada belirtilen delaminasyon hasarı, esas olarak malzemelerin

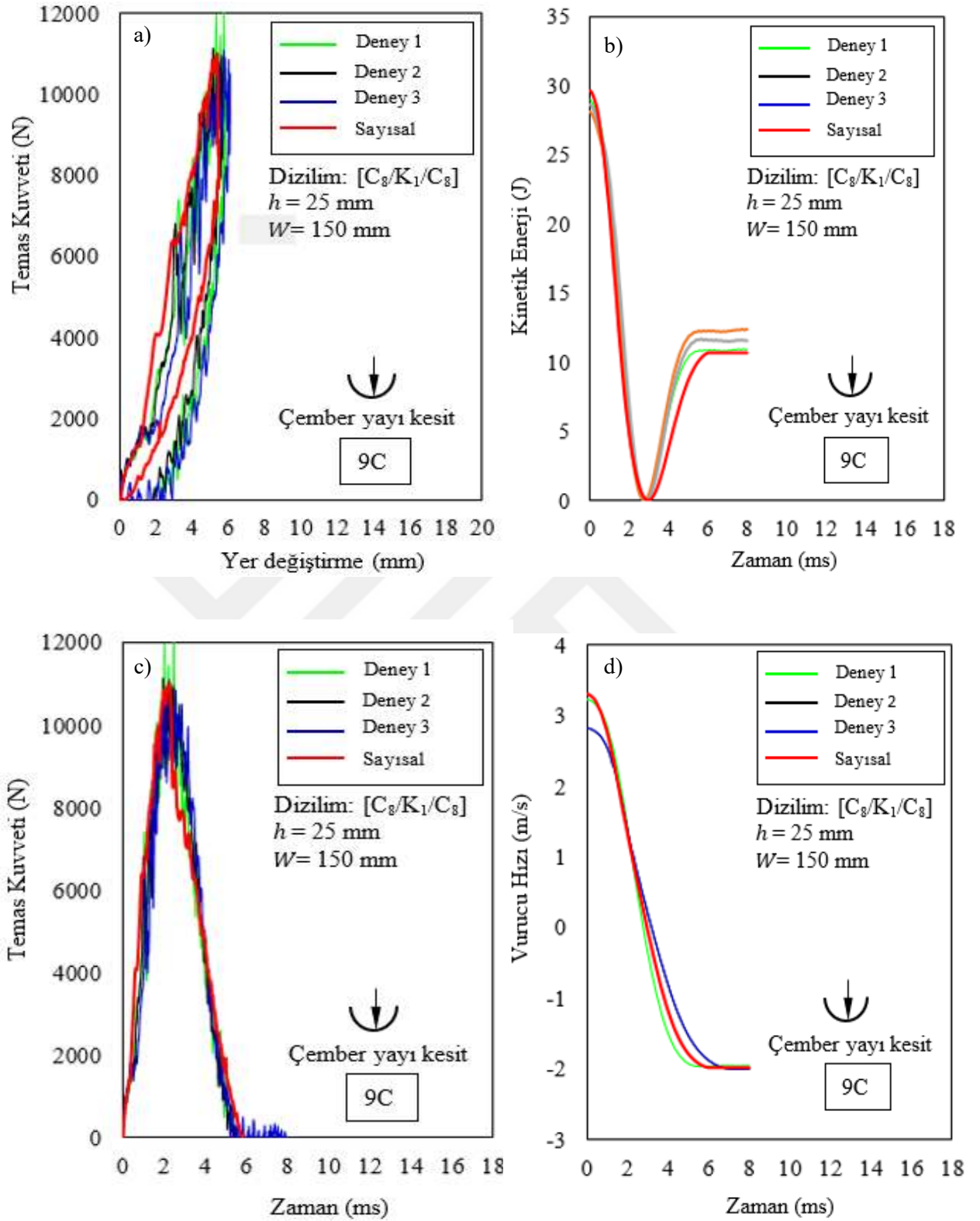
(cam ve kauçuk) elastik özelliklerinden, özellikle de Elastisite modülü oranından kaynaklanmaktadır [68].



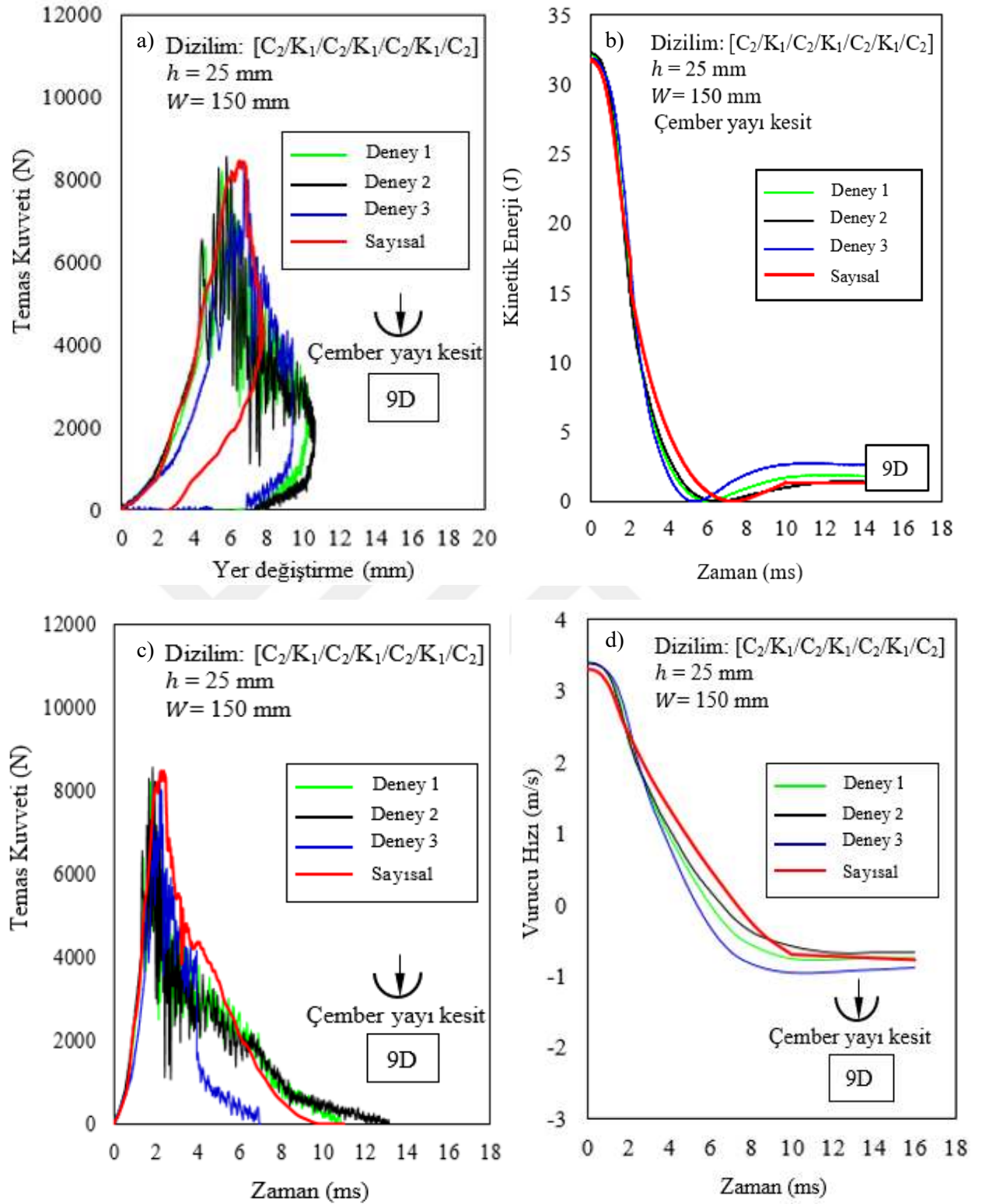
Şekil 5.47. 9A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



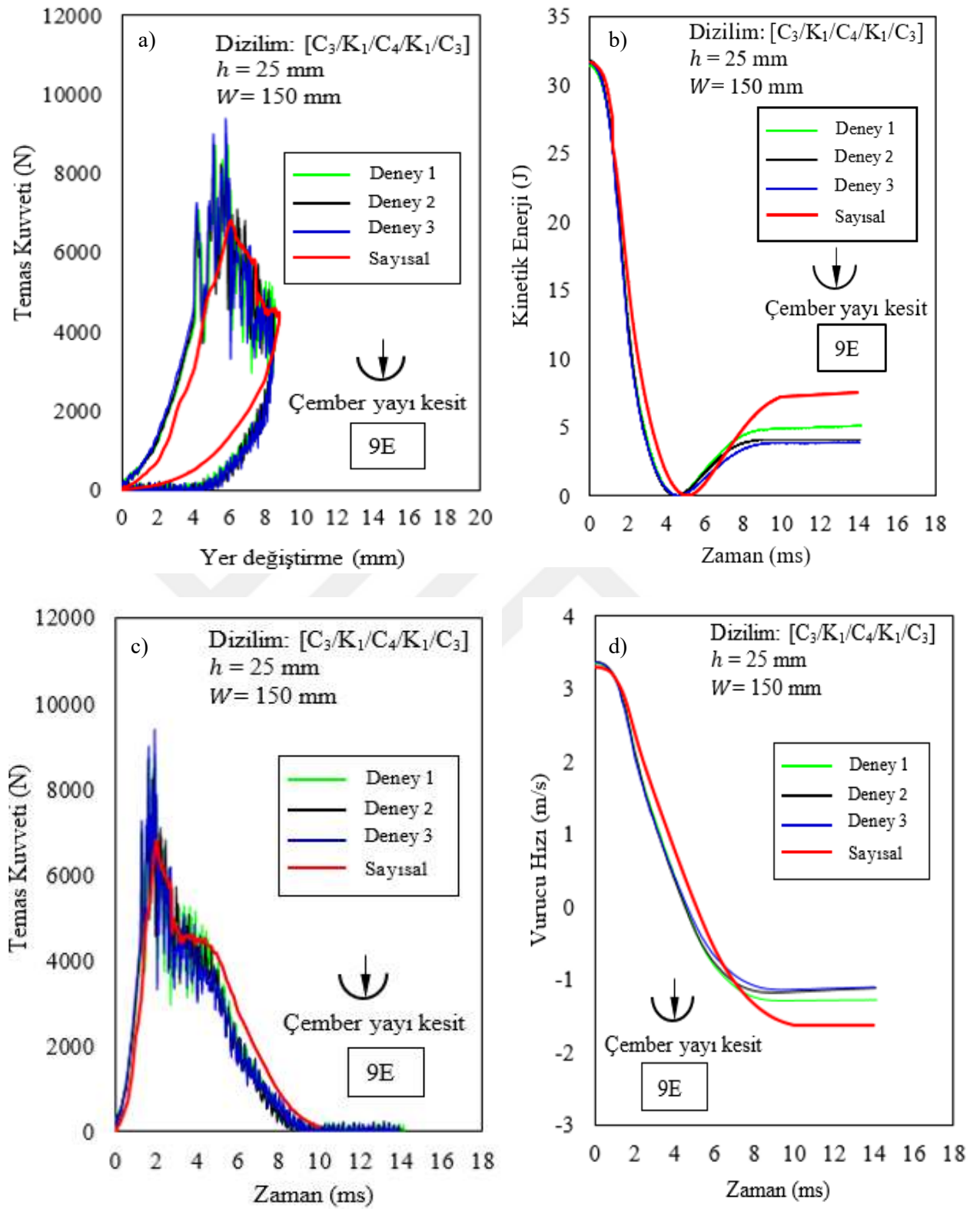
Şekil 5.48. 9B modeli için a) kontak kuvveti-yer değişime, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



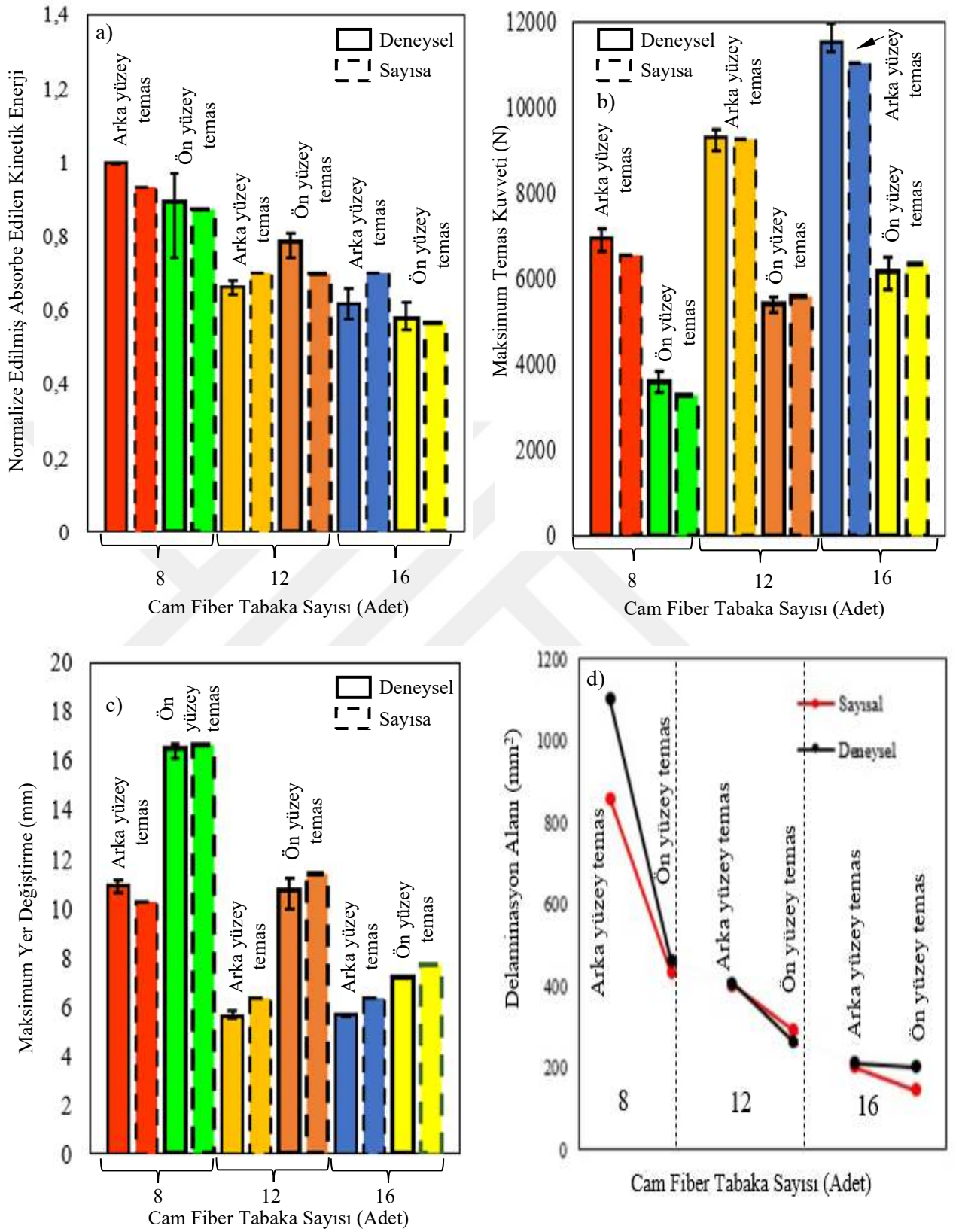
Şekil 5.49. 9C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



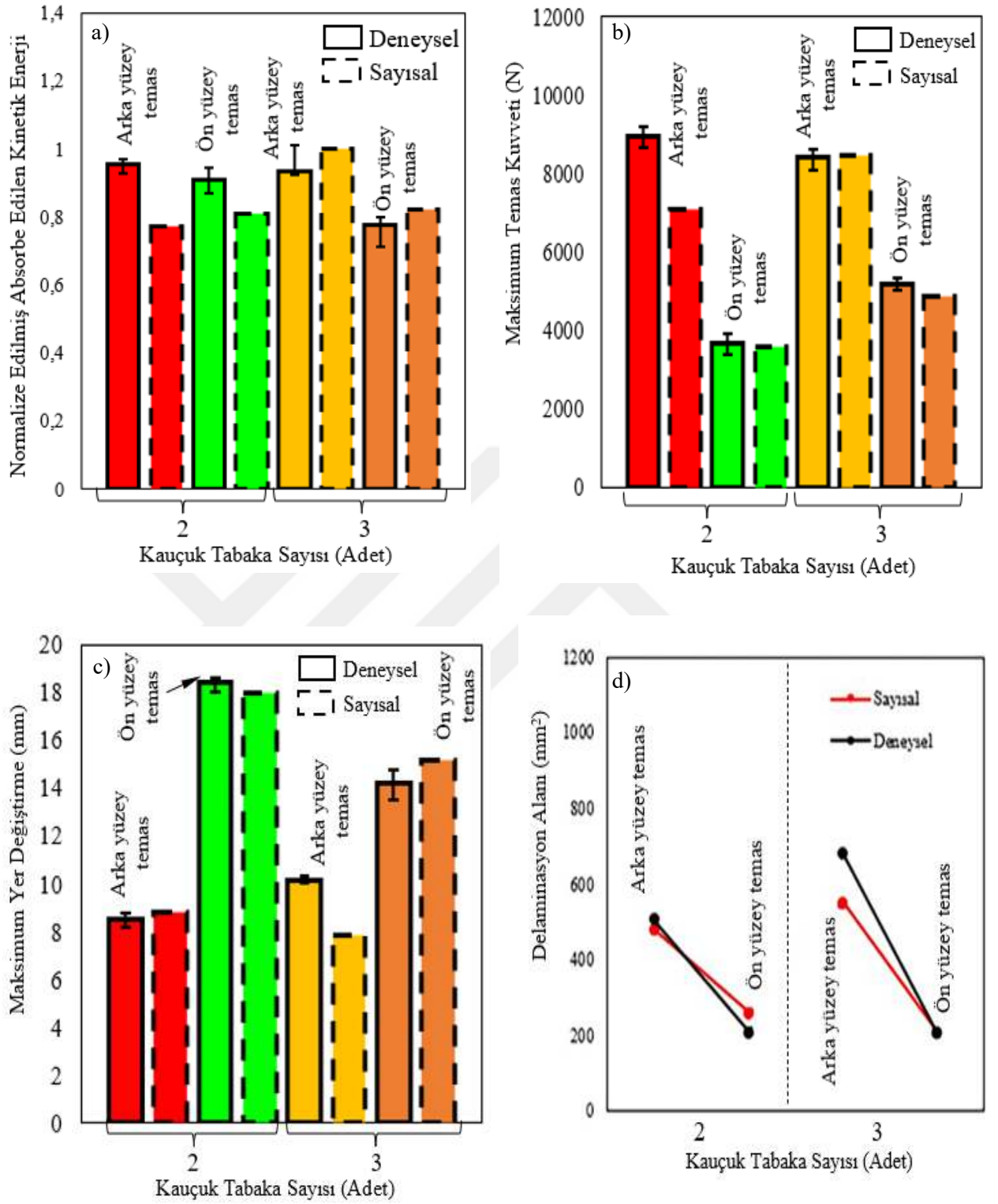
Şekil 5.50. 9D modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.51. 9E modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

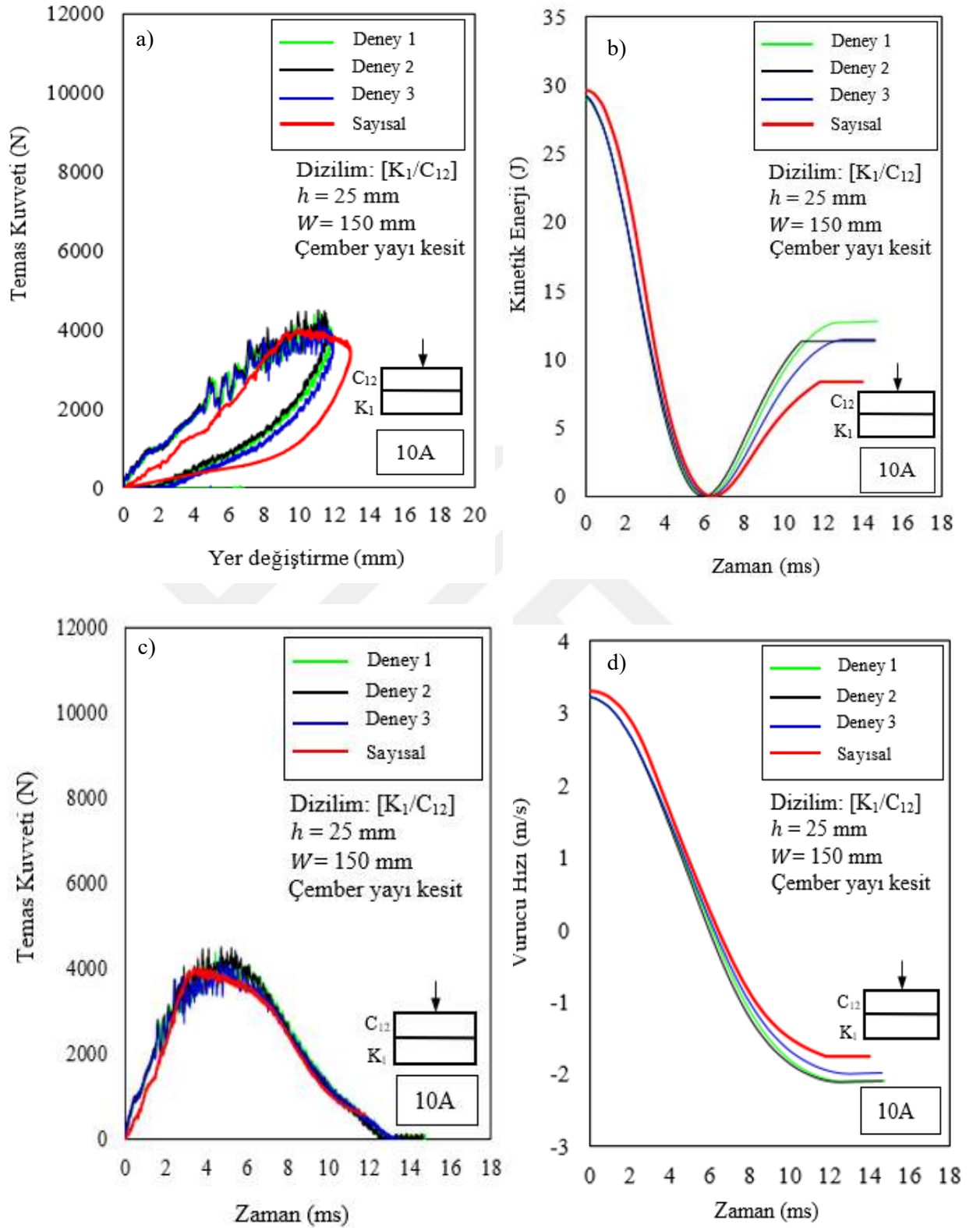


Şekil 5.52. Model-9a-c için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

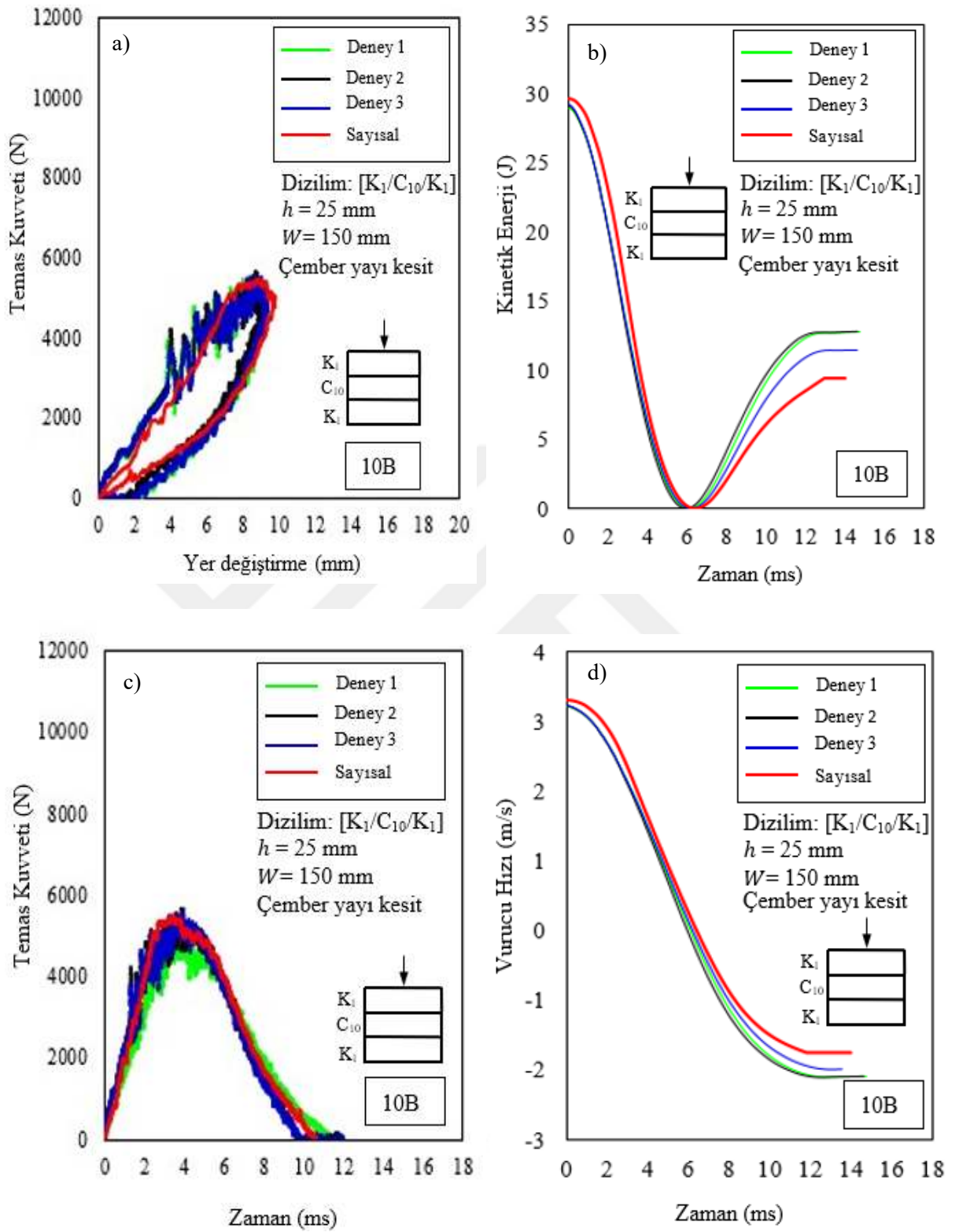


Şekil 5.53. Model-9d-e için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

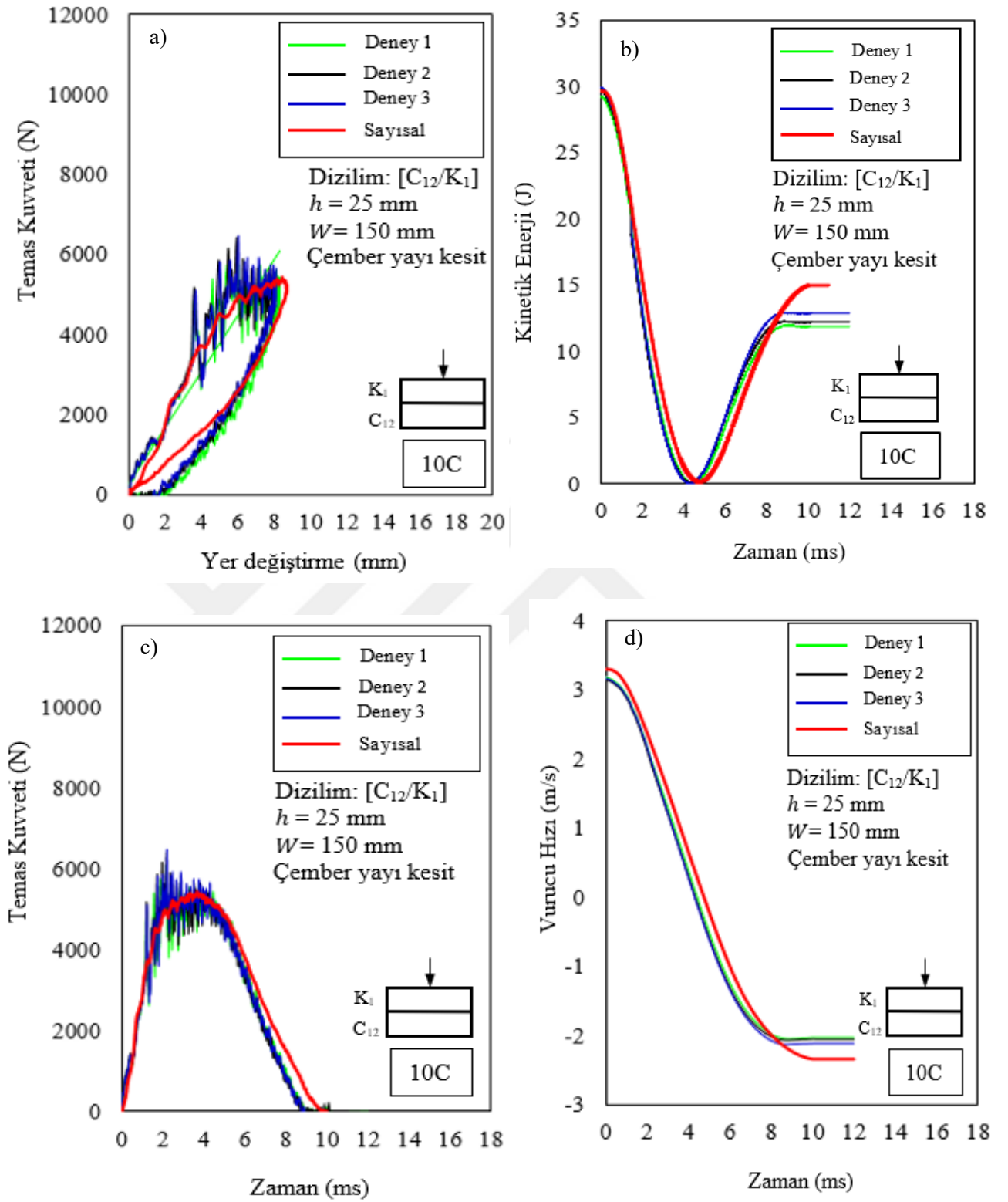
Tablo 4.5-Tablo 4.6’da tasarım detayları verilen sandviç kompozitler yeniden üretilmiş (Tablo 4.9) ve düşük hızlı darbe test düzeneğine ters bağlanarak arka yüzeylerine darbe testleri gerçekleştirilmiş ve darbe test sonuçları üst yüzeylere gerçekleştirilen test sonuçları ile karşılaştırılmıştır (Şekil 5.52-Şekil 5.53). Böylece vurucu ile sandviç plakların temas yüzeylerinin darbe davranışı üzerindeki etkisi belirlenmiştir. Üretilen sandviç plakaların ön ve arka yüzeyine yapılan testler sonucunda elde edilen darbe absorbe enerjileri karşılaştırdığında sonuçlar birbirine yakın olmakla birlikte arka yüzeye yapılan darbe testlerinde kompozitlerin genel olarak daha fazla darbe sönümlediği gözlemlenmiştir (Şekil 5.52a-Şekil 5.53a) Bu durum, bölüm 5.2’de bahsedildiği gibi vurucu ile plakaların temas yüzeylerinin artması sonucu ortaya çıkmıştır. $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip kompozitler için ön ve arka yüzeye yapılan darbe testleri sonucunda sırasıyla 24.51 J ve 27.52 J darbe sönümledikleri belirlenmiştir. Darbe absorbe enerjileri benzer şekilde sırasıyla $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimi için 21.64 ve 18.24 J, $[C_8/K_1/C_8]$ dizilimi için 15.88 J ve 16.99 J, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimi için 22.30 J ve 26.72 J ve $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimi için 26.07 J ve 27.35 J olarak elde edilmiştir. Sandviç plakaların ön ve arka yüzeyine yapılan darbe testleri sonucunda elde edilen maksimum kontak kuvvet değerleri karşılaştırdığında temas yüzeyinin artışına bağlı olarak büyük kuvvet artışları gözlemlenmiştir. $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip kompozitlerin darbe test sonucunda maksimum kontak kuvvet değerleri %92 artarken, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimi için %71, $[C_8/K_1/C_8]$ dizilimi için %87, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimi için %62, ve $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimi için %141 arttığı belirlenmiştir (Şekil 5.52b-Şekil 5.53b). Maksimum yer değiştirme değerleri karşılaştırdığında, sandviç plakların arka yüzeylerine yapılan darbe testlerinde daha rijit malzeme davranışı sergiledikleri görülmüştür. Böylece vurucunun daha az yer değiştirmesine izin vermişlerdir. Choi, silindirik şeklinde içbükey ve dışbükey kompozit kabuklar üzerine sayısal olarak düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirerek eğri yüzeyin darbe davranışı üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Sonuçta iç bükey geometriye sahip kompozitlerin dış bükey kompozitlere göre membran etkisinden dolayı daha rijit malzeme davranışı sergilediklerini gözlemlemişlerdir [7]. Sandviç plaklar için ön ve arka yüzeylere yapılan darbe test sonuçlarına göre elde edilen maksimum yer değiştirme miktarları $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip kompozitler için sırasıyla 16.48 mm ve 10.89 mm, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimi için 10.71 mm ve 5.62 mm, $[C_8/K_1/C_8]$ dizilimi için 7.21 mm ve 5.63 mm, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimi için 14.11 mm ve 10.21 mm ve $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimi için ise 18.40 mm ve 8.50 mm olarak elde edilmiştir (Şekil 5.52c-53c). Delaminasyon hasar alanları karşılaştırıldığında arka yüzeye yapılan darbelerin sandviç plakların tamamında daha fazla hasar olduğu gözlemlenmiştir. $[C_4/K_1/C_4]$ dizilimine sahip kompozitlerin darbe test sonucunda delaminasyon hasar alanları %138 artarken, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimi için %54, $[C_8/K_1/C_8]$ dizilimi için %5, $[C_2/K_1/C_2/K_1/C_2/K_1/C_2]$ dizilimi için %216, ve $[C_3/K_1/C_4/K_1/C_3]$ dizilimi için %143 arttığı belirlenmiştir (Şekil 5.52d- Şekil 5.53d).



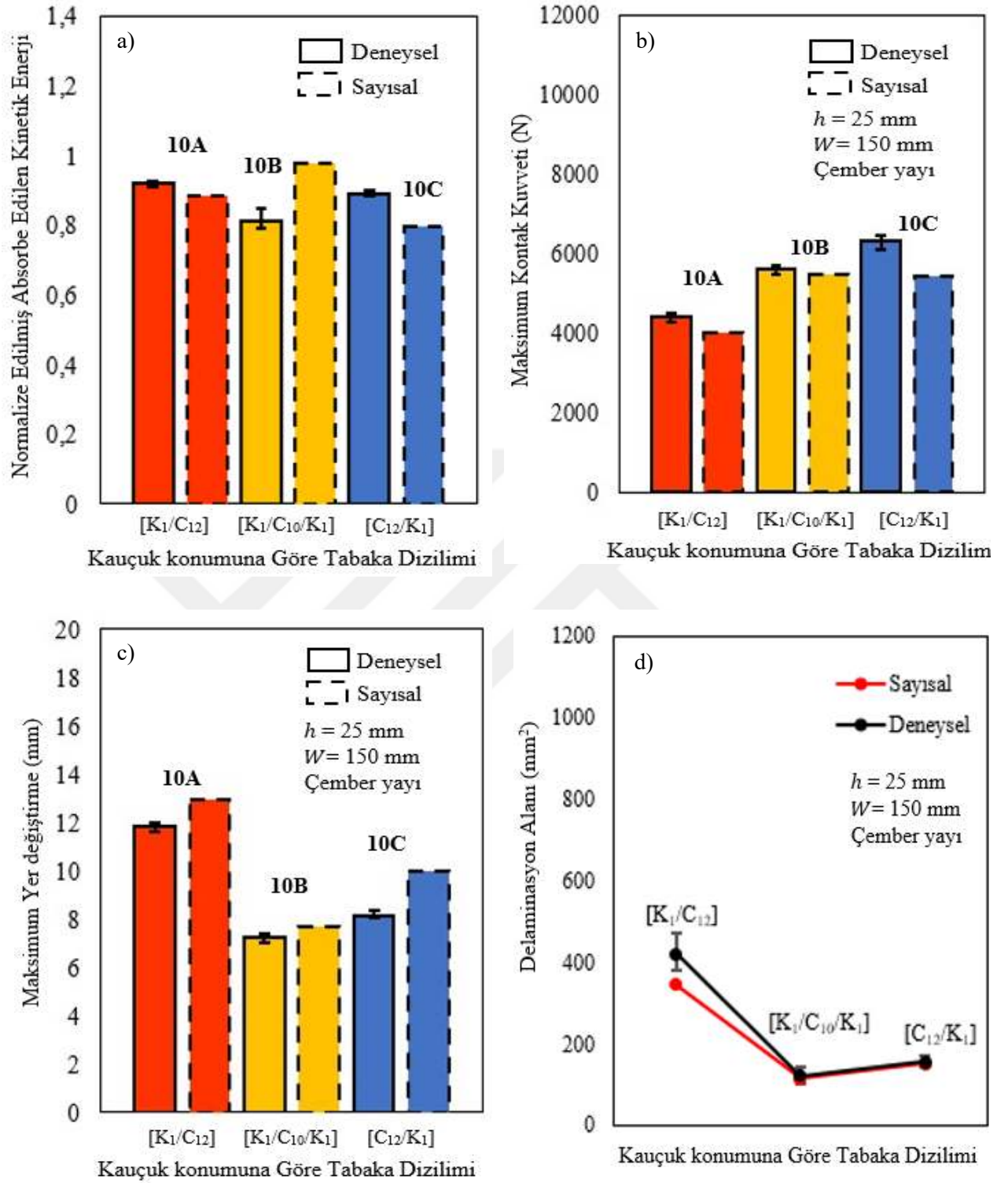
Şekil 5.54. 10 A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.55. 10 B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

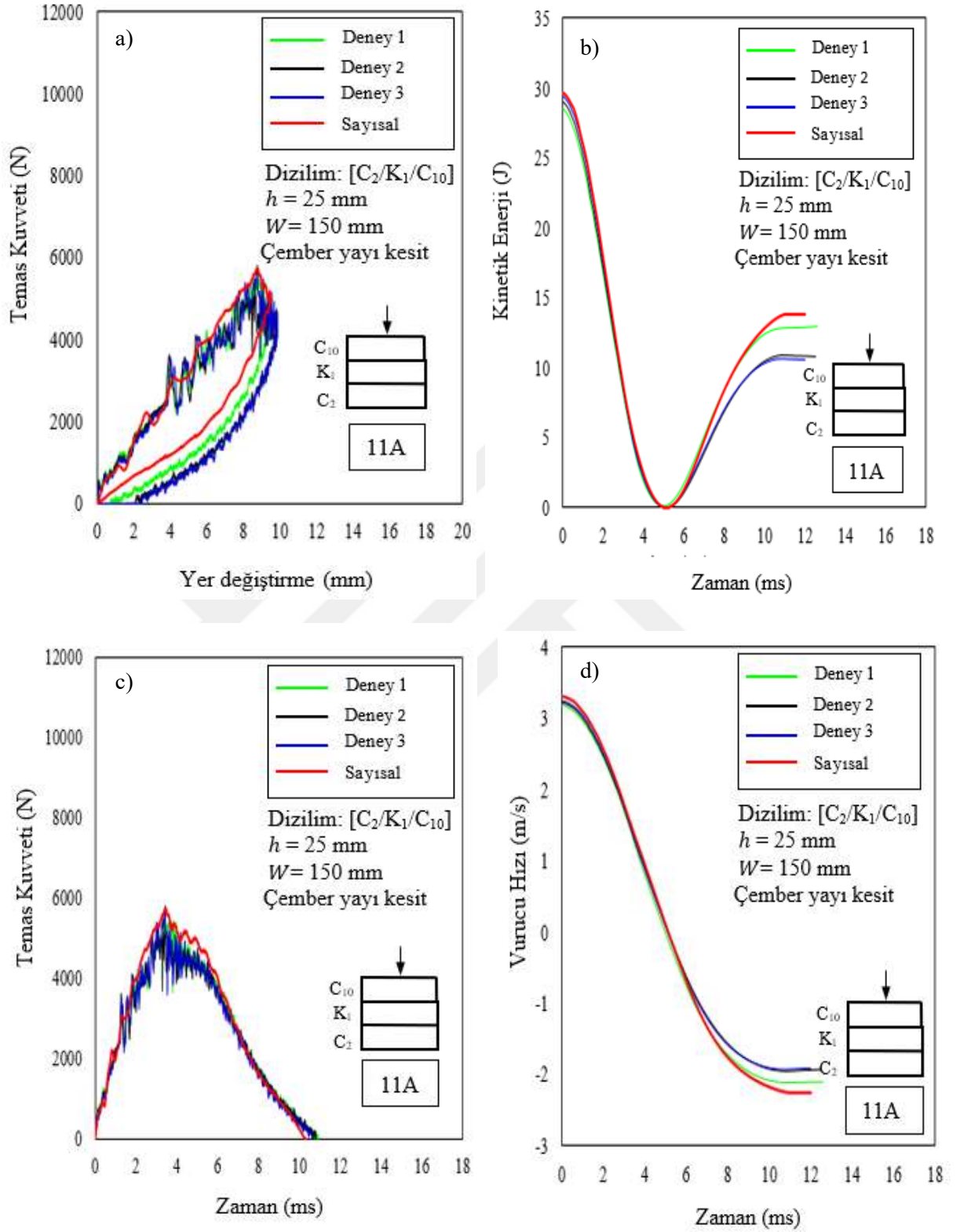


Şekil 5.56. 10 C modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.

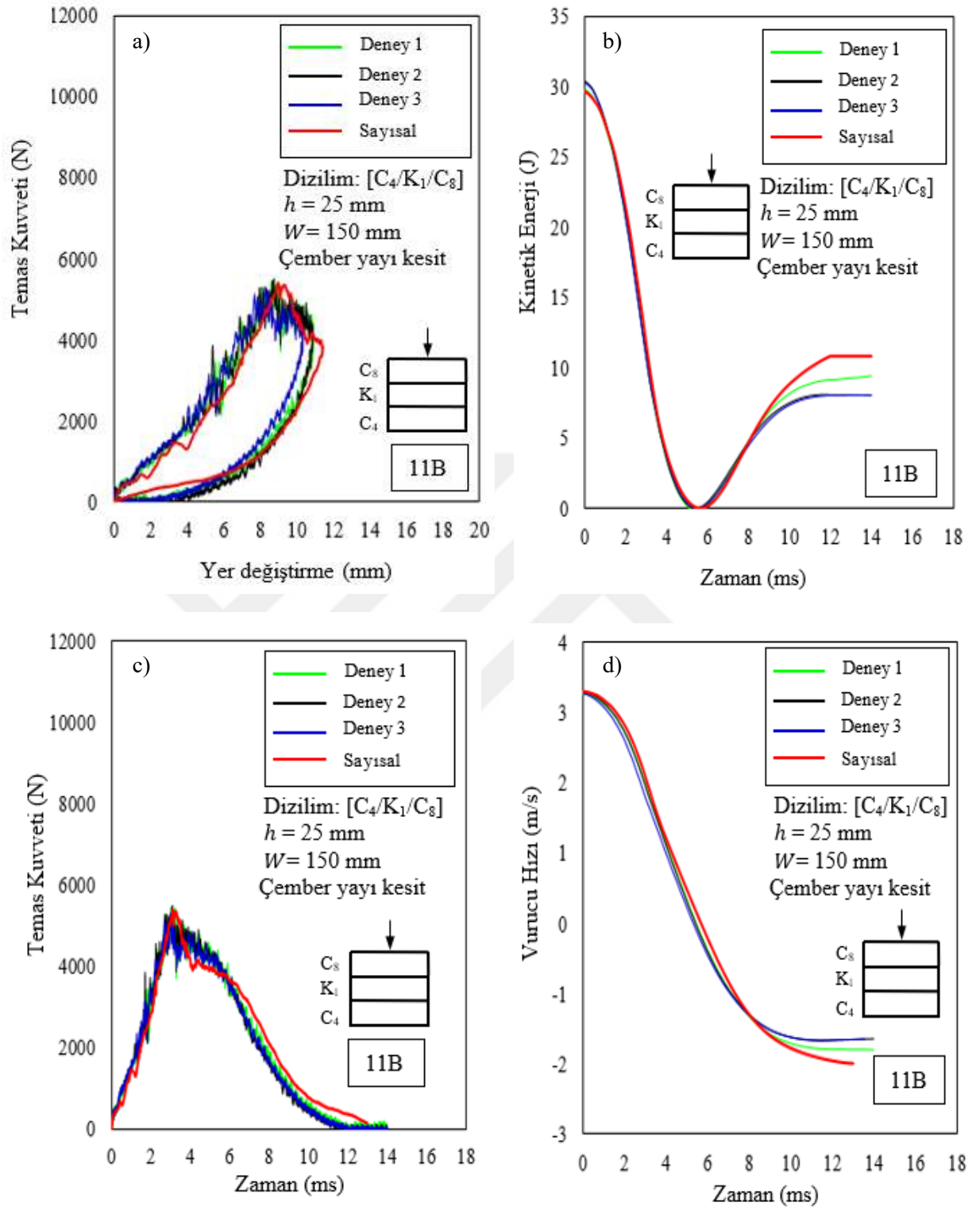


Şekil 5.57. Model-10 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması

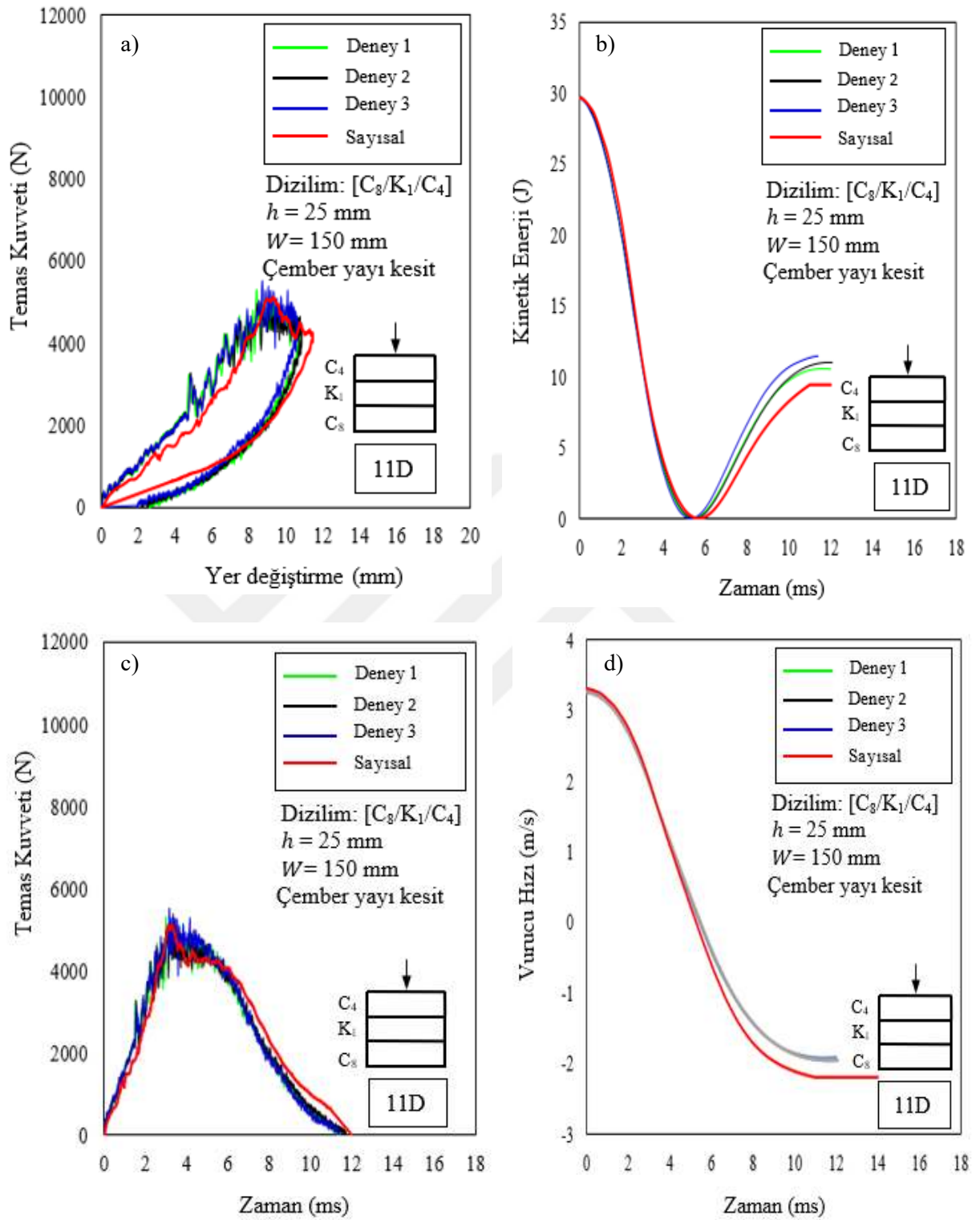
Darbe testleri gerçekleştirilirken vurucunun plaka ile ilk temasında, çarpma yüzeyinin gevrek cam elyaf ya da hiperelastik malzeme özelliğine sahip kauçuk olmasının darbe davranışı üzerindeki etkisini araştırmak amacıyla Tablo 4.10'da tasarım detayları verilen modeller üretilmiş ve darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.57a'da sabit sandviç plaka kalınlığında (3.7 mm) üretilmiş eğri yüzeyli (Model-1B, =2B, =3B) sandviç kompozitlerin, kauçuk konumuna bağlı olarak normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri karşılaştırılmıştır. Grafik incelendiğinde vurucu çarpma yüzeyinin cam elyaf olmasının ($[K_1/C_{12}]$) ya da tek tabaka kauçuk olmasının ($[C_{12}/K_1]$) darbe absorbe enerjileri üzerinde önemli etkiye sahip olmadığı gözlemlenmiştir. Ancak darbe sonrasında vurucu yüzeyde meydana gelen delaminasyon hasarları karşılaştırıldığında (Şekil 5.57d), çarpma yüzeyinde sadece 0.5 mm kalınlığında bir tabaka kauçuk kullanılmasıyla ($[C_{12}/K_1]$) delaminasyon hasar alanının çarpma yüzeyi cam elyaf olan sandviç plakaya ($[K_1/C_{12}]$) göre ortalama %65 oranında azaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum darbe sırasında vurucudan gelen darbenin ilk olarak kauçuk tabaka tarafından karşılanıp, sönmülenip ve altındaki tabakalara homojen bir şekilde dağıtması ile ilişkilidir. Stelldinger vd. karbon ve kauçuk tabakalardan oluşan borular imal ederek düşük enerji seviyelerinde (1.35 J) darbe testleri gerçekleştirmişlerdir. Kauçuk tabakanın sandviç plakadaki konumunun maksimum temas kuvveti ve hasar alanı üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Sonuçta vurucu yüzeye yakın tarafa kauçuk tabaka eklenmesi ile elde edilen numunelerin, aynı darbe enerjisiyle etkilenmiş kauçuksuz numunelere göre çok düşük hasar boyutuna sahip olduklarını belirlemişlerdir. Şekil 5.57b'de kauçuk konumuna bağlı olarak sandviç plakalarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Hasar eşiği yükü, esas olarak kauçuk tabakanın konumuna bağlıdır. Vurucu yüzeye yakın dış bölgedeki konumlandırma, daha yüksek hasar eşiği yüklerine yol açmaktadır [3]. 12 tabaka cam fiber kompozitin üst ($[C_{12}/K_1]$) ve alt ($[K_1/C_{12}]$) tabakalarına eklenen kauçuk tabakaların maksimum kontak kuvveti üzerindeki etkisi incelendiğinde; üst tabakaya eklenen kauçuk sayesinde maksimum kontak kuvvetinin, dolayısı ile hasar eşik yükünün alt tabakasında kauçuk bulunan 12 tabaka cam fiber kompozite ($[K_1/C_{12}]$) göre %44 daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 5.57c'de kauçuk konumunun, vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerindeki etkisi değerlendirilmiştir. Üst yüzeyi kauçuk tabakalı numunelerde ($[C_{12}/K_1]$ ve $[K_1/C_{10}/K_1]$) daha az yer değiştirme meydana geldiği görülmüştür. İlk temas yüzeyinin kauçuk olması ile vurucunun ilk darbe enerjisinin kauçuk tarafından sönmüldüğü ve sandviç plaka yapısında büyük hasarlara sebep olacak ilerlemeye engel olduğu görülmüştür. $[K_1/C_{12}]$ dizilimine sahip kompozitler için maksimum yer değiştirme miktarı 11.81 mm iken $[K_1/C_{10}/K_1]$ ve $[C_{12}/K_1]$ dizilimleri için sırasıyla 7.21 mm ve 8.14 mm olarak elde edilmiştir. Sonuçta sandviç plakaların darbe yüküne maruz kalan en dış katmanının kauçuk olması, yapının hasar eşik yükünü önemli derecede artırdığı ve darbe sonrası hasar alanında çok önemli iyileştirmeler yaptığı ortaya çıkmıştır.



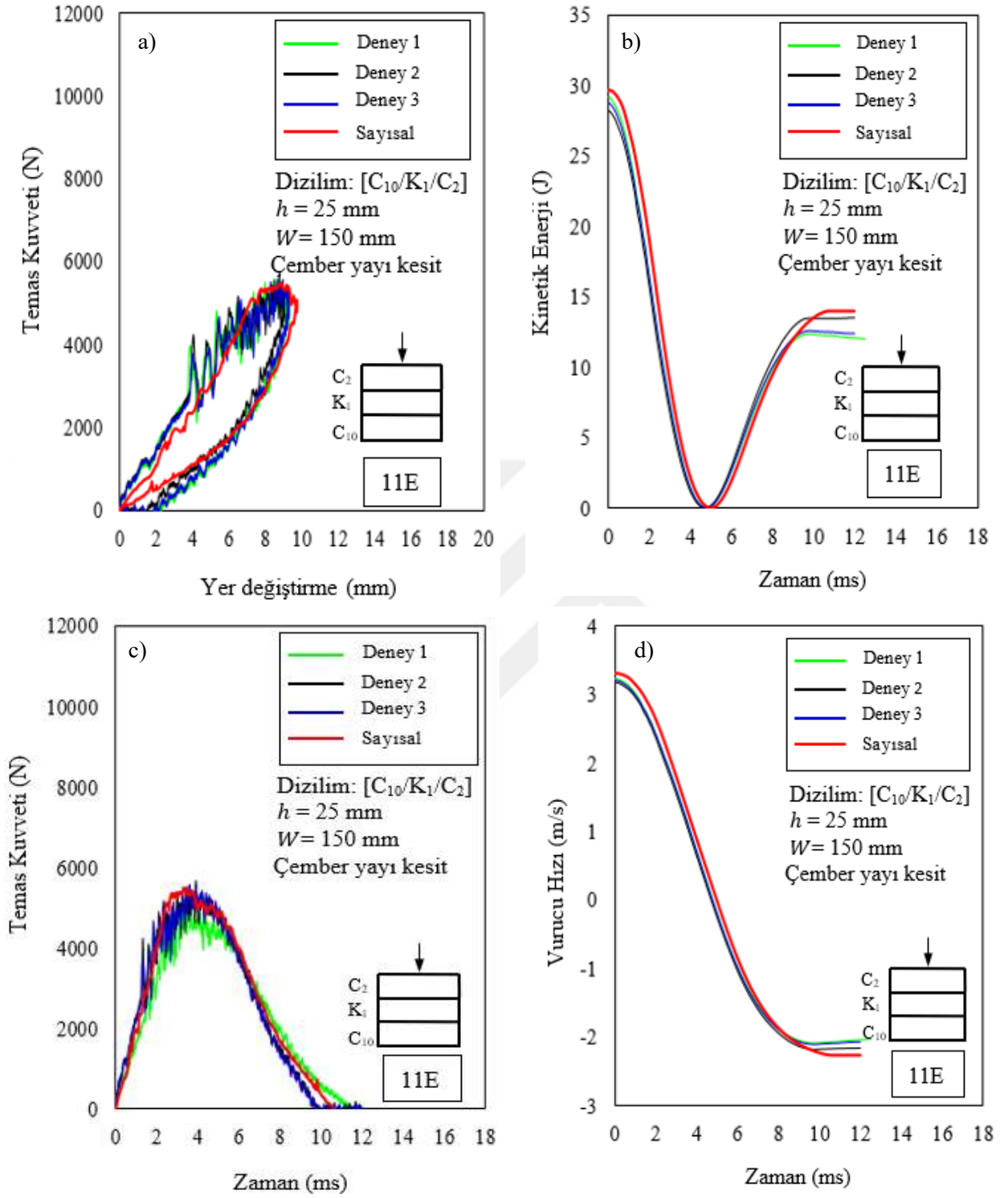
Şekil 5.58. 11 A modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



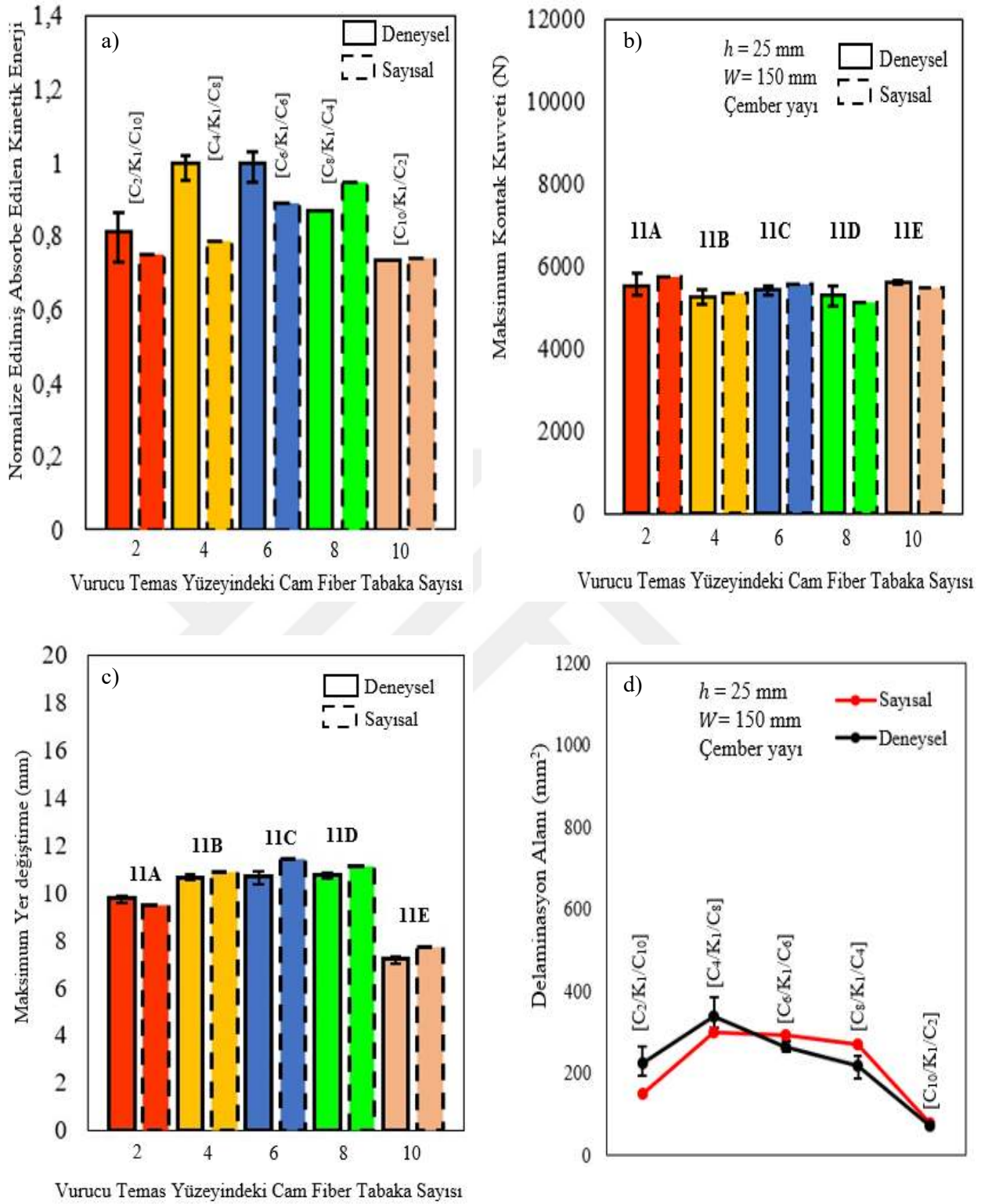
Şekil 5.59. 11 B modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



Şekil 5.60. 11 D modeli için a) kontak kuvveti-yer değiştirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



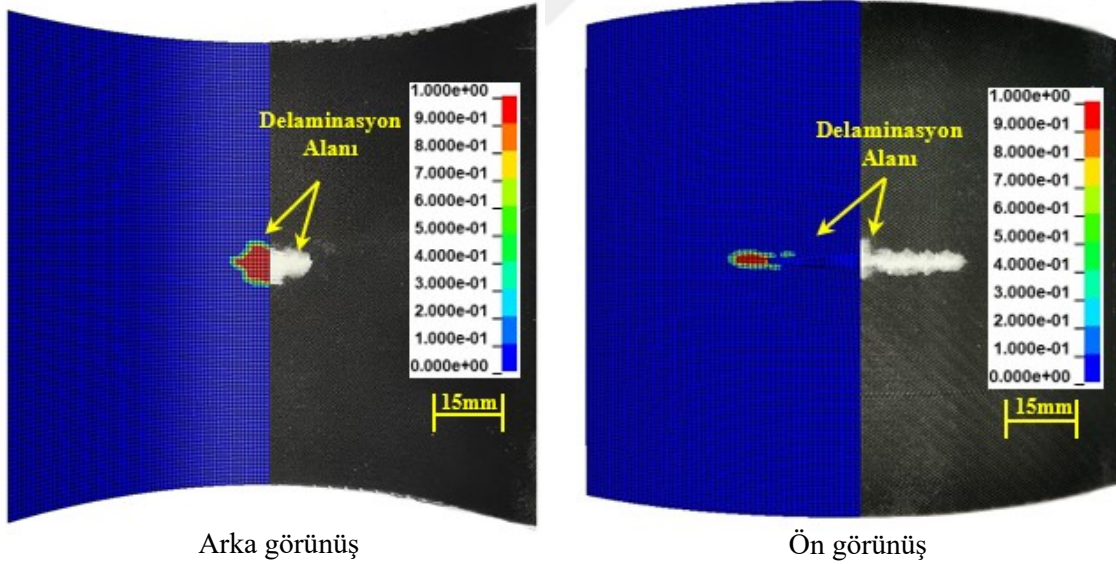
Şekil 5.61. 11 E modeli için a) kontak kuvveti-yer değişirme, b) kinetik enerji-zaman, c) kontak kuvveti-zaman, d) vurucu hızı-zaman grafiği.



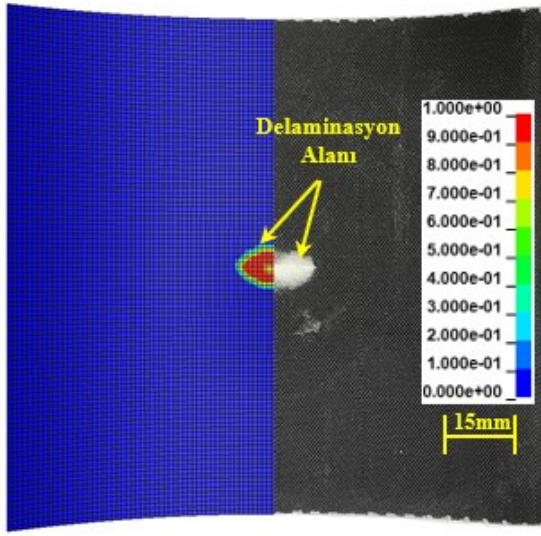
Şekil 5.62. Model-11 için a) absorbe edilen kinetik enerji (normalize edilmiş), b) maksimum kontak kuvveti, c) maksimum yer değiştirme, d) delaminasyon alanı sonuçlarının deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılması.

Tek tabaka kauçuk ile birlikte farklı cam fiber dizilimlerinin darbe davranışı üzerindeki etkisini araştırmak amacıyla Tablo 4.11’de tasarım detayları verilen modeller üretilmiş ve darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 5.62’de deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Şekil 5.62a’da sabit sandviç plaka kalınlığında (3.7 mm) üretilmiş eğri yüzeyli (Model-1B, =2B, =3B) sandviç kompozitlerin, farklı cam fiber/kauçuk dizilimleri için normalize edilmiş darbe absorbe enerjileri verilmiştir. Grafik incelendiğinde kauçuk ara tabakanın sandviç yapı içerisindeki konumunun absorbe edilen enerji açısından etkisi ön plana çıkmaktadır. Ortasına kauçuk ara tabaka eklenmiş simetrik dizilime sahip sandviç kompozitlerin en fazla darbe sönümledikleri gözlemlenmiştir. Kauçuk ara tabakanın merkezdeki konumu alt ve üst tabakalara doğru ilerledikçe darbe absorbe enerjilerinin azaldığı gözlemlenmiştir. Ortasına kauçuk ara tabaka eklenmiş sandviç kompozitler ($[C_6/K_1/C_6]$), vurucu yüzeye yakın konuma kauçuk yerleştirilmiş ($[C_{10}/K_1/C_2]$) sandviç plaklardan %27 daha fazla darbe sönümlediği gözlemlenmiştir. Şekil 5.62b’de için sandviç plaklarda meydana gelen maksimum kontak kuvvetleri deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi maksimum kontak kuvveti değerlerini birbirlerine oldukça yakındır. Maksimum kontak kuvveti en fazla 5612 N ($[C_{10}/K_1/C_2]$) en az ise 5265 N ($[C_2/K_1/C_{10}]$) olarak ölçülmüştür. Yapılan çalışmalarda, çok düşük darbe enerjilerinde (0.15 J), tek tabaka kauçuğun yapı içerisindeki konumunun temas kuvveti üzerinde etkisi net görülmektedir [107]. Fakat nispeten yüksek darbe enerjilerinde görüldüğü gibi çok etkili olmamıştır. Şekil 5.62c’de farklı cam fiber/kauçuk dizilimlerinin, vurucunun maksimum yer değiştirmesi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Kauçuk tabakanın vurucu yüzeye yakın olması ile ($[C_{10}/K_1/C_2]$) yapı daha rijit malzeme davranışı göstermiş ve vurucunun maksimum 7.18 mm ilerleyebildiği belirlenmiştir. Diğer dizilimlerde bu değer $[C_2/K_1/C_{10}]$ dizilimi için 9.75 mm, $[C_4/K_1/C_8]$ dizilimi için 10.64 mm, $[C_6/K_1/C_6]$ dizilimi için 10.70 mm ve $[C_8/K_1/C_4]$ dizilimi için 10.74 mm olarak elde edilmiştir. Şekil 5.57d’de sandviç kompozitlerin vurucu ile ilk temas ettiği üst yüzeyde meydana gelen delaminasyon alanları deneysel ve sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi sonuçlar uyumludur. Kauçuk katmanın merkeze göre temas yüzeyinden daha dış bölgede konumlandırılması, kauçuk katmanın altında daha geniş bir alanda homojen yük dağılımına neden olur. Buda daha düşük bir gerilme seviyesine ve hasar durumuna neden olur. Şekil 5.62d’de görüleceği üzere özellikle $[C_4/K_1/C_8]$ dizilimi ile başlayıp $[C_{10}/K_1/C_2]$ dizilimine kadar, kauçuk konumu üst katmana doğru ilerledikçe delaminasyon hasar alanının azaldığı gözlemlenmiştir. Kauçuk tabakanın üst katmana en yakın olduğu dizilimi ($[C_{10}/K_1/C_2]$) ile $[C_8/K_1/C_4]$ diziliminin hasar bölgeleri karşılaştırıldığında, kauçuk tabakanın vurucu yüzeye yakın olması delaminasyon hasar alanını %74 oranında azaltmıştır. 3.7 mm kompozit yapı içerisinde 0.5 mm kalınlığına sahip kauçuğun sadece konumunun değiştirilmesi ile bile daha yüksek hasar direnci ve daha az hasar alanları elde edilmiştir. Şekil 5.63-Şekil 5.83’te darbe testi sonrası, Tablo 4.5-Tablo 4.11’de tasarım detayları verilen tüm cam fiber kompozit / kauçuk dizilimleri için delaminasyon hasar bölgeleri

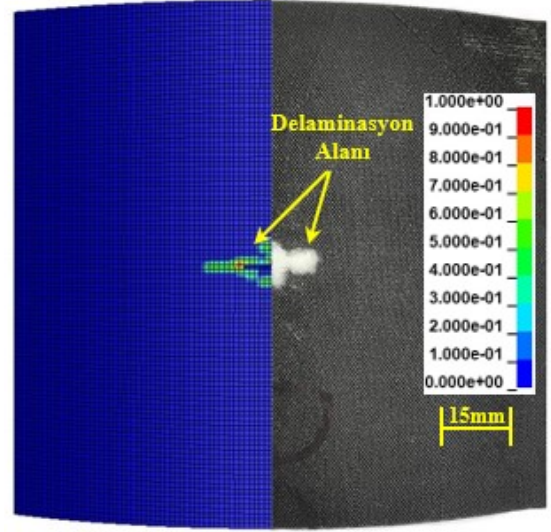
sayısal ve deneysel olarak karşılaştırılmıştır. Vurucunun çarpma anında temas ettiği ilk yüzey, ön görünüş olarak verilmiştir. Grafikler incelendiğinde, *MAT162* malzeme modeli farklı cam fiber kompozit/kauçuk dizilimleri için de delaminasyon hasar bölgelerini iyi tahmin etmiştir. Deneysel ve sayısal hasar bölgelerinin genel olarak birbirine yakın olduğu görülmektedir. Cam fiber kalınlığının artması (Şekil 5.63-Şekil 5.64 ve Şekil 5.67-Şekil 5.68) ve kauçuk tabaka sayısının artması (Şekil 5.65-Şekil 5.66), ile sandviç yapıların delaminasyon alanlarının önemli derecede azaldığı anlaşılmıştır. Benzer sonuçlar Sarlin vd., ve Düring vd., tarafından elde edilmiştir. Yaptıkları çalışmalarda ince bir metal tabakanın altında bir kauçuk tabakanın ilave kullanımı ile darbe direncinde daha fazla bir artış elde etmeye çalışmışlardır. Sarlin vd., 3 J'den 30 J'ye kadar bir enerji aralığında yüksek hızlı darbeler gerçekleştirmiş ve ilave kauçuk tabakanın kullanımı ile laminat içindeki hasarlı alanın %50 oranında azaldığını gözlemlemişlerdir [69]. Düring vd., 9 J'den 50 J'ye kadar bir enerji aralığında düşük hızlı darbe testleri gerçekleştirmişlerdir. Ek kauçuk katman kullanarak, hasar eşiği yükünde %16'lık bir artış ve iç ve dış hasarda %50'lik bir azalma sağlamışlardır [2]. Bununla birlikte cam fiber kompozitlerin darbeye maruz kalan yüzeylerinin kauçuk tabaka olması, hasar eşik yükünü artırdığı gibi delaminasyon hasar alanında önemli azalmalar ortaya çıkarmıştır (Şekil 5.77-Şekil 5.79).



Şekil 5.63. Model-5A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

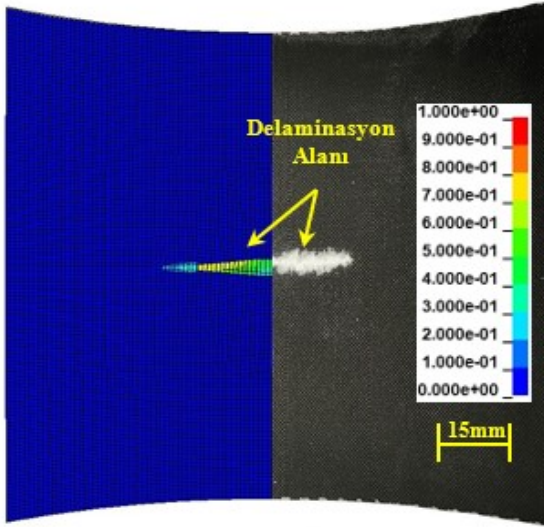


Arka görünüş

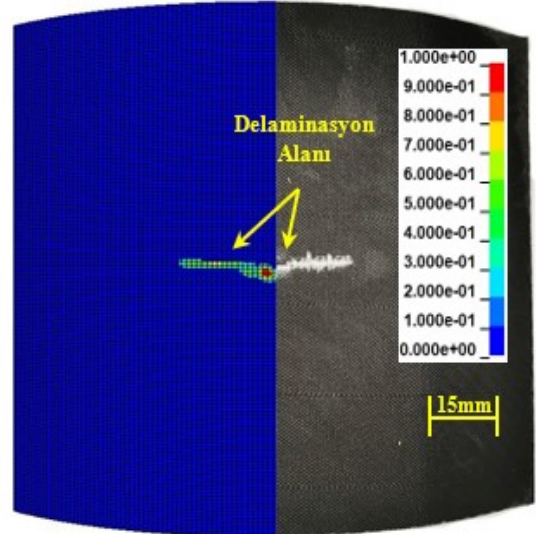


Ön görünüş

Şekil 5.64. Model-5C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

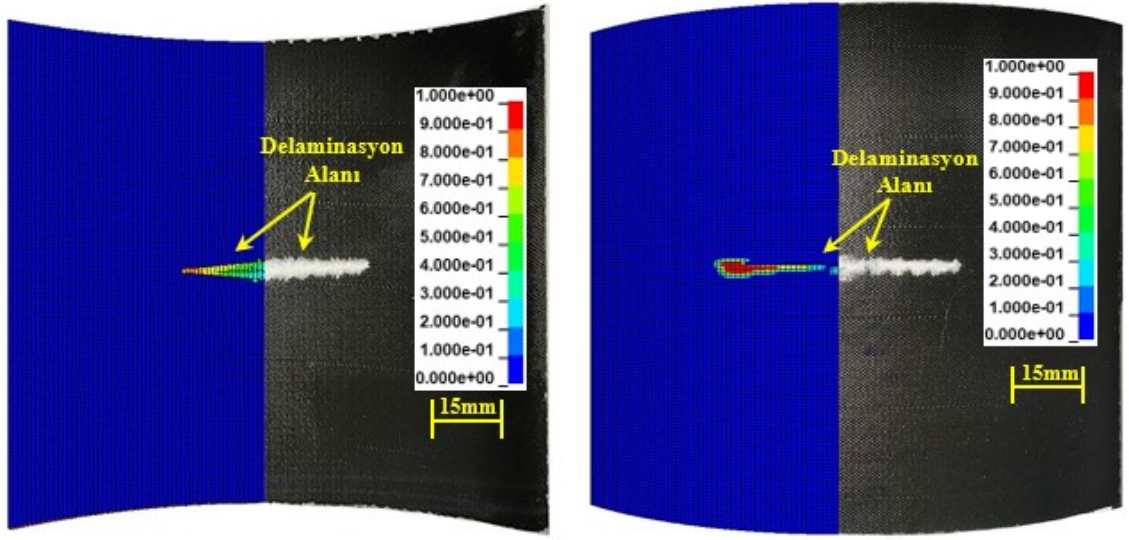


Arka görünüş



Ön görünüş

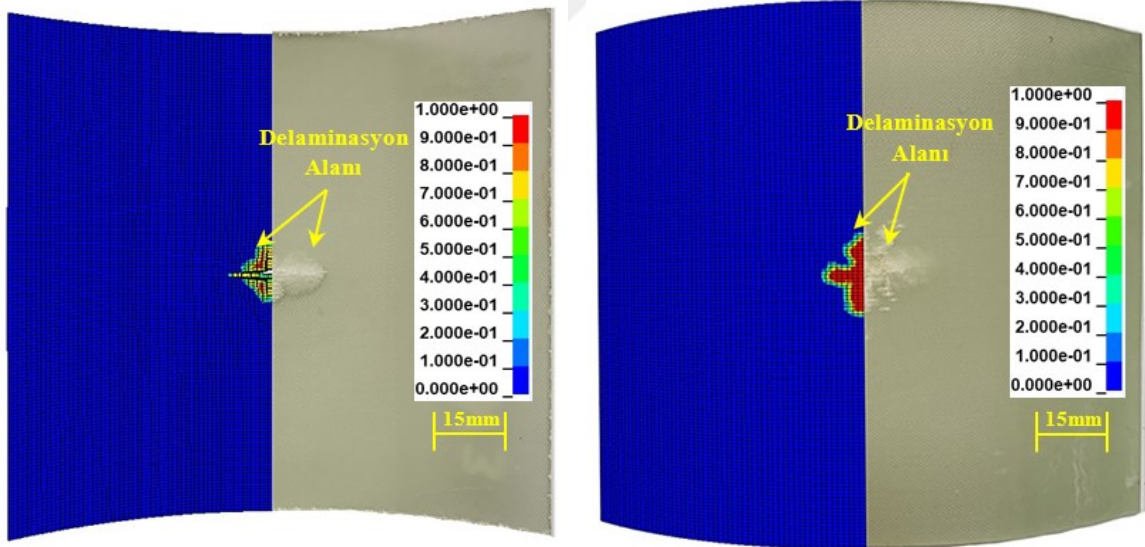
Şekil 5.65. Model-6A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması



Arka görünüş

Ön görünüş

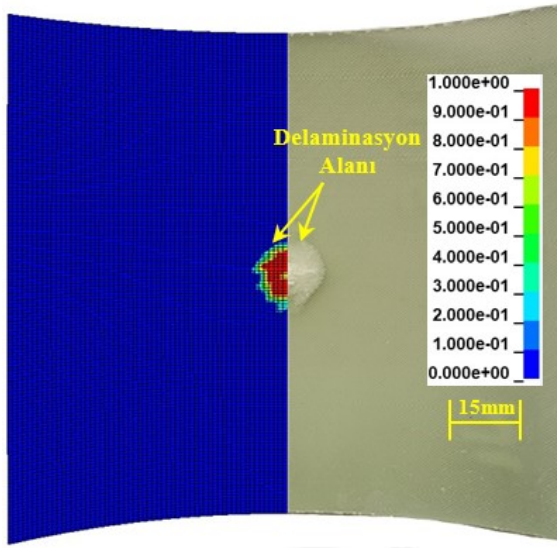
Şekil 5.66. Model-6B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması



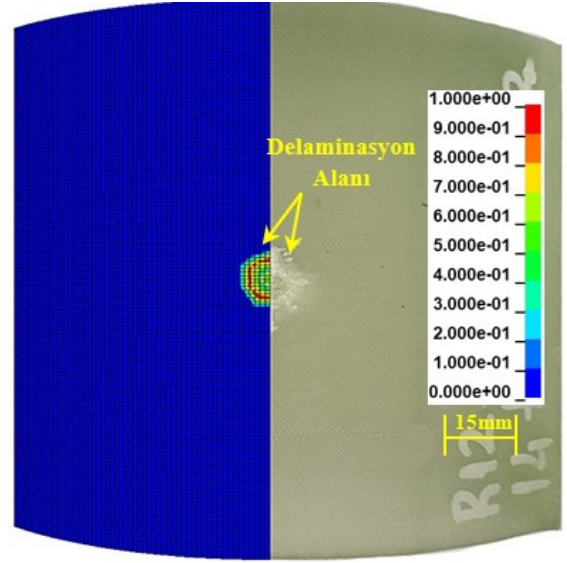
Arka görünüş

Ön görünüş

Şekil 5.67. Model-7A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

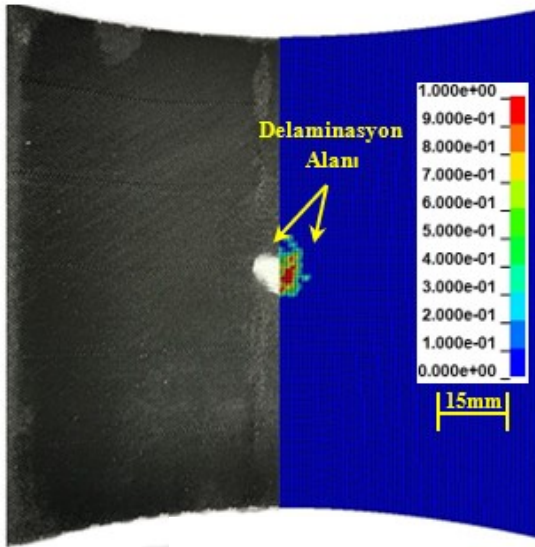


Arka görünüş

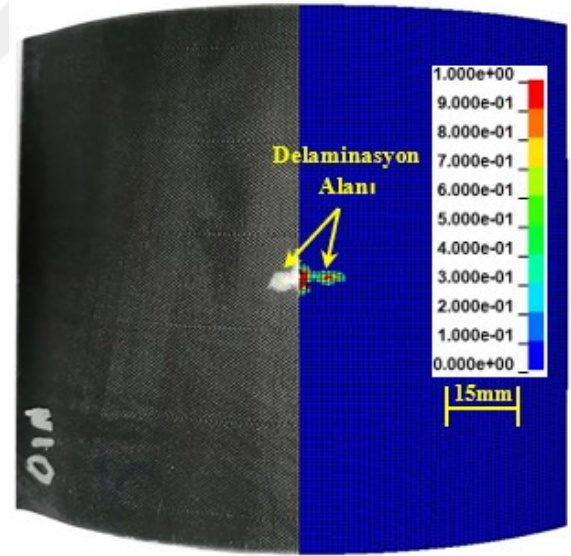


Ön görünüş

Şekil 5.68. Model-7B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

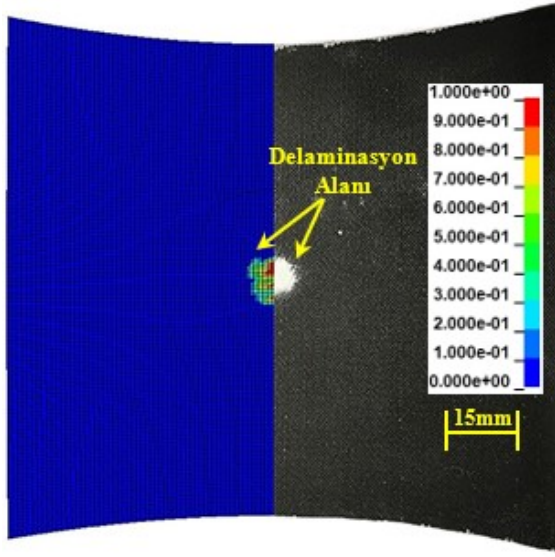


Arka görünüş

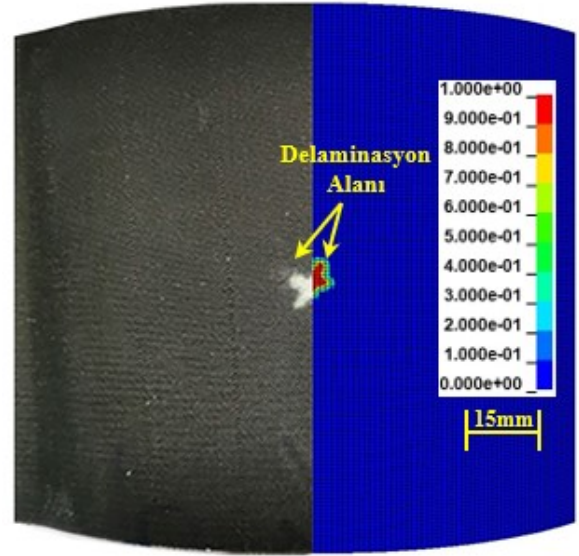


Ön görünüş

Şekil 5.69. Model-8A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

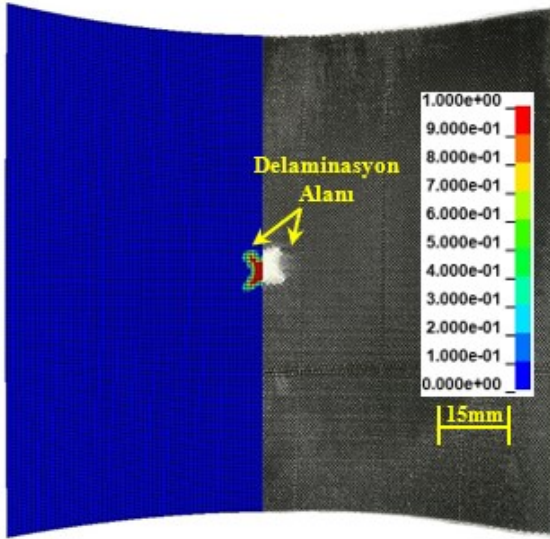


Arka görünüş

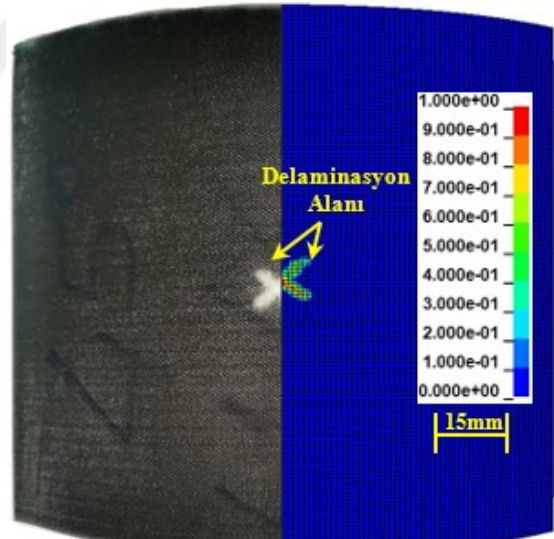


Ön görünüş

Şekil 5.70. Model-8B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

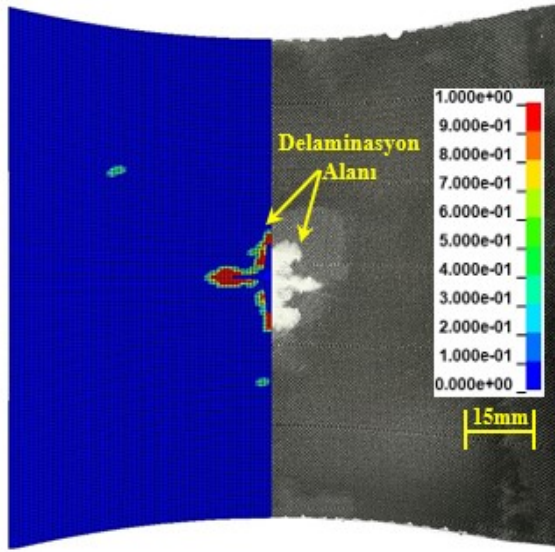


Arka görünüş

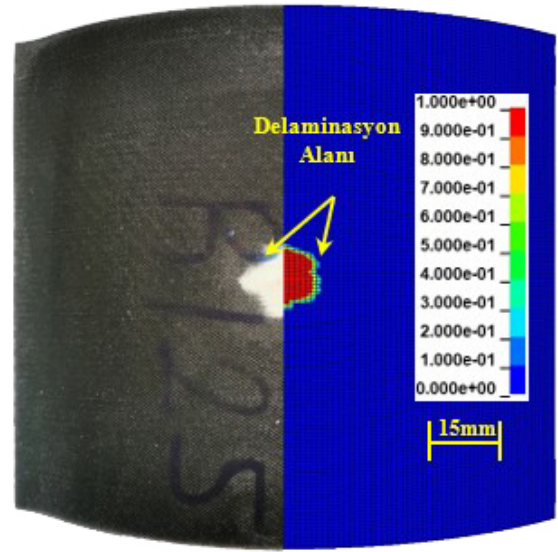


Ön görünüş

Şekil 5.71. Model-8C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

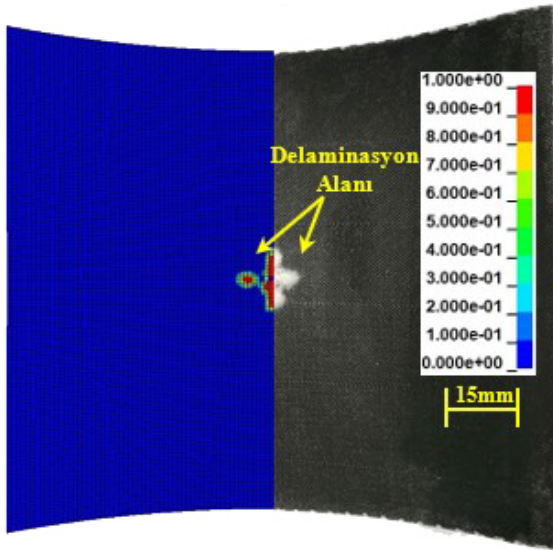


Arka görünüş

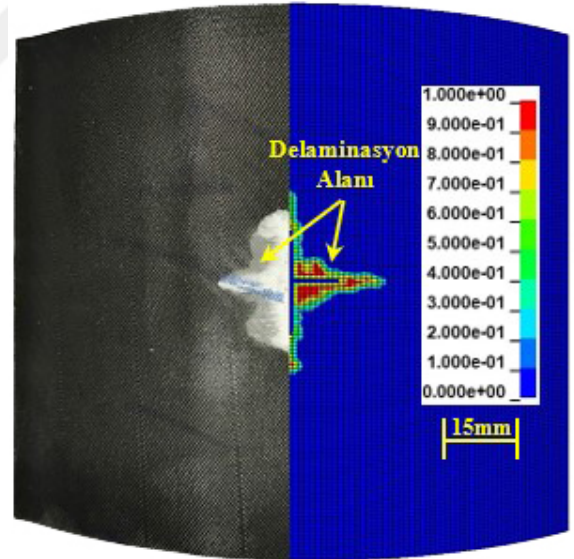


Ön görünüş

Şekil 5.72. Model-9A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

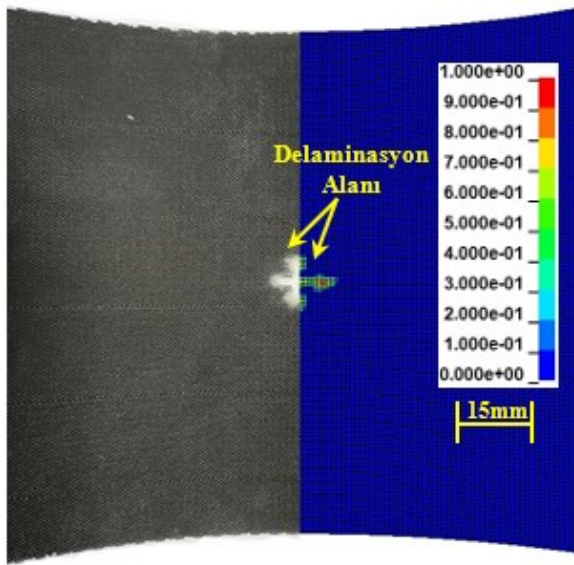


Arka görünüş

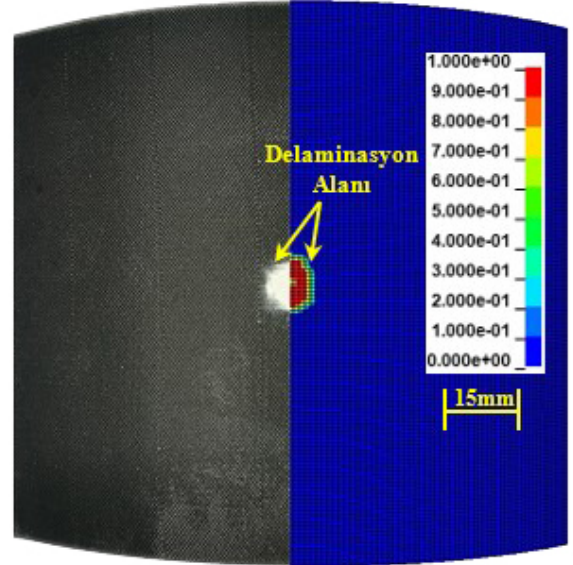


Ön görünüş

Şekil 5.73. Model-9B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

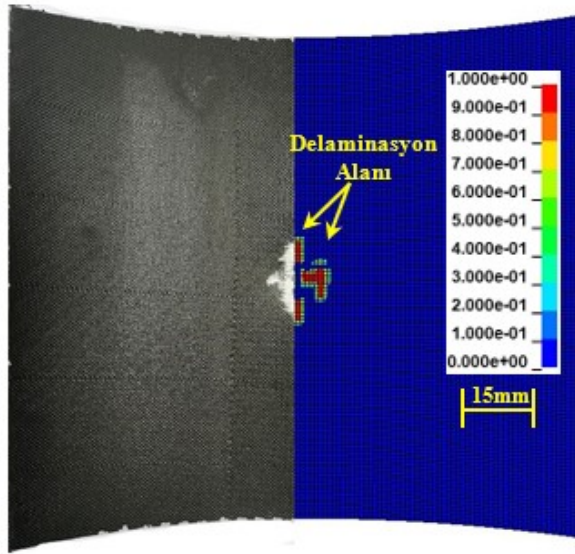


Arka görünüş

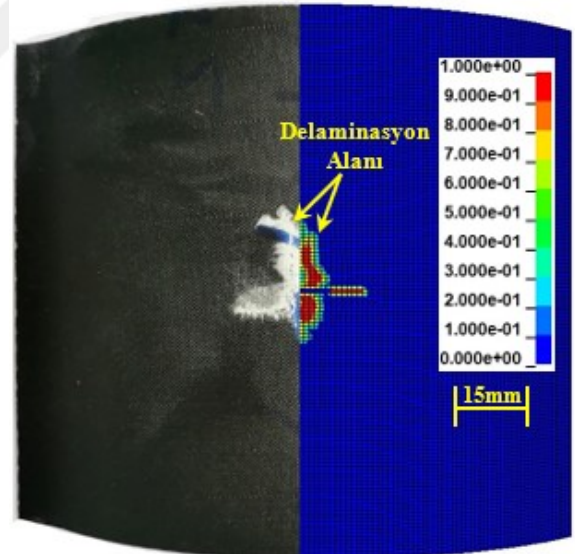


Ön görünüş

Şekil 5.74. Model-9C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

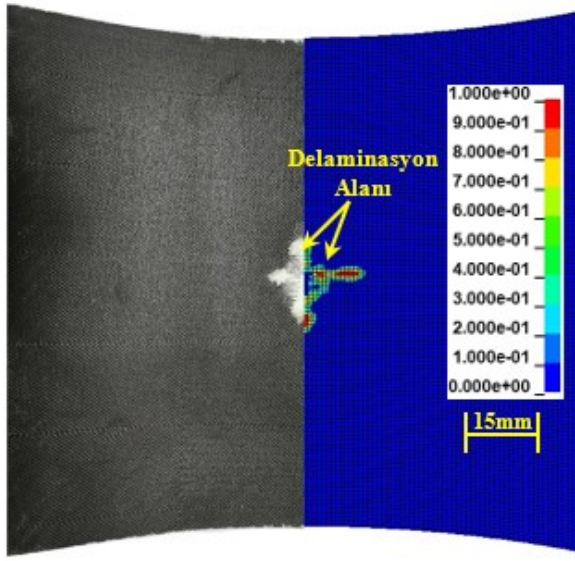


Arka görünüş

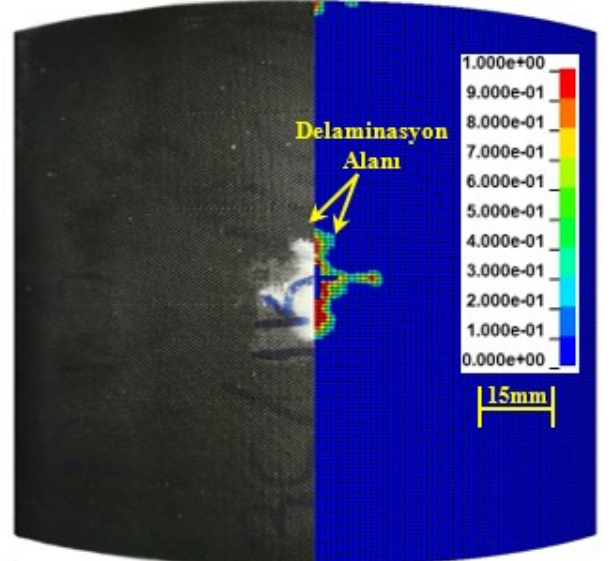


Ön görünüş

Şekil 5.75. Model-9D için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

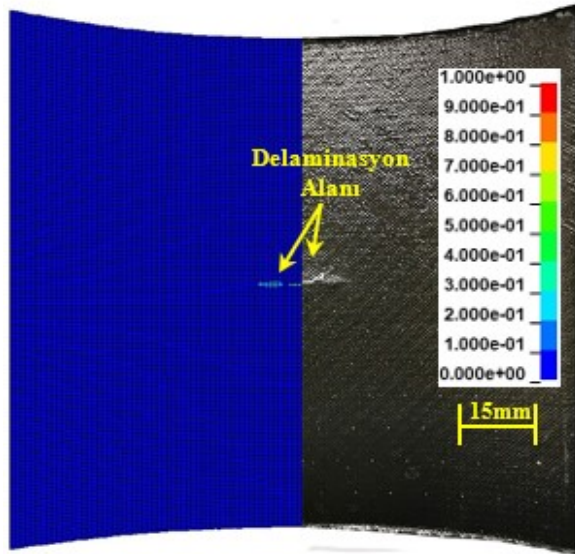


Arka görünüş

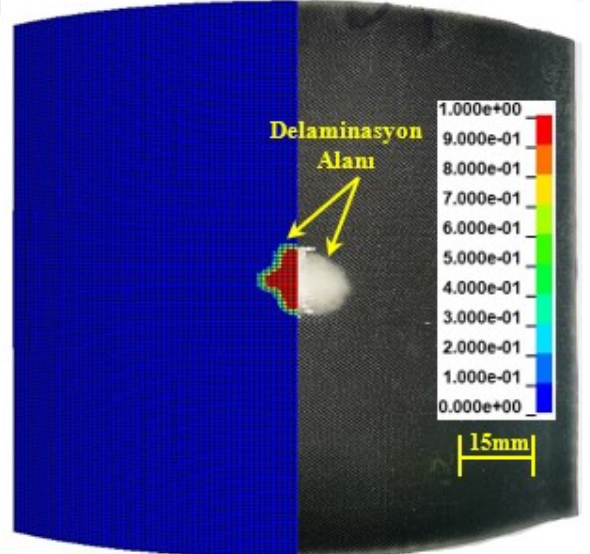


Ön görünüş

Şekil 5.76. Model-9E için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

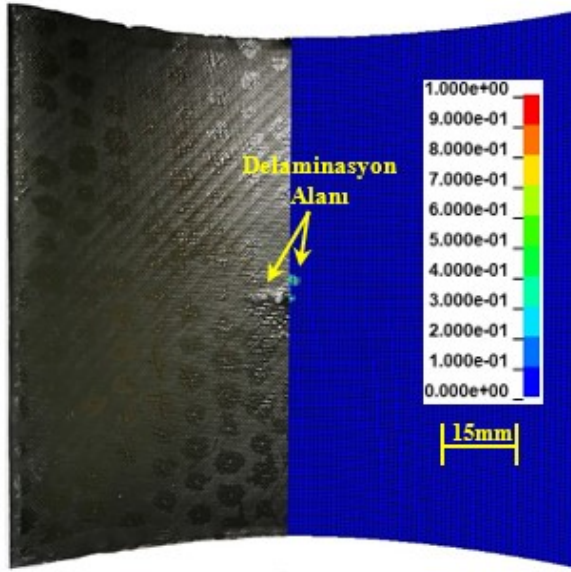


Arka görünüş

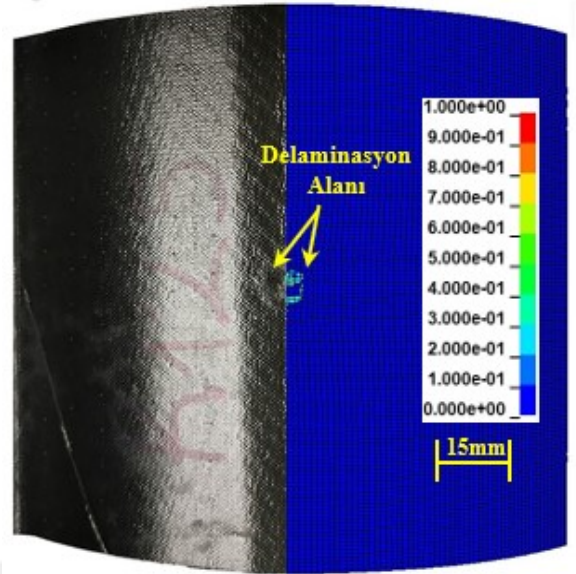


Ön görünüş

Şekil 5.77. Model-10A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

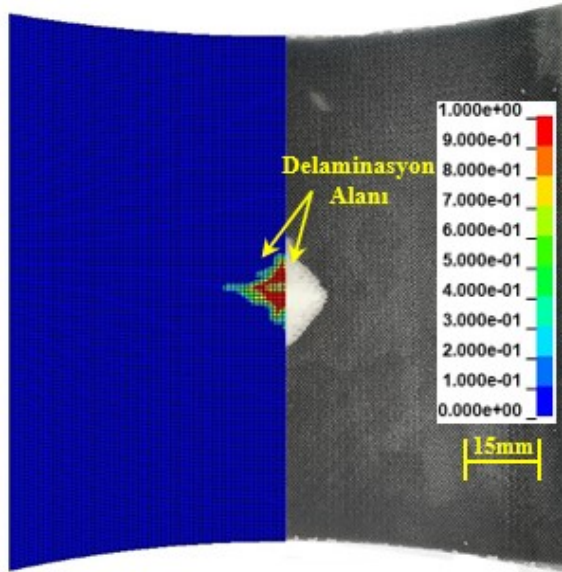


Arka görünüş

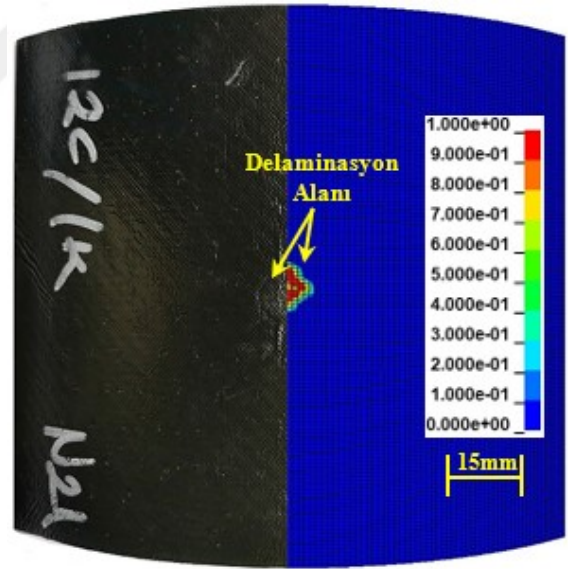


Ön görünüş

Şekil 5.78. Model-10B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

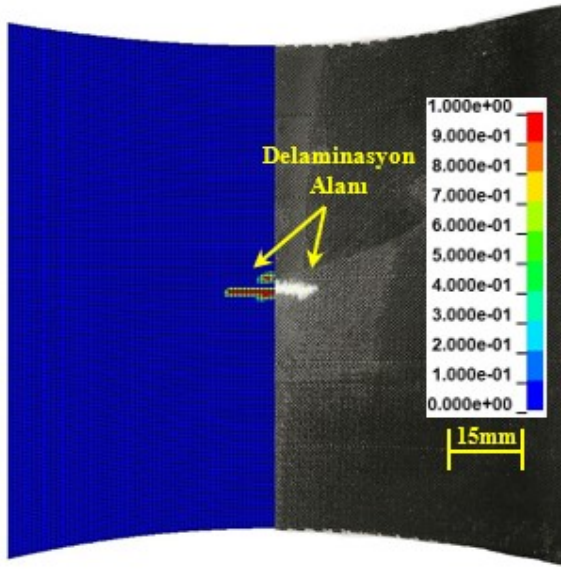


Arka görünüş

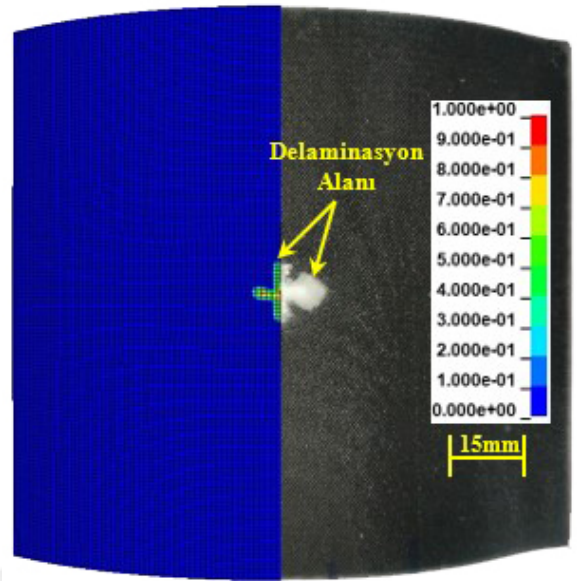


Ön görünüş

Şekil 5.79. Model-10C için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

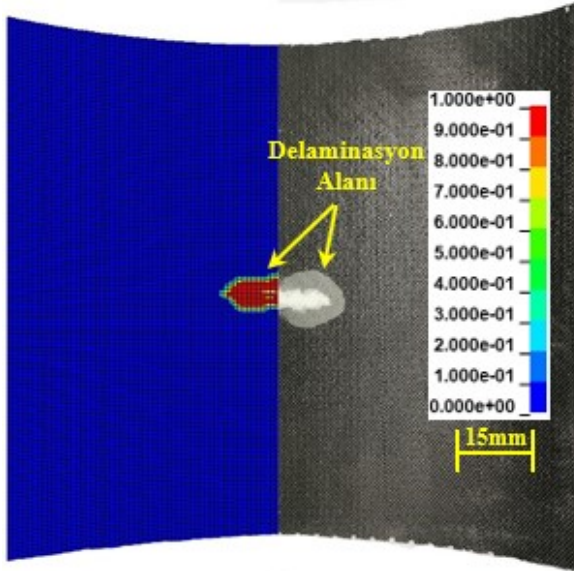


Arka görünüş

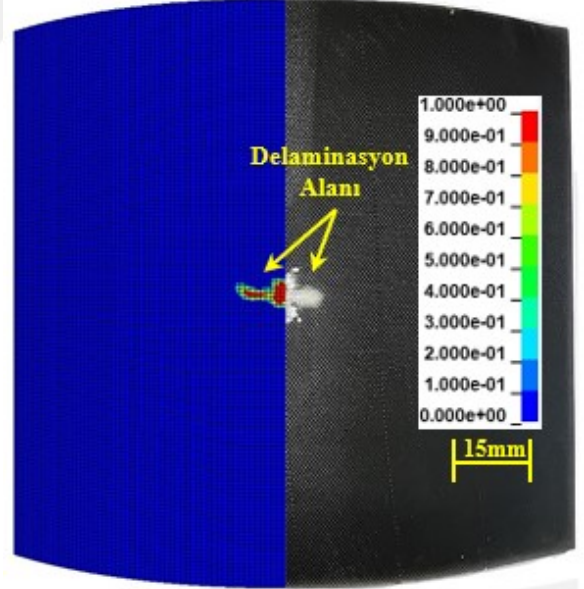


Ön görünüş

Şekil 5.80. Model-11A için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

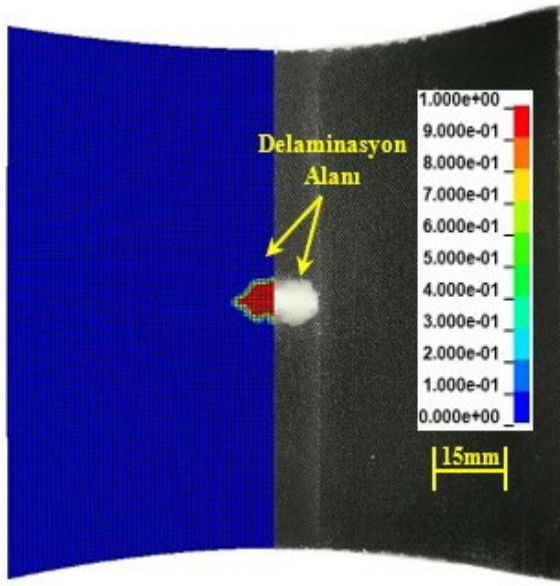


Arka görünüş

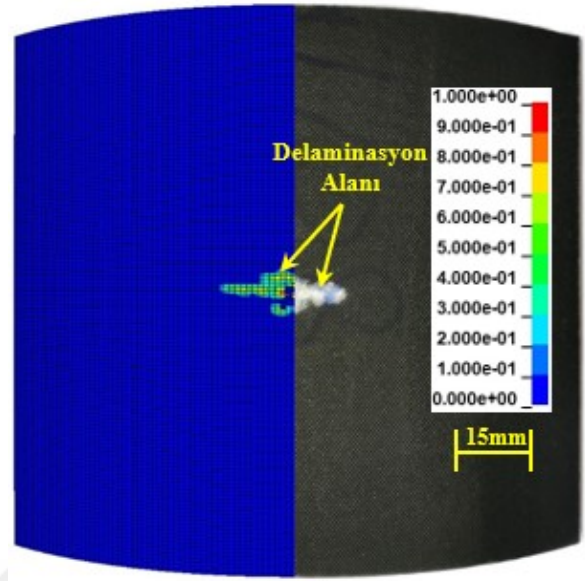


Ön görünüş

Şekil 5.81. Model-11B için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

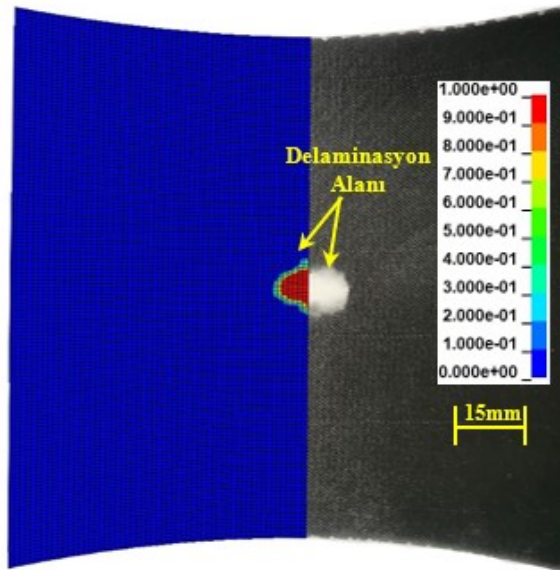


Arka görünüş

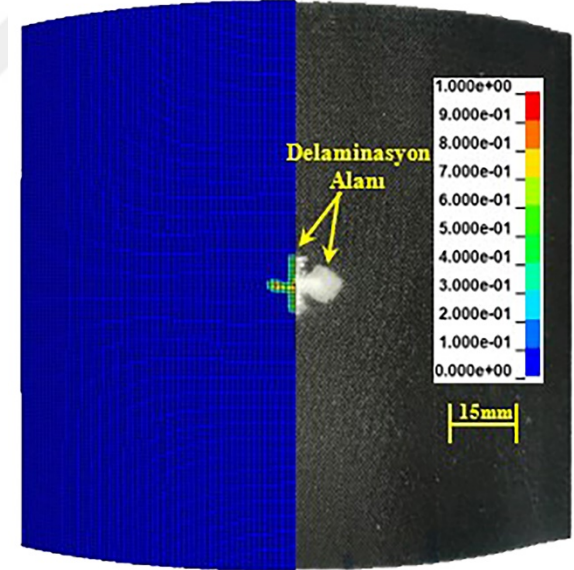


Ön görünüş

Şekil 5.82. Model-11D için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.



Arka görünüş



Ön görünüş

Şekil 5.83. Model-11E için delaminasyon hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması.

6. SONUÇLAR

Bu çalışmada, farklı yüzey geometrilerine sahip eğri yüzeyli kauçuk ara tabakalı cam fiber kompozitler, vakum infüzyon yöntemiyle üretilmiştir. Elde edilen sandviç plakların darbe tepkileri, düşük hızlı darbe etkisi altında deneysel ve sayısal olarak belirlenmiştir. Sonuçlar karşılaştırıldığında sayısal verilerin deneysel sonuçlar ile uyum içinde olduğu gözlemlenmiştir. Testlerden ve sayısal simülasyonlardan elde edilen bulgular aşağıda özetlenmiştir:

- Hiperelastik malzeme özelliğine sahip kauçukların, saf cam fiber kompozitlerin darbe direncini önemli oranda artırdığı belirlenmiştir. Ara tabaka olarak sadece 0.5mm kalınlığına sahip kauçuğun eklenmesi ile kompozit yapının darbe sönümleme kapasitesinin %21 arttığı, 1mm kalınlığında (2 tabaka 0.5mm kauçuk) kauçuk eklenmesi ile %45 arttığı gözlemlenmiştir.
- Saf cam fiber kompozitlere kauçuk eklenmesi ile delaminasyon hasar bölgelerinde önemli iyileşmeler gözlemlenmiştir. Saf cam fiber kompozit yapıya 2 ve 3 tabaka kauçuk eklenmesi ile delaminasyon hasar alanlarının ortalama %14 azaldığı görülmüştür.
- Kauçuk tabakaların saf cam fiber kompozitlerin özgül absorbe enerjilerini artırdığı gözlemlenmiştir. Saf cam fiber kompozitler ile kıyaslandığında, 1 tabaka (0.5mm) kauçuk eklenmesi ile sandviç plakanın yoğunluğunun 269.864 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisinin % 37.52 arttığı, 2 tabaka (1 mm) kauçuk eklenmesi ile plak yoğunluğu 233.446 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisinin % 63.61 arttığı, 3 tabaka (1.5 mm) kauçuk eklenmesi plak yoğunluğunun 407.127 kg/m^3 azalmasına karşılık özgül absorbe enerjisi % 53.82 arttığı belirlenmiştir.
- Vakum infüzyon yöntemi ile kauçuk ara tabakalı sandviç plakların üretiminde, kürleme sıcaklığının önemli bir parametre olduğu gözlemlenmiştir. Kürleme işlemi yüksek sıcaklıkta yapıldığında kauçuk yüzeye ait yapışma özelliğinin arttığı ve mükemmel bir ara yüzey birleşimi elde edildiği belirlenmiştir.
- Sabit genişliğe sahip eğri yüzeyli kompozit plaklarda plak yüksekliği arttıkça darbe absorbe enerjisinin düştüğü ve delaminasyon hasar bölgesinin arttığı belirlenmiştir.
- Sabit yüksekliğe sahip eğri yüzeyli kompozit plaklarda, plak genişliği arttıkça vurucu ile kompozit plaka arasındaki temas yüzeyinin arttığı ve buna bağlı olarak plakların darbe sönümleme oranının arttığı değerlendirilmiştir.
- Düz plakların eğri yüzeyli kompozit plaklara göre daha fazla darbe dayanımı sağladığı ve daha az hasara uğradığı belirlenmiştir. Bu nedenle kavisli yapıların tasarımında ve bakımında düz plakalara göre daha fazla dikkat gereklidir. Çünkü kavisli yapılar yabancı cisim etkisine düz yapılardan daha duyarlıdır.

- Sabit kauçuk kalınlığına (0.5mm) sahip sandviç kompozitlerde cam fiber tabaka kalınlığı arttıkça darbe absorbe enerjisinin ve delaminasyon hasar alanının azaldığı gözlemlenmiştir.
- Aynı sandviç kalınlığına sahip kompozitlerde kauçuk tabaka sayısının artması ile darbe direncinin arttığı ve hasar alanının küçüldüğü görülmüştür. Ara tabaka olarak tek tabaka kauçuk bulunan kompozitlere kıyasla, iki tabaka kauçuk bulunan kompozitler %26, üç tabaka kauçuk bulunan kompozitler %17 daha fazla darbe sönümlemişlerdir.
- Aynı dizilime sahip sandviç kompozitlerde cam fiber dizilim açısının darbe mukavemeti üzerinde etkili olmadığı, ancak dizilim açısının artması ile hasar bölgelerinde azalmalar gözlemlenmiştir.
- Eğri yüzeyli kompozitlerin alt yüzeylerine yapılan darbe testleri sonucunda vurucu-plaka temas yüzeyinin artması ile daha fazla darbe sönümlendiği, hasar eşik yüklerinin arttığı, fakat absorbe edilen fazla enerjinin yapıda üst yüzeylere yapılan darbe sonuçlarına kıyasla çok daha büyük hasarlar meydana getirdiği gözlemlenmiştir.
- Sandviç kompozitlerin dış yüzey tabakalarının kauçuk olmasının ya da cam fiber kompozit olmasının darbe direnci üzerinde çok etkisinin olmadığı ancak üst yüzeyde sadece 0.5 mm kalınlığında bir tabaka kauçuk kullanılmasıyla delaminasyon hasarının ortalama %65 oranında azaldığı belirlenmiştir.
- Kauçuk ara tabakalı kompozitlerde kauçuk tabakanın sandviç yapıdaki konumunun hasar davranışı üzerinde etkili olduğu görülmüştür. Ortasına kauçuk tabaka eklenmiş simetrik dizilime sahip kompozitlerin en fazla darbe sönümledikleri gözlemlenmiştir. Kauçuk ara tabakanın vurucu çarpma yüzeyine yaklaşması ile delaminasyon hasar alanının azaldığı değerlendirilmiştir.

ÖNERİLER

- Yapıda kullanılan kauçuk ara tabakaların saf cam kompozit plaklar ile ara yüzey yapışma özellikleri, farklı kimyasal yapıştırıcılar kullanılarak daha da güçlendirilebilir.
- Matris malzemesi olarak kullanılan epoksi reçineler yerine yapıyı daha esnek hale getirebilecek poliüretan reçineler tercih edilebilir.
- EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) kauçuk malzemesinden daha yumuşak kauçuklar tercih edilerek sandviç yapıların darbe ve hasar davranışları iyileştirilebilir.
- Kauçuk ara tabakalı farklı türden fiber takviyeli kompozitlerin yüksek hızlı darbe etkisi altında balistik davranışları test edilebilir.



KAYNAKLAR

- [1] S.L. Valença, S. Griza, V.G. De Oliveira, E.M. Sussuchi, F.G.C. De Cunha, Evaluation of the mechanical behavior of epoxy composite reinforced with Kevlar plain fabric and glass/Kevlar hybrid fabric, *Compos. Part B Eng.* 70 (2015) 1–8. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2014.09.040>.
- [2] D. Düring, L. Weiß, D. Stefaniak, N. Jordan, C. Hühne, Low-velocity impact response of composite laminates with steel and elastomer protective layer, *Compos. Struct.* 134 (2015) 18–26. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.08.001>.
- [3] E. Stelldinger, A. Kühhorn, M. Kober, Experimental evaluation of the low-velocity impact damage resistance of CFRP tubes with integrated rubber layer, *Compos. Struct.* 139 (2016) 30–35. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.11.069>.
- [4] B.O. Baba, Curved sandwich composites with layer-wise graded cores under impact loads, *Compos. Struct.* 159 (2017) 1–11. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.09.054>.
- [5] A. Bidi, G. Liaghat, G. Rahimi, Low-velocity impact on cylindrically curved bilayers, *Proc. Inst. Mech. Eng. Part K J. Multi-Body Dyn.* 232 (2018) 568–576. <https://doi.org/10.1177/1464419318756661>.
- [6] B. Arachchige, H. Ghasemnejad, Post impact analysis of damaged variable-stiffness curved composite plates, *Compos. Struct.* 166 (2017) 12–21. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.01.018>.
- [7] I.H. Choi, Finite element analysis of low-velocity impact response of convex and concave composite laminated shells, *Compos. Struct.* 186 (2018) 210–220. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.11.090>.
- [8] P. Tan, Ballistic protection performance of curved armor systems with or without debondings/delaminations, *Mater. Des.* 64 (2014) 25–34. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2014.07.028>.
- [9] W. Hao, Y. Yuan, J. Zhu, L. Chen, Effect of impact damage on the curved beam interlaminar strength of carbon/epoxy laminates, *J. Adhes. Sci. Technol.* 30 (2016) 1189–1200. <https://doi.org/10.1080/01694243.2016.1144261>.
- [10] R.D. Martins, M.V. Donadon, S.F.M. De Almeida, The effects of curvature and internal pressure on the compression-after-impact strength of composite laminates, *J. Compos. Mater.* 50 (2016) 825–848. <https://doi.org/10.1177/0021998315582079>.
- [11] J. Krollmann, T. Schreyer, M. Veidt, K. Drechsler, Impact and post-impact properties of hybrid-matrix laminates based on carbon fiber-reinforced epoxy and elastomer subjected to low-velocity impacts, *Compos. Struct.* 208 (2019) 535–545. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.09.087>.
- [12] M. Vishwas, S. Joladarashi, S. Kulkarni, Modelling and Analysis of Material Behaviour under Normal and Oblique Low Velocity Impact, *Mater. Today Proc.* 5 (2018) 6635–6644. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.11.319>.
- [13] D.D. Huang, F. Xu, X.S. Du, Z.H. Lee, X.J. Wang, Temperature effects on rigid nano-silica and soft nano-rubber toughening in epoxy under impact loading, *J. Appl. Polym. Sci.* 134 (2017) 1–8. <https://doi.org/10.1002/app.45319>.
- [14] A.M. Lepadatu, S. Asaftei, N. Vennemann, Investigation of new composite materials based on activated EPDM rubber waste particles by liquid polymers, *J. Appl. Polym. Sci.* 132 (2015) 32–35. <https://doi.org/10.1002/app.42097>.
- [15] J. Xi, Z. Yu, Toughening mechanism of rubber reinforced epoxy composites by thermal and microwave curing, *J. Appl. Polym. Sci.* 135 (2018) 1–9. <https://doi.org/10.1002/app.45767>.
- [16] X. Zhao, S. Wang, Thermal, mechanical properties and morphology of epoxy resins modified with light pyrolysis natural rubber, *Adv. Polym. Technol.* 37 (2018) 2541–2551. <https://doi.org/10.1002/adv.21929>.
- [17] F. Liu, X. Kong, C. Zheng, S. Xu, W. Wu, P. Chen, The influence of rubber layer on the response of fluid-filled container due to high-velocity impact, *Compos. Struct.* 183 (2018) 671–681. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.09.005>.
- [18] M.R. Ricciardi, I. Papa, A. Langella, T. Langella, V. Lopresto, V. Antonucci, Mechanical properties of glass fibre composites based on nitrile rubber toughened modified epoxy resin, *Compos. Part B Eng.* 139 (2018) 259–267. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.11.056>.

- [19] A. Khodadadi, G. Liaghat, H. Ahmadi, A.R. Bahramian, Y. Anani, O. Razmkhah, S. Asemi, Numerical and experimental study of impact on hyperelastic rubber panels, *Iran. Polym. J. (English Ed. 28 (2019) 113–122.* <https://doi.org/10.1007/s13726-018-0682-x>.
- [20] I.H. Choi, Geometrically nonlinear transient analysis of composite laminated plate and shells subjected to low-velocity impact, *Compos. Struct.* 142 (2016) 7–14. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.01.070>.
- [21] Y. Hu, W. Liu, Y. Shi, Low-velocity impact damage research on CFRPs with Kevlar-fiber toughening, *Compos. Struct.* 216 (2019) 127–141. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.02.051>.
- [22] A. Yudhanto, H. Wafai, G. Lubineau, S. Goutham, M. Mulle, R. Yaldiz, N. Verghese, Revealing the effects of matrix behavior on low-velocity impact response of continuous fiber-reinforced thermoplastic laminates, *Compos. Struct.* 210 (2019) 239–249. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.11.040>.
- [23] H. Liu, B.G. Falzon, W. Tan, Experimental and numerical studies on the impact response of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates, *Compos. Part B Eng.* 136 (2018) 101–118. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.10.016>.
- [24] Y. Zhang, Z. Zong, Q. Liu, J. Ma, Y. Wu, Q. Li, Static and dynamic crushing responses of CFRP sandwich panels filled with different reinforced materials, *Mater. Des.* 117 (2017) 396–408. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2017.01.010>.
- [25] P.F. Liu, B.B. Liao, L.Y. Jia, X.Q. Peng, Finite element analysis of dynamic progressive failure of carbon fiber composite laminates under low velocity impact, *Compos. Struct.* 149 (2016) 408–422. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.04.012>.
- [26] M. Bunea, A. Cîrciumaru, M. Buciumeanu, I.G. Bîrsan, F.S. Silva, Low velocity impact response of fabric reinforced hybrid composites with stratified filled epoxy matrix, *Compos. Sci. Technol.* 169 (2019) 242–248. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2018.11.024>.
- [27] K.I. Ismail, M.T.H. Sultan, A.U.M. Shah, M. Jawaid, S.N.A. Safri, Low velocity impact and compression after impact properties of hybrid bio-composites modified with multi-walled carbon nanotubes, *Compos. Part B Eng.* 163 (2019) 455–463. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.01.026>.
- [28] J. Liu, W. He, D. Xie, B. Tao, The effect of impactor shape on the low-velocity impact behavior of hybrid corrugated core sandwich structures, *Compos. Part B Eng.* 111 (2017) 315–331. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.11.060>.
- [29] Sangamesh, K.S. Ravishankar, S.M. Kulkarni, Ballistic Impact Study on Jute-Epoxy and Natural Rubber Sandwich Composites, *Mater. Today Proc.* 5 (2018) 6916–6923. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.11.353>.
- [30] M. Vishwas, S. Joladarashi, S.M. Kulkarni, Behaviour of Natural Rubber in Comparison with Structural Steel, Aluminium and Glass Epoxy Composite under Low Velocity Impact Loading, *Mater. Today Proc.* 4 (2017) 10721–10728. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.08.019>.
- [31] T. Adachi, T. Ozawa, H. Witono, S. Onishi, Y. Ishii, Energy absorption of thin-walled cylinders filled with silicone rubber subjected to low-velocity impact, *Mech. Eng. J.* 4 (2017) 17-00052-17–00052. <https://doi.org/10.1299/mej.17-00052>.
- [32] B. Haworth, D. Chadwick, L. Chen, Y.J. Ang, Thermoplastic composite beam structures from mixtures of recycled HDPE and rubber crumb for acoustic energy absorption, *J. Thermoplast. Compos. Mater.* 31 (2018) 119–142. <https://doi.org/10.1177/0892705716681836>.
- [33] H. Saghaei, T. Brugo, G. Minak, A. Zucchelli, The effect of pre-stress on impact response of concave and convex composite laminates, *Procedia Eng.* 88 (2014) 109–116. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.11.133>.
- [34] P.K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*, 2007.
- [35] D.K. Rajak, D.D. Pagar, R. Kumar, C.I. Pruncu, Recent progress of reinforcement materials: A comprehensive overview of composite materials, *J. Mater. Res. Technol.* 8 (2019) 6354–6374. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2019.09.068>.
- [36] B.M. İċten, Graduate School of Natural and Applied Sciences Damage in Laminated Composite Plates Subjected To Low- Velocity Impact Damage in Laminated Composite Plates Subjected To Low-Velocity Impact, *Dokuz Eylül Univ.* (2006).
- [37] E. Selver, P. Potluri, P. Hogg, C. Soutis, Impact damage tolerance of thermoset composites reinforced

- with hybrid commingled yarns, *Compos. Part B Eng.* 91 (2016) 522–538. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2015.12.035>.
- [38] I. García-Moreno, M.Á. Caminero, G.P. Rodríguez, J.J. López-Cela, Effect of thermal ageing on the impact damage resistance and tolerance of carbon-fibre-reinforced epoxy laminates, *Polymers (Basel)*. 11 (2019) 10–12. <https://doi.org/10.3390/polym11010160>.
- [39] B.M. Icten, C. Atas, M. Aktas, R. Karakuzu, Low temperature effect on impact response of quasi-isotropic glass/epoxy laminated plates, *Compos. Struct.* 91 (2009) 318–323. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2009.05.010>.
- [40] N. Eiamnipon, P. Nimdum, J. Renard, C. Kolutawong, Low velocity impact responses and impact-induced damages on steel cord-rubber composite, *ECCM 2012 - Compos. Venice, Proc. 15th Eur. Conf. Compos. Mater.* (2012) 24–28.
- [41] R. Olsson, Modelling of impact damage zones in composite laminates for strength after impact, *Aeronaut. J.* 116 (2012) 1349–1365. <https://doi.org/10.1017/S0001924000007673>.
- [42] M. Albayrak, M.O. Kaman, Production of Curved Surface Composites Reinforced With Rubber Layer, *Eur. J. Tech.* 11 (2021) 19–22. <https://doi.org/10.36222/ejt.824761>.
- [43] dost kimya, (n.d.). <https://www.dostkimya.com/en/products/epoxy-systems//lamination-epoxy-hexion-mgs-l160-system>.
- [44] İ.K. Odacı, Experimental And Numerical Evaluation Of The Blast-Like Loading Of Fiber Reinforced Polymer Composites And Aluminum Corrugated Core Composite Sandwiches Through Projectile Impact Testing Using Aluminum Corrugated Projectiles, (2015) 27.
- [45] C.F. Yen, A ballistic material model for continuous-fiber reinforced composites, *Int. J. Impact Eng.* 46 (2012) 11–22. <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2011.12.007>.
- [46] M. Albayrak, M.O. Kaman, I. Bozkurt, Determination of LS-DYNA MAT162 Material Input Parameters for Low Velocity Impact Analysis of Layered Composites, (2022) 39–43.
- [47] B.A. Gama, T.A. Bogetti, J.W. Gillespie Jr, Progressive Damage Modeling of Plain-Weave Composites using LS-Dyna Composite Damage Model MAT162, 7th Eur. LS-DYNA Conf. (2009).
- [48] Mat_161, A Progressive Composite Damage Model for Unidirectional and Woven Fabric Composites Ud-Ccm Updates on MAT162 User Manual, (2017). <http://www.ccm.udel.edu/software/mat162/>.
- [49] P. Thumann, K. Swidergal, M. Wagner, Calculation and validation of material tests with specimens made out of filled elastomers, 0 (2015).
- [50] Z. Hashin, Failure Criteria for Unidirectional Mr !, *J. Appl. Mech.* 47 (1980) 329–334.
- [51] A. Matzenmiller, J. Lubliner, R.L. Taylor, A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites, *Mech. Mater.* 20 (1995) 125–152. [https://doi.org/10.1016/0167-6636\(94\)00053-0](https://doi.org/10.1016/0167-6636(94)00053-0).
- [52] J.R. Xiao, B.A. Gama, J.W. Gillespie, Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading, *Compos. Struct.* 78 (2007) 182–196. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.09.001>.
- [53] F. Islam, R. Caldwell, A.W. Phillips, N.A.S. John, B.G. Prusty, A review of relevant impact behaviour for improved durability of marine composite propellers, *Compos. Part C Open Access.* (2022) 100251. <https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2022.100251>.
- [54] D. Ginzburg, F. Pinto, O. Iervolino, M. Meo, Damage tolerance of bio-inspired helicoidal composites under low velocity impact, *Compos. Struct.* 161 (2017) 187–203. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.10.097>.
- [55] S. Heimbs, S. Heller, P. Middendorf, F. Hähnel, J. Weiße, Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: Test and modelling, *Int. J. Impact Eng.* 36 (2009) 1182–1193. <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2009.04.006>.
- [56] L. Cheng, A. Thomas, J.L. Glancey, A.M. Karlsson, Mechanical behavior of bio-inspired laminated composites, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.* 42 (2011) 211–220. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.11.009>.
- [57] S. Seifoori, A. Mahdian Parrany, S. Mirzarahmani, Impact damage detection in CFRP and GFRP curved composite laminates subjected to low-velocity impacts, *Compos. Struct.* 261 (2021) 113278. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113278>.
- [58] J. Krollmann, T. Schreyer, M. Veidt, K. Drechsler, Impact and post-impact properties of hybrid-matrix laminates based on carbon fiber-reinforced epoxy and elastomer subjected to low-velocity

- impacts, *Compos. Struct.* 208 (2019) 535–545. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.09.087>.
- [59] V. Mahesh, S. Joladarashi, S.M. Kulkarni, Comparative study on kevlar/carbon epoxy face sheets with rubber core sandwich composite for low velocity impact response: FE approach, *Mater. Today Proc.* 44 (2021) 1495–1499. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.11.688>.
- [60] B. Lawrence Sy, D. Oguamanam, H. Bougherara, Impact response of a new kevlar/flax/epoxy hybrid composite using infrared thermography and high-speed imaging, *Compos. Struct.* 280 (2022) 114885. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114885>.
- [61] N. Kawai, S. Zama, W. Takemoto, K. Moriguchi, K. Arai, S. Hasegawa, E. Sato, Stress wave and damage propagation in transparent materials subjected to hypervelocity impact, *Procedia Eng.* 103 (2015) 287–293. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.049>.
- [62] A. Ahmed, Z. Bingjie, M. Hasan Ikbali, W. Qingtao, A. Obed, L. Wei, Experimental study on the effects of stacking sequence on low velocity impact and quasi-static response of foam sandwich composite structures, *Adv. Struct. Eng.* 18 (2015) 1789–1805. <https://doi.org/10.1260/1369-4332.18.11.1789>.
- [63] S.J. Kim, N.S. Goo, T.W. Kim, The effect of curvature on the dynamic response and impact-induced damage in composite laminates, *Compos. Sci. Technol.* 57 (1997) 763–773. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(97\)80015-2](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(97)80015-2).
- [64] W. He, S. Lu, K. Yi, S. Wang, G. Sun, Z. Hu, Residual flexural properties of CFRP sandwich structures with aluminum honeycomb cores after low-velocity impact, *Int. J. Mech. Sci.* 161–162 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2019.105026>.
- [65] C. Atas, B.M. Icten, M. Küçük, Thickness effect on repeated impact response of woven fabric composite plates, *Compos. Part B Eng.* 49 (2013) 80–85. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.01.019>.
- [66] T. Sreekantha Reddy, K. Mogulanna, K. Gopinadha Reddy, P. Rama Subba Reddy, V. Madhu, Effect of thickness on behaviour of E-glass/epoxy composite laminates under low velocity impact, *Procedia Struct. Integr.* 14 (2019) 265–272. <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2019.05.034>.
- [67] T. Önal, Ş. Temiz, Balsa Çekirdekli Sandviç Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Deneysel Olarak İncelenmesi, *El-Cezeri Fen ve Mühendislik Derg.* 2021 (2020) 333–345. <https://doi.org/10.31202/ecjse.797049>.
- [68] K. Giasin, S. Ayvar-Soberanis, Microstructural investigation of drilling induced damage in fibre metal laminates constituents, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.* 97 (2017) 166–178. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.02.024>.
- [69] E. Sarlin, M. Apostol, M. Lindroos, V.T. Kuokkala, J. Vuorinen, T. Lepistö, M. Vippola, Impact properties of novel corrosion resistant hybrid structures, *Compos. Struct.* 108 (2014) 886–893. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.10.023>.

ÖZGEÇMİŞ

Mustafa ALBAYRAK

Country	2014	2015
United States	100	100
China	85	85
Germany	75	75
France	65	65
Japan	55	55
India	45	45
United Kingdom	35	35
Canada	25	25
Italy	15	15

[REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]

[illegible]

Category	Believe U.S. should take action	Believe U.S. should not take action
All respondents	80%	15%
Men	85%	10%
Women	75%	25%

- [REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]
- [REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]
- [REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]

- [REDACTED]
 - [REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]
- [REDACTED]
[REDACTED]
[REDACTED]