

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**BALİSTİK ÇARPMAYA MARUZ KALAN SERAMİK VE KOMPOZİT  
YAPILARIN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ KULLANILARAK  
MODELLENMESİ VE TASARIM ENİYİLEMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Deniz ÇELİKBAŞ**

**Makina Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Erdem ACAR**

**NİSAN 2022**



## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Deniz ÇELİKBAŞ



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### BALİSTİK ÇARPMAYA MARUZ KALAN SERAMİK VE KOMPOZİT YAPILARIN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ KULLANILARAK MODELLENMESİ VE TASARIM ENİYİLEMESİ

Deniz ÇELİKBAŞ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Erdem ACAR

Tarih: Nisan 2022

Zırhlar; hava, kara, deniz ve uzay araçlarını, yapıları ve insan vücudunu korumak amacıyla kullanılmaktadır. Zırhların temel amacı, tehdidin kinetik enerjisini soğurmak ve çarpışmanın etkisini geniş bir alana yayarak hasarın azaltılmasını sağlamaktır. Zırhların koruyuculuk seviyelerinin yüksek olmasının yanı sıra hafif olmaları da beklenmektedir. Seramik ve kompozit malzemeler yüksek sertliklerinin yanı sıra geleneksel zırh malzemelerine göre daha hafiftirler, bu sebeple yaygın olarak tercih edilirler. Bu tez kapsamında seramik vücut zırhları ve kompozit uçak zırhları numerik olarak LS-DYNA yazılımı kullanılarak incelenmiştir. Tez kapsamında geliştirilen sonlu elemanlar modellerinin literatür verileri ile doğrulandıktan sonra tasarım eniyilemesi yapılarak zırhların ağırlığının azaltılması hedeflenmiştir.

Seramik malzemeler vücut zırhlarında tehdidi aşındırmak, parçalara ayırmak ve ilerleyişini durdurmak amacıyla ön katman olarak kullanılırlar. Seramik vücut zırhı olarak sıklıkla alümina seramiği kullanılmaktadır. Alümina seramiğinin balistik performansını yükseltmek amacıyla yüzey şekillendirmesi yapılabilir. Yüzey şekillendirmesi sayesinde, tehdidin doğrultusu değiştirilerek, tehdidin delme gücü

azaltılabilir. Bu tez kapsamında alümina seramik plaka üzerinde farklı çaplara sahip yarım küre yüzey şekillendirmenin etkisi numerik olarak incelenmiştir. Yüzey şekillendirmenin etkisi birim kütle başına kinetik enerji soğurulma kapasitesi karşılaştırılarak yapılmıştır. Alümina plaka Johnson Holmquist malzeme modeli kullanılarak modellenmiştir. Çarpışma anında alümina plakada oluşan çatlak ve molozun modellenebilmesi için interpolasyonlu parçacık hidrodinamiği (*İng.* smooth particle hydrodynamics (SPH)) yöntemi kullanılmıştır. Kurulan sonlu elemanlar modelinin doğrulanabilmesi için öncelikle düz alümina seramik plaka literatürden elde edilen deneysel veriler ile doğrulanmıştır. Ardından doğrulanmış alümina plakanın yüzeyi şekillendirilerek, yeni tasarımın balistik performansı numerik olarak incelenmiştir. Yarım küre, yüzey şekillendirmesi sayesinde özgül kinetik enerji soğurma kapasitesi %56 oranında artmaktadır.

Kompozit malzemeler ise özellikle havacılık alanında tercih edilmektedir. Havacılık alanında en yaygın kullanılan kompozit karbon fiber/epoksi kompozitidir. Epoksi reçinesi tek yönlü karbon fiberleri ile güçlendirilmekte, böylece hafif ancak mukavemeti yüksek katmanlar elde edilmekte ve katmanlar bir araya getirilerek kompozit plaka oluşturulmaktadır. Plaka oluşumu sırasında katmanların fiber açısı plakanın balistik dayanımını etkilemektedir. Bu sebeple her katman açısı için doğru katman kalınlığının bulunması önemlidir. Karbon fiber/epoksi kompoziti LS-DYNA programında, gelişmiş kompozit hasar (*İng.* enhanced composite damage) malzeme modeli kullanılarak, orta ölçekli bir modelleme yöntemi olan ince kabuk elemanlar ile modellenmiştir. Karbon fiber/epoksi kompozitinin doğrulanabilmesi için öncelikle düşük hızlı çarpışma analizleri yapılarak literatür verileri doğrulanmıştır. Ardından standartlara uygun çarpışma hızına dayanabilecek karbon fiber/epoksi zırh kalınlığı belirlenmiştir. Destek vektör makinesi ve genetik algoritma kullanılarak farklı açılara sahip katmanlar için uygun kalınlık belirlenmiş ve kütlede %6.3 oranında azalma elde edilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Alümina, Yüzey şekillendirmesi, Karbon fiber/epoksi kompoziti, Balistik çarpışma, Johnson Holmquist malzeme modeli, Simplified Johnson Cook malzeme modeli, Gelişmiş kompozit hasar malzeme modeli, SPH yöntemi.

## **ABSTRACT**

Master of Science

### **FINITE ELEMENT MODELING AND DESIGN OPTIMIZATION OF CERAMIC AND COMPOSITE STRUCTURES UNDER BALLISTIC IMPACT**

Deniz Çelikbaş

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Prof. Dr. Erdem ACAR

Date: April 2022

Armors are used to protect aircrafts, vehicles, space crafts, structures, and the human body. The main purpose of the armors is to absorb the kinetic energy of the threat by spreading the impact power to wide areas to reduce the damage. The armors are expected to be lightweight while providing a high level of protection. In addition to their high hardness, ceramic and composite materials are lighter than traditional armor materials. Within the scope of this thesis, ceramic body armors and composite aircraft armors are investigated numerically. The finite element models are developed using LS-DYNA software. Then, the developed models are validated with the literature data. Finally, the validated models are used for design optimization to reduce the weight of the armors without sacrificing from safety.

In body armors, ceramic materials are used as a front layer to erode and tear up the threat. Alumina is the most widely used ceramic body armor material. To increase the ballistic protection of the alumina ceramic, there are many options, and one of these options is to create surface profiling on the armor plate. By surface profiling, the penetration power of the threat can be reduced by changing the fly direction. In this thesis, the effect of hemispherical surface profiling on alumina ceramic plates with different diameters is investigated numerically. The effect of surface profiling is

investigated through the kinetic energy absorption capacity per unit mass. The alumina plate is modeled by the Johnson Holmquist material model and the Smooth Particle Hydrodynamics (SPH) methods. With the SPH method, the cracks and debris formed by ballistic impact can be modeled without any erosion algorithm. To validate the established finite element model, the flat alumina ceramic plate is modeled and compared with the experimental data obtained from the literature. Then, the ballistic performance of the surface profiled ceramic plate is investigated numerically. With the hemisphere surface profiling, the specific kinetic energy absorption capacity is increased by 56%.

Composite materials are preferred especially in the field of aviation. The most widely used composite in the aviation industry is carbon fiber/epoxy composite. The epoxy resin is reinforced with unidirectional carbon fibers so that lightweight but high-strength layers are obtained, and the layers are brought together to form a composite plate. In the design of the composite armor, the thicknesses of plies affect the ballistic performance of the plate. It is therefore important to find the optimum layer thickness with a given ply angle. Carbon fiber/epoxy composite is modeled with the enhanced composite damage material model with a medium-scale modeling method, thin shell elements. To validate the carbon fiber/epoxy composite, low-speed impact analyses are performed and the literature data are verified. Then, the optimum carbon fiber/epoxy armor thickness value is found for the composite armor to withstand the ballistic impact of a threat, which is determined by the standards. By using the support vector machining and genetic algorithm, the optimum thickness values are determined for each ply with different ply angles, and a 6.3% reduction in weight is achieved.

**Keywords:** Alumina, Surface profiling, Carbon fiber/epoxy, Ballistik impact, Johnson Holmquist material model, Simplified Johnson Cook material model, Enhance Composite Damage material model, SPH.



## TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren danışman hocam Prof. Dr. Erdem ACAR'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine, sağladıkları desteklerden dolayı TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesine, bu çalışmayı 20AG001 numaralı program altında, 20AG027 numaralı proje kapsamında destekleyen TÜBİTAK'a ve her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>v</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>ix</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>xi</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xvii</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xix</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xxi</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Seramik Vücut Zırhları.....	2
1.2 Kompozit Uçak Zırhları.....	3
1.3 Tezin Organizasyonu.....	4
<b>2. SERAMİK VÜCUT ZIRHLARI</b> .....	<b>7</b>
2.1 Literatür Araştırması.....	7
2.1.1 Alümina plakanın modellenmesi.....	16
2.1.2 Tehdidin modellenmesi.....	23
2.2 Doğrulama Çalışmaları.....	24
2.2.1 Sonlu elemanlar modeli.....	28
2.3 Eniyileme Çalışmaları.....	35
2.4 Değerlendirme.....	42
<b>3. KOMPOZİT UÇAK ZIRHLARI</b> .....	<b>45</b>
3.1 Literatür Araştırması.....	45
3.1.1 Kompozit modelleme yöntemleri.....	50
3.1.2 Kompozit malzeme modelleri.....	54
3.1.2.1 MAT 022 kompozit hasar malzeme modeli.....	54
3.1.2.2 MAT 054/55 geliştirilmiş kompozit hasar modeli.....	55
3.1.2.3 MAT 58 lamine kumaş kompozit malzeme modeli.....	57
3.2 Doğrulama Çalışmaları.....	58
3.2.1 Tek eleman sonlu elemanlar modeli.....	58
3.2.2 Düşük hızlı plaka sonlu elemanlar modeli.....	60
3.3 Eniyileme Çalışmaları.....	70
3.3.1 Uygun zırh kalınlığının bulunması.....	70
3.3.2 Deney tasarımı.....	74
3.3.3 İki tasarım değişkeni kullanılan eniyileme vakası.....	78
3.3.4 Dört tasarım değişkeni kullanılan eniyileme vakası.....	82
3.4 Değerlendirme.....	85
<b>4. SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	<b>87</b>
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>91</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1: Ön katman olarak kullanılan seramik zırh çeşitleri: a) tek parça plaka, b) mozaik plaka ve c) yüzeyi şekillendirilmiş plaka. ....	3
Şekil 2.1: Arka yüzey deformasyonu ölçümü. ....	8
Şekil 2.2: NIJ standartlarında zırhların balistik performansının belirlenmesi için kullanılan test düzeneği.....	9
Şekil 2.3: Seramik plaka üzerinde denenebilecek muhtemel yüzey şekilleri. ....	12
Şekil 2.4: Stanislawek'in çalışmasında kullanmış olduğu seramik kompozit zırh sistemi: a) alümina piramit yapılar, alüminyum alışımlı metal plaka üzerine yerleştirilmiştir. 2 katmanlı bir zırh sistemi görülmektedir. b) zırh sistemi, piramit yapıların yerine sabitlenebilmesi için elastomerik bir malzeme içerisine hapsedilmiştir.....	13
Şekil 2.5: Bağlayıcı jetleme yöntemi kullanılarak alümina tozlarından üretilmiş numuneler.....	14
Şekil 2.6: Seçici lazer sinterleme yöntemiyle üretilmiş numuneler: a) alümina seramik tozu kullanılarak üretilmiş numune. b) zinkonyum oksit seramik tozu kullanılarak üretilen numune.....	15
Şekil 2.7: Katı eleman ve SPH parçacıkları kullanılarak modellenmiş parçalar. ....	17
Şekil 2.8: Alüminyum tutucu destek plakası ve alümina seramik ön plakası üzerinde, Scazzosi vd. tarafında yapılmış deney sonuçları ile kurulan farklı modelleme yöntemlerinin karşılaştırılması.....	18
Şekil 2.9: Toussaint'in çalışmasında 13 mm alümina plaka üzerinde 200 m/s hızla gerçekleştirilen çarpışmanın görüntüleri.....	19
Şekil 2.10: Hasar almamış ve hasar almış seramik malzemenin gerilme – basınç grafiği. ....	20
Şekil 2.11: Çarpışma anında tetiklenen hasar tipleri.....	25
Şekil 2.12: Seramik malzemeler de çarpışma sonrası oluşan çatlaklar.....	26
Şekil 2.13: Toussaint ve Polyzois'ın çarpışma sonrası oluşan konik yapıdan aldıkları ölçümler.....	26
Şekil 2.14: Konik çatlak yapıdan alınan ölçümler ve konik çatlak tipleri. ....	27
Şekil 2.15: Doğrulama çalışması için kurulan çeyrek model.....	28
Şekil 2.16: Parçacıklar arası mesafenin sonuçlara etkisi. ....	31
Şekil 2.17: 9 mm plakaya bilye çarpmasını modelleyen sonlu elemanlar modelinin sonucunda elde edilen konik yapı. ....	31
Şekil 2.18: Doğrulama çalışması kapsamında kurulan analizlerin enerji grafikleri. .	32
Şekil 2.19: Hasar görmüş parçacıkların MATLAB programında görselleştirilmesi. 32	
Şekil 2.20: MATLAB programına aktarılan parçacıklardan oluşturulan katı model. 33	
Şekil 2.21: Konik çatlak bölgesinden veri almak için kullanılan simetri eksenini görüntüsü.....	33
Şekil 2.22: Yüzey şekillendirmenin incelenmesi için kurulan modeller: a) yüzey şekillendirmesi yapılmamış düz plaka, b) küresel yüzey şekillendirmesi uygulanmış plaka. ....	35

Şekil 2.23: Yüzey şekillendirmenin etkisinin incelenmesi için kurulan modellerin geometrik özellikleri. ....	36
Şekil 2.24: Yüzey şekillendirmesi sonrası denenen farklı çarpışma noktaları.....	37
Şekil 2.25: Yarıçap değeri 4.5 mm olan yüzey şekillendirilmiş plakanın enerji grafikleri. ....	39
Şekil 2.26: Plakaların merkezine yapılan atışlar sonrası soğurulan özgül kinetik enerji değerleri.....	40
Şekil 2.27: Çarpışma sonrası oluşan çatlak yapısı: a) düz plaka da çatlak yapısı, b) yüzey şekillendirilmiş plaka da çatlak yapısı. ....	40
Şekil 2.28: Farklı çarpışma noktalarının soğurulan özgül kinetik enerji değerine etkisi. ....	42
Şekil 3.1: Kompozit malzemelerin yapısı. ....	45
Şekil 3.2: Uçakların karşılaştığı tehdit tipleri.....	46
Şekil 3.3: Karmaşık problemlerin modellenmesi için önerilen adımlar.....	47
Şekil 3.4: Kompozit malzemelerin modellenmesinde kullanılan farklı yaklaşımlar. ..	51
Şekil 3.5: Kompozit geometrisinin oluşturulmasında kullanılan *4N_SHELL kartı.	53
Şekil 3.6: İnce kabuk model kullanılırken, eleman ve malzeme koordinat sistemlerinin tanımlanması.....	53
Şekil 3.7: MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme kartında yükleme tipine göre oluşan hasarların gerilme ve ilgili dayanım parametreleri. ....	56
Şekil 3.8: Osborne tarafından karbon fiber epoksi kompozitinin malzeme özelliklerinin belirlenmesi için gerçekleştirilen testlerin düzenekleri.....	58
Şekil 3.9 – Osborne tarafından, malzeme modelinin doğrulanması amacıyla kurulan tek eleman analizi yükleme ve sınır koşulları. ....	59
Şekil 3.10: Osborne tarafından gerçekleştirilen deney sonuçları ile tez kapsamında kurulmuş olan tek eleman sonlu elemanlar modelinden elde edilen gerilme gerinim grafiklerinin karşılaştırması. ....	60
Şekil 3.11: Heimbs tarafından karbon fiber epoksi kompozitleri üzerinde düşük hızlı çarpışma deneylerinde kullanılan numuneler.....	61
Şekil 3.12: Heimbs tarafından karbon fiber epoksi kompozitleri üzerinde düşük hızlı çarpışma deneylerinin yapılması için kullanılan deney düzeneği. ....	61
Şekil 3.13: Heimbs tarafından karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde düşük hızlı çarpışma deney sonuçları. ....	62
Şekil 3.14: İnce kabuk elemanın birden fazla katmanı modelleme kapasitesi. ....	63
Şekil 3.15: LS-PrePost Uygulmasında *PART_COMPOSITE kartı yardımıyla bir ince kabuk eleman içerisine tanımlanan 8 kompozit kapmanı. ....	63
Şekil 3.16: Doğrulama çalışmaları kapsamında modellenen plakanın sınır koşulları. ....	64
Şekil 3.17: Doğrulama çalışmaları kapsamında kurulan sonlu elemanlar modelinin ağ yapısına göre sonuçları. ....	67
Şekil 3.18: Karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde Heimbs'ın çalışmaları kullanılarak yapılan doğrulama çalışması sonuçları (kinetik enerji cinsinden karşılaştırma). ....	69
Şekil 3.19: Karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde Heimbs'ın çalışmaları kullanılarak yapılan doğrulama çalışması sonuçları (reaksiyon kuvveti cinsinden karşılaştırma). ....	69
Şekil 3.20: Karbon fiber epoksi kompozitinin modellenmesi için kurulan analizin enerji eğrileri. ....	70

Şekil 3.21: Karbon fiber epoksi kompozitinin, MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde koruyuculuk sağlaması için gerekli kalınlığın belirlenmesi için kurulan sonlu elemanlar modeli. ....	70
Şekil 3.22: MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesi tehlide karşı delinmeyen karbon fiber plakanın çarpışma öncesi ve sonrası görüntüleri. ....	73
Şekil 3.23: Deney tasarım verilerinin belirlenmesinde kullanılan yöntemler. ....	75
Şekil 3.24: SVM'nin çalışma prensibi. ....	75
Şekil 3.25: SVM'de hiper düzlemin belirlenmesi. ....	76
Şekil 3.26: 1 boyutta sınıflandırılmayan verilerin 2 boyuta taşınarak sınıflandırılması. ....	77
Şekil 3.27: 2 tasarım değişkenli eniyileme vakası. ....	79
Şekil 3.28: İlk eniyileme vakası için izlenen yol haritası. ....	81
Şekil 3.29: İlk eniyileme vakasında elde edilen optimum tasarım. ....	82
Şekil 3.30: 4 tasarım değişkenli eniyileme vakası. ....	83







## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 2.1: NIJ – 0101.06 standardında zırhların koruyuculuk seviyeleri ve bu seviyelerin belirlenmesinde kullanılan tehditlerin özellikleri. ....	10
Çizelge 2.2: Toussaint ve Polyzois’ın çalışmasında farklı eleman formülasyonları ve malzeme modelleri kullanılarak geliştirilen sonlu elemanlar modellerinin sonuçlarının deney sonuçları ile karşılaştırılması. ....	20
Çizelge 2.3: Toussaint ve Polyzois tarafından yapılan deneylerden elde edilen konik yapı ölçümleri.....	27
Çizelge 2.4: MAT 98 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme model parametreleri.29	
Çizelge 2.5: MAT 110 Johnson Holmquist seramik malzeme model parametereleri . ....	30
Çizelge 2.6: Doğrulama çalışması sonuçları. ....	34
Çizelge 2.7: Yüzey şekillendirmesi denenen plakaların ağırlıkları. ....	36
Çizelge 2.8: Merminin isabet yerine göre farklı yüzey şekillerinin balistik performansındaki artış değerleri. ....	42
Çizelge 3.1: İnce kabuk eleman modellemesinde kullanılan *4N_SHELL kartında parçanın köşe noktalarının tanımlanma sırasının önemi. ....	54
Çizelge 3.2: MAT 054/55 Gelişmiş Kompozit Hasar malzeme modelinde kullanılan parametrelerin elde edilmesi için ihtiyaç duyulan testler.....	55
Çizelge 3.3: Osborne tarafından gerçekleştirilen deneyler sonucunda, karbon fiber epoksi malzemesinin modellenmesi için MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme model paramtereleri.....	59
Çizelge 3.4: MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme model parametereleri.....	64
Çizelge 3.5: MAT 020 Rijit malzeme model parameterleri.....	65
Çizelge 3.6: MIL-PRF-46103E standardı, balistik koruyuculuk seviyelerinin belirlenmesinde kullanılacak tehditler ve hızları. ....	71
Çizelge 3.7: MAT 098 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme modelinde sert çelik merminin modellenmesi için kullanılan malzeme özellikleri. ....	72
Çizelge 3.8: İlk eniyileme vakası için kullanılan 20 deney tasarım değerleri ve sonuçları. ....	80
Çizelge 3.9: İlk eniyileme vakasında elde edilen en iyi tasarım önerileri. ....	81
Çizelge 3.10: 4 değişkenli eniyileme vakası için kullanılan 40 deney tasarım değerleri ve sonuçları. ....	84
Çizelge 3.11: 4 tasarım değişkenli eniyileme vakasında elde edilen en iyi tasarım önerileri. ....	85



## KISALTMALAR

<b>AP</b>	: Armor Piercing
<b>EOS</b>	: Equation of State
<b>FMJ</b>	: Full Metal Jacket
<b>HEL</b>	: Hugoniot Elastik Limit
<b>JH2</b>	: Johnson Holmquist seramik malzeme modeli
<b>JSP</b>	: Jacketed Soft Point
<b>KEA</b>	: Soğurulan kinetik enerji
<b>LHS</b>	: Latin Hypercube Sampling
<b>NATO</b>	: North Atlantic Treaty Organization
<b>NIJ</b>	: National Institute of Justice
<b>RN</b>	: Round Nose
<b>SJC</b>	: Simplified Johnson Cook malzeme modeli
<b>SJHP</b>	: Semi Jacketed Hollow Point
<b>SKEA</b>	: Birim kütle başına soğurulan kinetik enerji
<b>SVM</b>	: Support Vector Machine
<b>SPH</b>	: Smooth Particle Hydrodynamic
<b>UHMWPE</b>	: Yüksek molekül ağırlıklı polietilen



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
$\alpha$	Seramik malzemelerde balistik çarpışma sonrası oluşan kaba kırılma bölgesi konik açısı
$\beta$	Seramik malzemelerde balistik çarpışma sonrası oluşan kusursuz kırılma bölgesi konik açısı
$\beta$	Kompozit fiber açısı
$\beta$	Seramik malzemelerde hidrostatik enerjiye dönüşüm yapılırken oluşan enerji kaybı fraksiyon değeri
$\dot{\epsilon}$	Gerinim hızı
$\dot{\epsilon}^*$	Normalize gerinim hızı
$\dot{\epsilon}_0$	Referans gerinim hızı
$\epsilon_f^P$	Hasar oluşumu için gerekli olan plastik gerinim
$\Delta\epsilon^P$	Plastik gerinim artışı
$\bar{\epsilon}^P$	Efektif plastik gerinim
$\sigma^*$	Normalize mukavemet
$\sigma_i^*$	Sağlam seramik malzemenin malzeme mukavemeti
$\sigma_f^*$	Hasarlı seramik malzemenin malzeme mukavemeti
$\sigma_{fmax}^*$	Maksimum normalize çatlak mukavemeti
$\sigma_{HEL}^*$	HEL anındaki normalize mukavemet ifadesi
$\sigma_y$	Gerilme akış ifadesi
$\sigma_{11}$	Kompozit malzemenin fiber yönünde mukavemeti
$\sigma_{12}$	Kompozit malzemenin kayma yönünde mukavemeti
$\sigma_{22}$	Kompozit malzemenin reçine yönünde mukavemeti
$\nu$	Poisson oranı
$\mu$	Hidrostatik basma
$\mu_{HEL}$	Hugoniot elastik limit değerinde hidrostatik basma
$\rho$	Yoğunluk
$\rho_0$	Başlangıç yoğunluğu
$A$	Sağlam seramik malzemenin mukavemet çarpanı
$A$	Çelik malzemenin neredeyse statik çekme akma dayanımı
$B$	Hasarlı seramik malzemenin mukavemet çarpanı
$B$	Çelik malzemenin sertleşme çarpanı
$b$	Seramik malzemelerde balistik çarpışma sonrası oluşan konik taban uzunluğu
$C$	Malzeme gerinim hızına bağlı çarpan
$D$	Hasar parametresi
$D_1$	Hasar çapanı

$D_2$	Hasar üsteli
$D_p$	Temas derinliği
$E$	Elastik modül
$E_{11}$	Eksenel Elastik Modülü
$E_{22}$	Enine Eksen Elastik Modülü
$e_{f,t}$	Hasar oluşumu için fiber yönünde çekme plastik gerinim değeri
$e_{f,c}$	Hasar oluşumu için fiber yönünde basma plastik gerinim değeri
$e_{m,t}$	Hasar oluşumu için reçine yönünde çekme plastik gerinim değeri
$e_{m,c}$	Hasar oluşumu için reçine yönünde basma plastik gerinim değeri
$F$	Temas kuvveti
$G$	Kayma gerilmesi
$G_{12}$	Kayma Modülü
$G_{IC}$	Kompozit katmanları arası yapışkan yüzeyin normal yönündeki hasarlardan kaynaklı enerji salınımı
$G_{IIC}$	Kompozit katmanları arası yapışkan yüzeyin kayma yönündeki hasarlardan kaynaklı enerji salınımı
$k$	Malzeme direngenliği
$k_{kabuk}$	Kabuk elemanın malzeme direngenliği
$k_{katı}$	Katı elemanın malzeme direngenliği
$K$	Esneklik katsayısı
$K_1, K_2, K_3$	Hal denklemleri sabitleri
$m$	Hasarlı seramik malzemenin mukavemet üsteli
$m_t$	Tehdit ağırlığı
$m_p$	Plaka ağırlığı
$n$	Sağlam seramik malzemenin mukavemet üsteli
$P$	Maksimum basınç mukavemeti
$P^*$	Normalize basınç mukavemeti
$P_{HEL}$	HEL durumunda basınç mukavemet değeri
$r$	Yüzey şekillendirme küreleri yarıçapı
$S_c$	Kayma Mukavemeti
$T$	Maksimum çekme basınç mukavemeti
$T^*$	Normalize çekme basınç mukavemeti
$T_{HEL}$	HEL durumunda çekme basınç mukavemet değeri
$v_0$	Tehdidin başlangıç hızı
$v_s$	Tehdidin sonrası hız
$X_c$	Eksenel Basma Mukavemeti
$X_t$	Eksenel Çekme Mukavemeti
$Y_c$	Enine Eksen Basma Mukavemeti
$Y_t$	Enine Eksen Çekme Mukavemeti

## 1. GİRİŞ

Zırhlar; vücut zırhları, hava, kara, deniz ve uzay araçlarının zırhlandırılması ve yapıların korunması gibi pek çok farklı alanda kullanılmaktadır. Zırhların temel amacı tehdidin sahip olduğu yüksek kinetik enerjiyi geniş bir alana dağıtmak ve soğrulmasını sağlamaktır. Kullanım alanından etkilenmeksizin geliştirilen zırhların yüksek koruma seviyelerine sahip olması ve kullanıcıya hareket serbestliği sağlaması beklenmektedir [1,2].

Zırh malzemeleri üç ana kategoride incelenebilir; şekil alabilen kumaşlar, iplikle güçlendirilmiş polimer katkılı kompozitler, sert ve kırılğan ilk çarpışma yüzeyinde kullanılabilen malzemeler [3]. Bu malzemeler bir arada kullanılabilceği gibi ayrı ayrı kullanılmaları da mümkündür. Özellikle vücut zırhlarında tehdit ile ilk karşılaşılan ilk yüzeyin sert olması, tehdidin köreltilmesi, kırılması ya da parçalanması amacıyla kullanılmaktadır [2-6]. Bu alanda seramik malzemeler, ucuz ve kolay bulunabilir olmaları, hafiflik ve yüksek sertliği bir arada bulundurmaları sebebiyle tercih edilmektedir [4,7]. Hava, kara, deniz ve uzay araçlarında kullanılan zırhlarda ise kompozit malzemeler öne çıkmaktadır [8-10]. Kompozitler, sağladıkları yüksek dayanım ve sertliğe rağmen hafif malzemelerdir [11].

Üretilmesi planlanan bir zırh sisteminin hasar durumundaki tepkilerinin incelenebilmesi, koruyuculuk seviyelerinin belirlenebilmesi için deneysel sonuçlara ihtiyaç vardır. Zırhların kullanılacağı alan ve karşılaşabileceği tehditler belirlenerek uygun standartlar çerçevesinde deneylerin yapılması gerekir. Fakat deneylerin maliyeti oldukça yüksektir, özellikle tekrarlı deneyler yapılması farklı konfigürasyonların denenmesi deney sürelerini arttırmaktadır [12]. Bu sebeple geliştirilen zırh sistemleri için öncelikle numerik çalışmalar yapılarak, kısa zamanda, düşük maliyet ile çarpışma anının incelemesini mümkündür. Sonlu elemanlar yöntemi gibi bilgisayar tabanlı numerik araçlar, balistik çarpışma anında gerçekleşen olayların daha kolay anlaşılabilmesini sağlar. Tez kapsamında kurulmuş olan sonlu elemanlar modelleri, LS-DYNA açık çözücüsü (*Ing.* explicit solver) kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

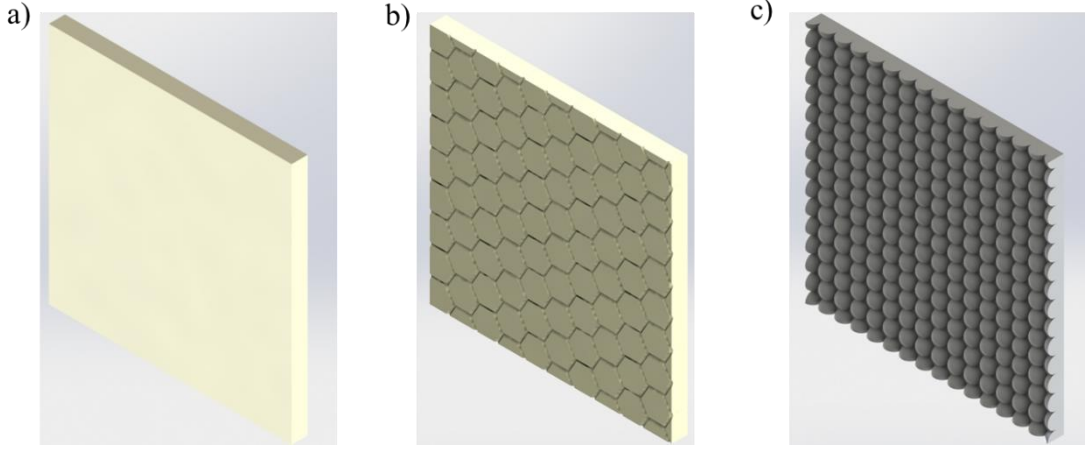
Bu tez kapsamında seramik vücut zırhları ve kompozit uçak zırhları numerik olarak incelenmiş ve tasarım eniyilemesi yapılmıştır. Tezde öncelikle, seramik vücut zırhları ile ilgili literatür araştırması, kurulan sonlu elemanlar modeli ve tasarım eniyilemesi çalışmaları, ardından kompozit uçak zırhlarıyla ilgili literatür araştırması, sonlu elemanlar modelleri ve tasarım eniyilemesi çalışmaları sunulacaktır.

## **1.1 Seramik Vücut Zırhları**

Seramik malzemeler vücut zırhlarında tehdidi aşındırmak, parçalara ayırmak ve ilerleyişini durdurmak amacıyla ön katman olarak kullanılmaktadırlar. Benzer amaçlar için kullanılan metal malzemeler, gelişen tehditler ile başa çıkabilmek için kalınlaşmış ve ağırlaşmıştır. Dolayısıyla kullanıcının hareket kabiliyeti büyük ölçüde kısıtlanmıştır. Seramik malzemeler, daha ince plakalar halinde benzer korumayı sağlayabildikleri gibi yoğunlukları daha düşük olduğu için daha hafiftirler. Ayrıca metal plaklar tehdidin kinetik enerjisini plastik deformasyon ile harcarken, seramik plakalar bu enerjiyi çatlak oluşumu için kullanırlar. Böylece kullanıcıda oluşabilecek küt vücut travmalarının önüne geçilir [7].

Alümina, seramik zırh malzemeleri arasında en sık kullanılan malzemedir. Birçok araştırmacı, alümina seramiği üzerinde çalışmalar gerçekleştirmiştir. Bu malzemenin sahip olduğu yüksek sertlik değerinin yanı sıra, malzemenin zırh içerisinde kullanım şekli balistik performansı etkileyen bir faktördür. Seramik malzemeler zırh içerisinde tek parça plaka, birden fazla küçük plakanın mozaik düzende birleştirilmesi ya da yüzeyi şekillendirilmiş plakalar halinde bulunabilirler [4-7,13]. Şekil 1.1'de ön katman olarak kullanılan seramik zırhların çeşitleri gösterilmiştir. Mozaik yapılar birden fazla çarpışma durumunda avantaj sağlamak için kullanılırken, yüzey şekillendirilmesi tehdidin doğrultusundan şaşmasına sebep olur. Böylece tehdidin delme gücü azaltılır [4,7]. Seramik yapılarda yüzey şekillendirmenin etkili olabileceğine dair teoriler literatürde bulunmaktadır ancak üretim zorlukları sebebiyle yeterince incelenmiş bir alan değildir. Gelişen 3 boyutlu üretim teknolojileri seramik plakaların yüzeyinde istenen geometrilerin oluşturulmasına olanak tanımaktadır.





**Şekil 1.1:** Ön katman olarak kullanılan seramik zırh çeşitleri: a) tek parça plaka, b) mozaik plaka ve c) yüzeyi şekillendirilmiş plaka.

Tezde seramik vücut zırhları üzerinde yapılan çalışmalarda, alümina seramik plakasının yüzey şekillendirilmesi sonrası birim kütle başına kinetik enerji soğurma kapasitesi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak karşılaştırılacaktır. Karşılaştırma, düz plaka ve farklı yarıçap değerlerine sahip yarım küreler ile yüzeyi şekillendirilmiş olan plakalar üzerine yapılmıştır. Düz plaka için kurulmuş olan sonlu elemanlar modeli, literatür verileri ile doğrulama sağlanması için kullanılmıştır. Doğrulan sonlu elemanlar modeli daha sonra yüzey şekillendirmenin etkisinin incelenmesi ve tasarım eniyilemesi için kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar, yüzey şekillendirilmesiyle plakanın özgül kinetik enerji soğurma kapasitesinin %56 oranında arttırılabildiğini göstermektedir.

## 1.2 Kompozit Uçak Zırhları

Kompozit malzemeler, kendisini oluşturan malzemelerden daha üstün özelliklere sahip olmaları sebebiyle günümüzde yalnızca zırh malzemesi olarak değil pek çok yapısal elemanın üretiminde de kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler 2 tip malzeme çeşidinin birleştirilmesi ile üretilmektedir, bu malzemeler; reçine ve fiberlerdir. Fiberler reçine içerisinde güçlendirici görevi görür ve malzemeye sertlik kazandırır. Reçine ise fiberleri çevresel etkilerden korur ve yüklerin dağıtılmasında rol oynar [14].

Hava araçlarında karbon fiber ile güçlendirilmiş epoksi kompoziti sıklıkla kullanılmaktadır [15]. Karbon fiberler, yüksek dayanım, dayanıklılık ve hasara karşı güçlü olmaları sebebiyle tercih edilmektedir. Epoksi ile karbon fiberleri

birleştirildiğinde korozyona dayanıklı, çevresel faktörlerden etkilenmeyen bir kompozit elde edilir [1].

Tezin ikinci bölümü kapsamında karbon fiber ile güçlendirilmiş epoksi kompoziti sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak modellenmiştir. Sonlu elemanlar modeli düşük hızlı çarpışma durumunda literatür verileri ile doğrulanmıştır. Doğrulan model daha sonra standartlara uygun balistik çarpışmanın modellenmesi ve ihtiyaç duyulacak karbon fiber/epoksi zırh plakasının kalınlığı belirlenmesi için kullanılmıştır. Doğrulan karbon fiber/epoksi kompoziti tek yönlü katmanların farklı açılı dizilimleri sonucu oluşturulmuştur. Katmanların fiber açısı kompozitin balistik çarpışma performansında etkilidir. Bu sebeple her katmanın kalınlığı birbirinin aynısı olacak şekilde belirlenen zırh plakası kalınlığı üzerinde eniyileme çalışmaları yapılarak, her katman için uygun kalınlık belirlenmiştir. Yapılan eniyileme çalışmaları sonucunda ağırlıkta %6.29 oranında azalma elde edilmiştir.

Tezde kompozit uçak zırhları üzerine yapılan çalışmalar 20AG001 no.lu “İleri Malzeme Yüksek Teknoloji Platformları ile Elektronik ve Optik Bileşen Üretimi için Stratejik Ar-Ge Birliği” program altında 20AG027 no.lu “Kompozit Zırh Geliştirilmesi” projesi kapsamında TÜBİTAK tarafından desteklenmiştir.

### **1.3 Tezin Organizasyonu**

Tez çalışması şu şekilde organize edilmiştir. Birinci bölümde, tez çalışmasında kullanılmış olan zırh malzemeleri hakkında genel bilgiler paylaşılmış ve tez çalışması hakkında bilgi verilmiştir.

İkinci bölüm, seramik vücut zırhları hakkında literatür araştırmalarının sunulması ile başlamaktadır. Ardından kurulan sonlu elemanlar modelinin doğrulanma çalışmaları ve sonuçları sunulmuştur. Doğrulanmış sonlu elemanlar modeli ile yüzey şekillendirmenin balistik performansa etkisi incelenmiş ve elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır.

Üçüncü bölümde, kompozit uçak zırhlarıyla ilgili yapılan çalışmalar sunulmuştur. Bölüm, kompozit uçak zırhlarıyla ilgili literatür araştırmasının sunulması ile başlamaktadır. Kompozit malzemenin sonlu elemanlar modelinin doğrulanması çalışmaları sunulduktan sonra doğrulanmış sonlu elemanlar modeli sonuçları

kullanılarak, destek vektör makinesi ve genetik algoritma entegre kullanılarak tasarım eniyilemesi çalışmaları yürütülmüştür.

Son bölüm olan dördüncü bölümde tez çalışması boyunca elde edilen sonuçlar açıklanmış ve irdelenmiştir. Bu çalışmanın devamı niteliğinde, gelecekte yapılabilecek çalışmalar sunularak tez çalışması sonlandırılmıştır.



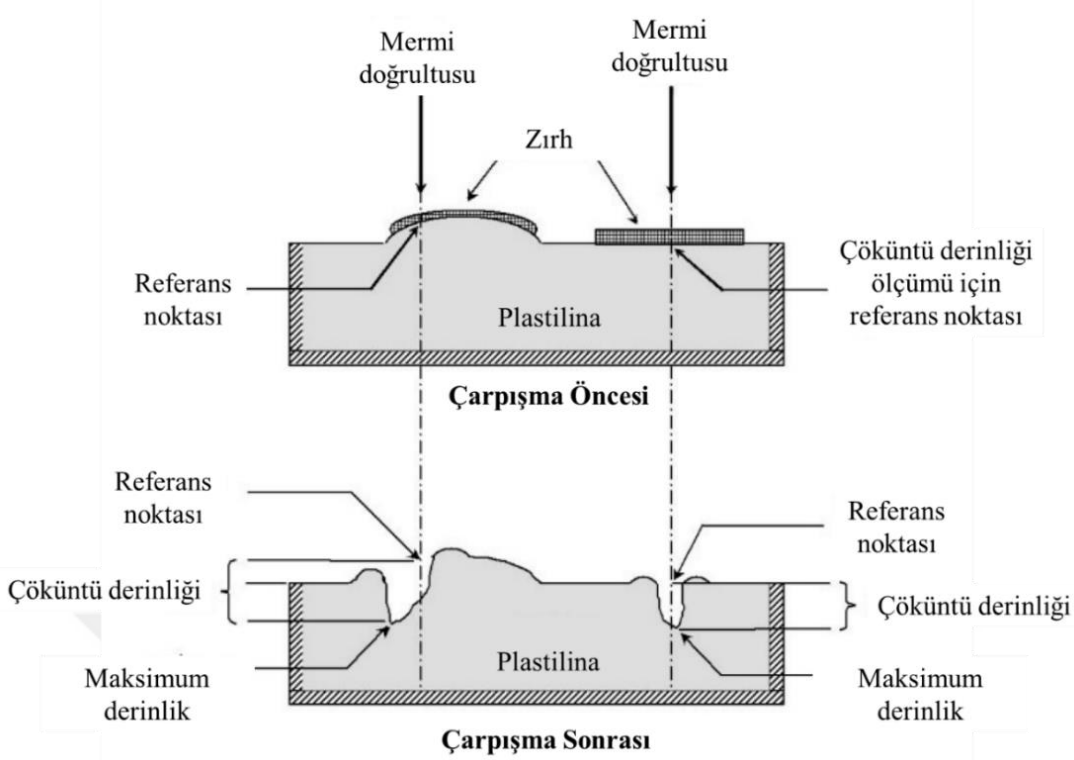


## 2. SERAMİK VÜCUT ZIRHLARI

### 2.1 Literatür Araştırması

İnsan vücudunun herhangi bir bölgesini, fiziksel tehditlerden koruyan koruyuculara vücut zırhı denir [16]. Vücut zırhları kullanıldıkları alana göre farklı koruma seviyelerine sahip olacak şekilde üretilirler. Örneğin balistik tehditlerden koruması amacıyla üretilmiş kumaş vücut zırhları, bıçak vb. delici aletler ile saldırı durumunda yeterli koruyuculuk sağlayamaz [17]. Vücut zırhlarının karşılaşılabileceği farklı tehdit seviyeleri birçok standart tarafından belirlenmiştir. Vücut zırhları için sıklıkla Amerikan Ulusal Adalet Enstitüsü (*İng.* National Institute of Justice, NIJ) tarafından hazırlanmış olan NIJ-0101.06 – Vücut zırhlarının balistik koruyuculuğu standardı kullanılmaktadır. NIJ standartlarının yanı sıra askeri standartlar olan MIL-STD-662F ve Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü (*İng.* North Atlantic Treaty Organization, NATO) tarafından hazırlanmış olan STANAG-2920 standartları da balistik koruyuculuk seviyelerinin belirlenmesinde kullanılabilir [16].

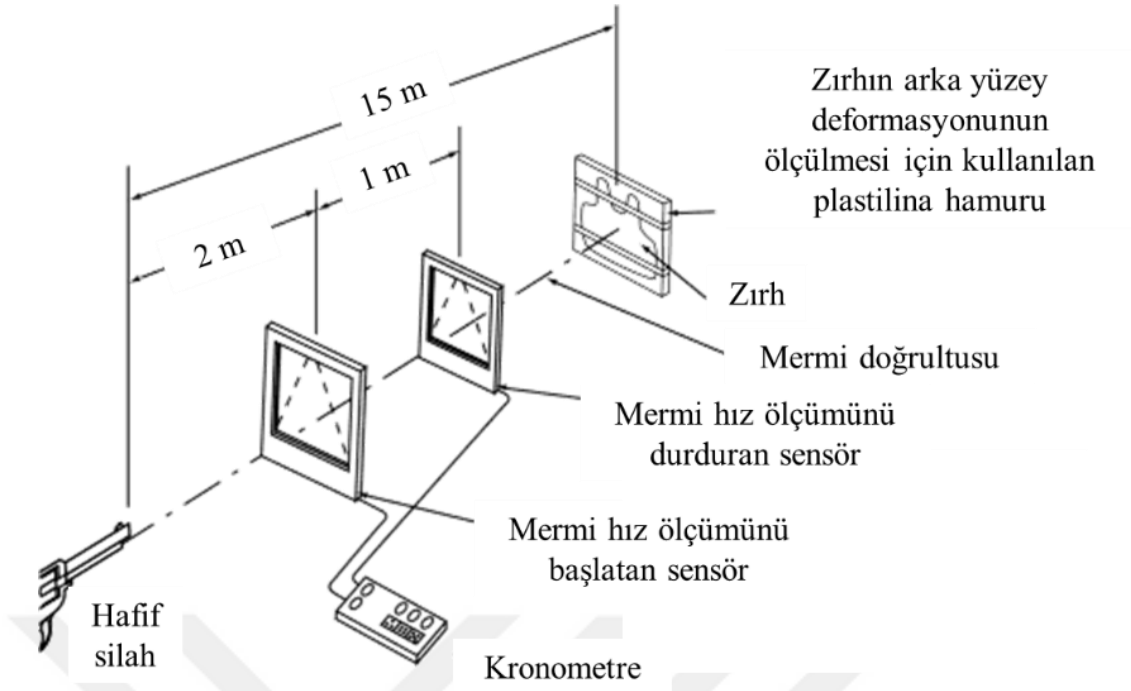
Tasarlanan vücut zırhlarının, hafif silahlara karşı koruyuculuk seviyesinin belirlenmesi ve zırhın kullanılabilirlik onayının alınabilmesi için sıklıkla NIJ standartları kullanılmaktadır [18]. NIJ-0101.06 standardı yalnızca balistik çarpışma durumu için hazırlanmış olup, bıçak vb. aletlerden korunmak amacıyla kullanılacak olan zırhlar için geçerli değildir. Bu standartta, vücut zırhlarının koruyuculuk seviyeleri beş kategoride incelenmektedir ve tasarlanan zırhın onaylanabilmesi için gerekli testler ve test koşulları ayrıntıları ile açıklanmıştır. Standart merminin zırhı delip delememesi durumunun yanı sıra zırh arka yüzey deformasyonu da zırha kullanılabilirlik onayının verilmesi için bir kriter olarak kullanılmaktadır [19]. Her ne kadar arka yüzey deformasyonu ile insan vücudunda oluşan hasar net olarak tahmin edilemiyor olsa da bu standarda göre arka yüzey deformasyonu, kullanıcının hayati hasar almaması için 44 mm'yi geçmemelidir [20]. Arka yüzey deformasyonu, insan vücudunu temsil eden plastilina hamuru kullanılarak ölçülmektedir. Şekil 2.1'de bir zırh sisteminin testi sırasında oluşan arka yüzey deformasyonu gösterilmiştir.



**Şekil 2.1:** Arka yüzey deformasyonu ölçümü [19].

Tasarlanan zırhlar NIJ-0101.06 standartları doğrultusunda Şekil 2.2’de gösterilen test düzeneğine bağlanır ve standartlar tarafından belirlenmiş farklı atış bölgelerine, zırhın sağlaması gereken güvenlik seviyesindeki tehditler kullanılarak atış yapılır. Her atış sırasında mermi hızı kayıt altına alınır. Deneylede birden fazla plaka üzerinde test yapılmaktadır ve her plakaya atılabilecek maksimum atış sayısı belirlidir. Atışlar tamamlandıktan sonra plakalar Şekil 2.2’de gösterilen deney düzeneğinden sökülür ve Şekil 2.1’de gösterildiği gibi plastilina hamurunda oluşan çöküntü derinlikleri ölçülür. Atışlar sonrasında mermilerin zırh tarafından durdurulmuş olması ve çarpışmalar sonucu oluşan çöküntü derinliklerinin 44 mm değerini aşmaması gerekmektedir.

NIJ-0101.06 standardınca belirlenmiş olan koruyuculuk seviyeleri ve bu seviyelerin test edilmesinde kullanılan tehditler, hızları ve ağırlıkları Çizelge 2.1’de paylaşılmıştır. Tehditlerin sınıflandırmasında merminin kalibresinden ziyade, mermi çekirdeğinin sertliği önemlidir. Merminin delme kapasitesi, mermi çekirdeğinin malzemesine ve geometrisine göre değişir [3]. Koruyuculuk seviyesi III ve IV’ün sağlanabilmesi için kumaş vücut zırhları yeterli olmamaktadır. Bu sebeple zırhların seramik plakalar kullanılarak üretilmektedir [16].



**Şekil 2.2:** NIJ standartlarında zırhların balistik performansının belirlenmesi için kullanılan test düzeneği [19].

Yüksek koruyuculuk seviyelerinin elde edilmesi için zırhların ön yüzeyine eklenen plakaların amacı merminin delme gücünün azaltılmasıdır. Zırh içerisinde kullanılmış olan diğer malzemeler (kumaş vb.) sivri uçlu ve yüksek kinetik enerjiye sahip merminin durdurulması için yetersiz kalır. Sert bir ön plaka eklenerek merminin zırh içerisine girmesi önlenir ve merminin kinetik enerjisi ilk katmanda büyük ölçüde soğurulur. Bu amaçla geçmişte metal malzemeler kullanılmıştır ancak metaller, ağır olmaları, koruyuculuğun sağlanabilmesi için kalınlıklarının fazla olması ve enerjiyi plastik deformasyon ile soğurmaları sebebiyle avantajlı değildir [4,7,11]. Bu malzemenin yerini günümüzde seramik malzemeler almıştır [3]. Seramikler, yüksek sertlikleri sebebiyle düşük kalınlıklarda bile merminin parçalanmasını sağlayabilirler. Zırh kalınlığının azalması zırh kullanıcısının hareket kabiliyetini arttırmaktadır. Ayrıca metallere göre düşük yoğunluğa sahip olmaları zırhın hafifletilmesini sağlamaktadır [4,7,11]. Seramik malzemelerde balistik çarpışma enerjisi yeni yüzey oluşturmak yani çatlak oluşumu için kullanılmaktadır [21,22]. Bu sebeple çarpışma sonrasında metal zırhlara göre daha az arka yüzey deformasyonu oluşur.

**Çizelge 2.1:** NIJ – 0101.06 standardında zırhların koruyuculuk seviyeleri ve bu seviyelerin belirlenmesinde kullanılan tehditlerin özellikleri [19].

Koruyuculuk Seviyesi	Mermi Tipi	Mermi Ağırlığı	Mermi Atış Hızı
IIA	9 mm FMJ* RN**	8.0 g	355 – 373 m/s
	0.40 S&W FMJ*	11.7 g	325 – 352 m/s
II	9 mm FMJ* RN**	8.0 g	379 – 398 m/s
	0.357 Magnum JSP***	10.2 g	408 – 436 m/s
IIIA	0.357 SIG FMJ* FN	8.1 g	430 – 448 m/s
	0.44 Magnum SJHP****	15.6 g	408 – 436 m/s
III	7.62 mm NATO FMJ*	9.6 g	847 m/s
IV	0.30 Kalibre M2 AP	10.8 g	878 m/s

\*FMJ – Tamamen metal kaplı mermi. (Full metal jacket)

\*\*RN – Yuvarlak başlı mermi. (Round nose)

\*\*\*JSP – Baş bölgesi açıkta kalacak şekilde kaplanmış mermi. (Jacketed soft point)

\*\*\*\*SJHP – Oyuk başlı çekirdek açıkta kalacak şekilde kaplanmış mermi. (Semi jacketed hollow point)

\*\*\*\*\*AP – Zırh parçalayıcı mermi. (Armor piercing)

Hafif vücut zırhlarında ön katman olarak seramik malzemelerin kullanılması fikri 1962 yılında Amerikan ordusu tarafından incelenmeye başlanmıştır. 1970 yılında seramik zırhlarla ilgili ilk patent Amerikan ordusunda çalışan Richard L. Cook tarafından alınmıştır [23]. Ancak bu malzemenin kullanılması 1996 yılına kadar yaygınlaşmamıştır [7]. Günümüzde piyasada 4 temel seramik çeşidi bulunmaktadır: alümina, cam seramikleri, silisyum karbür ve boron karbür [24]. Alümina seramiği zırh malzemesi olarak kullanılan ilk malzemedir. Yüksek balistik performansı ve düşük maliyeti sebebiyle günümüzde de en sık kullanılan zırh malzemedir. Alümina plakanın yüksek sertliği sayesinde tehdit parçalara ayrılır veya eritilir. Böylece tehdidin delme gücü azalır. Alümina plakalar hem orta sertlikteki çelik mermi çekirdeklerinin hem de kurşun ile doldurulmuş mermi çekirdeklerinin durdurulmasında etkilidir [25].



Ön katman olarak kullanılan alümina seramiğinin balistik performansının artırılması amacıyla birçok farklı yöntem kullanılmaktadır [7]. Bu yöntemlerin ilki seramik plakanın arkasına, çarpışma sonrası oluşan molozu tutması ve seramik plakanın dayanımını arttırması amacıyla yerleştirilen kompozit ya da metal plakalardır. Seramik plakalar ile tutucu plakalar özel yapıştırıcılar kullanılarak birbirlerine bağlanırlar. Tutucu plaka, seramik plakanın enerji soğurma kapasitesinin arttırılmasında rol oynar. Tepedüzü ve Karakuzu çalışmalarında alümina seramik plakasının arkasında 4 farklı kompozit tutucu plaka koyarak zırh sistemlerinin balistik performansını incelemişlerdir. Farklı kalınlık ve kompozitler içeren zırh sistemlerini, numerik olarak LS-DYNA programında kurmuş oldukları sonlu elemanlar modelleri ile incelemişlerdir. Yaptıkları çalışmaların sonucunda alümina/S2 cam fiberi/epoksi seramik zırh sisteminin en yüksek balistik performansı gösterdiğini bulmuşlardır [26].

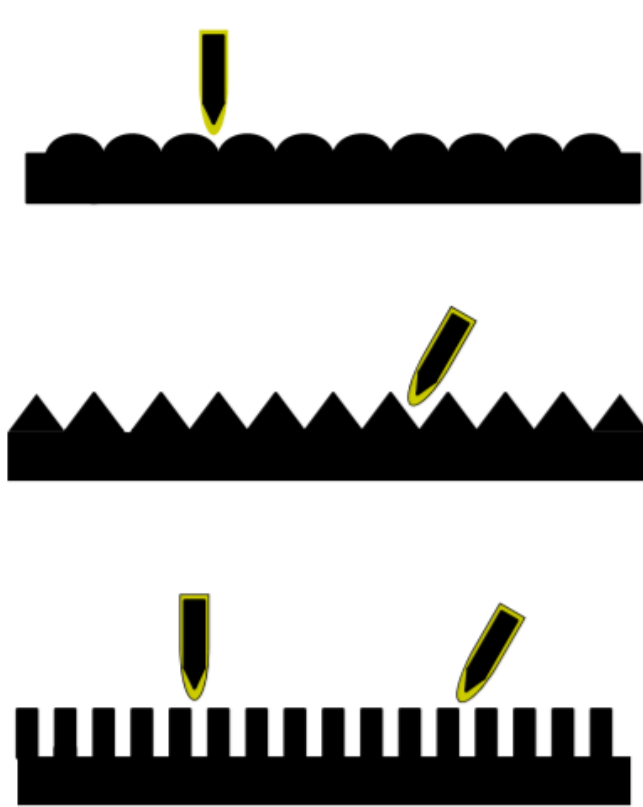
Liu vd. seramik ön katman arkasında Ti6Al4V/UHMWPE/Ti6Al4V kompozit yapısının etkisini incelemişlerdir. ABAQUS programını kullanarak oluşturdukları sonlu elemanlar modelleri Ti6Al4V ve UHMWPE malzemelerinin farklı kalınlık ve sıralamalarıyla oluşturulmuş seramik ön plaka ve tutucu plakalardan oluşan zırh sistemlerinin incelemesi için kullanılmıştır. Oluşturdukları Ti6Al4V/UHMWPE/Ti6Al4V sandviç yapısının seramik plakayı diğer tasarımlarından daha iyi desteklediğini ve delinme önlenmesini sağladığını gözlemlemişlerdir. Yapmış oldukları deneyler ile elde ettikleri veriler sayesinde numerik çalışmalarını doğrulamışlardır. Bu çalışma tutucu plakanın doğru seçilmesiyle seramik ön plaka dayanımının arttırılabileceğini göstermektedir [27].

Ön katman olarak kullanılan seramik malzemelerin mozaik yapılar halinde zırh sistemine koyulması, zırhın birden fazla çarpışmaya karşı dayanıklı olmasını sağlayan bir diğer performans artırıcı enstrümandır. Tek parça üretilen seramik plakalarda çarpışma sonrası oluşan çatlaklar oldukça uzak mesafelerde hasar oluşmasına sebep olurlar. Ancak mozaik yapı kullanıldığında çarpışma sonucu oluşan hasar belli bölgelere hapsedilir [7]. Mozaik plaka oluşturulurken, mozaik yapıyı oluşturan plakaların şekli, boyutları, plakalar arası kullanılan yapışkanın özellikleri balistik performansı etkiler. Hazell vd. tarafından AUTODYN-2D programında yapılan numerik çalışmalar, mozaik yapıyı oluşturulan plaka boyutlarının, mermi çekirdek çapının 10 katı olmasını önermektedir [28].

Jiusti vd. tarafından yapılan çalışma mozaik yapıyı oluşturan plakaların arasında koyulan dolgu malzemesinin önemini göstermektedir. Epoksi temelli bir malzeme kullanılarak üretilen dolgu malzemesi, balistik çarpışma sonrası zarar gören plakadaki hasarın, mozaik yapıyı oluşturan diğer plakalara yayılmasını önlemiştir [29].

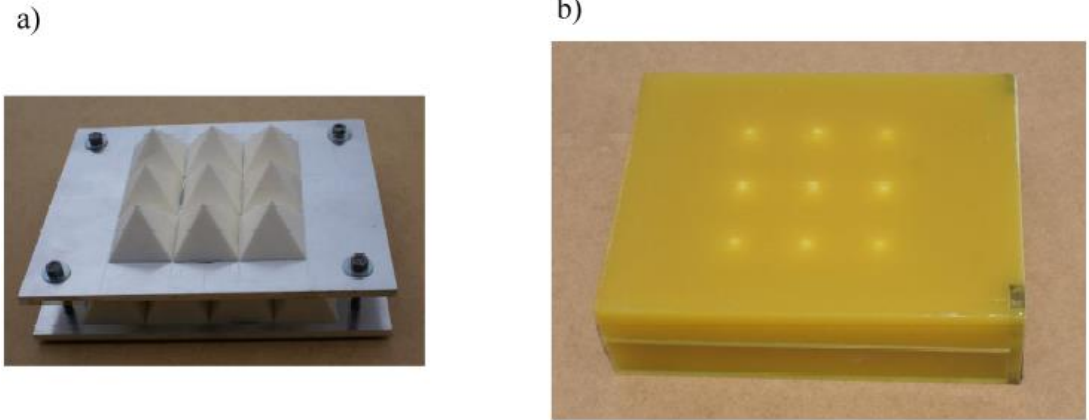
Miranda vd. tarafından yapılan çalışma da mozaik yapıyı oluşturan şekiller için doğadan ilham alınmış ve farklı mozaik geometriler için ABAQUS programında numerik çalışmalar yürütülmüştür. Kare, baklava deseni, altıgen ve daire şekilli plakalar ile oluşturulan mozaik zırh yapıları arasında altıgen yapının diğer şekillerden daha yüksek balistik performans gösterdiği görülmüştür [30].

Ön katman olarak kullanılan seramik plakaların balistik performansını arttıracak bir diğer unsur ise yüzey şekillendirmesidir. Bu sayede mermi doğrultusundan şaşırtılarak merminin delme gücü azaltılabilir [2,4,6,7]. Şekil 2.3'te denenebilecek farklı yüzey profilleri gösterilmiştir. Yüzey şekillerinin seramik plakalarda avantaj sağlayacağı konusunda bir fikir birliği bulunsa da bu konuda yapılmış çalışmalar üretim zorlukları sebebiyle oldukça kısıtlıdır.



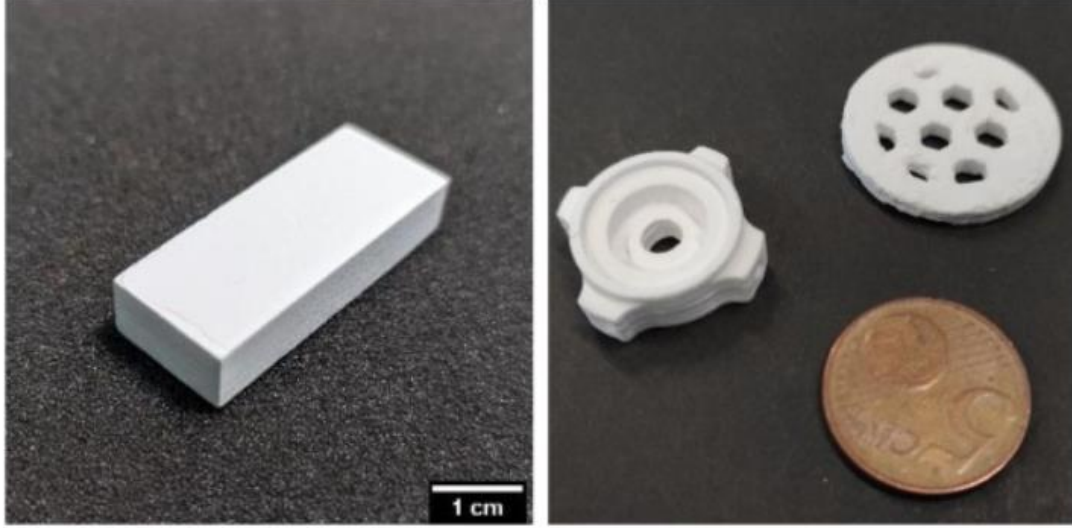
**Şekil 2.3:** Seramik plaka üzerinde denenebilecek muhtemel yüzey şekilleri [4].

Stanislawek vd. tarafından yapılan çalışmada alümina seramiği ve alüminyum alaşımlı katmanlar kullanılarak seramik kompozit bir zırh sistemi geliştirilmiştir. Alüminyum alaşımlı düz plakalar arasında piramit şekillere sahip seramik yapılar yerleştirilmiştir. Stanislawek vd.'nin çalışmasında piramit yapılar, yüzey şekillendirmesi olarak değil alüminyum alaşımlı bir plaka üzerinde yerleştirilmiş piramitler olarak kullanılmıştır. Piramitleri sabitleyebilmek için piramit yapı ve alüminyum plaka elastomerik bir malzeme içerisine hapsedilmiştir. Şekil 2.4'te Stanislawek vd. tarafından kurulmuş olan zırh sistemi gösterilmiştir. Şekil 2.4 a)'da piramit yapı ve alüminyum alaşımlı plaka ile oluşturulmuş katmanlar görülmekte, Şekil 2.4 b)'de ise yapının elastomerik malzeme içerisine hapsedilmiş hali gösterilmektedir. Numerik çalışmalar LS-DYNA programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Elde ettikleri sonuçlar piramit şekillerin mermi yönünü değiştirdiği ve bu sebeple delme gücünün azaltıldığını göstermektedir [13].



**Şekil 2.4:** Stanislawek'in çalışmasında kullanmış olduğu seramik kompozit zırh sistemi: a) alümina piramit yapılar, alüminyum alaşımlı metal plaka üzerine yerleştirilmiştir. 2 katmanlı bir zırh sistemi görülmektedir. b) zırh sistemi, piramit yapıların yerine sabitlenebilmesi için elastomerik bir malzeme içerisine hapsedilmiştir [13].

Stanislawek çalışmasının sonunda alümina piramit yapıların üretimindeki zorluklardan bahsetmiştir [13]. Ancak günümüzde gelişen 3 boyutlu üretim teknolojileri sayesinde Şekil 2.3'te gösterilmiş olan yapıların üretilmesi mümkündür. Mariana vd. alümina seramik tozları ve bağlayıcı jet (*Ing.* binder jetting) üretim yöntemini kullanarak karmaşık yapılar üretmiştir. Şekil 2.5'te üretmiş oldukları örnek yapılar gösterilmiştir. Mariana vd. yaptıkları çalışma ile basınç katkısı olmaksızın o güne değin elde edilmiş en yüksek sinterleme değerine (%75,4) ulaşmışlardır [31].

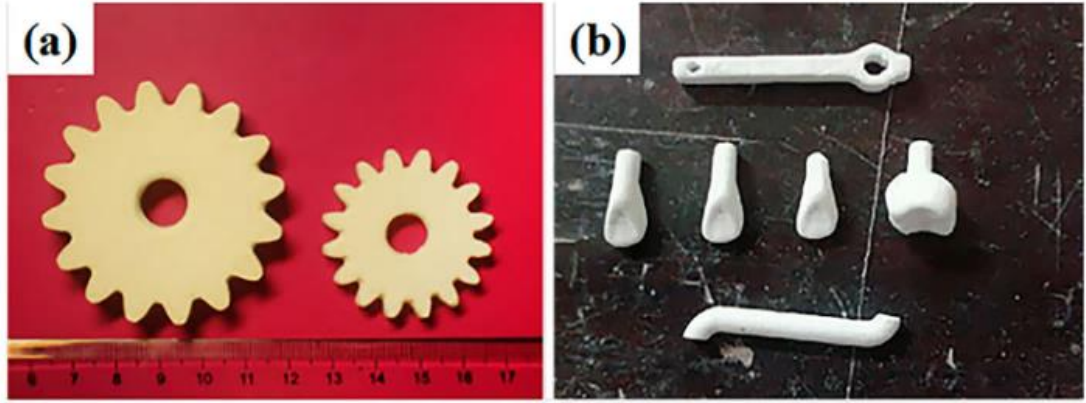


**Şekil 2.5:** Bağlayıcı jetleme yöntemi kullanılarak alümina tozlarından üretilmiş numuneler [31].

Alümina tozu ve 3 boyutlu üretim teknolojilerinin kullanıldığı bir diğer çalışma da Chen vd. tarafından yapılmıştır. Yapılan çalışmada seçici lazer sinterleme (*İng.* selective laser sintering) yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntem polimer ve metal tozlar için sıklıkla kullanılmaktadır ancak seramik tozları ile yapılan üretimlerde numunelerin çok düşük yoğunluk ve yüksek gözenek değerlerine sahip olduğu gözlemlenmektedir. Bu durumun önüne geçilebilmesi için tozlar üzerinde ön hazırlık işlemleri ve üretim sonrası işlemler uygulanması önerilmektedir. Chen vd. tarafından alümina ve zirkonyum oksit seramik tozları kullanarak üretilen numuneler Şekil 2.6’da gösterilmiştir. Tozların seçici lazer sinterleme yöntemi ile üretilmesinden önce mekanik karıştırma ve çözücü buharlaştırma yöntemleri kullanılarak üretimde homojen bir yapı elde edilmesi mümkündür. Bu yöntemler uygulandığında üretilen numunelerin yoğunluğunda %42’lik artış gözlemlenmiştir. Bu ön hazırlıkların yanı sıra üretim sonrası soğuk izostatik basma (*İng.* cold isostatic pressing) yöntemi kullanılarak yüksek performanslı, mekanik özellikleri iyileştirilmiş numuneler elde edilmesi mümkündür. Chen vd. elde edilecek yüksek performanslı seramik malzemelerin karmaşık geometrilerde üretilebileceği ve bu durumun seramik malzemeler için yeni kullanım alanları açacağını vurgulamaktadır [32].

Bu tezin amacı üretim zorlukları sebebiyle yeterince irdelenmemiş bir konu olan seramik plakalarda yüzey şekillendirmenin balistik performansa etkisini incelemektir. Vücut zırhlarında kullanılan seramik ön plakalarda yüzey şekillendirme yapılarak, merminin ilk bulunduğu katmanda delme enerjisinin azaltılması ve

plakanın hafifletilmesi amaçlanmaktadır. Gerçekleştirilen numerik çalışmalar, yüzey şekillerinin ve farklı geometrik özelliklerinin, balistik performans üzerindeki etkisinin düşük maliyet ile incelenmesini sağlamıştır. Yüzey şekillerinin balistik performansa etkisinin tam olarak incelenebilmesi için alümina plaka herhangi bir tutucu plaka olmadan dolayısıyla herhangi yapıştırıcı bir malzeme kullanılmadan modellenmiştir. Böylece yüzey şekillendirmenin etkisi tek başına irdelenmiştir.



**Şekil 2.6:** Seçici lazer sinterleme yöntemiyle üretilmiş numuneler: a) alümina seramik tozu kullanılarak üretilmiş numune. b) zinkonyum oksit seramik tozu kullanılarak üretilen numune [32].

Bir vücut zırhında kullanılan bütün elemanlar modele katılmadığı için alümina plakanın, standartlarda belirtildiği şekilde çöküntü derinliği cinsinden karşılaştırılması mümkün olmamıştır. Ancak seramik vücut zırhlarının koruyuculuk seviyesinin belirlenmesi için önerilen tehdit kullanılarak, plaka tarafından soğurulan özgül kinetik enerji cinsinden karşılaştırma yapılmıştır.

Numerik çalışmalarda LS-DYNA açık çözücüsü kullanılmıştır. Bu yazılım özellikle zamana bağlı dinamik analizlerin yapılmasında tercih edilmektedir. Araç çarpışması, balistik çarpışma, devrilme, patlama vb. yüksek deformasyon içeren olayların numerik olarak modellenmesi için sıklıkla kullanılan bir yazılımdır. Yazılımın çözmesi için oluşturulan sonlu elemanlar modelleri Ls-PrePost programı kullanılarak oluşturulur. Bu program da sonlu elemanlar modelinin oluşturulması için kart sistemi kullanılmaktadır. Modelde kullanılacak olan malzeme modelleri, temas algoritmaları, kontrol parametreleri vb. çözüm için gerekli olan her parametre ara yüzde bulunan kartlar yardımıyla sonlu elemanlar modelinde tanımlanır. LS-DYNA yazılımı piyasadaki benzer yazılımlara nazaran oldukça geniş malzeme kütüphanesine sahiptir.

### 2.1.1 Alümina plakanın modellenmesi

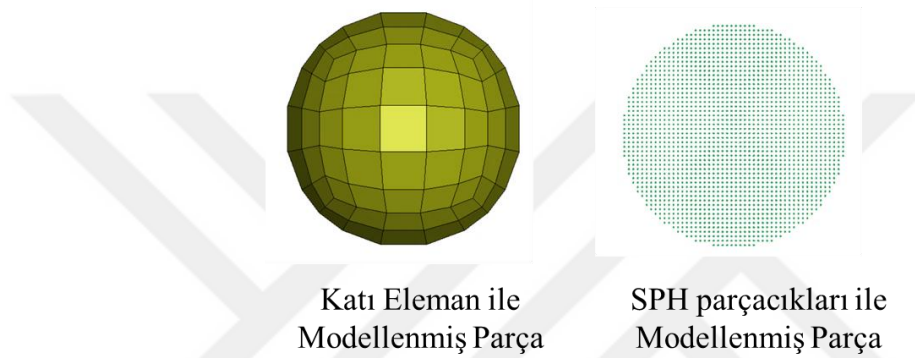
Yüzey şekillendirmenin etkisinin incelenebilmesi için kurulmuş olan sonlu elemanlar modelinde alümina plakanın modellenmesi için Johnson Holmquist (JH2) malzeme modeli ve interpolasyonlu parçacık hidrodinamiği (*İng.* smoot particle hydrodynamics, (SPH)) yöntemi kullanmıştır.

SPH yöntemi ilk olarak 1977 yılında Gingold ve Monaghan tarafından simetrik olmayan yıldızların modellenmesi amacıyla geliştirilmiştir. Bu model kullanılarak standart sonlu elemanlar yöntemiyle geometrilerini oluşturmanın çok zor olduğu yıldızlar modellenmiştir. Yıldızın dönüşü ve manyetik alanı kolaylıkla modele eklenmiş ve büyük deformasyonlar sorunsuz şekilde modellenebilmiştir [33]. Aynı yıl içerisinde Lucy tarafından hazırlanan bir başka çalışma da SPH yöntemi yıldızlarda fizyon olayının modellenmesi için kullanılmıştır [34]. Günümüze kadar SPH yöntemi birçok farklı alanda kullanılmıştır. Örneğin: akışkanlar mekaniği problemleri, metallerin şekillendirilmesi, su altı patlamaları, uçaklara kuş çarpması, balistik çarpışmalar ve betonun parçalanması gibi yüksek deformasyon gerektiren alanlarda kullanılmıştır [35,36].

SPH yöntemi ağ yapısının kullanılmadığı, geometrini parçacıklar ile modellendiği, Lagrangian metot kullanılan bir sonlu elemanlar yöntemidir. Özellikle büyük deformasyonların oluşacağı sonlu elemanlar modellerinde ağ yapısına sahip klasik eleman tipleri nümerik hatalara sebebiyet vermektedir. Oluşan deformasyon klasik elemanlar ile modellenememekte ve negatif hacim oluşmaktadır. Negatif hacim hatasının önüne geçilebilmek için analiz adım süreleri kısaltılmalı, deformasyonun beklendiği bölgede daha sık bir ağ yapısı oluşturulmalı ya da erozyon algoritmaları kullanılmalıdır. Erozyon algoritmalarında kullanılacak parametreler deney sonuçları ile elde edilemediğinden deneme yanılma yönteminin kullanılması gerekir. Ancak SPH yönteminde parça onun özelliklerini taşıyan parçacıklar tarafından temsil edilmektedir. Böylece oluşması beklenen büyük deformasyonlar nümerik hatalara sebep olmadan kolaylıkla modellenebilir [37]. Şekil 2.7’de klasik ağ yapısına sahip yöntemlerden olan katı elaman kullanılarak modellenmiş bir parça ile SPH yöntemi kullanılarak modellenmiş bir parça gösterilmiştir.

SPH yöntemi özellikle balistik çarpışmanın modellenmesinde birçok avantaj sağlamaktadır. Klasik sonlu elemanlar yöntemleri kullanılarak çarpışmanın modellenmesi için ağ yapısının çarpışma bölgesinde sıklaştırılması gerekmektedir.

Bu durum analizin çözüm süresini arttırmaktadır. Aşırı deforme olmuş elemanlar analiz sonuçlarını etkileyerek büyük hataların ortaya çıkmasına sebebiyet verebilir. Bu sebeple klasik yöntemlerde deformasyonun gerçekçi olarak modellenmesi için simülasyona erozyon algoritmalarının eklenmesi gerekir. SPH yöntemi bu sorunları ortadan kaldıran en gelişmiş modelleme yöntemidir. Zaten bir ağ yapısına gerek duymayan doğası sayesinde aşırı deformasyonlar, çarpışma sonrası malzemede oluşmuş moloz benzeri yapılar kolaylıkla modellenabilir. Özellikle gevrek malzemelerin balistik çarpışmasının modellenmesi için oldukça uygun bir yöntemdir. Malzeme üzerinde oluşan çatlak yapıları bu yöntem sayesinde modellenabilir [38].

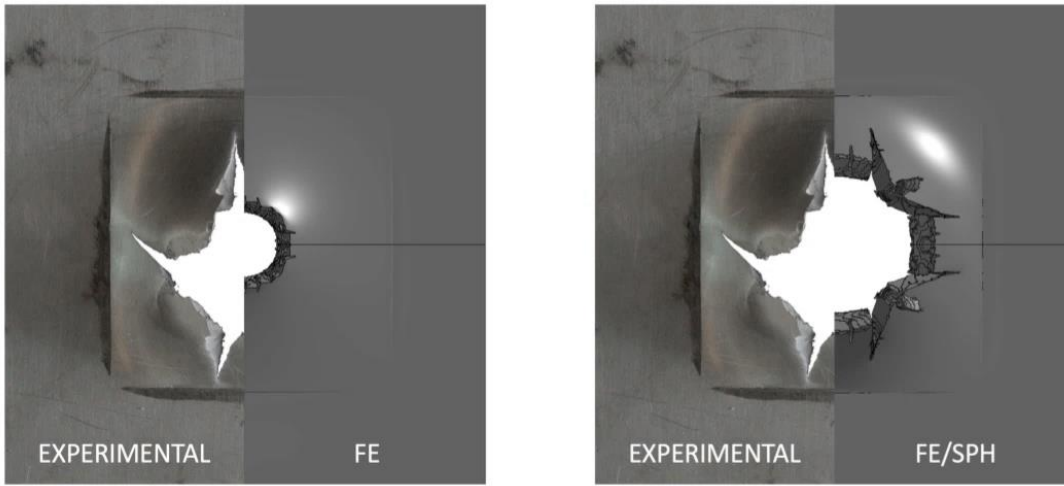


**Şekil 2.7:** Katı eleman ve SPH parçacıkları kullanılarak modellenmiş parçalar.

Plassard vd. yüksek hızlı çarpışma deneylerini numerik olarak LS-DYNA uygulamasında tekrarlamıştır. Numerik çalışmalarda hedefin modellenmesi için iki farklı yöntem kullanılmıştır. Bunlar yaygın olarak kullanılan katı elemanlar ve SPH yöntemidir. Aşırı deformasyonun katı elemanlar ile modellenmesi için fiziksel olarak ölçülemeyen değerlerin kullanıldığı erozyon algoritmalarının kullanılması gerekmektedir. Bu durum modelde oluşabilecek hataların artmasına, modelin yanlış sonuçlar vermesine sebebiyet vermektedir. Ağ yapısı olmadan modelleme yapılmasına olanak sağlayan SPH yöntemi ise herhangi bir erozyon kartına ihtiyaç duyulmadan aşırı deformasyonun modellenmesi için uygun bir ortam oluşturmaktadır. Yapılan deneyler yüksek hızlı kameralar ile kayıt altına alınmış ve sonlu elemanlar modeli sonuçları bu görüntüler ile karşılaştırılmıştır. SPH yöntemi kullanılarak oluşturulan moloz deneysel veriler ile uyumluluk göstermektedir [39].

Zhang vd. yapmış oldukları çalışma da yüksek hızlı çarpışma sonrasında da oluşan parçalanmanın numerik olarak modellenmesi için SPH yöntemini kullanmışlardır. LS-DYNA kullanılarak oluşturdukları model çarpışma sonrası oluşan parçaların doğru şekilde temsil edilmesine olanak sağlamıştır. Çarpışma

sonrası oluşan moloz parçalarının ağırlıkları cinsinden yapılan karşılaştırma da, deney sonuçları ile kurulan modelden elde edilen sonuçlar uyum göstermektedir [40]. Scazzosi vd. alümina seramik plaka ve arkasındaki alüminyum tutucu plakayı klasik yöntemler ve SPH yöntemi kullanarak modellenmiş, iki yöntemin sonuçlarını deneysel sonuçlar ile karşılaştırmışlar. Modeller LS-DYNA programı kullanılarak kurulmuştur. Klasik yöntemler kullanılarak kurulmuş modele, eleman erozyon algoritması eklenmiştir. Şekil 2.8’de görülebileceği gibi SPH yöntemi kullanılarak elde edilen deformasyon sonuçları, klasik yöntem ile elde edilen deformasyon sonuçlarına kıyasla deneylerde gözlemlenen deformasyonu daha doğru bir şekilde tahmin edebilmektedir [41].



**Şekil 2.8:** Alüminyum tutucu destek plakası ve alümina seramik ön plakası üzerinde, Scazzosi vd. tarafından yapılmış deney sonuçları ile kurulan farklı modelleme yöntemlerinin karşılaştırılması [41].

Toussaint ve Polyzois çelik bilyenin farklı hızlarda alümina plakaya çarptırılması deney sonuçları ile farklı numerik yöntemler kullanılan modellerden elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır [42]. Bahsi geçen çalışma, tez içerisinde alümina seramik plakanın doğrulanması için kullanılmıştır. Toussaint ve Polyzois’in çalışmasında 13 mm ve 9 mm kalınlığındaki alümina plakaya 200 ila 770 m/s arasında hızlarda 6.35 mm çapındaki çelik bilye ile çarpma deneyleri yapılmıştır. Deneyler yüksek hızlı kamera ile kayıt altına alınmıştır. Çarpışma sonrası oluşan çatlaklar ve konik yapının özellikleri daha sonra numerik çalışmaları karşılaştırmak amacıyla kullanılmıştır. Şekil 2.9’da 13mm alümina plakaya 200 m/s hızda gerçekleşen çarpışmanın görüntüleri paylaşılmıştır [42].





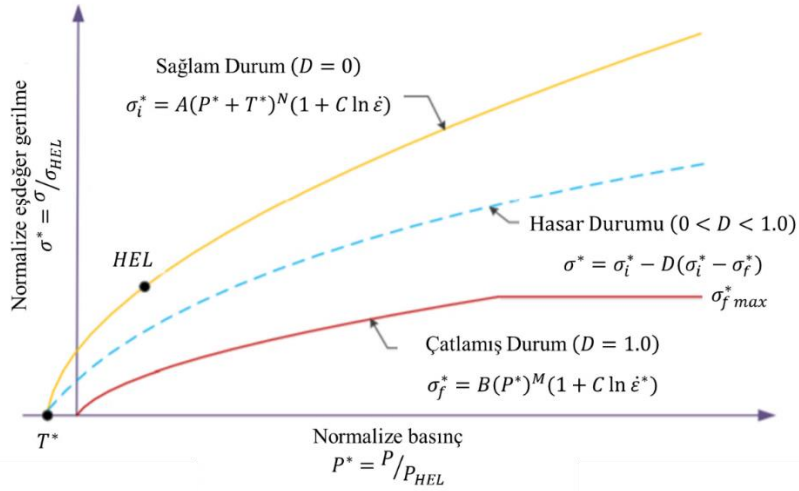
**Şekil 2.9:** Toussaint'ın çalışmasında 13 mm alümina plaka üzerinde 200 m/s hızla gerçekleştirilen çarpışmanın görüntüleri [42].

Şekil 2.9'da çarpışma sonrası oluşan konik yapı görülmektedir. Toussaint ve Polyzois yaptıkları çalışmada, konik yapı üzerinden almış oldukları ölçümleri kullanarak sonlu elemanlar modelleri arasında karşılaştırma yapılmışlardır. Bu karşılaştırmanın yanı sıra Çizelge 2.2'de 13 mm plaka için elde edilen sonuçlar görsel olarak karşılaştırılmıştır. Çarpışma sonrası alümina plakanın arka yüzeyinde oluşan çatlaklar (yani deney sonuçları) görselin ilk satırında paylaşılmıştır. Ardından, SPH yöntemi ve Johnson Holmquist malzeme modeli kullanılarak oluşturulan modelin görselleri paylaşılmıştır. Çizelge 2.2'nin devamında katı eleman kullanılan modeller gösterilmektedir. Katı eleman kullanılan modellerin kurulması sırasında farklı malzeme modelleri kullanılmıştır. Toussaint ve Polyzois tarafından kurulan üç sonlu elemanlar modeli karşılaştırıldığında, SPH yöntemi ve Johnson Holmquist malzeme modelinin birlikte kullanıldığı sonlu elemanlar modelinin diğer yöntemlerden daha avantajlı olduğu ve deney sonuçlara daha yakın sonuçlar elde edildiği görülmektedir [42].

Seramik malzemelerin modellenmesinde LS-DYNA programı içerisinde bulunan Johnson Holmquist malzeme modeli kullanılmaktadır. Bu malzeme modeli Johnson ve Holmquist tarafından gevrek malzemelerin davranışını modellemek için geliştirilmiştir [43]. Geliştirilen malzeme modeli daha sonra Cronin vd. tarafından LS-DYNA programına bir malzeme kartı olarak eklenmiştir. Bu malzeme modeli gevrek malzemenin hasar almamış ve hasar almış dayanımlarını bir arada modeller [44]. Şekil 2.10'da sağlam ve çatlamış mukavemet eğri grafiği gösterilmiştir [45]. Alümina seramiğinin gevrek davranışını ve hasar aldıktan sonraki durumunu JH2 malzeme modeli kullanılarak modellenmesi uygundur.

**Çizelge 2.2:** Toussaint ve Polyzois'ın çalışmasında farklı eleman formülasyonları ve malzeme modelleri kullanılarak geliştirilen sonlu elemanlar modellerinin sonuçlarının deney sonuçları ile karşılaştırılması [42].

Tehdidin Çarpışma Hızı	Arka yüzeyde oluşan deformasyonlar			
	200 m/s	300 m/s	500 m/s	770 m/s
Deney Sonuçları				
SPH yöntemi ile JH2 malzeme modeli kullanılarak oluşturulan model				
Katı eleman ve K&C malzeme modeli kullanılarak oluşturulan model				
Katı eleman ve Elastik Peridinamik malzeme modeli kullanılarak oluşturulan model				



**Şekil 2.10:** Hasar almamış ve hasar almış seramik malzemenin gerilme – basınç grafiği [45].

Normalize JH2 malzeme modeli Denklem (2.1)'de gösterildiği gibi ifade edilir [46].

$$\sigma^* = \sigma_i^* D (\sigma_i^* - \sigma_f^*) \quad (2.1)$$

Denklem (2.1)'de '\*' terimi normalize değerleri ifade eder. Gerilme parametreleri Hugoniot Elastik Limit (HEL) durumundaki gerilme değeri kullanılarak normalize edilmiştir. Basınç parametreleri ise HEL durumundaki basınç değeri kullanılarak normalize edilmiştir. Gerinim hızı ise referans gerinim hız değeri kullanılarak normalize edilmiştir. Denklem (2.1)'de  $D$  terimi hasar durumunu belirtmek için kullanılmıştır. Bu terim Denklem (2.2) kullanılarak hesaplanabilir.

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon^P}{\varepsilon_f^P} \quad (2.2)$$

$\Delta \varepsilon^P$  terimi plastik gerinim artışını,  $\varepsilon_f^P$  terimi ise hasar oluşumu için gerekli olan plastik gerinim değerini ifade etmektedir. Bu terim Denklem (2.3)'te gösterildiği gibi hesaplanabilir.

$$\varepsilon_f^P = D_1(P^* + T^*)^{D_2} \quad (2.3)$$

Denklem (2.3)'te kullanılan  $D_1$  ve  $D_2$  terimleri hasara sebebiyet veren plastik gerinim parametreleridir.  $P^*$  ve  $T^*$  terimleri ise sırasıyla basınç ve maksimum çekme basınç mukavemetinin normalize edilmiş halledir. Normalize basınç terimi Denklem (2.4)'teki gibi hesaplanmaktadır. Denklem (2.4)'te maksimum basınç mukavemeti ( $P$ ), HEL durumunda basınç mukavemet değerine ( $P_{HEL}$ ), bölünerek normalize basınç mukavemet değeri ( $P^*$ ) elde edilir.

$$P^* = \frac{P}{P_{HEL}} \quad (2.4)$$

Normalize maksimum çekme basınç mukavemeti ise Denklem (2.5)'te paylaşıldığı gibi hesaplanmaktadır. Denklem (2.5)'te maksimum çekme basınç mukavemeti ( $T$ ), HEL durumunda çekme basınç mukavemet değerine ( $T_{HEL}$ ), bölünerek normalize çekme basınç mukavemet değeri ( $T^*$ ) elde edilir.

$$T^* = \frac{T}{T_{HEL}} \quad (2.5)$$

Denklem (2.1)'de  $\sigma_i^*$  terimi sağlam malzemenin malzeme mukavemetinin tanımlamaktadır. Bu terim Denklem (2.6) kullanılarak elde edilir.

$$\sigma_i^* = A(P^* + T^*)^n(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*) \quad (2.6)$$

Denklem (2.6)'da  $A$  terimi malzemenin sağlam mukavemet çarpanı,  $C$  malzeme gerinim hızına bağlı çarpan,  $n$  terimi ise sağlam malzemenin mukavemet üsteli,  $\dot{\epsilon}^*$  terimi normalize gerinim hızıdır, Denklem (2.7) kullanılarak elde edilir.

$$\dot{\epsilon}^* = \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0} \quad (2.7)$$

Denklem (2.7)'de  $\dot{\epsilon}$  terimi gerinim hızını,  $\dot{\epsilon}_0$  terimi referans gerinim hızını temsil etmektedir.

Denklem (2.1)'de  $\sigma_f^*$  terimi çatlama durumunda malzemenin mukavemetini temsil etmektedir. Denklem (2.8) kullanılarak hesaplanır.

$$\sigma_f^* = B(P^*)^m (1 + C \ln \dot{\epsilon}^*) \leq \sigma_{fmax}^* \quad (2.8)$$

Denklem (2.8)'de  $B$  terimi hasarlı malzemenin malzeme mukavemet çarpanıdır,  $m$  terimi ise hasarlı malzemenin mukavemet üsteli,  $\sigma_{fmax}^*$  terimi maksimum normalize çatlak mukavemetidir. Bu malzeme modelinde sağlam malzemenin hidrostatik basınç terimi Denklem (2.9) kullanılarak hesaplanır.

$$P = \begin{cases} K_1\mu + K_2\mu^2 + K_3\mu^3 & (Basma) \\ K_1\mu & (Çekme) \end{cases} \quad (2.9)$$

$K_1$ ,  $K_2$  ve  $K_3$  terimleri hal denklemleri (İng. equation of state, (EOS)) sabitleridir.  $\mu$  terimi Denklem (2.10) kullanılarak hesaplanır.

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0 - 1} \quad (2.10)$$

Denklem (2.10)'da  $\rho$  terimi malzemenin anlık yoğunluğunu,  $\rho_0$  terimi ise başlangıç yoğunluğunu temsil etmektedir. Hasarın başlamasıyla basınç yükselir. Hidrostatik enerjiye dönüşüm yapılırken oluşan enerji kaybı fraksiyon değeri ( $\beta$ ), 0 ila 1 arasında bir değere sahiptir. Hasarın başlamasıyla basınçta oluşan artış, hacim artış basıncını etkiler. Eğer malzeme hasar almamış ise hacim artış basıncı 0'dır.

Hugoniot elastik limiti Denklem (2.11) kullanılarak hesaplanır.

$$HEL = K_1\mu_{HEL} + K_2\mu_{HEL}^2 + K_3\mu_{HEL}^3 + \frac{G(4/3)\mu_{HEL}}{1 + \mu_{HEL}} \quad (2.11)$$

Denklem (2.11)'de  $G$  terimi kayma gerilmesini temsil etmektedir. HEL anında normalize basınç mukavemeti Denklem (2.12)'de verilmiştir.

$$P_{HEL} = K_1\mu_{HEL} + K_2\mu_{HEL}^2 + K_3\mu_{HEL}^3 \quad (2.12)$$

HEL anındaki normalize mukavemet ifadesi Denklem (2.13)'de verilmiştir.

$$\sigma_{HEL}^* = 1.5(HEL - P_{HEL}) \quad (2.13)$$

### 2.1.2 Tehdidin modellenmesi

Yüzey şekillendirmesi yapılacak olan alümina plakalar, SPH yöntemi ve JH2 malzeme modeli kullanılarak modellenecektir. NIJ standartlarına göre seramik plaka kullanılan bir vücut zırhı III ve IV seviyelerinde koruyuculuk sağlamalıdır. Alümina plaka herhangi bir tutucu plaka olmadan tek başına modelleneceği için NIJ standartlarınca önerilen çöküntü derinliği ölçme yöntemi kullanılamamaktadır. Ancak kurulan modeller NIJ standartları IV seviyesine uygun şekilde kurulmuştur. Bu sebeple 0.30 Kalibre M2 AP tehdidi kullanılmıştır. 0.30 Kalibre M2 AP tehdidinin çekirdeği çelikten üretilmiştir. Bu mermi'nin geometrik özellikleri Jones ve Delorme'nin çalışmasından alınmıştır [49]. Yüzey şekillendirmenin etkisi çarpışma sırasında soğurulan özgül kinetik enerji değerleri karşılaştırılacaktır.

Plaka SPH yöntemi ile modellendiği halde mermi standart katı eleman kullanılarak modellenmiştir. Johnson yapmış olduğu çalışma da SPH – SPH çarpışmasının yanlış sonuçlar verdiğini bunun yanı sıra katı eleman - SPH çarpışması deneysel sonuçlar ile uyum içerisinde olduğunu sunmuştur [47].

Mermilerin delme kapasitesi çekirdek tarafından oluşturulduğu için literatürde birçok çalışma mermiler yalnızca çekirdek kısmı kullanarak modellerini kullanılmışlardır. Tepedüzü ve Karakuzu çalışmalarında M61 tipi 7.62 x 51 mm AP tehdidinin yalnızca çekirdek bölümünü modelleyerek seramik plakalar arkasına yerleştirilmiş farklı kompozit kompozisyonlarının balistik performansa etkisini incelemişlerdir. Yapmış oldukları çalışma da çekirdek malzemesinin modellenmesi için basitleştirilmiş Johnson Cook (SJC) malzeme modeli kullanmışlar [26]. Bu malzeme modelinin orijinalinden farkı termal yumuşama ve hasarların yok sayılmasıdır. Bu malzeme modeli kullanılarak modelin çözüm süresi %50 oranında azaltılmaktadır ve

hal denklemlerinin tanımlanmasına gerek duyulmamaktadır [48]. SJC malzeme modelinde gerilme akış ifadesi Denklem (2.14)'te gösterilmiştir.

$$\sigma_y = (A + B\bar{\epsilon}^p)(1 + C \ln \epsilon^*) \quad (2.14)$$

$A$ ,  $B$  ve  $C$  terimleri girdi sabitleridir.  $\bar{\epsilon}^p$  terimi efektif plastik gerinim ifadesi,  $\epsilon^*$  ise normalize efektif gerinim hızı ifadesidir. Normalize efektif gerinim hızı Denklem (2.15) kullanılarak hesaplanır.

$$\epsilon^* = \frac{\dot{\epsilon}}{EPSO} \quad (2.15)$$

Denklem (2.15) kullanılan  $EPSO$  terimi neredeyse efektif plastik gerinim hızıdır.

Maksimum gerilme değerleri  $SIGMAX$  ve  $SIGSAT$  terimleri ile kontrol edilmektedir.

Denklem (2.16) maksimum gerilme değerlerinin kontrol edilmesinde kullanılır.

$$\sigma_y = \min\{\min[A + B\bar{\epsilon}^p, SIGMAX](1 + C \ln \epsilon^*), SIGSAT\} \quad (2.16)$$

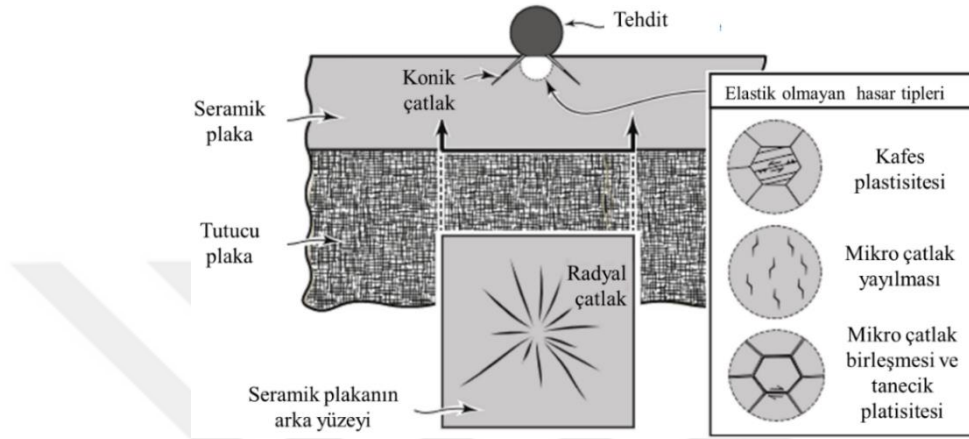
Denklem (2.16)'te kullanılan  $SIGMAX$  terimi sertleşme öncesi elde edilebilecek maksimum gerilme değerini,  $SIGSAT$  terimi ise satürasyon gerilmesini temsil eder. Bu değer hız etkileri göz önünde bulundurularak maksimum efektif gerilme değerini kısıtlar.

## 2.2 Doğrulama Çalışmaları

Yüzey şekillendirmenin balistik çarpışma durumunda avantaj sağlayıp sağlamadığını gözlemlemek amacıyla, ilk olarak alümina seramiğinin sonlu elemanlar modeli geliştirilmiştir. Kurulan sonlu elemanlar modelinin doğrulaması amacıyla Bölüm 2.1'de bahsi geçen, Toussaint ve Polyzois'in çalışması [42] kullanılmıştır. Doğrulan sonlu elemanlar modeli daha sonra NIJ IV koruyuculuk seviyesinde, soğurulan özgül kinetik enerji kapasitesinin karşılaştırılması için kullanılmıştır.

Seramik malzemelerde çarpışma sırasında 4 tip hasar olduğu gözlemlenmektedir: kafes platisitesi, mikro çatlaklar, radyal çatlaklar ve konik çatlaklar. Şekil 2.11'de çarpışma sırasında tetiklenen farklı hasar tipleri gösterilmiştir [50]. Kafes platisitesi ve mikro çatlaklar mikro boyutlarda, çarpışma olan bölgede gerçekleşirken, konik ve radyal çatlaklar gözle görülebilen boyutlarda malzemenin çeşitli yerlerinde

gözlemlenirler. Kafes plastisitesi, çarpışma ile ortaya çıkan gerilmenin malzemenin tanecik yapısında oluşturduğu yer değiştirmeden kaynaklanmaktadır. Mikro çatlaklar tanecik sınırında ya da tanecik içerisinde oluşabilirler. Oluşan mikro çatlaklar çarpışma bölgesinde malzemenin tozlaşmasına sebep olurlar. Oluşan tozlar tehlide doğru hareket etmeye başlar ve tehdidi ittirici bir güç oluştururlar. Tehdit bu güç karşısında aşınarak delme yeteneğini kaybeder [51].

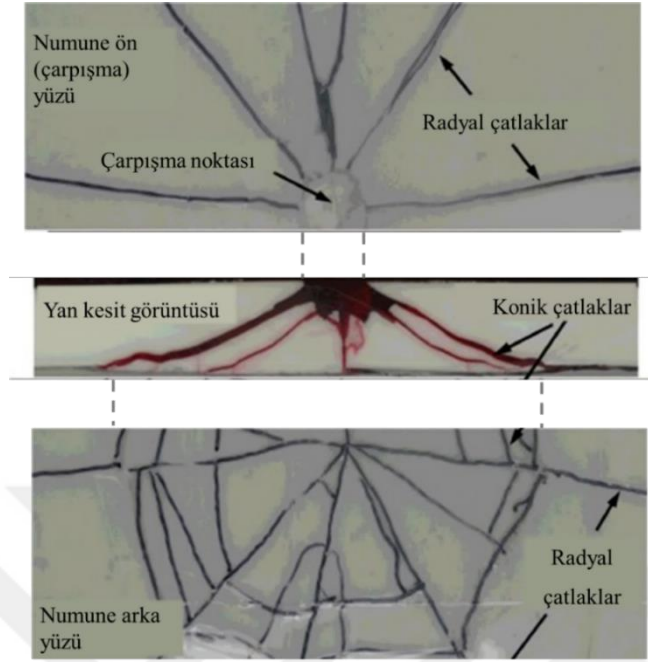


**Şekil 2.11:** Çarpışma anında tetiklenen hasar tipleri [50].

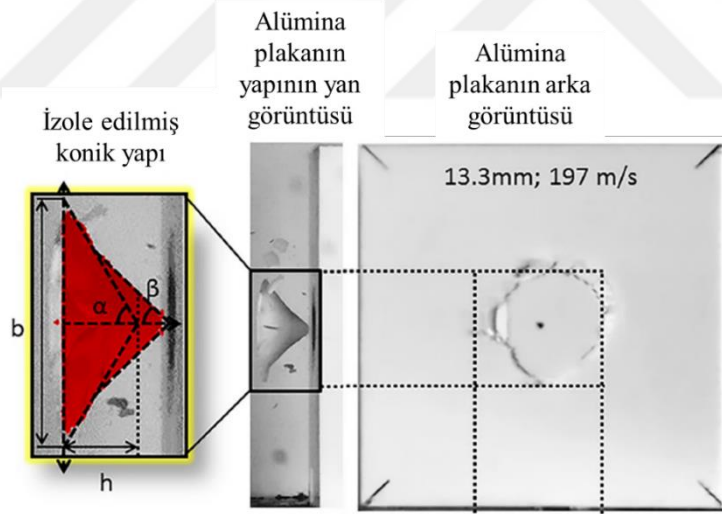
Mermimin seramik plakaya çarpmasıyla oluşan basınç dalgasının, plakanın arka yüzeyine ulaşmasıyla radyal çatlaklar oluşmaya başlar. Bu çatlaklar daha sonra seramiğin arka yüzeyine ulaşır, geri yansır ve radyal çatlakların hem seramik plakanın ön yüzeyine hem de çarpışma bölgesinden uzak noktalara doğru yayılmasına sebep olur. Şekil 2.12' de seramik plakanın ön ve arka yüzlerinde oluşan radyal çatlak tipleri gözlemlenmektedir [52].

Seramik malzemeler basma yüklemesi altında daha iyi performans göstermektedir. Bu sebeple Şekil 2.12'de ön yüzeyde yani çarpışma bölgesinde daha az hasar gözlemlenirken çarpışma enerjisinin aktarıldığı bölgelerde daha şiddetli bir hasar tipi gözlenmektedir. Ön yüzeyde çarpışma noktasında oluşan çember yapıdan başlayarak malzemenin arka yüzeyine kadar ilerleyen ve oradan yansıyarak radyal çatlak oluşumuna sebebiyet veren çekme gerilmesi dalgası, malzeme içinde ilerleyişi boyunca konik çatlakları oluşturur [51]. Konik çatlaklar incelendiğinde iki farklı davranış gözlemlenmektedir: (1) çarpışmanın başlamasıyla hızlı bir şekilde oluşan kusursuz çatlak bölgesi, (2) çatlak doğrultusunun değişmesiyle gözlemlenen kaba çatlak bölgesi. Toussaint ve Polyzois çalışmalarında, Şekil 2.13'te ayrıntılı

gösterildiği gibi konik çatlak tabanı ve konik çatlak açılarını incelenmişlerdir. Alınan ölçümler sonlu elemanlar modellerin karşılaştırılması amacıyla kullanılmıştır [42].



Şekil 2.12: Seramik malzemeler de çarpışma sonrası oluşan çatlaklar [52].

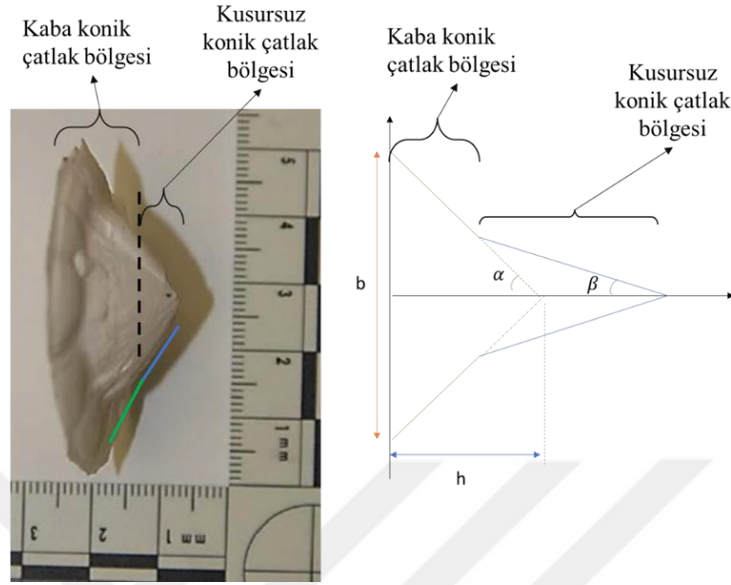


Şekil 2.13: Toussaint ve Polyzois'in çarpışma sonrası oluşan konik yapıdan aldıkları ölçümler [41].

Şekil 2.13'te Toussaint ve Polyzois tarafından konik yapı izole edilerek, alınan ölçümler gösterilmiştir, Şekil 2.13'te  $b$  terimi konik taban uzunluğunu temsil etmektedir.  $\alpha$  ve  $\beta$  terimleri konik açılardır.  $\beta$  açısına sahip eğri kusursuz çatlak bölgesini,  $\alpha$  açısına sahip eğri ise kaba çatlak bölgesini temsil eder. Şekil 2.14'te farklı konik çatlak bölgeleri ve konik yapıdan alınan ölçümler ayrıntılı bir şekilde



gösterilmiştir. Bu ölçümler yüksek hızlı kamera tarafından yakalanan görüntüler ile numuneler üzerinden yapılan ölçümler sayesinde elde edilmiştir.



**Şekil 2.14:** Konik çatlak yapıdan alınan ölçümler ve konik çatlak tipleri [41].

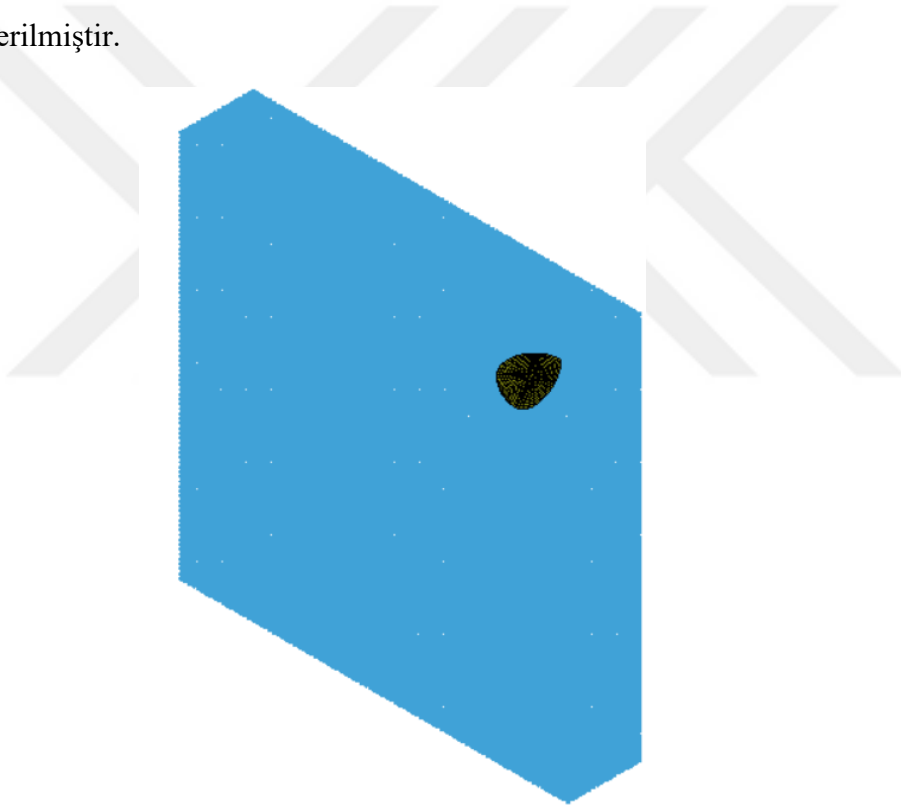
Çizelge 2.3’de farklı hız ve kalınlıklar için konik yapı üzerinden alınan ölçümler paylaşılmıştır. Toussaint ve Polyzois elde ettikleri bu ölçümleri kurmuş oldukları farklı numerik modellerden, hangi modelin deneysel sonuçları daha iyi tahmin ettiğine karar vermek amacıyla kullanmışlardır [42]. Bölüm 2.1.1’de yapılan karşılaştırmanın ayrıntılarından ve SPH yönteminin sağladığı avantajlardan söz edilmiştir. Toussaint ve Polyzois tarafından paylaşılan bu veriler, bu tez kapsamında kurulan numerik modelin doğrulanması için kullanılmıştır.

**Çizelge 2.3:** Toussaint ve Polyzois tarafından yapılan deneylerden elde edilen konik yapı ölçümleri [42].

Alümina Plaka Kalınlıkları	Bilye Hızı	Konik Taban Uzunluğu	Konik açı ( $\alpha$ )	Konik açı ( $\beta$ )
13.2 mm	200 m/s	32.4 mm	46°	40°
13.2 mm	300 m/s	27.6 mm	56°	32°
9.0 mm	200 m/s	29.7 mm	74°	43°
9.0 mm	300 m/s	27.6 mm	81°	39°

### 2.2.1 Sonlu elemanlar modeli

Tez çalışmaları kapsamında alümina seramiğinin sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur ve modelin doğrulaması Toussaint ve Polyzois'ın çalışması [42] kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kurulan sonlu elemanlar modelinde alümina seramiği, SPH yöntemi ve JH2 malzeme modeli kullanılarak modellenmiştir. Çelik bilye ise katı elemanlar kullanılarak SJC malzeme modeli kullanılarak modellenmiştir. Çarpışma durumunda çarpışan parçalardan bir tanesi SPH yöntemi ile modellenmiş ise diğer parçanın katı elemanlar kullanılarak modellenmesi analiz sonuçlarının deneysel veriyle olan uyumun sağlanmasında etkilidir [47]. Üzerine çalışılan problem simetrik olduğu için çeyrek model kurularak, çözüm süresi ve çözüm kapasitesi vb. konularda avantaj sağlanmıştır. Kurulan çeyrek model Şekil 2.15'te gösterilmiştir.



**Şekil 2.15:** Doğrulanma çalışması için kurulan çeyrek model.

Şekil 2.15'te gösterildiği gibi çelik bilye katı elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Çelik malzemenin modellenmesi için gerekli olan malzeme özellikleri Çizelge 2.4'te paylaşılmıştır. Çelik malzemenin modellenmesi için LS-DYNA programında \*MAT 098 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme modeli kullanılmıştır. Kullanılan malzeme özellikleri Tepedüzü ve Karakuzu'nun çalışmasından alınmıştır [26].

**Çizelge 2.4:** MAT 98 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme model parametreleri [26].

Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	$7.8 \times 10^{-6}$	$kg/mm^3$
Elastik modül	$E$	E	210	$GPa$
Poisson oranı	$\nu$	PR	0.3	-
Neredeyse statik çekme akma dayanımı	$A$	A	2.4824	$GPa$
Sertleşme çarpanı	$B$	B	1.4985	$GPa$
Sertleşme üsteli	$n$	N	0.19	-
Gerinim hızına bağlı çarpan	$C$	C	0.027	-

Şekil 2.15'te gösterildiği gibi alümina plaka SPH yöntemi kullanılarak modellenmiştir. Alüminanın modellenmesi için gerekli olan malzeme özellikleri Toussaint ve Polyzois'ın çalışmasından alınmış olup, Çizelge 2.5'te paylaşılmıştır. Alümina seramiğinin LS-DYNA programında modellenmesi için \*MAT 110 Johnson Holmquist seramik malzeme modeli kullanılmıştır.

Toussaint ve Polyzois'ın çalışmalarındaki geometrik özellikler kullanılarak oluşturulan bilye ve alümina parçalar, \*PART kartı kullanılarak, ilgili malzeme kartları ve kesit kartları ile eşleştirilmiştir. Alümina plakanın kesit bilgileri \*SECTION\_SPH kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Bilyenin modellenmesinde sabit gerilme katı eleman formülasyonu (ELFORM =1) tercih edilmiş olup, ilgili kesit bilgileri \*SECTION\_SOLID kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Bilye ile alümina plaka arasındaki temas \*AUTOMATIC\_NODES\_TO\_SURFACE kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Bilyenin dış yüzeyi temas eden yüzey olarak tercih edilirken, SPH parçacıkları temas edilen noktalar olarak seçilmiştir. Alümina plaka ile çelik bilye arasında 0.28 değerinde statik sürtünme tanımlanmıştır [26]. Çeyrek model kullanıldığı için modelin kesilen yüzlerinde simetrik sınır koşulları kullanılmıştır, bilye üzerine \*BOUNDARY\_SPC\_SET kartı kullanılarak, tanımlanan simetri koşulları SPH parçacıkları üzerinde ise \*BOUNDARY\_SPH\_SYMMETRY\_PLANE kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Bilyenin hızı \*INITIAL\_VELOCITY\_GENERATION kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Kullanılan hız değerleri Çizelge 2.3'te paylaşılmıştır. \*CONTROL\_TERMINATION kartı kullanılarak analiz süresi tanımlanmıştır. Çatlak oluşumun sonuç dosyalarına

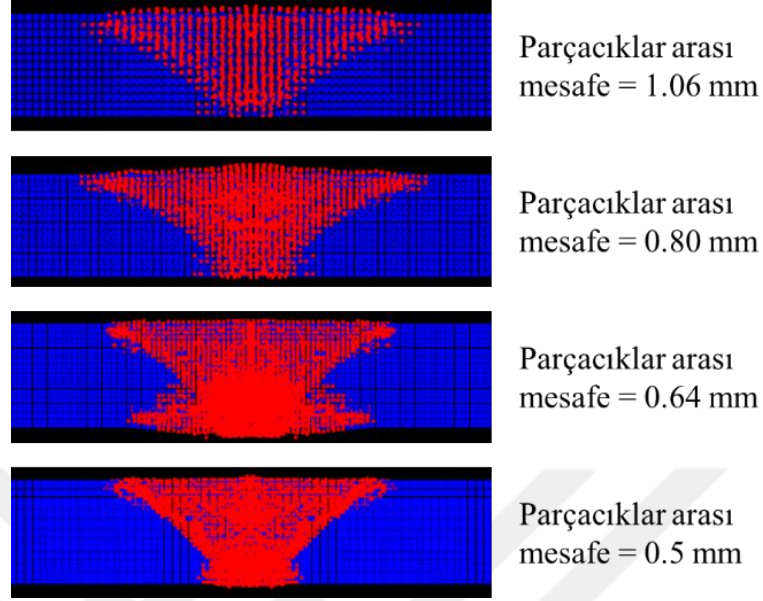
basılması için \*DATABASE\_EXTENDED\_BINARY kartının aktive edilip, NEIPH seçeneği 2 olarak tercih edilmiştir.

**Çizelge 2.5:** MAT 110 Johnson Holmquist seramik malzeme model parametereleri [42].

Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	$3.86 \times 10^{-6}$	$kg/mm^3$
Kayma modülü	$G$	G	90.16	$GPa$
Sağlam malzemenin mukavemet çarpanı	$A$	A	2.139	-
Hasarlı malzemenin mukavemet çarpanı	$B$	B	0.31	-
Gerinim hızına bağlı çarpan	$C$	C	0	$s^{-1}$
Hasarlı malzemenin mukavemet üsteli	$m$	M	0.6	-
Sağlam malzemenin mukavemet üsteli	$n$	N	0.6	-
Referans gerinim hızı	$\dot{\epsilon}_0$	EPSI	1	$s^{-1}$
Maksimum çekme mukavemeti	$T$	T	0.2	$GPa$
Maksimum normalize çatlak mukavemeti	$\sigma_{fmax}^*$	SFMAX	$1 \times 10^{20}$	-
Hugonoist elastik limit	$HEL$	HEL	2.79	$GPa$
HEL durumunda basınç mukavemet değeri	$P_{HEL}$	PHEL	$1.46 \times 10^{-3}$	$GPa$
Hidrostatik enerjiye dönüşüm yapılırken oluşan enerji kaybı fraksiyon değeri	$\beta$	BETA	1	-
Hasara sebebiyet veren plastik gerinim parametresi	$D_1$	D1	0.0025	-
Hasara sebebiyet veren plastik gerinim üsteli	$D_2$	D2	0.5	-
Hal denklemlerinde kullanılan parametreler				
Hacim modülü	$K_1$	K1	130.95	$GPa$
Basınç çarpanı	$K_2$	K2	0	$GPa$
Elastik çarpan	$K_3$	K3	0	$GPa$

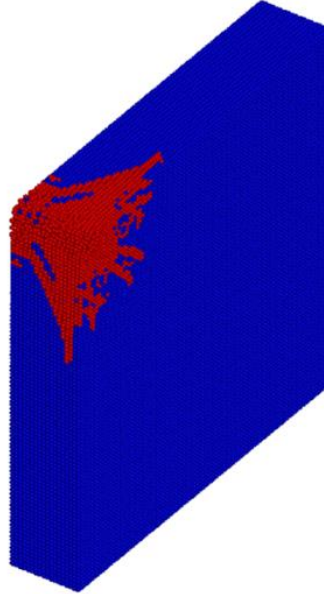
Alümina plaka modellenmesinde kullanılan SPH parçacıklarının arasındaki mesafe analiz sonuçlarını ciddi oranda etkilemektedir. Farklı parçacık mesafesinin etkisi Şekil 2.16'da gösterilmiştir. Sonuçlar değerlendirildiğinde 0.5 mm parçacık mesafesinin deneysel verilere en yakın sonuçların yakalanmasına sebep olduğu

görülmektedir. Toussaint ve Polyzois'ın çalışmalarında aynı parçacık mesafesinin en iyi sonucun alınmasına yardımcı olduğunu sunmuşlardır.



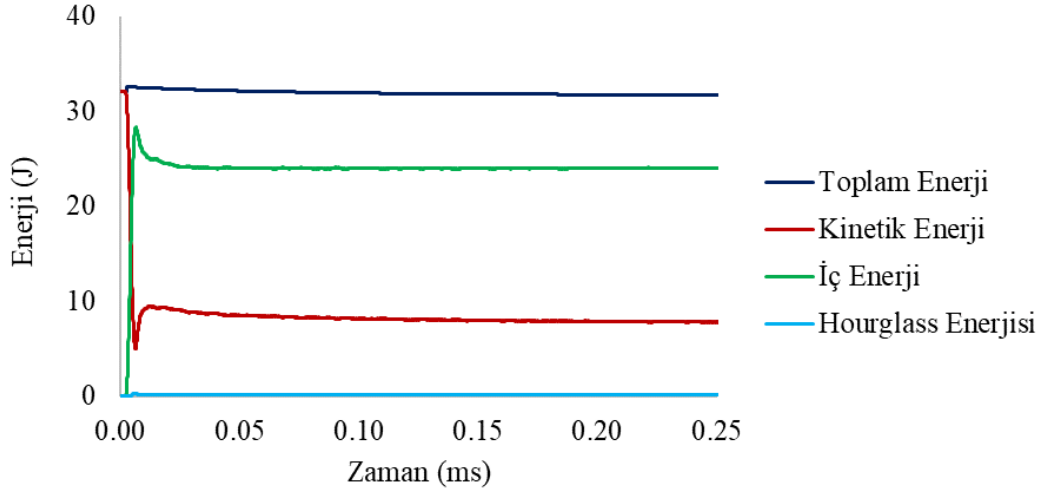
**Şekil 2.16:** Parçacıklar arası mesafenin sonuçlara etkisi.

Doğrulama çalışmaları kapsamında kurulan sonlu elemanlar modelinden elde edilen sonuçlar Şekil 2.17'de gösterilmiştir. Şekilde mavi parçacıklar hasar görmemiş, kırmızı parçacıklar ise hasar görmüştür. Plakanın yan yüzeylerinden oluşan konik çatlaklar ve plakanın arka yüzeyinde oluşan radyal çatlaklar kurulan sonlu elemanlar modeli ile elde edilmiştir.



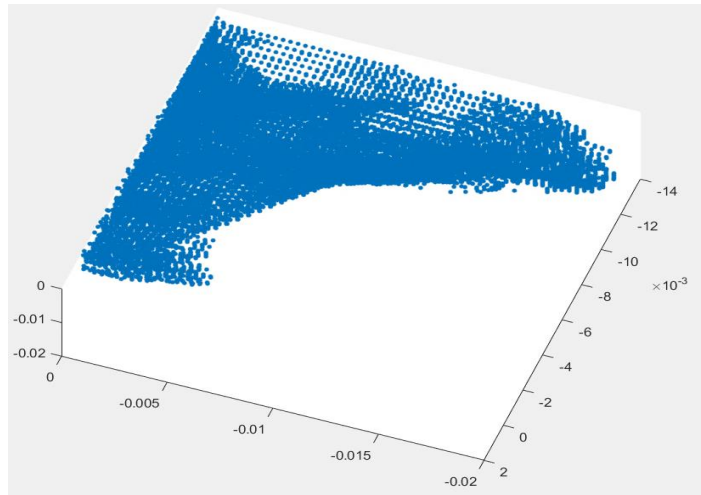
**Şekil 2.17:** 9 mm plakaya bilye çarpmasını modelleyen sonlu elemanlar modelinin sonucunda elde edilen konik yapı.

Kurulan modellerin enerji grafikleri incelendiğinde toplam enerjinin analiz boyunca sabit kaldığı gözlemlenmiştir. Hourglass enerjisi ise analiz süresi boyunca iç enerjinin %5'in altında seyretmektedir. Enerji grafikleri Şekil 2.18'de paylaşılmıştır.



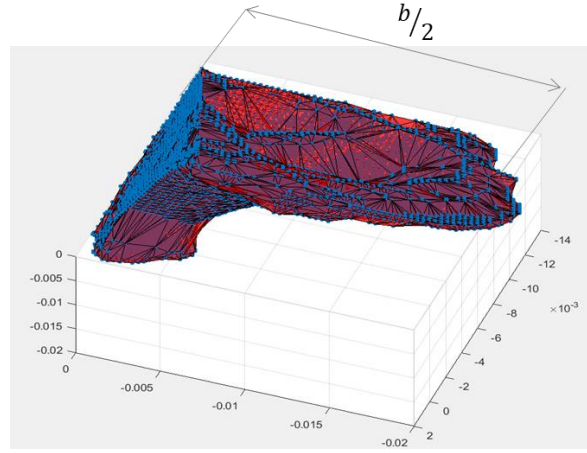
**Şekil 2.18:** Doğrulama çalışması kapsamında kurulan analizlerin enerji grafikleri.

Hasar görmüş parçacıklar LS-DYNA programından, MATLAB programına aktarılmıştır. Burada Şekil 2.14'te gösterilmiş olan ölçümler alınarak Çizelge 2.3'te paylaşılan deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. MATLAB programına aktarılan parçacıklar Şekil 2.19'da gösterilmiştir.



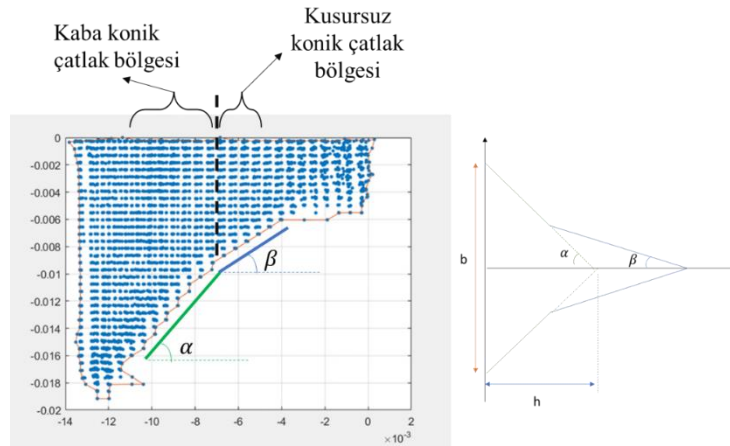
**Şekil 2.19:** Hasar görmüş parçacıkların MATLAB programında görselleştirilmesi.

Şekil 2.19'da gösterilen parçacıklar BOUNDARY fonksiyonu kullanılarak 3 boyutlu bir model haline getirilmiştir. Katı model Şekil 2.20'de gösterilmiştir.



**Şekil 2.20:** MATLAB programına aktarılan parçacıklardan oluşturulan katı model.

Şekil 2.14'te gösterilmiş olan ölçümlerin alınabilmesi için parçacıkların simetri eksenlerin görüntüsü kullanılmıştır. Simetri eksen görüntüsü Şekil 2.21'de paylaşılmıştır. Mavi noktalar LS-DYNA programından alınan hasarlı parçacıkları temsil etmektedir. Parçacıkları çevreleyen turuncu çizgi MATLAB programında BOUNDARY fonksiyonu kullanılarak oluşturulmuştur. Kurulan dört analizden benzer yöntemler ile alınan sonuçlar, kusursuz çatlak bölgesinin kolaylıkla fark edilebilir olduğunu göstermektedir. Bu bölge de parçacıklar, turuncu çizgi üzerinde herhangi bir açı değişimi olmadan bulunmaktadır. Bu parçacıklar izole edilerek parçacıklar tarafından oluşan doğrunun eğiminden  $\beta$  açısı elde edilir. Kusursuz çatlak bölgesinin bittiği yerden malzemenin arka yüzeyine kadar turuncu çizgi üzerinde kalan diğer parçacıklar da izole edilerek çizilen doğru  $\alpha$  açısının elde edilmesi için kullanılır.  $\alpha$  açısının elde edilmesi için kullanılan doğrunun arka yüzeyi kestiği nokta konik taban uzunluğunun  $b$ , elde edilmesi için kullanılmıştır.



**Şekil 2.21:** Konik çatlak bölgesinden veri almak için kullanılan simetri eksen görüntüsü.

Kurulmuş olan sonlu elemanlar modellerinden Şekil 2.21’de açıklanan yöntem ile elde edilen sonuçlar Çizelge 2.6’da paylaşılmıştır. Elde edilen veriler hem Toussaint ve Polyzois’in çalışmalarındaki deneysel veriler ile hem de yazarlar tarafından kurulan sonlu elemanlar modellerinin sonuçlarıyla karşılaştırılmış olup, çizelgede sunulan hata değerleri deneysel veriler ile numerik verilerin karşılaştırması amacıyla hesaplanmıştır. Hata değerleri karşılaştırıldığında kurulan sonlu elemanlar modelinin, Toussaint ve Polyzois’in kurdukları sonlu elemanlar modelinden daha başarılı olduğunu söylemek mümkündür.

**Çizelge 2.6:** Doğrulama çalışması sonuçları.

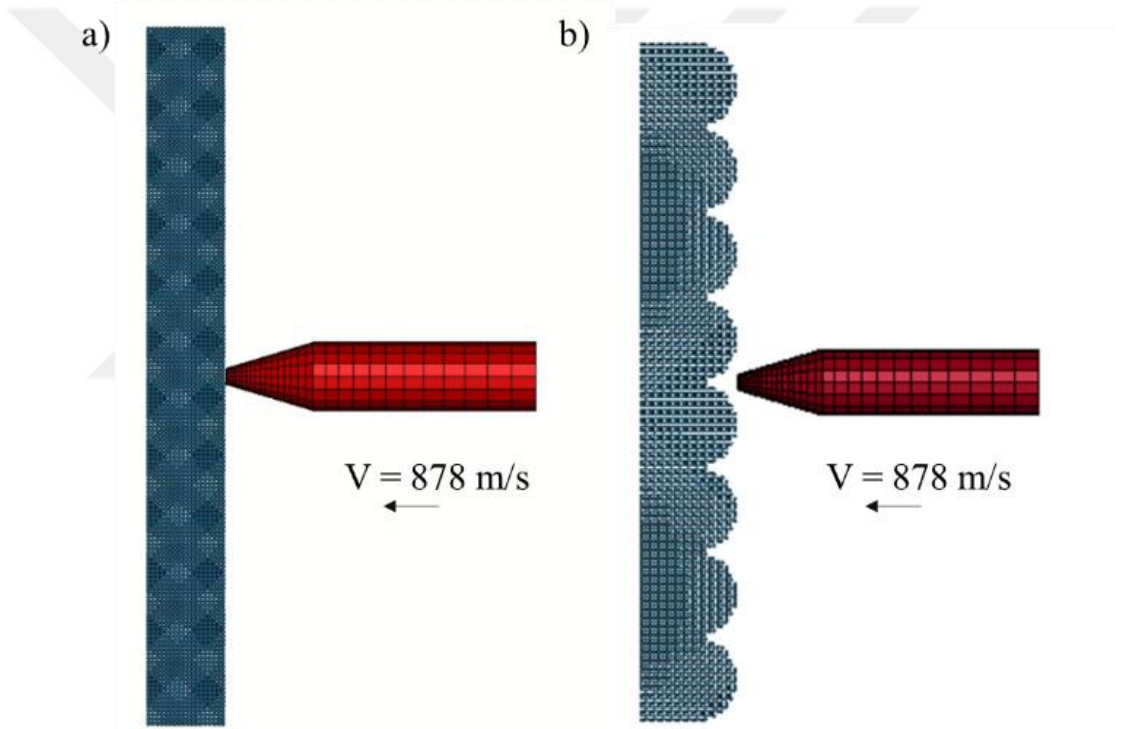
Plaka Kalınlığı	Bilye Hızı		Konik taban uzunluğu b	Konik açısı $\alpha$	Konik açısı $\beta$	Hata b	Hata $\alpha$	Hata $\beta$
13.2 mm	200 m/s	Deneysel sonuçlar*	32.4 mm	46°	40°	-	-	-
		Numerik sonuçlar*	28.1 mm	61°	44°	%13.3	%32.6	%10.0
		Bu çalışma	34.6 mm	57°	45°	<b>%6.8</b>	<b>%23.9</b>	<b>%12.5</b>
13.2 mm	300 m/s	Deneysel sonuçlar*	27.6 mm	56°	32°	-	-	-
		Numerik sonuçlar*	36.4 mm	59°	47°	%31.9	%5.4	%46.9
		Bu çalışma	33.1 mm	49°	39°	<b>%19.9</b>	<b>%12.5</b>	<b>%21.9</b>
9.0 mm	200 m/s	Deneysel sonuçlar*	29.7 mm	74°	43°	-	-	-
		Numerik sonuçlar*	30.3 mm	71°	49°	%2.0	%4.1	%14.0
		Bu çalışma	28.8 mm	66°	48°	<b>%3.0</b>	<b>%10.8</b>	<b>%11.6</b>
9.0 mm	300 m/s	Deneysel sonuçlar*	27.6 mm	81°	39°	-	-	-
		Numerik sonuçlar*	29.5 mm	78°	47°	%6.9	%3.7	%20.5
		Bu çalışma	30.9 mm	74°	46°	<b>%12.0</b>	<b>%8.6</b>	<b>%17.9</b>

\*Bu veriler [42]’ no.lu kaynaktan elde edilmiştir.



### 2.3 Eniyileme Çalışmaları

Alümina seramik plakaların yüzeyinde şekillendirme yapılarak seramik plakanın balistik performansının iyileştirilmesi planlanmaktadır. Şekil 2.3'te gösterildiği gibi farklı yüzey şekillerinin denenmesi mümkündür. Bu çalışma kapsamında yarım küre yüzey şekillerinin denenmesine karar verilmiştir. Öncelikle doğrulanmış 9 mm kalınlığa sahip seramik plaka NIJ IV seviyesindeki tehdide maruz bırakılmıştır. Ardından yüzeyi şekillendirilmiş plakalar benzer çarpışma durumunda maruz bırakılmıştır ve balistik performanstaki değişim soğurulan özgül kinetik enerji cinsinden karşılaştırılmıştır. Şekil 2.22'de yüzey şekillendirilmesi yapılmış ve yapılmamış düz plaka modelleri gösterilmiştir.



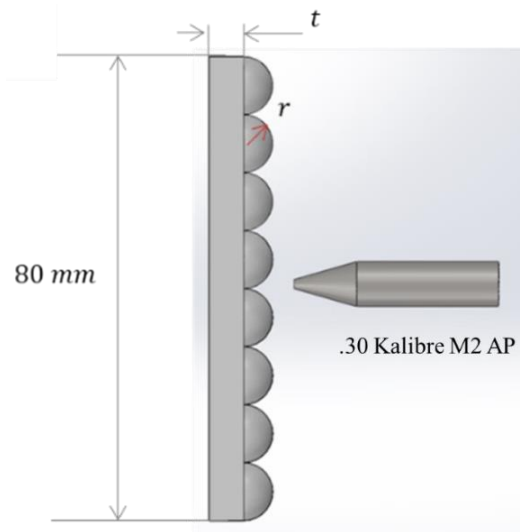
**Şekil 2.22:** Yüzey şekillendirmenin incelenmesi için kurulan modeller: a) yüzey şekillendirilmesi yapılmamış düz plaka, b) küresel yüzey şekillendirmesi uygulanmış plaka.

Yüzey şekillendirmesi yapılan plakalar ile düz plakanın ağırlığının aynı olması hedeflenmiştir. Ancak 0.5 mm parçacık aralığı kısıtlaması sebebiyle aynı ağırlıktaki plakalar elde edilmesi mümkün değildir. Bu sebeple değişen yarıçap değerlerine ( $r$ ) karşılık ağırlığın değişmemesine sebep olacak kalınlık değerleri ( $t$ ) seçilmiştir. Çizelge 2.7'de kurulan modellerin ağırlıkları paylaşılmıştır.

**Çizelge 2.7:** Yüzey şekillendirmesi denenen plakaların ağırlıkları.

Küresel yüzey şeklinin yarıçap değeri (r)	Plaka Kalınlığı (t)	Ağırlık (gram)	Ağırlık Değişimi (gram)	Ağırlık Değişimi (%)
Düz plaka	9 mm	222.3	-	-
1mm	8.5 mm	222.9	+0.6	+0.3%
2mm	8 mm	223.5	+1.2	+0.5%
2.5mm	7.5 mm	217.6	-4.7	-2.1%
3mm	7.5 mm	224.9	+2.6	+1.2%
3.5mm	7.0 mm	219.6	-2.8	-1.2%
4mm	7.0 mm	224.7	+2.3	+1.0%
4.5mm	6.5 mm	218.1	-4.3	+1.9%
5mm	6.5 mm	225.3	+2.9	-1.3%
5.5 mm	6.0 mm	221.8	-0.5	+0.2%
6 mm	6.0 mm	222.4	+0.1	+0.0%
6.5 mm	5.5 mm	216.7	-5.6	-2.5%
7 mm	5.0 mm	219.7	-2.7	-1.2%

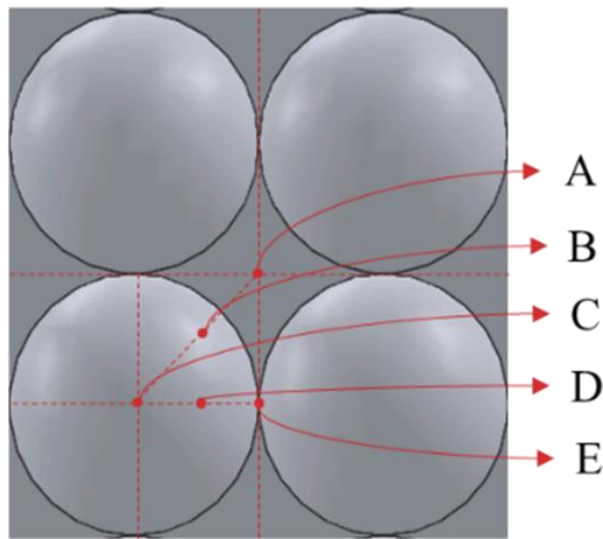
Kurulan modellerde doğrulanmış alümina seramik plaka kullanılmıştır. Çalışmanın bu bölümünde merminin farklı çarpışma noktaları için yüzey şekillendirilmiş plakanın balistik performansının incelenebilmesi için seramik plaka gerçek boyutlarda modellenmiştir. Çeyrek model kullanımı bu aşamada için uygun bir seçenek değildir. Kurulan modelin geometrik özellikleri Şekil 2.23'te, ilgili değerler ise Çizelge 2.7'de paylaşılmıştır.



**Şekil 2.23:** Yüzey şekillendirmenin etkisinin incelenmesi için kurulan modellerin geometrik özellikleri.

Alümina plaka SPH parçacıkları kullanılarak, 0.30 Kalibre M2 AP mermisi ise katı elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Alümina plaka için Çizelge 2.5'te paylaşılan malzeme özellikleri \*MAT 110 - Johnson Holmquist Seramik malzeme kartıyla, mermi için Çizelge 2.4'te paylaşılan malzeme özellikleri \*MAT 098 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme kartıyla kullanılmıştır. Katı elemanın modellenmesinde sabit gerilme katı eleman formülasyonu (ELFORM=1) kullanılmıştır. Merminin Hourglass enerjisinin kontrol edilmesi için \*HOURGLASS kartı tanımlanmıştır. Kart içerisinde Hourglass enerji kontrolü için seçenek 10 ve Hourglass sabiti için 0.03 değerleri kullanılmıştır. İlgili geometri, malzeme modeli, Hourglass kontrol kartı ve kesit kartları \*PART kartı kullanılarak birleştirilmiştir. Mermi ile alümina plaka arasında \*AUTOMATIC\_NODES\_TO\_SURFACE temas kartı kullanılmıştır. Mermi temas eden yüzey olarak seçilmiş, alümina plakayı oluşturan parçacıklar ise temas edilen parçacık grubu olarak seçilmiştir. Mermi ile alümina plaka arasındaki statik sürtünme katsayısı 0.28 olarak literatürden alınmıştır [26]. İstenen enerji çıktılarının alınabilmesi için doğrulama çalışmalarında kullanılan \*CONTROL kartları ile \*DATABASE kartları kullanılmıştır. Analiz 50  $\mu$ s için çözüm yapmıştır.

Kurulan modelde farklı çarpışma noktalarının incelenmesi için mermi konumu Şekil 2.24'te gösterilen noktalara çarpacak şekilde farklı modeller kurulmuştur. Çizelge 2.7'de gösterilen 12 yarıçap seçeneği ve 5 ayrı çarpışma noktası için toplamda 33 analiz kurulmuştur.



**Şekil 2.24:** Yüzey şekillendirmesi sonrası denenen farklı çarpışma noktaları.

Kurulan analizlerin sonucunda soğurulan kinetik enerji değerleri karşılaştırılmıştır. Çizelge 2.7’de paylaşılan ağırlık değişimleri  $\% \pm 3$  hassasiyetinde olduğu ve karşılaştırmanın soğurulan özgül kinetik enerji cinsinden yapıldığı göz önünde bulundurulur ise parçacıklar arası mesafe dolayısıyla oluşan ağırlık farkının kabul edilebilir olduğuna karar verilmiştir. Alümina plaka tarafından soğurulan kinetik enerji (İng. kinetic energy absorption, KEA) Denklem (2.17) kullanılarak hesaplanmaktadır.

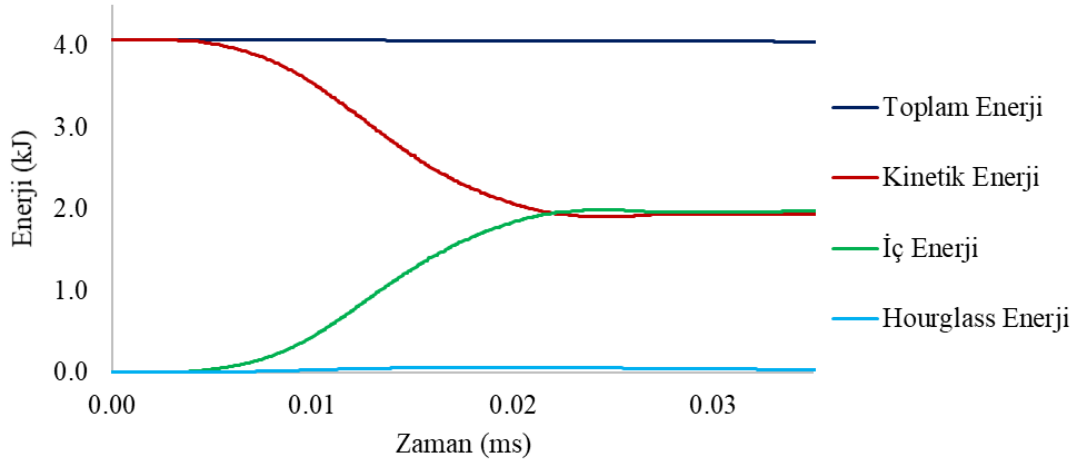
$$KEA = \frac{1}{2}m_t v_0^2 - \frac{1}{2}m_t v_s^2 \quad (2.17)$$

Denklem (2.17)’de  $m_t$  değeri tehdidin ağırlığıdır. Bu çalışmalar kapsamında kullanılan 0.30 Kalibre M2 AP mermisinin ağırlığı 10.8 g’dır.  $v_0$  merminin başlangıç hızını temsil etmektedir. NIJ IV seviyesine uygun olarak kurulan analizlerde mermi hızı 878 m/s’dir.  $v_s$  merminin çarpışma sonrası hızını temsil etmektedir. Analiz sonuçlarından elde edilir. Soğurulan özgül kinetik enerji (İng. specific kinetic energy absorption, SKEA) Denklem (2.18) kullanılarak hesaplanır.

$$SKEA = \frac{KEA}{m_p} \quad (2.18)$$

Denklem (2.18)’de  $m_p$  değeri alümina plaka ağırlığıdır, Çizelge 2.7’de farklı modeller için hesaplanan değerleri paylaşılmıştır.

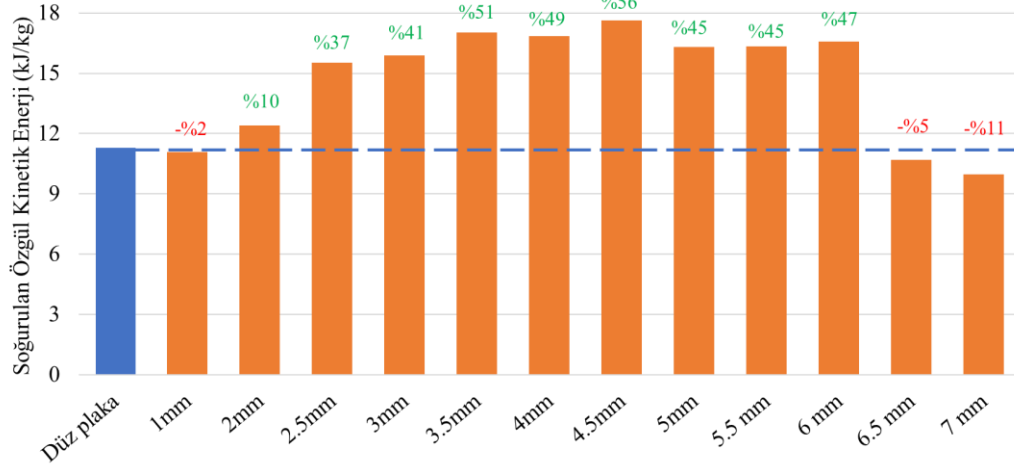
Kurulan analizlerin doğruluğunu test etmek amacıyla sistemin enerji grafikleri incelenmiştir. Kurulan diğer analizlerden de benzer profilde grafikler elde edildiği için Şekil 2.25’de 4.5 mm yarıçap değerine sahip yüzey şekillendirilmiş plakanın enerji grafiği paylaşılmıştır. Grafik incelendiğinde toplam enerjinin sabit kaldığı, Hourglass enerjisinin ise analiz boyunca iç enerjinin %5 altında seyrettiği gözlemlenmektedir. Bu durum analizde numerik bir hata olmadığını göstermektedir [53].



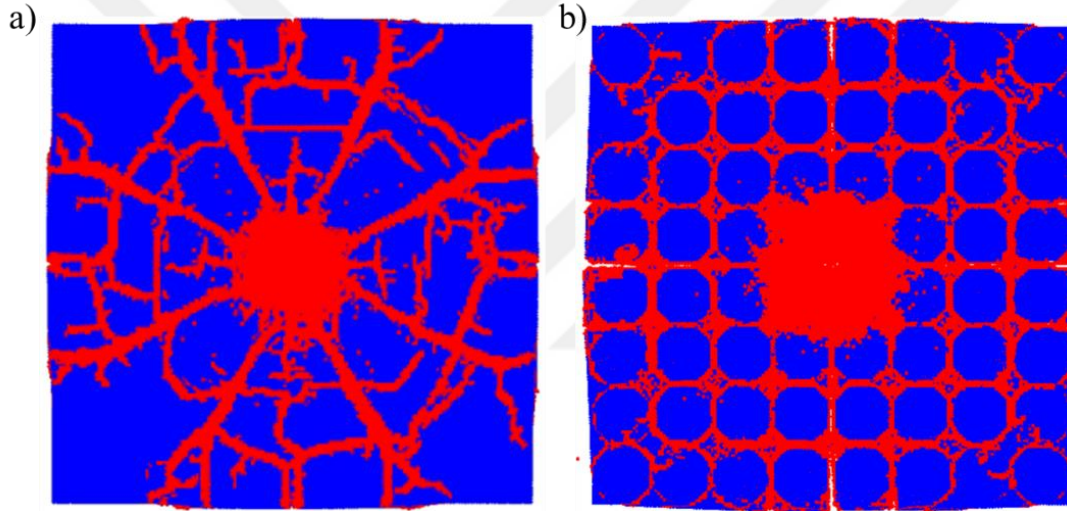
**Şekil 2.25:** Yarıçap değeri 4.5 mm olan yüzey şekillendirilmiş plakanın enerji grafikleri.

Kurulan modellerin sonuçları sunulurken sadelik olması amacıyla, Çizelge 2.7'de geometrik özellikleri paylaşılan 13 modelin, merkezine yapılan atışlar sonrası alümina plaka tarafından soğurulan birim kütle başına kinetik enerji değerleri Şekil 2.26'da paylaşılmıştır. Şekilde mavi sütun herhangi bir yüzey şekillendirmesi yapılmamış düz plakanın soğurduğu enerjiyi temsil ederken turuncu sütunlar yüzey şekillendirmesi yapılmış plakaların soğurduğu enerjiyi temsil etmektedir. Şekil 2.26'da merminin düz plaka ile çarpışması durumunda 11.3 kJ/kg enerji soğurduğu görülmektedir. Bu değer diğer sütunlarla karşılaştırılabilmesi için değer mavi çizgi ile grafik boyunca işaretlenmiştir. Yüzey şekillendirmenin etkisi incelendiğinde 1 mm, 6.5 mm ve 7 mm yarıçaplara sahip küresel yüzey şekillerinin balistik performansa etkisinin iyileştirici yönde olmadığı ancak 2 mm ile 6 mm arasında yarıçap değerlerine sahip plakalarda balistik performansı arttırdığı görülmüştür. Elde edilen en yüksek balistik performans, 17.6 kJ/kg'lik enerji soğurulması ile 4.5 mm'lik yarıçapa sahip yüzey şekillendirmesinden elde edilmiştir. Bu konfigürasyon balistik performansı %56 oranında arttırmaktadır.

Seramik plakalarda enerji soğurulma mekanizmasının yeni yüzey (çatlak) oluşumun için harcadığı öngörüsü literatürde oldukça yaygındır [21,21,41,49]. Şekil 2.27 bu teoriyi destekleyecek niteliktedir. Şekil 2.27 a)'da düz plakanın balistik çarpışma sonrası çatlak durumu gösterilmekte olup, çatlakları temsil eden kırmızı parçacıkların sayısı 185196 iken Şekil 2.27 b)'de gösterilen yüzeyi şekillendirilmiş plaka da hasarlı parçacık sayısı 329007'dir. Bu durum mermiden soğurulan kinetik enerjinin çatlak oluşumu için kullanıldığı teorisini doğrular niteliktedir.



**Şekil 2.26:** Plakaların merkezine yapılan atışlar sonrası soğurulan özgül kinetik enerji değerleri.



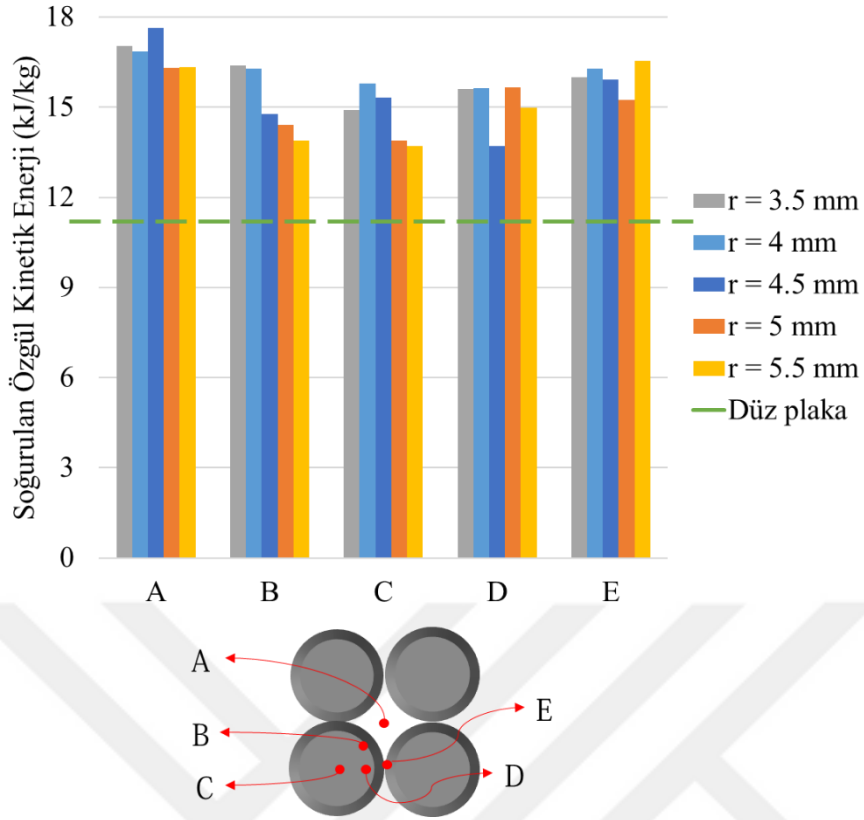
**Şekil 2.27:** Çarpışma sonrası oluşan çatlak yapısı: a) düz plaka da çatlak yapısı, b) yüzey şekillendirilmiş plaka da çatlak yapısı.

Şekil 2.28’de seramik plakada farklı noktalara çarpan mermilerin balistik performansı gösterilmiştir. En yüksek performans değerlerinin gözlemlendiği 3.5 mm ile 5.5 mm aralığında Şekil 2.24’te gösterilen farklı noktalara çarpışma olması durumunda plakalar tarafında soğurulan özgül kinetik enerji değerleri Şekil 2.28’de paylaşılmıştır. Şekil 2.28’de yeşil kesikli çizgi düz plaka tarafından soğurulan özgül kinetik enerji değerini temsil etmektedir. Farklı yarıçap değerlerine sahip yüzey şekillendirmesi yapılmış plakalar incelendiğinde çarpışma noktasından etkilenmeksizin soğurulan özgül kinetik enerji değerinde artış olduğu gözlemlenmiştir.

Şekil 2.28 incelendiğinde, A noktasına çarpışma durumunda en yüksek balistik korunmanın 4.5 mm'lik yarıçapa sahip plaka tarafından sağlandığı görülmektedir. En yüksek performansın gözlemlendiği bu plaka incelendiğinde en düşük performansın D noktası ile çarpışma durumunda gözlemlendiği görülmektedir. Ancak gözlemlenen en düşük balistik performans değeri ile düz plakanın balistik performansı karşılaştırıldığında yüzey şekillendirmenin balistik performansı %21 oranında arttırdığı gözlemlenmektedir. 5.5 mm yarıçapa sahip yarım küre yüzey şekillendirmesi hariç incelenen diğer durumlarda küreler arası bölgeye isabet eden merminin en çok enerji kaybettiği görülmektedir. Bu durumun merminin plaka ile temas alanının artması sebebiyle oluştuğu yorumu yapılabilir. 5.5 mm'lik yarıçapa sahip plaka incelendiğinde en yüksek balistik performansın E noktasından elde edildiği gözlemlenmektedir. Yarıçap değerlerinin değişmesi ile en yüksek balistik performansın elde edildiği noktanın değişmesinin sebebi ileri araştırmalar yapılarak elde edilebilir.

Şekil 2.28'de farklı yarıçap değerlerine sahip küresel yüzey şekillendirilmiş plakaların farklı çarpışma noktalarındaki balistik performansı gözlemlenmiştir. Balistik performansın yarıçap değeri ve mermi isabet noktasına göre değişimi Çizelge 2.8'de paylaşılmıştır. Çizelge incelendiğinde farklı çarpışma noktalarında en yüksek balistik performansın elde edildiği konfigürasyonların koyu renk ile işaretlendiği görülmektedir.

En yüksek balistik koruma değeri 4.5 mm'lik yarıçapa sahip küresel yüzey şekillendirme ile eğer mermi A noktasına isabet ederse elde edilmektedir. A noktası 5.5mm'lik yarıçapa sahip yüzey şekillendirmesi hariç bütün yarıçap değerleri için en yüksek performansın görüldüğü alandır. B noktasına isabet durumunda en yüksek performans 3.5 mm'lik yarıçapa sahip yüzey şekillendirmesinden elde edilmektedir. C noktasına çarpışma durumunda 4 mm'lik yarıçapa sahip yüzey şekillendirmenin etkili sonuç verdiği gözlemlenirken, D noktasında üç farklı yarıçap değeri birbiri ile aynı balistik performansı göstermiştir. Son olarak E noktasında elde edilen en yüksek balistik performans 5.5 mm'lik yarıçapa sahip yüzey şekillendirmesinden elde edilmektedir. Çizelgenin tamamı incelendiğinde beş yarıçap değeri ve beş isabet noktalarına yapılan atışlarda en kötü performansın bile düz plakadan %21 daha başarılı olduğu görülmektedir.



**Şekil 2.28:** Farklı çarpışma noktalarının soğurulan özgül kinetik enerji değerine etkisi.

**Çizelge 2.8:** Merminin isabet yerine göre farklı yüzey şekillerinin balistik performansındaki artış değerleri.

Mermi isabet noktası	SKEA artışı (%)				
	r = 3.5 mm	r = 4 mm	r = 4.5mm	r = 5 mm	r = 5.5 mm
A	51 %	49 %	<b>56 %</b>	44 %	45 %
B	<b>45 %</b>	44 %	31 %	28 %	23 %
C	32 %	<b>40 %</b>	36 %	23 %	21 %
D	<b>38 %</b>	<b>38 %</b>	21 %	38 %	32 %
E	42 %	44 %	41%	35 %	<b>47 %</b>

## 2.4 Değerlendirme

Bu çalışma kapsamında yüzey şekillendirmenin balistik performansa etkisi numerik olarak incelenmiştir. Toussaint ve Polyzois tarafından yapılan deneysel ve numerik çalışmalar yüzey şekillendirmenin deneneceği alümina plakanın doğrulanması amacıyla kullanılmıştır. Doğrulanmış alümina plaka daha sonra yüzey



şekillendirmenin etkisinin incelenmesi için kullanılmıştır. 0 mm (düz plaka) ila 7 mm'lik yarıçap değerlerine sahip alümina plakaların, kurulan sonlu elemanlar modelleriyle, NIJ IV seviyesi tehdit altındaki balistik performansı incelenmiştir. 4.5 mm yarıçap değerine sahip yüzey şekillendirmenin balistik performansı %56 ila %21 civarında arttırdığı gözlenmiştir. Eğer mermi yüzey şekillendirmelerin arasındaki bölgeye isabet ederse balistik performans %56 oranında artarken, iki yüzey şekilleri arasına düşmesi durumunda en düşük balistik performans değeri %21 elde edilmiştir. Farklı yarıçap ve isabet noktalarının balistik performansı incelendiğinde en düşük balistik performans artışının %21 olduğu gözlemlenmiştir. Ağırlık neredeyse sabit kalırken, balistik performansta yüzey şekillendirmesi sayesinde artış elde edilmiştir.



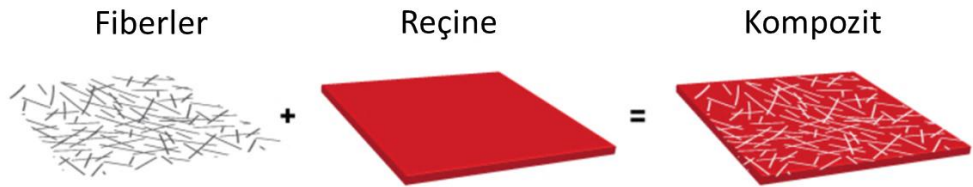


### 3. KOMPOZİT UÇAK ZIRHLARI

#### 3.1 Literatür Araştırması

Tarihte birçok malzeme hava araçlarını balistik çarpışmalara karşı korunması amacıyla kullanılmıştır. Zırh malzemesi olarak metallerin kullanılması hem hacim hem de ağırlık olarak verimli değildir, bu sebeple kompozit malzemeler kullanılarak daha az hacim kaplayan daha hafif zırhlar üretilmektedir. Kompozit malzemeler, kendisini oluşturan malzemelerden daha üstün özelliklere sahip olmaları sebebiyle günümüzde sadece zırh malzemesi olarak değil pek çok yapısal elemanın üretiminde de tercih edilmektedir.

Kompozit malzemeler 2 tip malzeme çeşidinin birleştirilmesi ile üretilirler: reçine ve fiberler. Şekil 3.1’de kompozit malzemelerin yapısı gösterilmiştir. Fiberler reçine içerisinde güçlendirici görevi görür ve malzemeye dayanım kazandırır. Reçine ise fiberleri çevresel etkilerden korur ve yüklerin dağıtılmasında rol oynar [14].



**Şekil 3.1:** Kompozit malzemelerin yapısı.

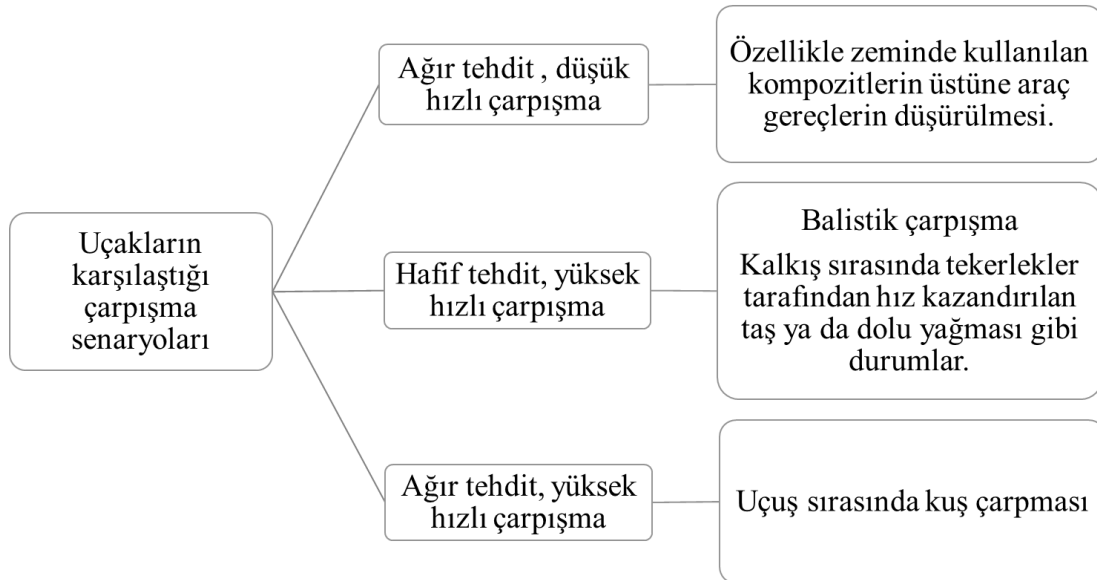
Kompozitlerde sıklıkla kullanılan bazı fiberler [1,14];

- Aramid fiberi,
- Yüksek moleküler ağırlıklı polietilen (*İng.* Ultra-high molecular weight polyethylene, UHMWPE) fiberi,
- Cam fiberi,
- Karbon fiberi,
- Seramik fiberler.

Fiberler, reçine içerisinde tek yönlü fiberler, 2 boyutlu örülmüş kumaşlar ya da 3 boyutlu dikilmiş kumaşlar olarak bulunabilirler [1].

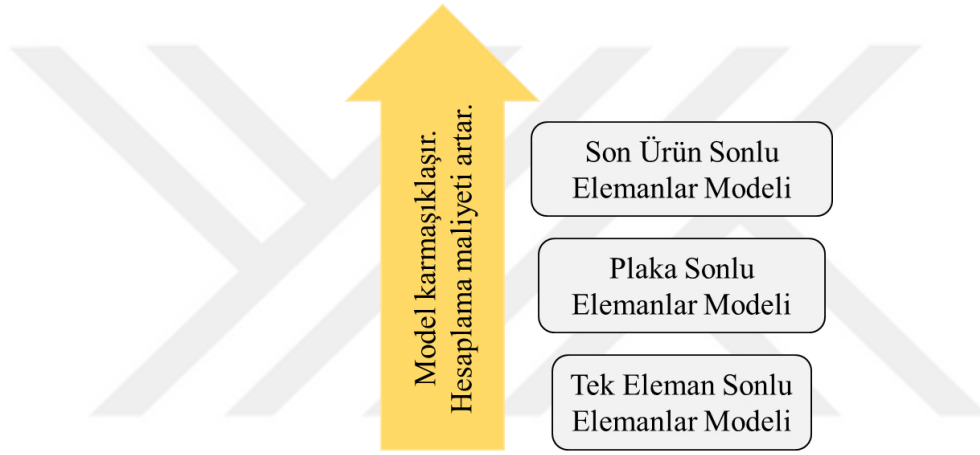
Piyasada 2 farklı reçine çeşidi bulunmaktadır; termoset ve termoplastik reçineler. Termoset reçinelerin kürlendikten sonra yeniden şekil verilmesi mümkün değildir. Yaygın olarak kullanılan tipleri; polyester, epoksi ve poliüretandır. Termoplastikler reçinelere ise yeniden şekil verilmesi mümkündür. Yaygın olarak kullanılan termoplastik reçineler, polietilen, polyesterin ve polikarbonattır [1].

Uçakların karşılaştığı tehdit tipleri Şekil 3.2’de gruplandırılmıştır. Tehditler hızları ve ağırlıklarına göre gruplandırılırlar [54]. Özellikle pilotların bulunduğu ve uçağın kontrol edildiği kokpit bölgesinin korunması büyük önem taşır. Bu sebeple kanopi bölgesinde kullanılan şeffaf yapıların kuş çarpması gibi tehditlere karşı dayanıklı olması beklenirken, kokpitin farklı bölgelerine pilotları koruyacak şekilde yerleştirilen zırh plakalarının, pilotları balistik çarpışmalardan koruması beklenir. Zeminde kullanılan zırh plakalarında balistik çarpışma haricinde, sıklıkla ağır tehdit ve düşük hızlı çarpışma durumu gözlemlenmektedir. Kokpit içerisinde kullanılan ağır araç ve gereçlerin zemine düşürülmesiyle kompozit plaka da katmanlar arası ayrışma oluşabilir [55]. Bu durumun gözle tespiti mümkün değildir. Bu sebeple kompozit zırh plakalarının kullanıldıkları alanlar ve maruz kalabilecekleri tehditler ayrıntılı şekilde değerlendirilmelidir.



Şekil 3.2: Uçakların karşılaştığı tehdit tipleri [54].

Kompozitler özellikle hafif ve enerji soğurma kapasitesi yüksek malzemelerin tasarlanmasında kullanılırlar. Karbon fiber epoksi kompoziti havacılık ve otomotiv endüstrilerinde sıklıkla kullanılan kompozitlerdendir [10,54]. Bu çalışma kapsamında karbon fiber epoksi kompoziti sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak modellenecektir. Kurulan modeller Şekil 3.3'te gösterilen blok yapısını takip edecek şekilde kurulmuştur. Öncelikle karbon fiber epoksi kompoziti kullanılarak tek eleman sonlu elemanlar modeli kurulmuştur. Böylece, malzeme modelinin LS-DYNA programında hatasız modellenmesi bilirliliği kontrol edilmiştir. Ardından, plaka tipi sonlu elemanlar modeli kurulmuş olup, düşük ve yüksek hızlı çarpışma durumları modellenmiştir.



**Şekil 3.3:** Karmaşık problemlerin modellenmesi için önerilen adımlar.

Oasys firması tarafından hazırlanan LS-DYNA'da kompozitlerin modellenmesi webinarında, kompozit malzemeler ile kurulacak olan modellerin ilk basamağı olarak tek eleman (*İng.* single element) sonlu elemanlar modelinin kurularak malzeme özelliklerinin doğrulanmasının önemli bir adım olduğu vurgulanmıştır. Kompozitler kullanılarak kurulan büyük analizlerde karşılaşılan sorunların tespit edilmesi oldukça zordur. Bu sebeple kurulacak olan analizlerde adım adım ilerlenmesi, öncelikle kullanılan malzeme kartlarının doğruluğu, ardından kullanılan modelleme yönteminin doğruluğu onaylandıktan sonra karmaşık modellerin kurulmasının önemi vurgulanmıştır [56].

Osborne [57] yapmış olduğu çalışma da karbon fiber kompozitleri üzerinde tek eleman analizi yaparak, deneysel olarak elde edilemeyen parametreleri doğru tahmin etmeye çalışmıştır. Tek eleman analizinde yalnızca çekme ve basma deney sonuçları kullanılarak modelin doğrulanması mümkündür. Bu analiz yöntemi kullanılarak

çözüm ağı hassasiyeti, gerilme konsantrasyonu gibi sebeplerden oluşabilecek hatalar ortadan kaldırılır ve malzeme modeli doğrulaması gerçekleştirilir. Osborne kompozitler kullanılarak kurulacak olan numerik modellerde Şekil 3.3'te gösterilen yol haritasına benzer adımlar ile ilerlenmesini önermektedir [57].

Yen [58] cam fiber epoksi kompozitinin yüksek hızlı çarpışma modelini kurmadan önce tek eleman sonlu elemanlar modeli kullanarak malzeme özelliklerini ve kullandıkları malzeme modelini doğrulamıştır Kurmuş olduğu tek eleman analizi sayesinde malzeme üzerine yapılmış testlerden elde edilemeyen malzeme verilerini deneme yanılma yöntemi kullanılarak elde etmişlerdir [58].

Rabiee ve Ghasemnejad [59] tasarlamış oldukları enerji soğurucu tüplerde kullanılacak kompozitin malzeme özelliklerini test edebilmek amacıyla tek eleman analizini kullanmışlardır. LS-DYNA programını kullanarak kurmuş oldukları sonlu elemanlar modelinde farklı malzeme modelleri kullanarak deneysel sonuçlar ile farklı malzeme modellerinin sonuçlarını karşılaştırmışlardır. Elde edilen sonuçlarda MAT 022 Kompozit Hasar kartının kuvvet cinsinden cevabının deneysel veriler ile uyumlu olmadığı görülmektedir. Bu hata ilgili modelin yer değiştirme verisini yanlış hesaplamasına sebep olmaktadır. MAT 058 Lamine Kumaş Kompozit malzeme modeli kurulurken katı elemanlar kullanılmıştır. Bu sebeple analiz süresi uzamıştır. ve bu yöntem kullanılarak deneysel veriler doğrulanamamıştır. Rabiee ve Ghasemnejad deneysel verilere en uyumlu sonuçları MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar kartı kullanıldığında elde etmişlerdir [59].

Ulven vd. [8] karbon fiber epoksi kompozitini kullanarak farklı şekillerdeki tehditlerin zırhın delinmesine etkisini plaka sonlu elemanlar modeli üzerinde araştırmışlardır. Kullandıkları ince karbon fiber plakalar çarpışma sırasında eğilerek merminin kinetik enerjisinin büyük oranda soğurulmasına sebep olmuştur. İnce plakalarda mermi şeklinin büyük bir etkisi olmadığı gözlemlenmiş ancak kalın plakalarda farklı uçlara sahip mermilerin farklı hasar mekanizmalarını tetiklediği dolayısıyla mermi geometrisinin önemli olduğu sonucuna ulaşmışlardır [8].

Dogan vd. [9] fiberlerle güçlendirilmiş epoksi kompozitlerinin sonlu elemanlar modelinin kurulmasında etkili olan parametreleri incelemiştir. Karbon fiber epoksi kompoziti MAT 54 Geliştirilmiş Kompozit Hasar kartı kullanılarak modellenmiştir. Kompozit plakalar, orta ölçekli modelleme yöntemlerinden ince

kabuk model, kalın kabuk model ve katı elemanlar kullanılarak kurulan sonlu elemanlar modelleri karşılaştırıldığında deneysel sonuçlara en yakın numerik sonuçların ince kabuk elemanlar kullanılarak elde edildiği sunulmuştur [9].

Ghosh vd. [10] havacılık endüstrisinde sıklıkla kullanılan karbon fiber epoksi kompozit plakalar üzerinde düşük hızlı çarpışma analizleri gerçekleştirmişlerdir. Literatürden almış oldukları deneysel veriler ile doğrulamış oldukları sonlu elemanlar modeli üzerinde farklı katman açının sıralamasıyla kurulmuş konfigürasyonları incelenmişlerdir. Katman açılarının farklı sıralamaları ile oluşturulan kompozitlerin çarpışma sonrası dayanımda artış sağlanabildiği gözlemlenmiştir [10].

Sy vd. [15] kompozit malzemelerin üretim ve test maliyetlerini göz önünde bulundurarak daha ucuz bir yöntem olan sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak kompozit plakaların enerji soğurma kapasitesini yakından incelenmeyi amaçlamışlardır. Çalışmalarında tek yönlü karbon fiber epoksi katmanlarının farklı açılarda serilmesi ile üretilen kompozit plaka üzerinde düşük hızlı analiz ve deneyler gerçekleştirilmiştir. Kurulan sonlu elemanlar modeli için LS-DYNA programı kullanılmıştır. Kompozit malzemenin modellenmesinde MAT 054/55 Gelişmiş Kompozit Hasar kartı, katmanlar arası yapışan bölge \*AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE\_TIEBREAK kartı kullanılarak modellenmiştir. Kompozit plaka modellenirken orta ölçekli modelleme yöntemlerinden kalın kabuk katman modelleme tipi tercih edilmiştir. Kurulan sonlu elemanlar modelinden elde edilen değerler ile deneysel verilerin uyum içerisinde olduğu görülmektedir [15].

Grujicic vd. [60] çalışmalarında karbon fiber epoksi ve kevlar fiber epoksi kompozitlerinin farklı kalınlık ve sıralamalarıyla oluşturulmuş plakaların balistik performanslarını karşılaştırmışlardır. Kevlar fiber epoksi kompoziti ön yüzeyde olacak şekilde, bir katman karbon fiber ve bir katman kevlar fiber epoksi kompozitlerinin birleştirilmesiyle en dayanıklı kompozit sıralaması elde edilmiştir [60].

Shi vd. [61] 2 mm kalınlığında karbon fiber epoksi kompozit plakanın düşük çarpışma hızlarındaki dayanımını incelemişlerdir. Kurmuş oldukları sonlu elemanlar modelleri ile deneysel verileri karşılaştırarak gerilme tabanlı hasar kriterinin etkisini

incelemişlerdir. Kurulmuş olan sonlu elemanlar modelinin düşük hızlarda reaksiyon kuvvetini doğru tahmin edebilirken, enerji ve yer değiştiriminin deneysel veriler ile uyum göstermediği gözlemlenmiştir. Ancak çarpışma hızı yükseltildiğinde deneysel veriler ile numerik verilerin uyum içeresinde olduğu hasarın doğru şekilde sonlu elemanlar modeli ile modellenebileceğini göstermişlerdir. Bu farkın ABAQUS programında VUMAT ara yüzünü kullanarak oluşturmuş oldukları malzeme modelinin artan çarpışma hızlarında malzeme modelini daha iyi modellediği sonucuna ulaşmışlardır [61].

Heimbs vd. karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde düşük ve yüksek hızlarda farklı deneysel ve numerik çalışmalar gerçekleştirmiştir [54,62,63]. Düşük hızlı çarpışma durumunda önceden basma yükü ile yüklenmiş olan karbon fiber epoksi plakaların tepkisini deneysel ve numerik olarak incelemiştir [54,63]. Düşük hızlarda karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde gerçekleştirmiş olduğu çarpışma deneylerinin numerik modellerini oluşturmuş, basma ve çekme ön yüklemeleri altında kompozit malzemenin tepkisini incelemiştir. Elde ettiği sonuçlar, düşük çarpışma enerjilerinde, basma ön yüklemesindeki plakaların çekme yüklemesindeki plakalardan daha fazla hasar gözlemlenmektedir [62].

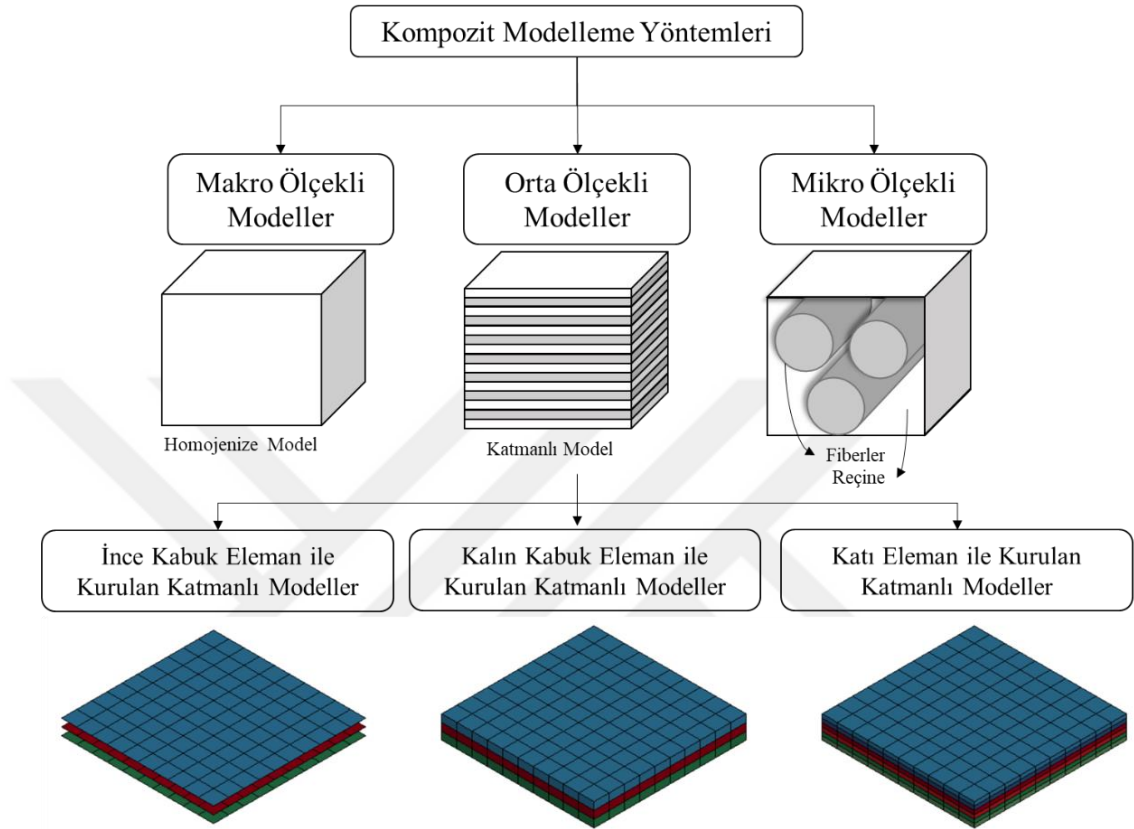
### **3.1.1 Kompozit modelleme yöntemleri**

Kompozit malzemelerin kullanım alanının artmasıyla bu malzemeleri kısa sürede düşük maliyet ile inceleme ihtiyacı oraya çıkmıştır. Bu sebeple kurulan sonlu elemanlar modellerinde farklı yaklaşımlar kullanılmaktadır. Literatür incelendiğinde araştırmacılar tarafından kullanılan modelleme yöntemleri şekil 3.4'te gösterildiği gibi özetlenebilir.

Makro ölçekli modelleme yöntemlerinin kullanılabilmesi için kompozitin malzeme özellikleri homojenize edilmelidir. Homojenizasyon işlemi sonucunda kompozit malzemelerde önemli bir hasar tipi olan katmanlar arası ayrılma bu model ile modellenemez [65]. Makro ölçekli modelleme yöntemi kullanılarak kurulan modellerde fiber kaynaklı hasarların modellenmesi mümkün değildir [66]. Bu modelleme yöntemi yüksek sayısal verimliliğe sahip olsa da yapıların statik analizleri ya da hibrit modelleme yöntemleri haricinde tercih edilmezler [67].



Mikro ölçekli modelleme yöntemlerinde kompoziti oluşturan elemanlar ayrı ayrı modellenmektedir. Bu durumda kurulan modelin karmaşıklık seviyesi oldukça yükselir. Çok fazla elemana ve bu elemanlar arası temas algoritmasına sahip analizler oldukça uzun sürede sonuç verir [68].



**Şekil 3.4:** Kompozit malzemelerin modellemesinde kullanılan farklı yaklaşımlar.

Orta ölçekli modelleme yöntemleri kompozitlerin katmanlar halinde modellenmesine olanak sağlar böylece katmanlar arası yapışkan bölge sorunsuz bir şekilde modellenebilir. Bu modelleme yönteminde homojenizasyon işlemine ihtiyaç duyulmaz. Kompozit malzeme üzerinde yapılmış olan malzeme karakterizasyon testleri modelin kurulması için yeterli temeli oluşturur [69].

Zhang vd. [70] çalışmalarında orta ölçekli modelleme yöntemi ile makro ölçekli modelleme yöntemi kullanılarak kevlar epoksi kompozitinin sonlu elemanlar modelini oluşturmuşlardır. Makro ölçekli modeller ile orta ölçekli modeller karşılaştırıldığında makro ölçekli modelin, orta ölçekli modelden 3 kat daha hızlı çözüm sunabildiği görülmektedir. Ancak kurulan modellerin sonuçları deneysel veriler ile karşılaştırıldığında, orta ölçekli katmanlı modellerin daha uyumlu olduğu görülmektedir [70].

Orta ölçekli modelleme yöntemleri katmanlı modeller olarak tanımlanabilir. İnce kabuk ve kalın kabuk modeller birden fazla katmanın tek bir eleman tarafından modellenmesine olanak sağlarken, katı elemanlar kullanılarak kurulan katmanlı modellerde her katman için ayrı bir eleman kullanılması gerekir.

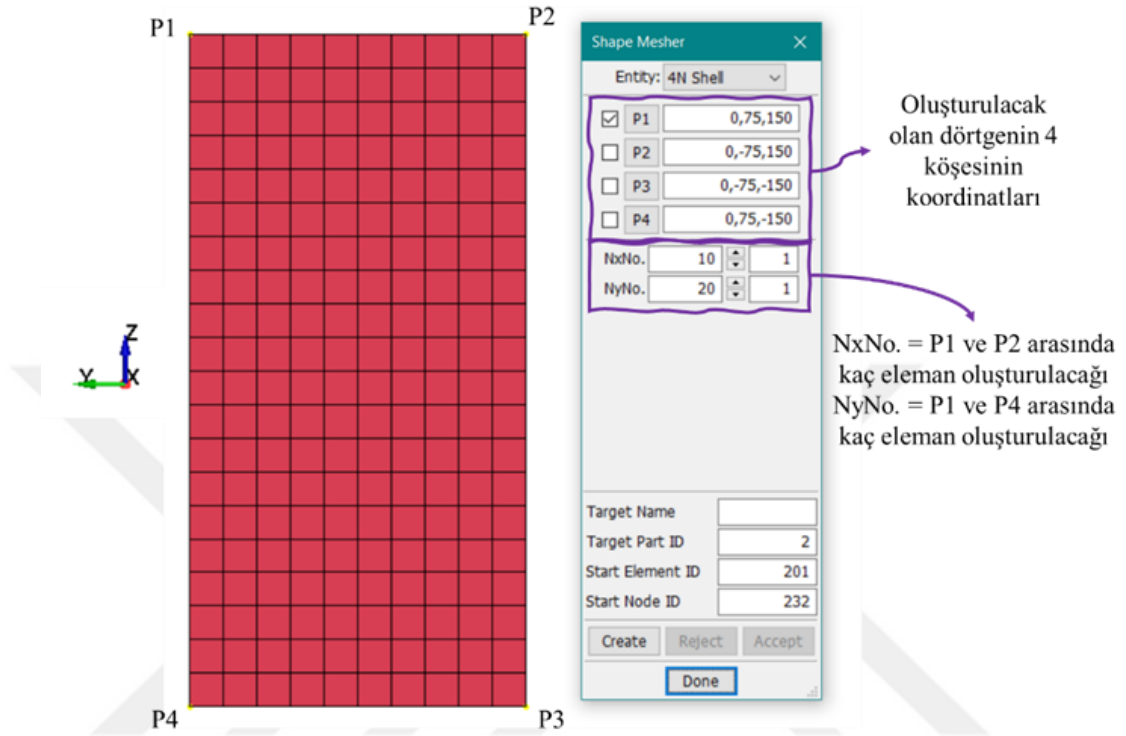
Chatiri vd. [71] tarafından yapılan çalışma da orta ölçekli modelleme yöntemleri arasında karşılaştırma yapılmıştır. Silindirik yapıya sahip karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde yüksek hızlı çarpışma modellenmiştir. Çalışma da kalın kabuk model ile katı eleman model karşılaştırılarak, kalın kabuklu modelin, katı elemanlı modele göre daha hızlı çözüm verdiği gözlemlenmiştir. Bu durum kabuk elemanlar kullanılarak kurulan modelde birden fazla katmanın tek bir kabuk eleman içerisinde modellenebilmesinden kaynaklanmaktadır [71].

Yapılan literatür incelemesinin ardından bu tez çalışması kapsamında orta ölçekli modelleme yöntemlerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Orta ölçekli yöntemler arasında sıklıkla kullanılan ince kabuk eleman modeli, hızlı çözüm sağlama ve kurulması gereken modelin karmaşıklığının az olması sebebiyle tercih edilmiştir.

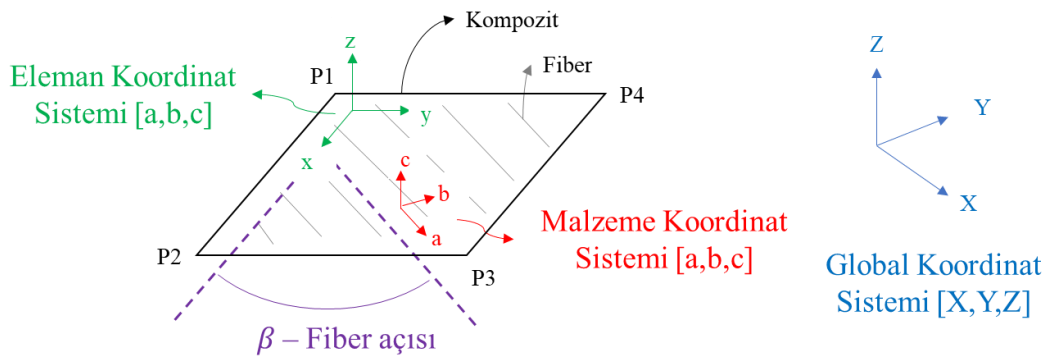
İnce kabuk eleman ile modelleme yapılırken geometri oluşturma aşaması dikkatle gerçekleştirilmelidir. Kullanılacak ince kabuk elemanlar \*4N\_SHELL seçeneği kullanılarak modellenmiştir. Oluşturulacak olan dörtgenin köşe koordinatları ve oluşturulması istenen eleman sayısı girdileri bu kart kullanılarak tanımlanmaktadır. Şekil 3.5'te \*4N\_SHELL kartı, girdileri ve oluşan parça gösterilmiştir.

\*4N\_SHELL kartı kullanılırken, geometrinin köşe noktalarının girilme sırası, parçanın eleman koordinat sisteminin oluşturulmasında kullanılmaktadır. Eleman koordinat sistemi parça köşe noktaları P1'den P2'ye çizilen doğrunun x eksenini olarak kullanılması ile oluşturulur. P1 noktasından P4 noktasına çizilen doğru ise eleman koordinat sisteminin y eksenini tanımlar. Oluşturulan eleman koordinat sistemi daha sonra malzeme koordinat sisteminin oluşturulmasında kullanılacaktır. Eleman koordinat sistemi ve fiber açısı göz önünde bulundurularak malzeme koordinat sistemi oluşturulur. Şekil 3.6'da global koordinat sistemi, \*4N\_SHELL kartı kullanılarak modellenen ince kabuk elemanın, eleman koordinat sistemi ve tanımlanan fiber açısına uygun şekilde oluşturulan malzeme koordinat sistemleri gösterilmiştir. Kompozit malzemelerde fiberlerin açısı malzeme özelliklerini etkilediği için \*4N\_SHELL kartında oluşturulmak istenen geometrinin köşe

noktalarının doğru sıra ile tanımlanması önemlidir. Bu adımda yapılan bir hata kompozit malzemenin yanlış modellenmesine sebep olur. Çizelge 3.1’de \*4N\_SHELL kartına farklı sıralamalar ile girilmiş köşe noktalarının kompozitin modellenmesinde sebep olduğu hatalar gösterilmiştir.



Şekil 3.5: Kompozit geometrisinin oluşturulmasında kullanılan \*4N\_SHELL kartı.



Şekil 3.6: İnce kabuk model kullanılırken, eleman ve malzeme koordinat sistemlerinin tanımlanması.

Çizelge 3.1’de ilk satırda \*4N\_SHELL kartına farklı sıralamalar ile girilmiş köşe noktaları gösterilmektedir. İkinci satırda oluşturulan köşe noktalar sayesinde elde edilen eleman koordinat sistemi gösterilmiştir. Son satırda ise \*PART\_COMPOSITE kartında tanımlanan fiber açılarının farklı eleman sistemleri üzerindeki etkisi

gösterilmiştir. Köşe noktalarının sıralaması farklı girilerek oluşan bu farklılık sonlu elemanlar modelinde malzemenin yanlış temsil edilmesine sebep olabilir.

**Çizelge 3.1:** İnce kabuk eleman modellemesinde kullanılan \*4N\_SHELL kartında parçanın köşe noktalarının tanımlanma sırasının önemi.

<p>4N_SHELL kartı kullanılarak oluşturulan plaka modelleri.</p> <p>P1, P2, P3 ve P4 noktalarının sıralaması değiştirilmiştir.</p> <p>Global Koordinat Sistemi</p>				
<p>Eleman koordinat sistemleri [x,y,z]</p>				
<p>Malzeme koordinatları (a,b,c) ve fiber doğrultuları. (Beyaz çizgiler fiberleri temsil etmektedir.)</p>	<p><math>\beta = 0^\circ</math></p>	<p><math>\beta = 90^\circ</math></p>	<p><math>\beta = 0^\circ</math></p>	<p><math>\beta = 90^\circ</math></p>

İnce kabuk model kullanılarak birden fazla kompozit katman modellendiğinde algoritma tek bir katmanın hasara uğraması ile elemanı siler [72].

### 3.1.2 Kompozit malzeme modelleri

LS-DYNA programında kompozitlerin modellenmesi için 36 farklı malzeme modeli kullanılabilir [48]. Bu çalışma kapsamında kullanılacak olan ince kabuk eleman modelleme yöntemine uygun malzeme modelleri aşağıda listelenmiştir.

#### 3.1.2.1 MAT 022 kompozit hasar malzeme modeli

Bu malzeme modeli kompozitlerin modellenmesi için Chang ve Chang [46] tarafından geliştirilmiştir. Gevrek hasara uğrayan ortotropik kompozitlerin modellenmesi için tasarlanmış olup, katmanlı modelleme için uygun bir yöntemdir [46]. Ancak literatürde bulunan çalışmalar bu malzeme modelinin kompozitleri modelleme de yetersiz kaldığını göstermektedir [59].

### 3.1.2.2 MAT 054/55 geliştirilmiş kompozit hasar modeli

Bu malzeme modeli, MAT 022 kartının geliştirilmesi ile elde edilmiştir. Malzeme kartı içerisinde katman açısının modellenmesi mümkündür. Model iki farklı hasar kriteri sunmaktadır; (54) Chang – Chang Hasar kriteri, (55) Tsai ve Wu hasar kriteri [46]. Yapılan literatür araştırmasında karbon fiber epoksi kompozitinin modellenmesinde bu malzeme kartının sıklıkla kullanıldığı gözlemlenmiştir [8-10,15,54,58-64]. Literatür verilerinin fazlalığı ve birçok araştırmacı tarafından deneysel verileri yakın şekilde tahmin edebilirliği kanıtlandığı için bu çalışma kapsamında bu malzeme kartının kullanılmasına karar verilmiştir.

Malzeme modelinde kullanılan parametrelerin elde edildiği deneyler Çizelge 3.2’de paylaşılmıştır. Modelin kurulması için gerekli malzeme özelliklerinin tamamının deneyler ile elde edilmesi mümkündür [57].

**Çizelge 3.2:** MAT 054/55 Gelişmiş Kompozit Hasar malzeme modelinde kullanılan parametrelerin elde edilmesi için ihtiyaç duyulan testler [57].

Parametre	Sembol	LS-DYNA anahtar kelime	Hangi deney ile elde edilir?
Yoğunluk	$\rho$	RO	-
Eksenel elastik modülü	$E_{11}$	EA	0° Çekme testi
Enine eksen elastik modülü	$E_{22}$	EB	90° Çekme testi
Poisson oranı	$\nu_{21}$	PRBA	0° İki eksenli gerilme ölçüleri alınarak yapılan çekme testi
Kayma modülü	$G_{12}$	GAB	Kayma testi
Eksenel basma mukavemeti	$X_c$	XC	0° Basma testi
Eksenel çekme mukavemeti	$X_t$	XT	0° Çekme testi
Enine eksen çekme mukavemeti	$Y_t$	YT	90° Çekme testi
Enine eksen basma mukavemeti	$Y_c$	YC	90° Basma testi
Kayma mukavemeti	$S_c$	SC	Kayma testi

Bu malzeme modelinde 4 farklı gerilme tabanlı hasar kriteri bulunmaktadır. İlgili hasar kriterleri Denklem (3.1) ile Denklem (3.4) arasında paylaşılmıştır. Yükleme durumuna göre hasar kriterleri, oluşan gerilme ve ilgili dayanım parametreleri Şekil 3.7’de paylaşılmıştır [46-48].

Fiber yönünde çekme gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$e_{f,t}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Plastik deformasyon} \\ < 0 & \text{Elastik deformasyon} \end{cases} \quad (3.1)$$

Fiber yönünde basmadan gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$e_{f,c}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Plastik deformasyon} \\ < 0 & \text{Elastik deformasyon} \end{cases} \quad (3.2)$$

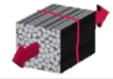
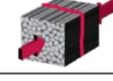
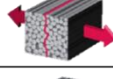
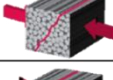

Reçine yönünde çekme gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$e_{m,t}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Plastik deformasyon} \\ < 0 & \text{Elastik deformasyon} \end{cases} \quad (3.3)$$

Reçine yönünde basma gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$e_{m,c}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c}\right)^2 + \frac{\sigma_{22}}{Y_c} \left(\frac{Y_c^2}{4S_c^2} - 1\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Plastik deformasyon} \\ < 0 & \text{Elastik deformasyon} \end{cases} \quad (3.4)$$

Denklem (3.1)’de bulunan  $\beta$  terimi kayma gerilmesi için etki faktörü olup, 1 ile 0 arasında değer alabilir.

Yüklenme Tipi	Oluşan Gerilme	İlgili Dayanım Parametresi	Yüklenme Tipi	
Fiber	Çekme	$\sigma_{11} > 0$	$X_t$	
	Basma	$\sigma_{11} < 0$	$X_c$	
Reçine	Çekme	$\sigma_{22} > 0$	$Y_t$	
	Basma	$\sigma_{22} < 0$	$Y_c$	
Kayma Düzlemde	$\sigma_{12} > 0$	$S_c$		

**Şekil 3.7:** MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme kartında yükleme tipine göre oluşan hasarların gerilme ve ilgili dayanım parametreleri.

Gerilme tabanlı hasar parametrelerinin yanında gerilme temelli hasar parametrelerinin kullanılması da tercih edilebilir. Bu parametreler Denklem (3.5) ile Denklem (3.8) arasında paylaşılmıştır [73,74].

Fiber yönünde maksimum çekme gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$DFAILT = \frac{X_t}{E_{11}} \quad (3.5)$$

Fiber yönünde maksimum basma gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$DFAILC = \frac{X_c}{E_{11}} \quad (3.6)$$

Reçine yönünde maksimum çekme ve basma gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$DFAILM = \frac{Y_c}{E_{22}} \text{ ya da } DFAILM = \frac{Y_t}{E_{22}} \quad (3.7)$$

Maksimum kayma gerilmesinden kaynaklanan hasar;

$$DFAILS = \frac{S_c}{G_{12}} \quad (3.8)$$

Çizelge 3.2’de gösterildiği üzere Poisson oranı  $\nu_{21}$  yönünde girilmelidir. Bu dönüşüm Denklem (3.9) kullanılarak yapılır [75].

$$\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{\nu_{21}}{E_{22}} \quad (3.9)$$

### 3.1.2.3 MAT 58 lamine kumaş kompozit malzeme modeli

Bu malzeme kullanılarak tek yönlü veya kumaş kompozit katmanları modellenebilir. Malzemenin fiber ve reçine yönünde çekme gerilmesinden kaynaklı hasar hesaplanırken kayma gerilmesi etkisi yok sayılır [76,77].

Rabiee ve Ghasemnejad [59] karbon fiber ve cam fiber kompozitler üzerine yapmış oldukları çalışma da kompozitleri MAT 058 malzeme kartı ve MAT 054/55 malzeme kartlarını kullanarak modellemişlerdir. Çalışmalarının sonucunda MAT 054/55

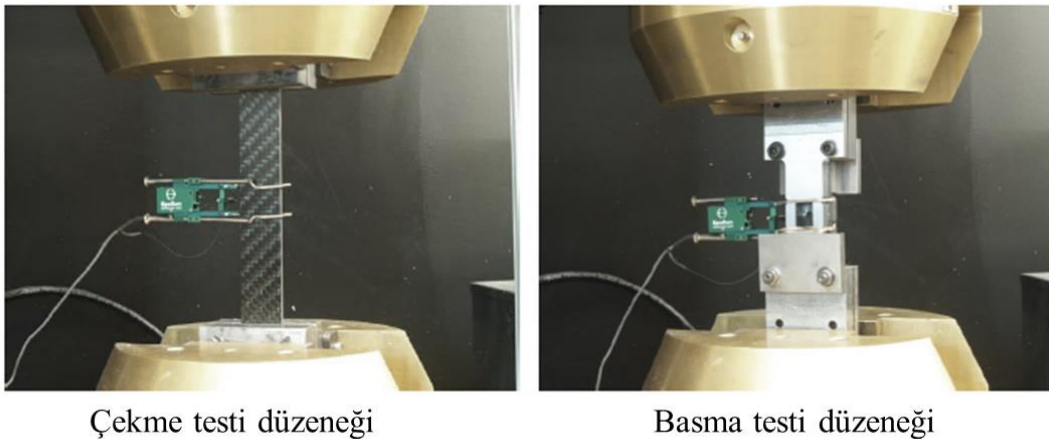
malzeme modelinin deneysel veriler ile daha uyumlu sonuçlar sunduğunu göstermişlerdir [59].

### 3.2 Doğrulama Çalışmaları

Bu tez kapsamında karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde yüksek hızlı çarpışmanın numerik olarak modellenmesi ve ardından kompoziti oluşturan katmanlar için optimum katman kalınlığının belirlenerek ağırlıkta azalmanın sağlanması planlanmıştır. Karbon fiber epoksi kompozitinin LS-DYNA programında doğru olarak modellenebilirliğinin test edilmesi amacıyla Osborne [57] tarafından gerçekleştirilmiş olan tek eleman sonlu elemanlar modeli tekrarlanarak deneysel veriler ile doğrulanmıştır. Ardından Heimbs [54] tarafından sunulan karbon fiber epoksi plakaya düşük hızlı çarpışma durumu modellenerek deneysel veriler ile doğrulanmıştır. Doğrulan model daha sonra yüksek hızlı çarpışma durumunun modellenmesi amacıyla kullanılmıştır.

#### 3.2.1 Tek eleman sonlu elemanlar modeli

Osborne tarafından gerçekleştirilen çalışma da karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde Çizelge 3.2’de belirtilmiş olan testler yapılmış ve deneylerin sonucunda elde edilen gerilme gerinim grafikleri tek eleman modelinin doğrulanmasında kullanılmıştır. Deneyler ASTM D 3039-95 ve ASTM D6484-09 standartlarına uygun şekilde gerçekleştirilmiştir. Deney düzenekleri ve numuneler Şekil 3.8’de paylaşılmıştır [57].



**Şekil 3.8:** Osborne tarafından karbon fiber epoksi kompozitinin malzeme özelliklerinin belirlenmesi için gerçekleştirilen testlerin düzenekleri [57].

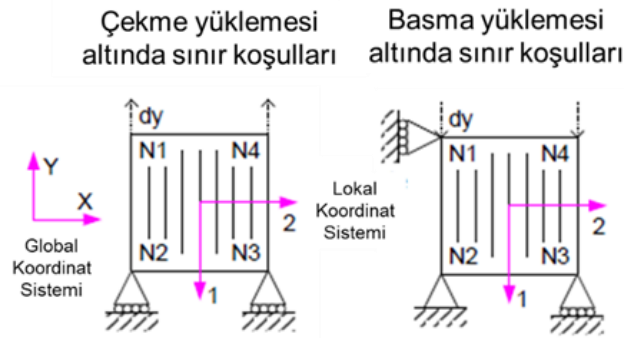


Osborne tarafından gerçekleştirilen deneyler sonucu elde edilen malzeme özellikleri Çizelge 3.3'te de paylaşılmıştır. Bu sonuçlar, her deney için minimum üç deney tekrarı alınarak elde edilmiştir [57].

**Çizelge 3.3:** Osborne tarafından gerçekleştirilen deneyler sonucunda, karbon fiber epoksi malzemesinin modellenmesi için MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme model paramtereleri [57].

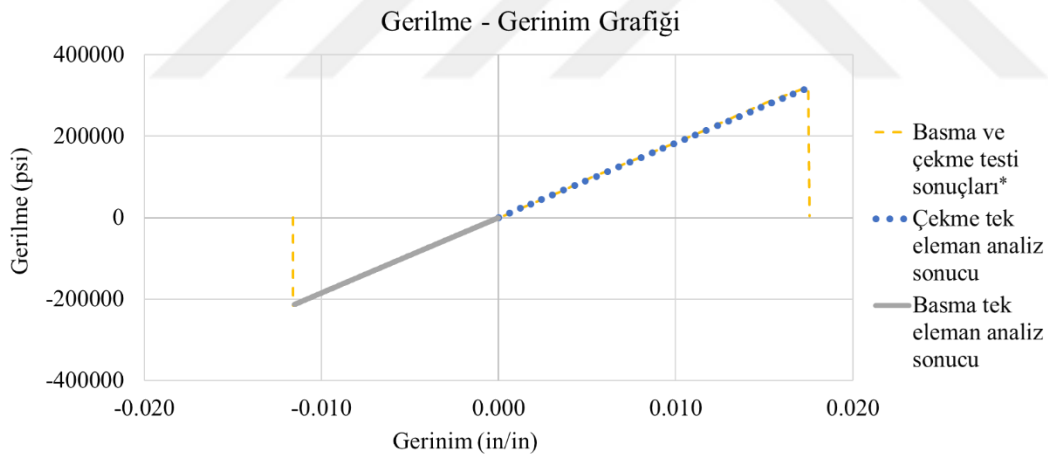
Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	1.52	<i>g/cc</i>
Fiber yönünde elastik modül	$E_{11}$	EA	8.09	<i>Msi</i>
Reçine yönünde elastik modül	$E_{22}$	EB	7.96	<i>Msi</i>
Poisson oranı	$\nu_{12}$	PRBA	0.043	-
Kayma modülü	$G_{12}$	GAB	0.069	<i>Msi</i>
Fiber yönünde basma mukavemeti	$X_c$	XC	0.132	<i>Msi</i>
Fiber yönünde çekme mukavemeti	$X_t$	XT	0.112	<i>Msi</i>
Reçine yönünde basma mukavemeti	$Y_c$	YC	0.103	<i>Msi</i>
Reçine yönünde çekme mukavemeti	$Y_t$	YT	0.102	<i>Msi</i>
Kayma mukavemeti	$S_c$	SC	0.019	<i>Msi</i>

Osborne tarafından kurulan tek eleman sonlu elemanlar modelinin sınır koşulları ve yükleme durumu Şekil 3.9'da paylaşılmıştır. Bu tez çalışmasında, Osborne tarafından kurulan sonlu elemanlar modeli, LS-DYNA yazılımı ile yeniden kurulmuş, sırasıyla basma ve çekme yüklemesine maruz bırakılmıştır.



**Şekil 3.9** – Osborne tarafından, malzeme modelinin doğrulanması amacıyla kurulan tek eleman analizi yükleme ve sınır koşulları [57].

Kurulan tek eleman sonlu elemanlar modelinde tek elemanın oluşturulması için \*4N\_SHELL kartı kullanılmıştır. Çizelge 3.3'te paylaşılmış olan malzeme verileri \*MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme kartı kullanılarak modele tanımlanmıştır. Parça ile ilgili geometri ve malzeme kartının tanımlanmasının ardından \*PART\_COMPOSITE kartı kullanılarak malzeme kesit bilgileri, kompozit katmanlarının kalınlıkları ve fiber açıları modelde tanımlanmıştır. Şekil 3.9'da tanımlanan yükleme \*DEFINE\_CURVE ve \*BOUNDARY\_PRESCRIBED\_MOTION kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Analizin çözüm süresi \*CONTROL\_TERMINATION kartı kullanılarak elde edilmek istenen grafikler ise \*DATABASE kartları kullanılarak tanımlanmıştır. Kurulan tek eleman sonlu elemanlar modeli sonuçları ile Osborne tarafından gerçekleştirilen deneylerin sonucu Şekil 3.10'da karşılaştırılmıştır. Kurulan tek eleman sonlu elemanlar modeli ile karbon fiber kompozit malzemenin LS-DYNA yazılımında modellenmesi başarı ile tamamlanmıştır. Kurulan bu model tez kapsamında doğrudan kullanılmamış olsa da kompozit malzemelerin modellenmesi konusunda temel bilgilerin elde edilmesi için önemli bir başlangıç teşkil etmiştir.

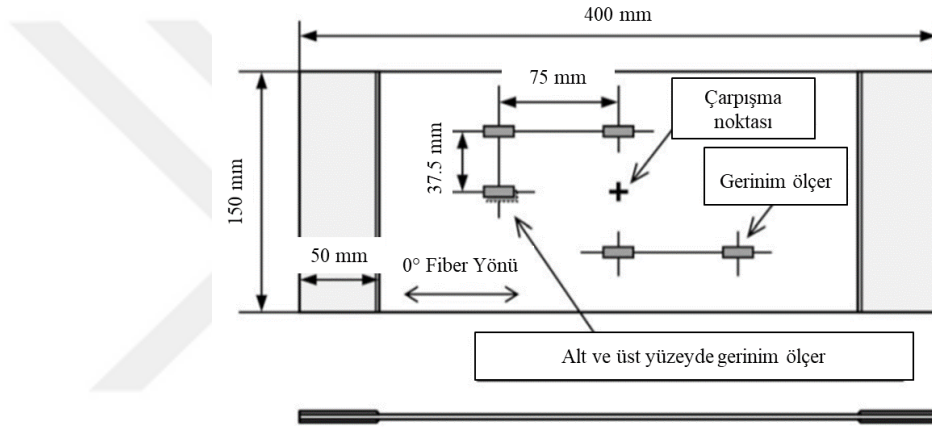


**Şekil 3.10:** Osborne tarafından gerçekleştirilen deney sonuçları (\*[57]) ile tez kapsamında kurulmuş olan tek eleman sonlu elemanlar modelinden elde edilen gerilme gerinim grafiklerinin karşılaştırması.

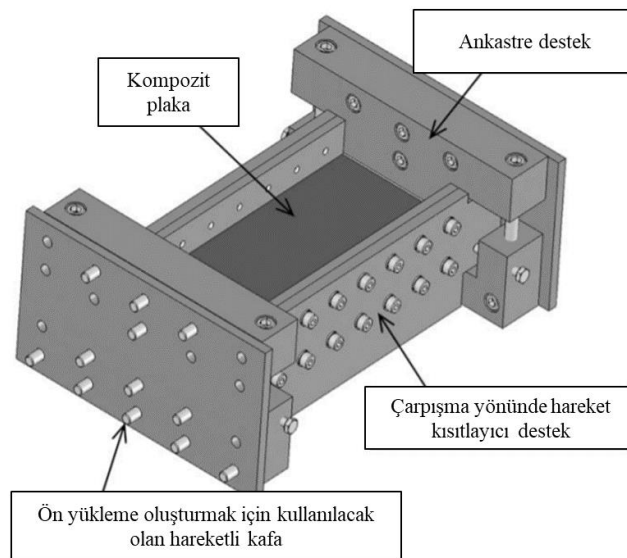
### 3.2.2 Düşük hızlı plaka sonlu elemanlar modeli

Tezin bu bölümünde Heimbs vd. [54,62] tarafından gerçekleştirilen deneysel ve numerik çalışmalar kullanılmıştır. Karbon fiber epoksi kompoziti üzerine çalışan Heimbs, çalışmalarında herhangi bir ön yükleme altında olmayan ve basma ön yüklemesiyle yüklenmiş olan karbon fiber epoksi kompozitlerinin düşük çarpışma

hızlarındaki tepkilerini kinetik enerji ve reaksiyon kuvveti cinslerinden deneysel ve numerik veriler kullanarak karşılaştırmıştır. LS-DYNA yazılımı kullanılan bu çalışmalarda; 24 katmanlı,  $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_{3s}$  sıralamasıyla istiflenmiş karbon fiber kompoziti üzerinde düşük hızlı çarpışma deneyleri yapılmıştır. Numunelerin bir kısmı herhangi bir ön yükleme altında değilken, bir kısmına basma ön yüklemesi yüklenmiştir. Daha sonra deneylerden elde edilen sonuçlar ile numerik sonuçlar karşılaştırılmıştır. Ön yüklemesiz plaka üzerinde yapılmış olan düşük hızlı çarpışma analizleri, kurulması planlanan modellerin doğrulanması için kullanılmıştır. Heimbs tarafından gerçekleştirilen deneylerde kullanılan numuneler Şekil 3.11’de, deney düzeneği ise Şekil 3.12’de paylaşılmıştır [62].



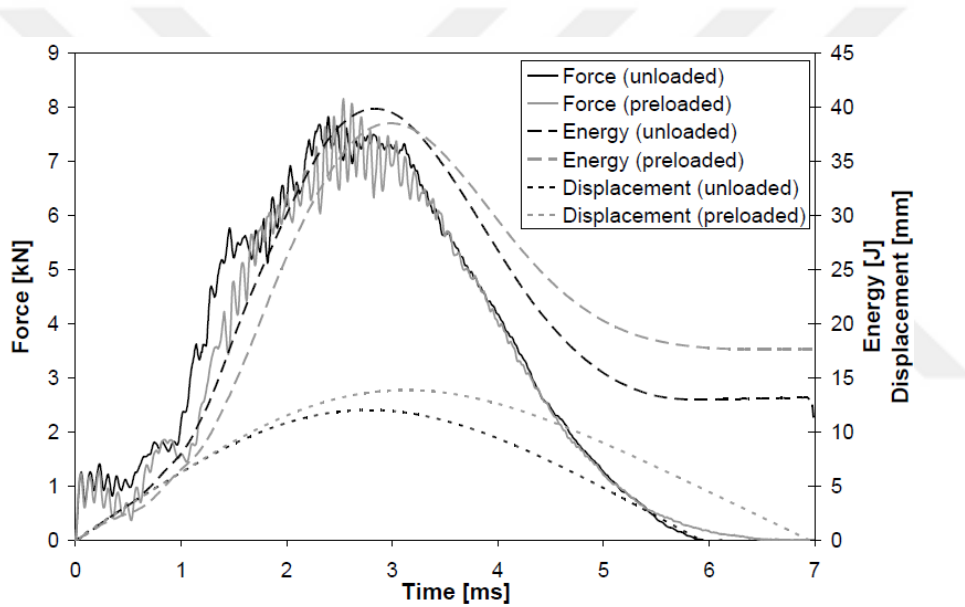
**Şekil 3.11:** Heimbbs tarafından karbon fiber epoksi kompozitleri üzerinde düşük hızlı çarpışma deneylerinde kullanılan numuneler [62].



**Şekil 3.12:** Heimbbs tarafından karbon fiber epoksi kompozitleri üzerinde düşük hızlı çarpışma deneylerinin yapılması için kullanılan deney düzeneği [62].

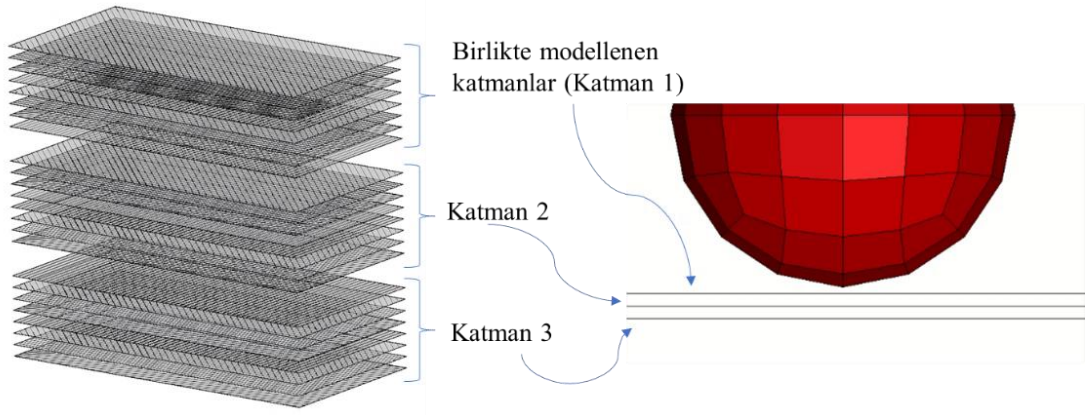
Heimbs, deforme olmayan bir uç kullanarak Şekil 3.12’de gösterildiği şekilde yerleştirilmiş plaka üzerine düşük hızlı çarpışma deneyi gerçekleştirmiştir. Ardından LS-DYNA yazılımını kullanarak sonlu elemanlar modeli kurmuş ve deneyden elde ettiği veriler ile sonlu elemanlar modelini kullanarak elde ettiği verileri karşılaştırmıştır [62].

Çalışma da kullanılan karbon fiber epoksi kompozit plaka 24 katmana sahiptir ve  $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_{3s}$  sıralamasıyla istiflenmiştir. Toplam plaka kalınlığı 2.7 mm, katman kalınlıkları ise yaklaşık olarak 0.1125 mm’dir. Şekil 3.11’de gösterilen gerinim ölçerler sayesinde çarpışma boyunca harcanan kinetik enerji ve oluşan reaksiyon kuvveti ölçülmüştür. Deneylerden elde edilen ölçümler Şekil 3.13’te paylaşılmıştır [62].



**Şekil 3.13:** Heimbs tarafından karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde düşük hızlı çarpışma deney sonuçları [62].

İnce kabuk model birden fazla katmanın tek bir kabuk eleman içerisinde modellenmesine olanak sağlar. Katmanların birlikte modellenmesi hesaplama maliyeti azaltır. Bu amaçla 24 katmanın tamamı tek bir ince kabuk eleman kullanılarak modellenebilir ancak bu durumda katmanlar arası yapışkan bölge kurulan sonlu elemanlar modeline eklenemez. Heimbs yapmış olduğu çalışmada modelde 3 katman kullanmanın deneysel sonuçlar ile uyum sağladığını göstermiştir. Şekil 3.14’te modellenmesi gereken 24 katmanın 3 katmanlı ince kabuk eleman içerisinde tanımlanması gösterilmiştir. Karbon fiber epoksi katmanlarının malzeme özellikleri Çizelge 3.4’te paylaşılmıştır [62].



**Şekil 3.14:** İnce kabuk elemanın birden fazla katmanı modelleme kapasitesi.

Doğrulama çalışmaları kapsamında oluşturulan geometri ve malzeme kartı \*PART\_COMPOSITE kartı kullanılarak birleştirilmiştir. \*PART\_COMPOSITE kartı içerisinde bir ince kabuk elemanda bulunan katmanların sayısı, fiber açıları, katman kalınlıkları ve ince kabuk elemanın formülasyonu tanımlanır. Kurulan modelde Belytschko-Tsay ince kabuk eleman formülasyonu (ELFORM=2) kullanılmıştır. Şekil 3.15'te \*PART\_COMPOSITE kartı kullanılarak malzeme özellikleri, kesit özellikleri, fiber açısı ve ince kabuk eleman içerisinde modellenmiş olan farklı katmanların nasıl tanımlandığı gösterilmektedir.

Keyword Input Form

NewID Draw RefBy Pick Add Accept Delete Default Done

Use \*Parameter  Comment (Subsys: 1 A46.k) Setting

\*PART\_COMPOSITE\_(TITLE) ( 3 )

1 TITLE  
Layer1

2 PID	ELFORM	SHRF	NILOC	MAREA	HGID	ADPOPT	THSEL
2	2	0.0	0.0	0.0	0	0	0

Repeated Data by Button and List

3 MID1	THICK1	B1	TMID1	MID2	THICK2	B2	TMID2
2	0.1125	-45.0	0	2	0.1125	0.0	0
1	2 0.1125	-45.0	0	2 0.1125	0.0	0	0
2	2 0.1125	45.0	0	2 0.1125	90.0	0	0
3	2 0.1125	-45.0	0	2 0.1125	0.0	0	0
4	2 0.1125	45.0	0	2 0.1125	90.0	0	0

Data Pt: 1

Replace Insert

Delete Help

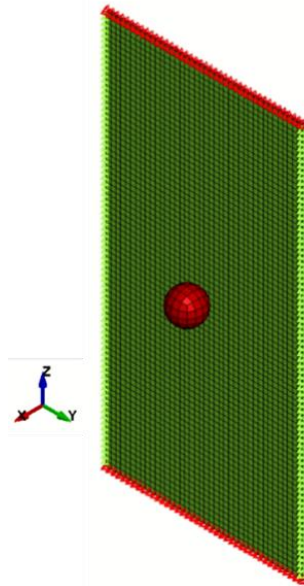
2 Layer1  
3 Layer2  
4 Layer3

**Şekil 3.15:** LS-PrePost Uygulmasında \*PART\_COMPOSITE kartı yardımıyla bir ince kabuk eleman içerisine tanımlanan 8 kompozit kapmanı.

Şekil 3.12'de paylaşılan deney düzeneğine uygun olacak şekilde plakaların sınır koşulları tanımlanmıştır. Şekil 3.16'da model üzerinde sınır koşulları gösterilmiştir. Plakanın üst ve alt bölgeleri ankastre sınır koşulları ile sınırlandırılmış, yan kenarlar ise yalnızca x ekseninde hareket edememektedir.

**Çizelge 3.4:** MAT 054/55 Geliştirilmiş Kompozit Hasar malzeme model parametreleri [62].

Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	$1.6 \times 10^{-6}$	$kg/mm^3$
Fiber yönünde elastik modül	$E_{11}$	EA	153	$GPa$
Reçine yönünde elastik modül	$E_{22}$	EB	10.3	$GPa$
Poisson oranı	$\nu_{21}$	PRBA	0.0202	-
Kayma modülü	$G_{12}$	GAB	5.2	$GPa$
Fiber yönünde basma mukavemeti	$X_c$	XC	1.5	$GPa$
Fiber yönünde çekme mukavemeti	$X_t$	XT	2.54	$GPa$
Reçine yönünde basma mukavemeti	$Y_c$	YC	0.236	$GPa$
Reçine yönünde çekme mukavemeti	$Y_t$	YT	0.082	$GPa$
Kayma mukavemeti	$S_c$	SC	0.09	$GPa$



**Şekil 3.16:** Doğrulama çalışmaları kapsamında modellenen plakanın sınır koşulları.

Deforme olmayan tehdidin modellenmesi için MAT 020 rijit malzeme kartı kullanılmıştır. Bu karta tanımlanması gereken malzeme parametreleri Çizelge 3.5'te paylaşılmıştır [70]. Tehdit parçasının kesit bilgileri \*SECTION\_SOLID kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Sabit gerilme katı eleman formülasyonu (ELFORM=1) kullanılmıştır. \*PART kartı kullanılarak Çizelge 3.5'te paylaşılan malzeme özellikler ve kesit bilgisi geometri ile birleştirilmiştir.

**Çizelge 3.5:** MAT 020 Rijit malzeme model parameterleri [70].

Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	$7.85 \times 10^{-6}$	$kg/mm^3$
Elastik modül	$E$	E	204	$GPa$
Poisson oranı	$\nu$	PR	0.33	-

Tehdidin sahip olduğu hız \*INITIAL\_VELOCITY\_GENERATION kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Tehdit ile kompozit plakalar arasında \*AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE temas kartı kullanılmıştır. Bu temas kartında temas eden parça tehdit, temas edilen parça kompozit plakalardır. Temas kartı içerisinde, malzemelerin birbirine temas algoritmasının seçildiği \*SOFT seçeneği 1 olarak tercih edilmiştir. Tek yönlü temas kartı tehdit rijit olarak tercih edildiği için kullanılmıştır. Bu temas kartı kullanılırken temas edilen parçanın, temas eden parçadan daha sık ağ yapısı ile modellenmesi gerekmektedir. Bu seçenek özellikle farklı ağ yapısına ve malzeme özelliklerine sahip temaslar durumunda önerilmektedir [59].

Katmanlar arası yapışkan bölgenin modellenmesinde \*AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE\_TIEBREAK temas kartı kullanılmıştır. Bu temas kartında algoritma başlangıçta temas halinde bulunan noktalar arasında lineer yay oluşturulur, maksimum gerilme kititeri sağlandığında yüzeyler birbirlerinde ayrılmaya başlar ve kritik ayrılma seviyesine ulaşıldığında noktalar arası yay kaldırılır. Böylece katmanlar arası yapışkan bölgenin ayrılması modellenmiş olur [59]. Yapışkan bölgeye ait özelliklerin bu karta girilmesi gerekmektedir. Bu sebeple OPTION = 8 seçeneği kullanılarak, ara yüzeyler arası normal ve kayma yönlerindeki hasarlardan kaynaklanan enerji salınım oranlarının temas kartına girilmiştir. Bu

seçenek TIEBREAK kartları kullanılarak katmanlar arası ayrışmanın modellenmesinde sıklıkla kullanılır [9]. Ara yüzeyler arası normal ve kayma yönlerindeki hasarlardan kaynaklanan enerji salınım oranlarının değeri sırasıyla  $G_{IC} = 225 \text{ J/m}^2$  ve  $G_{IIC} = 640 \text{ J/m}^2$  'dır. Bu değerler OPTION = 8 seçeneği ile açılan ERATEN ve ERATES anahtar kelimelerinin girdisidir. Bu çalışmada kompozit plaka 3 shell plaka kullanılarak modellenmiştir dolayısıyla iki adet temas kartı yazılması gerekmektedir. Çarpışma yüzeyine yakın katman temas eden parça olarak, uzak olan katman ise temas edilen parça olarak modellenmelidir.

İstenen çıktılarının alınabilmesi için \*CONTROL kartları ile \*DATABASE kartları kullanılmıştır. Bir ince kabuk eleman kullanılarak birden fazla katman tanımlandığı için \*CONTROL\_SHELL kartında, LAMSHT seçeneğinin 1 olarak seçilmesi gerekmektedir.

Kurulan modelin ağ yapısından etkilenen bir yapısı olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 3.17'de kurulan modelin farklı ağ yapılarında alınan sonuçlar paylaşılmıştır. Kullanılan temas kartı temas edilen parçanın, temas eden parçadan daha sık bir ağ yapısına sahip olmasını önermektedir. Bu koşulu sağlayan sonuçlar incelendiğinde 3. sütun 3. Satırda kurulan modelin deney sonuçlarına en yakın sonuçları verdiği gözlemlenmiştir. Ancak bu modelde kullanılan ağ yapısı sıklaştırıldığında deney sonuçlarından sapmalar gözlemlenmektedir.

LS-DYNA programında çözülmesi amacıyla kurulan sonlu elemanlar modelinde parçalar arası temas kuvvetleri hesaplanırken Denklem (3.10) kullanılmaktadır [78].

$$F = k D_p \quad (3.10)$$

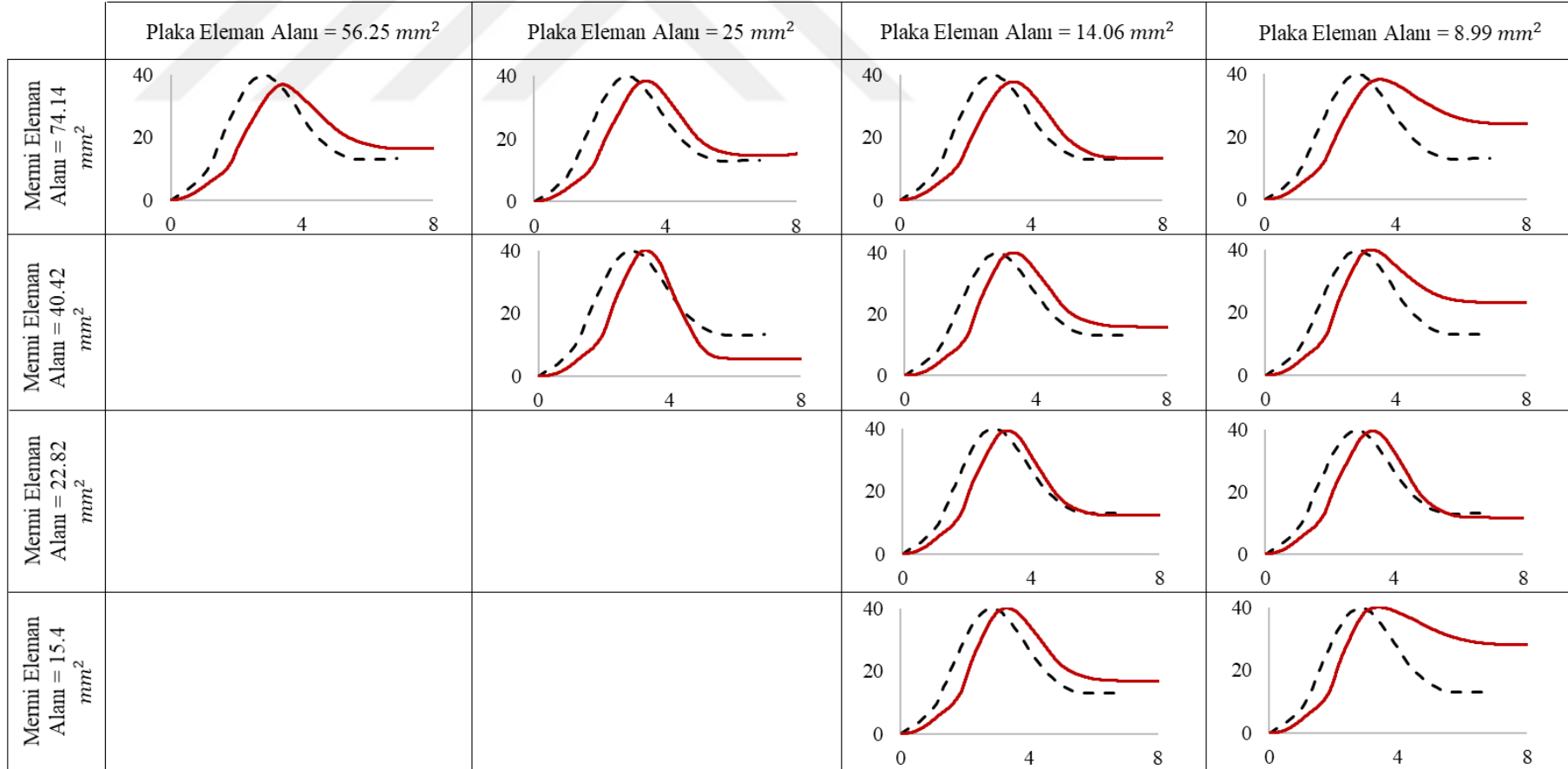
Denklem (3.10)'da  $F$  temas kuvvetini temsil etmekte,  $k$  malzeme direngenliğini,  $D_p$  terimi ise malzemeler arasında oluşan temas derinliğini ifade etmektedir. Malzeme direngenliği ince kabuk elemanlar ve katı elemanlar için farklı şekillerde hesaplanır. Kabuk elemanlar için direngenlik hesaplaması Denklem (3.11)'de paylaşıldığı gibi hesaplanırken, katı elemanlarda Denklem (3.12)'deki gibi hesaplanmaktadır [78].

$$k_{kabuk} = \frac{f_s K A}{maks\ diagonal} \quad (3.11)$$



### Kinetik Enerji (J) / Zaman (ms) Grafikleri

— Heimbs Deneysel Sonuçları  
— Simulasyon Sonuçları



Şekil 3.17: Doğrulama çalışmaları kapsamında kurulan sonlu elemanlar modelinin ağ yapısına göre sonuçları.

$$k_{katı} = \frac{f_s K A^2}{V} \quad (3.12)$$

Denklem (3.11) ve (3.12)'de kullanılan  $A$  terimi elamanın yüzey alanını,  $V$  terimi ise malzeme hacmini temsil etmektedir. Ağ yapısının değiştirilmesi ile bu terimler değişmektedir.  $K$  terimi esneklik katsayısı olup, Denklem (3.13)'te paylaşılmıştır

$$K = \frac{E}{3(1 - 2\nu)} \quad (3.13)$$

Burada  $E$  elastik modül,  $\nu$  Poisson oranıdır.  $f_s$  terimi ise direngenlik çarpanıdır ve Denklem (3.14)'te gösterildiği hesaplanır [78].

$$f_s = SLSFAC * (SFS \text{ ya da } SFM) \quad (3.14)$$

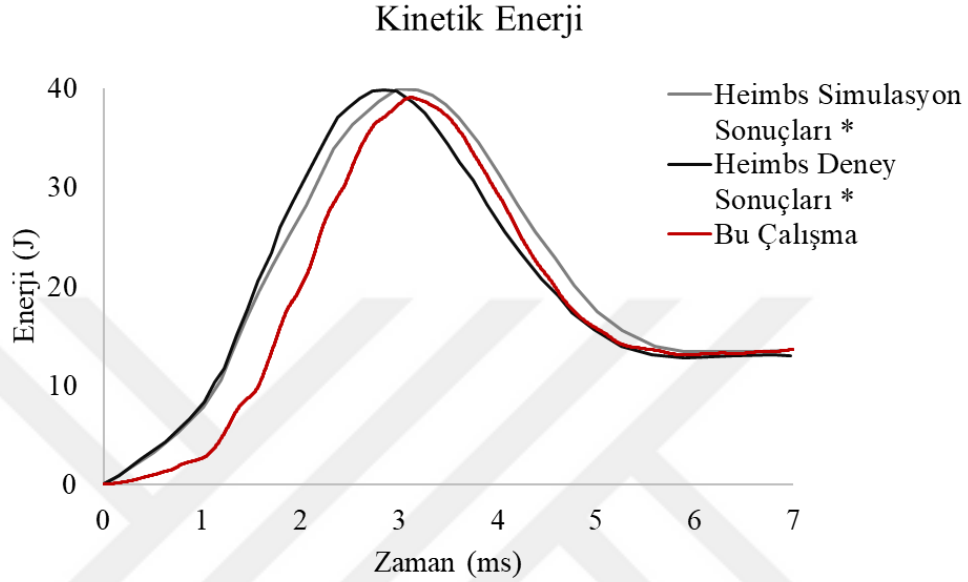
Denklem (3.14)'te paylaşılan direngenlik katsayısı SLSFAC ve SFS/SFM parametrelerinden etkilenir. Bu parametreler fiziksel karışılığı olmayan parametrelerdir. SLSFAC parametresinin 0.1 değerinin altında kullanılması önerilirken SFS ve SFM parametreleri için değerler önerisi bulunmamaktadır. SFS direngenlik katsayısının temas edilen parça için etken çarpanıdır. SFM ise temas eden parçanın direngenlik katsayısı etken çarpanıdır [78].

Denklem (3.11) ve (3.12), Şekil 3.17'de ağ yapısı sıklaştırıldığı halde analiz sonuçlarının deneysel verilerden uzaklaşmasının sebebi olarak gösterilmektedir. Loikkanen vd. kompozitler üzerine yapmış oldukları çalışma da yalnızca malzeme kartlarının doğrulanması ile doğru sonuçlar elde edilemeyeceğini, uygun ağ yapısının bulunmasının önemli olduğunu ve doğru ağ yapısını bulma işleminin deneme yanılma ve deneysel veriler kullanılarak yapılması gerektiğini savunmuşlardır [79].

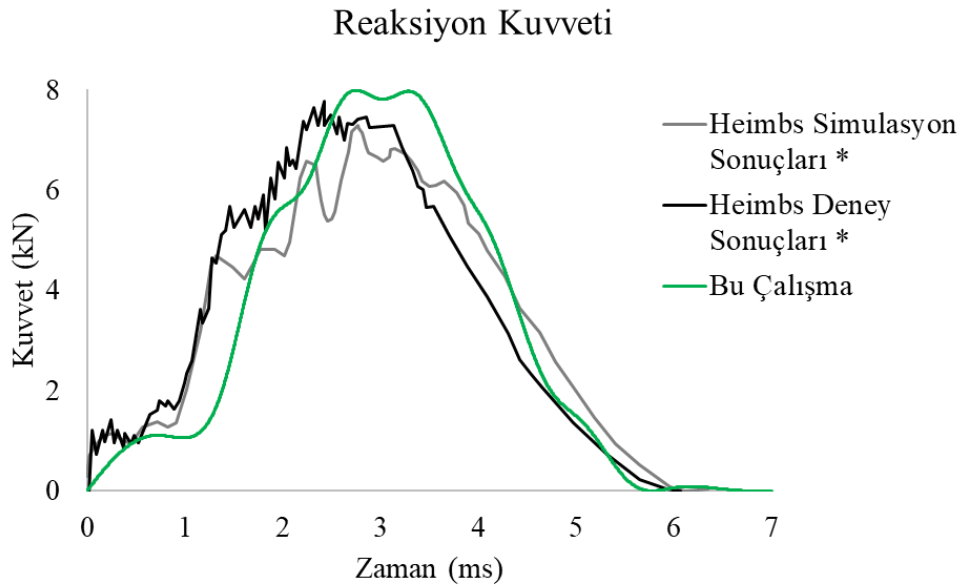
Doğru mesh yapısının bulunmasıyla tamamlanan doğrulama çalışmasının sonuçları kinetik enerji ve reaksiyon kuvveti cinsinden sırasıyla Şekil 3.18 ve Şekil 3.19'da paylaşılmıştır. Karşılaştırma amacıyla Heimbs tarafından sunulan deneysel ve numerik çalışma sonuçları ile kurulan modellerden elde edilen sonuçlar kullanılmıştır.

Şekil 3.18 ve Şekil 3.19 incelendiğinde deneysel verilere yakın sonuçların kurulan model ile elde edilebildiği görülmektedir. Kinetik enerji grafiği incelendiğinde tepe noktasının ve çarpışma sonrası kalan enerjinin deneysel sonuçlar ile uyumlu olduğu

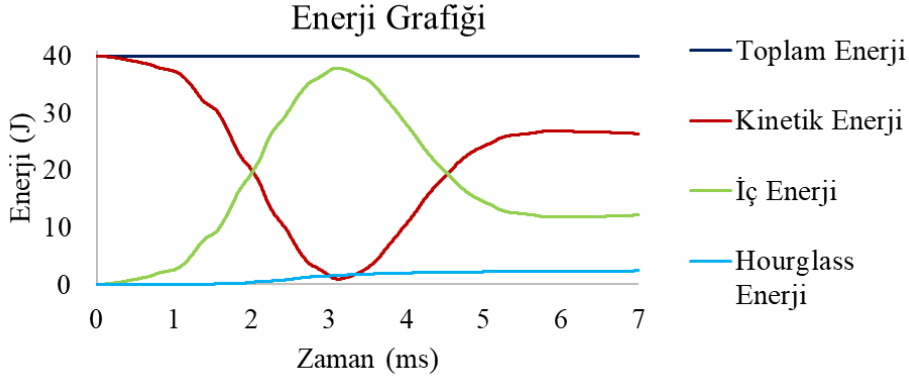
görülmektedir. Elde edilen bu sonuçlar ışığında karbon fiber epoksi kompozit katmanlarının ve yapışkan bölgenin modellenmesinin başarıyla tamamlandığı sonucuna varılmıştır. Kurulan modelin enerji eğrileri Şekil 3.20’de paylaşılmıştır. Analiz boyunca toplam enerjinin sabit kaldığı, Hourglass enerjisinin ise iç enerjinin %5’i altında kaldığı gözlemlenmektedir.



**Şekil 3.18:** Karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde Heimbs'ın çalışmaları\* [62] kullanılarak yapılan doğrulama çalışması sonuçları (kinetik enerji cinsinden karşılaştırma).



**Şekil 3.19:** Karbon fiber epoksi kompoziti üzerinde Heimbs'ın çalışmaları\* [62] kullanılarak yapılan doğrulama çalışması sonuçları (reaksiyon kuvveti cinsinden karşılaştırma).



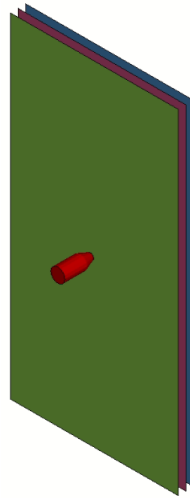
**Şekil 3.20:** Karbon fiber epoksi kompozitinin modellenmesi için kurulan analizin enerji eğrileri.

### 3.3 Eniyileme Çalışmaları

#### 3.3.1 Uygun zırh kalınlığının bulunması

Hafif kompozitlerin balistik koruyuculuk seviyelerinin belirlenmesinde MIL-PRF-46103E standardı kullanılmaktadır [80]. MIL-PRF-46103E standardı koruyuculuk seviyeleri Çizelge 3.6'da paylaşılmıştır. Bu tez çalışması kapsamında Tip III 2A seviyesi balistik koruyuculuk sağlayacak kompozit tasarım eniyilemesi yapılacaktır.

İlk olarak MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde balistik çarpışmaya dayanıklı karbon fiber epoksi zırh kalınlığının belirlenmesi gerekmektedir. Bu amaçla Çizelge 3.6'da özellikleri belirtilmiş olan tehdit tipinin geometri ve malzeme özellikleri Borvik vd. tarafından yapılan çalışmadan alınmıştır [81]. Kurulan model Şekil 3.21'de paylaşılmıştır.



**Şekil 3.21:** Karbon fiber epoksi kompozitinin, MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde koruyuculuk sağlaması için gerekli kalınlığın belirlenmesi için kurulan sonlu elemanlar modeli.

**Çizelge 3.6:** MIL-PRF-46103E standardı, balistik koruyuculuk seviyelerinin belirlenmesinde kullanılacak tehditler ve hızları [80].

<b>Koruyuculuk Seviyesi</b>	<b>Mermi tipi</b>	<b>Mermi Hızı</b>
Tip I	5.56 mm Kurşun çekirdekli mermi	945 m/s
Tip II	7.62 mm (0.30 kalibre) Kurşun ya da çelik çekirdekli mermi	869 m/s
	7.62 mm (0.30 kalibre) Sert çelik çekirdekli mermi	869 m/s
	7.62 mm (0.30 kalibre) Yüksek yoğunluklu zırh delici mermi	1219 m/s
Tip III	<u>Seviye 1A</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Orta sertlikte çelik çekirdekli mermi	487 m/s
	<u>Seviye 1B</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Orta sertlikte çelik çekirdekli mermi	610 m/s
	<u>Seviye 1C</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Orta sertlikte çelik çekirdekli mermi	869 m/s
	<u>Seviye 2A</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Sert çelik çekirdekli mermi	487 m/s
	<u>Seviye 2B</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Sert çelik çekirdekli mermi	610 m/s
	<u>Seviye 2C</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Sert çelik çekirdekli mermi	869 m/s
	<u>Seviye 3</u> 12.7 mm (0.50 kalibre) Yüksek yoğunluklu zırh delici mermi	1219 m/s
Tip IV	14.5 mm Sert çelik çekirdekli mermi	991 m/s

Mermi geometrisi ve malzeme özellikleri Borvik vd'nin [81] çalışmasından elde edilmiştir. Çelik malzeme \*MAT\_098\_Simplified\_Johnson\_Cook malzeme kartı ve katı elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Çelik malzemenin modellenmesinde kullanılan değerler Çizelge 3.7'de paylaşılmıştır. Merminin kesit özellikleri \*SECTION\_SOLID kartı kullanılarak sabit gerilme katı eleman formülasyonu (ELFORM=1) olarak belirlenmiştir. İlgili malzeme, kesit bilgileri ve geometri \*PART kartı kullanılarak birleştirilmiştir.

**Çizelge 3.7:** MAT 098 Basitleştirilmiş Johnson Cook malzeme modelinde sert çelik merminin modellenmesi için kullanılan malzeme özellikleri [81].

Parametreler	Sembol	LS-DYNA'da anahtar kelime karşılığı	Değer	Birim
Yoğunluk	$\rho$	RO	$7.85 \times 10^{-6}$	$kg/mm^3$
Elastik modül	$E$	E	206	$GPa$
Poisson oranı	$\nu$	PR	0.3	-
Neredeyse statik çekme akma dayanımı	$A$	A	1.96	$GPa$
Sertleşme çarpanı	$B$	B	1.1	$GPa$
Sertleşme üsteli	$n$	N	0.065	-
Gerinim hızına bağlı çarpan	$C$	C	0.05	-

24 katmanlı,  $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_{3S}$  sıralamasıyla istiflenmiş karbon fiber kompoziti \*MAT\_054/55\_ENHANCED\_COMPOSITE\_DAMAGE malzeme kartı ve ince kabuk elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Doğrulama çalışmasında kullanılmış olan karbon fiber epoksi malzemesinin özellikleri Çizelge 3.4'te paylaşılmıştır. İlgili geometri ve malzeme kartları \*PART\_COMPOSITE kartı kullanılarak birleştirilmiştir. Bu kart içerisinde her ince kabuk eleman içerisinde modellenmiş olan 8 katmanın kalınlıkları ve katman açıları belirlenmiştir. Kompozit plaka için tanımlanan \*HOURGLASS kartı da \*PART\_COMPOSITE kartı kullanılarak malzemeye atanmıştır. \*HOURGLASS kartında IHQ = 3 ve QM = QW = QB = 0.001 seçenekleri kullanılmıştır.

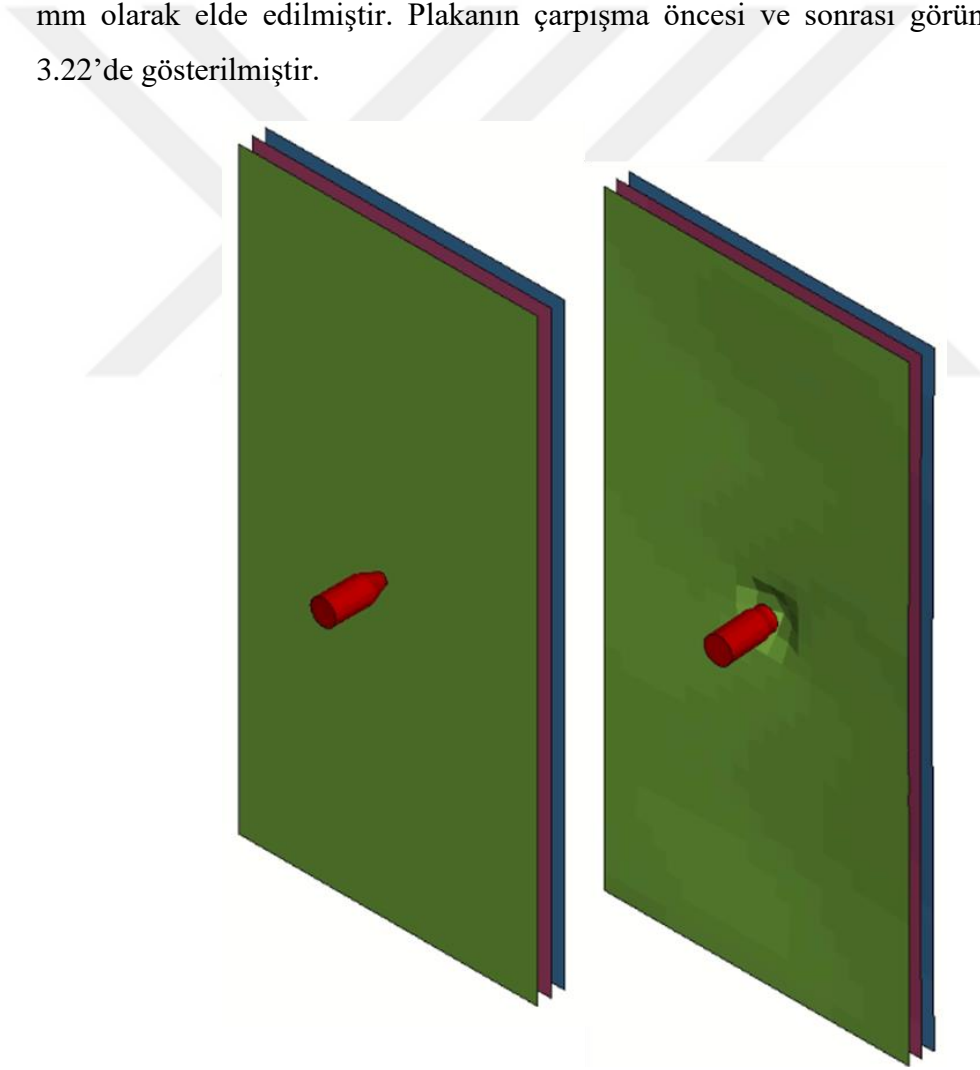
Merminin sahip olduğu hız değeri \*INITIAL\_VELOCITY\_GENERATION kartı kullanılarak Çizelge 3.6'da Tip III, 2A seviyesine uygun olacak şekilde atanmıştır. Doğrulama çalışmaları sırasında kullanılan sınır koşulları aynı şekilde \*BOUNDARY\_SPC\_SET kartı kullanılarak tanımlanmıştır.

Plakalar arası temas, doğrulama çalışmalarında olduğu gibi \*AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE kartı kullanılarak tanımlanmıştır. Plaka ve mermi arasındaki teması modellemek için \*AUTOMATIC\_SURFACE\_

TO\_SURFACE temas kartı kullanılmıştır. Burada not edilmelidir ki, oluşturulan sonlu elemanlar modelinde mermi de deformasyona uğrayabileceği için doğrulama çalışmasında olduğu gibi \*AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE kartı kullanılması uygun değildir.

İstenen çıktıların alınabilmesi için \*CONTROL kartları ile \*DATABASE kartları kullanılmıştır. Bir ince kabuk eleman kullanılarak birden fazla katman tanımlandığı için \*CONTROL\_SHELL kartında, LAMSHT seçeneğinin 1 olarak seçilmesi gerekmektedir.

Tüm katman kalınlıklarının aynı olduğu düşünülerek, MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde tehditle çarpışma durumunda delinmeyen plaka kalınlığı 19.2 mm olarak elde edilmiştir. Plakanın çarpışma öncesi ve sonrası görüntüleri Şekil 3.22'de gösterilmiştir.



**Şekil 3.22:** MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesi tehdide karşı delinmeyen karbon fiber plakanın çarpışma öncesi ve sonrası görüntüleri.

### 3.3.2 Deney tasarımı

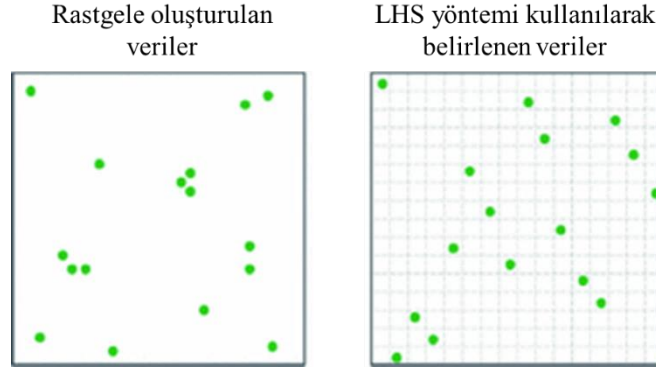
Eniyileme çalışmaları amaç kurulmuş olan problem için en iyi cevabın bulunmasıdır. Bu işlemin gerçekleştirilebilmesi amacıyla, belli kısıtlara uygun şekilde toplanması gereken rastgele deney tasarım değerleri mümkün olduğunca az ancak problemin doğru tanımlanmasına yetecek kadar olmalıdır. Bu deney tasarımları kullanılarak kurulmuş olan problemin minimum ya da maksimum noktası belirlenebilir [82].

Bu eniyileme çalışmasında amaç, plakanın balistik performansı yani delinmeme durumu sabit kalırken plaka ağırlığının azaltılmasıdır. Bu amaçla Latin Hiperküp Örneklem (*İng.* Latin Hypercube Sampling, (LHS)) yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntem sayesinde elde edilen deney tasarımları kullanılarak eniyileme çalışmaları tamamlanmıştır. En iyileme çalışmaları sırasında MATLAB programı kullanılmıştır. LHS yöntemi ile elde edilmiş deney tasarımları Destek Vektör Makinesinin (*İng.* Support Vector Machine, (SVM)) eğitilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Genetik algortima ile entegre edilmiş SVM kompozit plakanın delinmediği optimum kalınlığın belirlenmesi amacıyla kullanılmıştır. En iyileme çalışmaları kapsamında 2 vaka incelenmiştir: öncelikle 2 tasarım değişkenine sahip eniyileme çalışmaları sunulmuş olup ardından 4 tasarım değişkenli en iyileme çalışmaları sunulmuştur.

LHS yöntemi neredeyse rastgele örneklem verilerinin üretilmesi için kullanılan bir yöntemdir. Diğer örneklem yöntemlerinden farklı olarak daha az tasarım değeri kullanarak daha gerçekçi sonuçlar elde edilmesine olanak sağlar. Örneğin Tekdemir tarafından yapılan çalışmada Monte Carlo örneklem yöntemi ile latin hiperküp örneklem yöntemi karşılaştırıldığında, latin hiperküp örneklem yöntemi kullanılarak 1/10 oranında daha az tasarım değeri kullanılarak benzer sonuçlar elde edilebilmiştir [83].

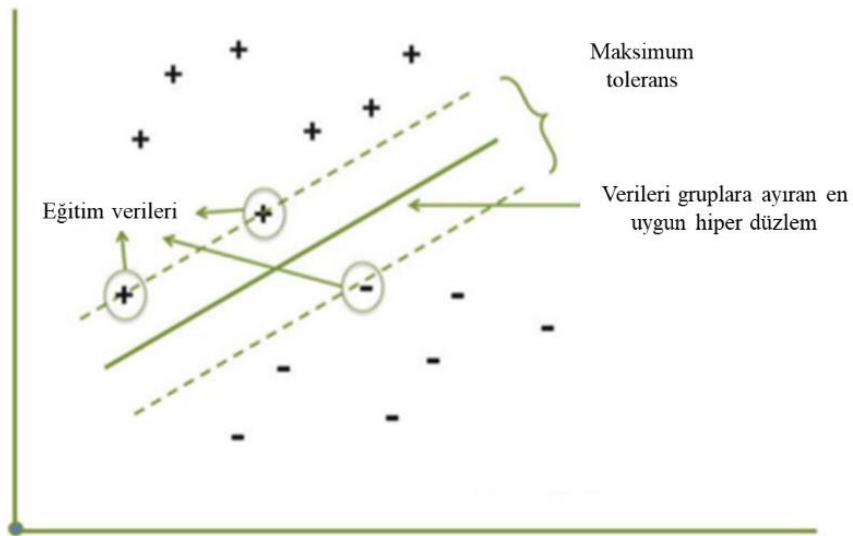
LHS yönteminde, tasarım uzayı belli aralıklara bölünür ve bölünmüş olan her bölgeden rastgele bir örneklem seçilir. Üretilen her örneklemin bir önceki bölümdeki örneklem ile eşleşmemesi gerekmektedir. Latin hiperküp örneklem yöntemi bu sayede diğer örneklem yöntemlerinden daha az deney tasarımı ile tasarım uzayının tanımlanmasına olanak sağlar [84]. Şekil 3.23'te deney tasarım verilerinin belirlenmesinde kullanılan yöntemler arasındaki fark gösterilmiştir.





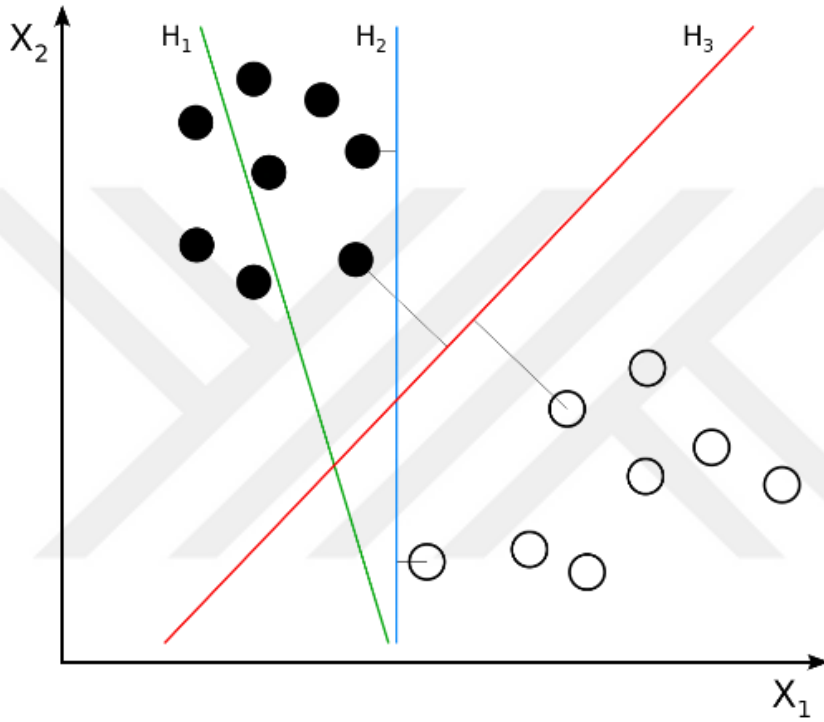
**Şekil 3.23:** Deney tasarım verilerinin belirlenmesinde kullanılan yöntemler.

LHS yöntemi kullanılarak oluşturulan veri noktaları ve yanıtlar, SVM'nin eğitilmesi amacıyla kullanılır. SVM verilerin sınıflandırılması amacıyla kullanılan bir makine öğrenmesi yöntemidir. Makine öğrenmesi yöntemlerinde eğitim verileri programa beslenir/öğretilir ve problem sonucu makine tarafından tahmin edilir. LHS ile elde edilen deney tasarımlarının sonuçları, SVM'nin eğitim verilerini oluşturur. SVM, gruplandırma problemlerinde en sık kullanılan yöntemdir. Eğitim verileri ile oluşan uzayı hiper düzlemler kullanılarak gruplara ayrılır. Yapılan yeni tahminlerin hangi grup içerisinde olduğunu hiper düzlemler kullanılarak belirlenir. Sınıflandırma için kullanılan bu hiper düzlemler her sınıftan düzleme en yakın noktaların mesafeleri eşit ve maksimum olacak şekilde oluşturulur. Veriler ile hiper düzlem arasındaki mesafe ne kadar geniş ise yeni tahminin sınıf belirlenmesi o kadar kesin olur. SVM'nin çalışma prensibi Şekil 3.24'te gösterilmiştir [85].



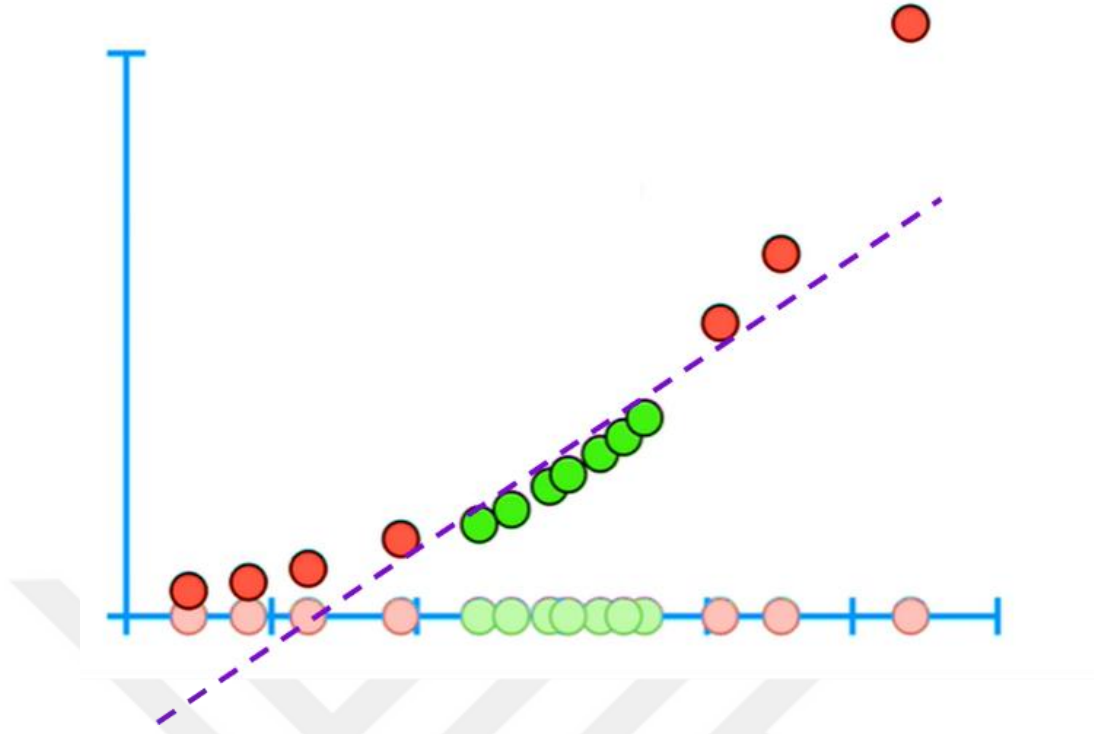
**Şekil 3.24:** SVM'nin çalışma prensibi [85].

Deney tasarım verileri birden farklı hiper düzlem kullanılarak ayrılabilir. Şekil 3.25'te oluşturulabilecek farklı hiper düzlemler gösterilmiştir.  $H_1$  düzlemi veri setlerini düzgün şekilde ayıramaz.  $H_2$  düzlemi veri setlerini ayırır ancak veriler arası tolerans  $H_3$  ile karşılaştırıldığında az olduğu gözlemlenir. Bu durumda Şekil 3.25'te gösterilen verilerin ayrılması için kullanılacak en uygun hiper düzlem  $H_3$  düzlemdir. Bu düzlem veri setleri içerisinde diğer veri grubuna en yakın noktaları kullanarak, bu noktalar arasında maksimum tolerans oluşacak şekilde belirlenmiştir.



**Şekil 3.25:** SVM'de hiper düzlemin belirlenmesi.

SVM'nin eğitilmesi amacıyla kullanılan veriler 2 boyutlu ise verilerin sınıflandırması için doğrular kullanılır. Ancak kurulan problemlerde gruplar arası sınıflandırma her zaman bu derece kolay olmayabilir. Problem sonlu boyutlu bir uzay için olsa bile veriler arası sınıflandırma bu uzay içerisinde lineer olarak gerçekleşmeyebilir. Bu durumda veriler daha yüksek boyuta aktarılarak sınıflandırma gerçekleştirilir [86]. Şekil 3.26'da 1 boyutlu veriler arasında SVM kullanılarak sınıflandırma yapılmak istenmektedir ancak, veriler tek bir tolerans kullanılarak sınıflandırılmamaktadır. Bu sebeple veriler bir üst boyuta taşınarak sınıflandırma gerçekleştirilir. Eğer SVM'ni eğitmek amacıyla kullanılacak olan veriler paylaşıldıkları uzayda sınıflandırılmıyorsa, bir üst uzaya taşınarak sınıflandırma gerçekleştirilir. Yüksek boyutlu uzaylar oluşturulması için Kernel fonksiyonu kullanılır.



**Şekil 3.26:** 1 boyutta sınıflandırılmayan verilerin 2 boyuta taşınarak sınıflandırılması.

SVM'nin eğitilmesi amacıyla kullanılacak olan veriler  $(x_1, y_1), \dots, (x_n, y_n)$  şeklinde tanımlanır.  $x_i$  terimi uzayda verilerin konumunun belirlenmesinde kullanılır.  $y_i$  terimi verilerin sınıfının belirlenmesi amacıyla kullanılır, 1 ve -1 değerlerini alabilir. Çizilecek düzlem Denklem (3.15) kullanılarak belirlenir.  $w$  terimi hiper düzlemin normal vektörüdür.  $b/\|w\|$  eğitim verilerinin sınıfları arasında oluşturulan hiper düzlemin tolerans değeridir.

$$w^T x - b = 0 \quad (3.15)$$

Eğitim verilerinin sınıflandırılması için tolerans değeri maksimum olacak şekilde hiper düzlem oluşturulur. Denklem (3.15) kullanılarak yeni noktaların sınıflandırması yapılır.  $w^T x - b = 1$  düzlemi üzerinde ve düzlemin üst bölgesindeki her nokta 1 sınıfına aittir.  $w^T x - b = -1$  düzlemi üzerinde ve düzlemin alt bölgesindeki her nokta -1 sınıfına aittir. Yeni verilerin sınıflandırılması için Denklem (3.16) ve (3.17) kullanılır.

$$w^T x - b \geq 1 \text{ ise } y_i = 1 \quad (3.16)$$

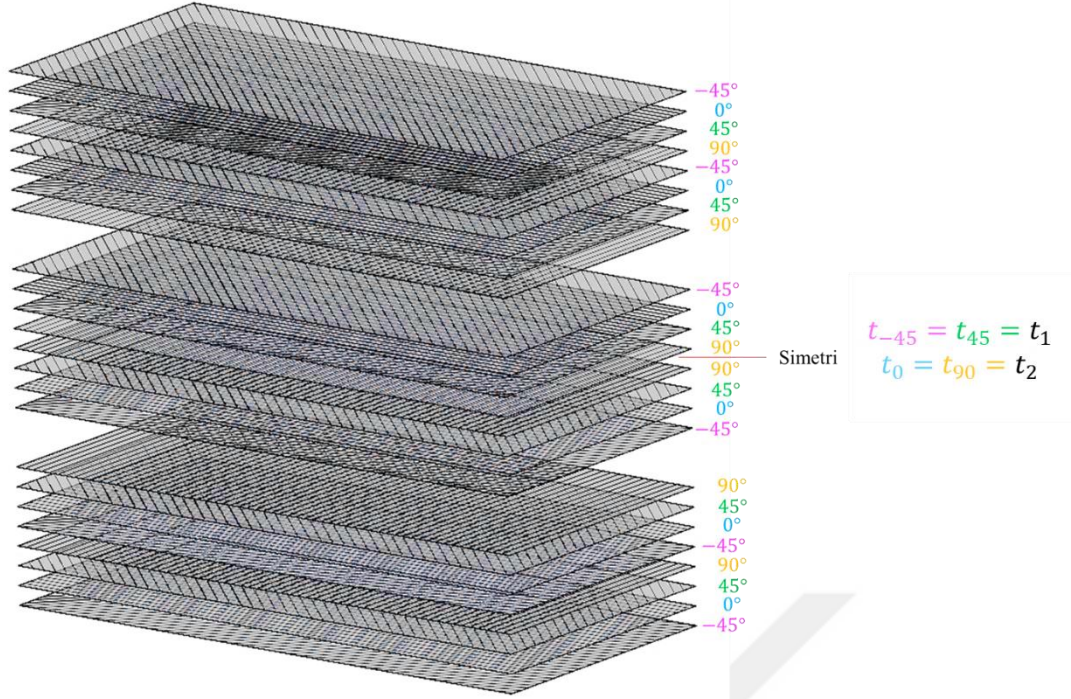
$$w^T x - b \leq -1 \text{ ise } y_i = -1 \quad (3.17)$$

Verilerin sınıflandırılması amacıyla kullanılan benzer bir yöntem olan, lojistik regresyon yönteminde yeni oluşturulan tahmin olasılıksal olarak sınıflandırılır. Linear olmayan problemler lojistik regresyon yöntemi ile çözülemez. Lojistik regresyon yöntemi kullanılarak plakanın delinme olasılığı elde edilebilirken destek vektör makinesi kullanıldığında plakanın delinip delinmeyeceği konusunda kesin bir belirleme yapmak mümkündür. Eğer tasarım uzayı yüksek boyutlu ise destek vektör makinesinin kullanılması daha uygundur [87].

Destek vektör makinesinin sınıflandırması amacıyla yeni tahminlerin üretilmesi genetik algoritma kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Genetik algoritma biyolojik evrimin taklit edildiği bir yöntemdir. Klasik algoritmalar ile karşılaştırıldığında daha hızlı sonuç verdiği gözlemlenmektedir. Bu durum genetik algoritmanın her adımda tek bir nokta değil bir popülasyon üretmesi ve popülasyon içerisindeki en iyi noktayı optimum sonuca en yakın nokta olarak tanımlamasından kaynaklanır. Genetik algoritma amaç fonksiyonunu minimum değerinin bulunmasını amaçlar. Oluşturulan her popülasyonda en iyi sonuç veren noktalar bir sonraki popülasyonun üretilmesi amacıyla kullanılır. Böylece amaç fonksiyonunun minimum olduğu ve problem sonucunda talep edilen kısıta uygun optimum sonuç elde edilir [88].

### **3.3.3 İki tasarım değişkeni kullanılan eniyileme vakası**

Karbon fiber epoksi kompozit plakanın delinmediği kalınlığın bulunmasında kullanılan sonlu elemanlar modelinde tüm katman kalınlıkları aynı kalınlığa sahiptir. Ancak literatürden elde edilen bilgiler farklı katman açılara sahip katmanların farklı balistik performansa sahip olduğu göstermektedir [89]. Bu sebeple başlangıç değeri olarak elde edilen 19.2 mm'lik zırh kalınlığını, farklı açılara sahip plakaların uygun kalınlıklarda kullanılması ile plaka kalınlığının ve ağırlığının düşürülmesi hedeflenmektedir. Bu amaçla öncelikle balistik performansları birbirine yakın olan  $-45^\circ$  ve  $45^\circ$  fiber açısına sahip katman kalınlıklarının aynı olduğu,  $0^\circ$  ve  $90^\circ$  katman kalınlıklarının aynı olduğu bir vaka denenmiştir. Ele alınan ilk en iyileme çalışmasında kullanılan 2 tasarım değişkenleri;  $t_{45^\circ} = t_{-45^\circ} = t_1$  ve  $t_{0^\circ} = t_{90^\circ} = t_2$  olarak belirlenmiştir ve Şekil 3.27'de gösterilmiştir.



**Şekil 3.27:** 2 tasarım değişkenli eniyileme vakası.

Kurulan eniyileme problemi aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

*Bul*  $x = \{t_1, t_2\}$

*Minimum*  $K\ddot{u}tle(x) = (t_1 + t_2) \times 12 \times \rho \times w \times L$

*Öyle ki.*  $c_{eq}(x) = 0$   $\begin{pmatrix} 1 \text{ Delinme var} \\ 0 \text{ Delinme yok} \end{pmatrix}$

$$0.6 \leq t_1, t_2 \leq 1.0$$

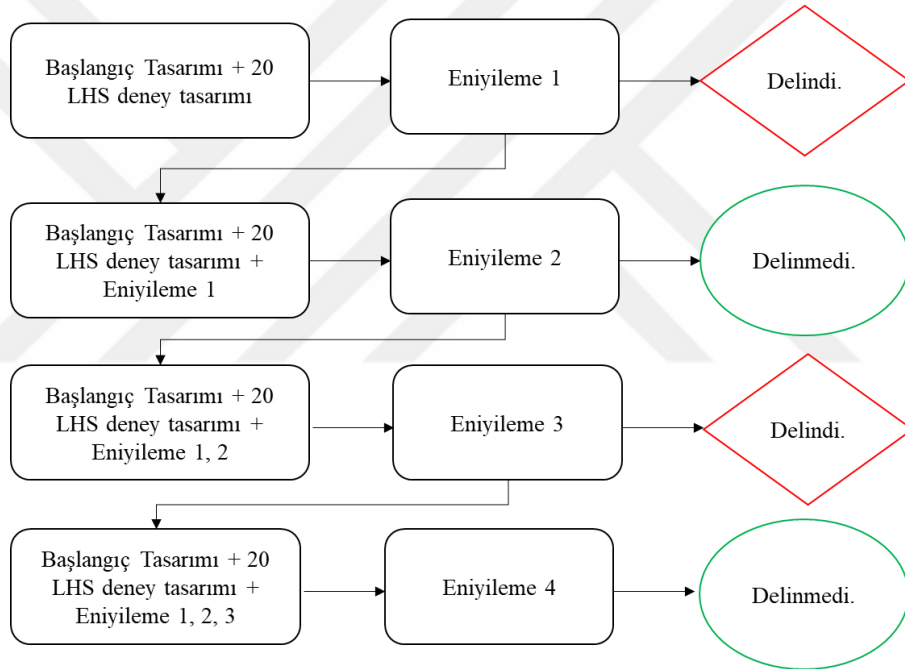
Burada  $\rho$  karbon fiber epoksinin yoğunluğu,  $w$  plakanın genişliği ve  $L$  ise plakanın uzunluğudur. Başlangıç tasarımında toplam zırh kalınlığı 19.2 mm olarak belirlenmiştir, bu durumda katman kalınlıkları 0.8 mm'dır. İlk eniyileme vakasında  $t_1$  ve  $t_2$  tasarım değişkenlerinin kütlenin minimum değere getirdiği ve plakanın delinmediği en iyi plaka tasarımı aranmaktadır. Bu amaçla kalınlık değerlerinin alt sınır 0.6 mm olarak belirlenirken üst sınır 1.0 mm olarak belirlenmiştir. Kurulmuş olan sonlu elemanlar modeli kullanılarak, Latin hiperküp örneklem yöntemi kullanılarak oluşturulan 20 deney tasarımı denenmiştir. LHS tasarım ile elde edilen deney tasarımları ve sonlu elemanlar model sonuçları Çizelge 3.8'de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.8:** İlk eniyileme vakası için kullanılan 20 deney tasarım değerleri ve sonuçları.

		t1 = t3 -45° / 45° (mm)	t2 = t4 0° / 90° (mm)	Toplam kalınlık (mm)	Kütle (kg)	Delinme Durumu
Başlangıç Tasarımı		0.800	0.800	19.200	1.382	Delinme Yok
0.6 - 1	T1	0.984	0.901	22.620	1.629	Delinme Yok
	T2	0.623	0.674	15.564	1.121	Delinme Var
	T3	0.710	0.969	20.148	1.451	Delinme Yok
	T4	0.814	0.716	18.360	1.322	Delinme Var
	T5	0.890	0.749	19.668	1.416	Delinme Yok
	T6	0.935	0.954	22.668	1.632	Delinme Yok
	T7	0.913	0.686	19.188	1.382	Delinme Yok
	T8	0.644	0.879	18.276	1.316	Delinme Var
	T9	0.603	0.739	16.104	1.159	Delinme Var
	T10	0.959	0.657	19.392	1.396	Delinme Var
	T11	0.862	0.997	22.308	1.606	Delinme Yok
	T12	0.840	0.817	19.884	1.432	Delinme Yok
	T13	0.759	0.895	19.848	1.429	Delinme Yok
	T14	0.845	0.617	17.544	1.263	Delinme Yok
	T15	0.693	0.640	15.996	1.152	Delinme Var
	T16	0.976	0.799	21.300	1.534	Delinme Yok
	T17	0.764	0.780	18.528	1.334	Delinme Var
	T18	0.723	0.828	18.612	1.340	Delinme Var
	T19	0.665	0.935	19.200	1.382	Delinme Yok
	T20	0.794	0.851	19.740	1.421	Delinme Yok

Çizelge 3.8’ de sonuçları sunulmuş olan 20 deney tasarımı ile MATLAB programında destek vektör makinesini oluşturmak ve algoritmaya plakaların delinme/delinmeme durumunu eğitmek amacıyla kullanılmıştır. Oluşturulan destek vektör makinesi, MATLAB’de öntabanlı genetik algoritmaya (“ga” fonksiyonu) entegre edilmiş ve eniyileme çalışması yapılmıştır. Genetik algoritmanın model parametreleri için MATLAB’deki varsayılan değerler kullanılmış, herhangi bir

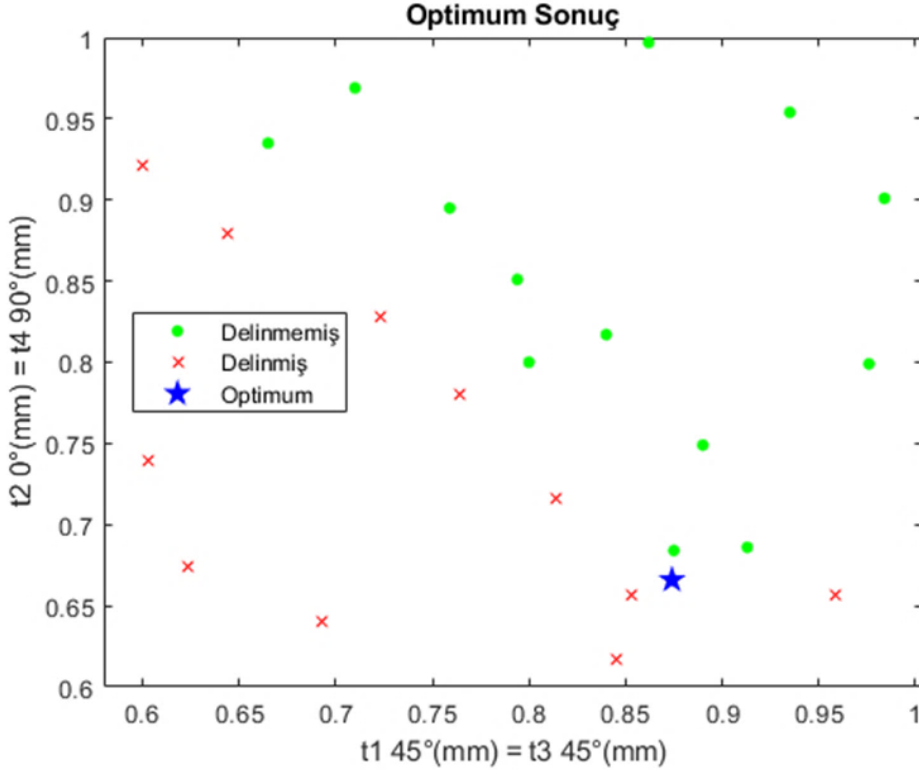
değişiklik yapılmamıştır. Eniyileme çalışması yapılırken izlenen yol haritası Şekil 3.28’de sunulmuştur. Başlangıç tasarımı ve 20 deney tasarım kullanılarak çalıştırılan algoritmanın önerdiği ilk tasarım denendiğinde delindiği gözlemlenmiştir. Denenen bu tasarım destek vektör makinesini eğiten veriler içerisine eklenerek algoritma yeniden çalıştırılmış ve yeni tasarım elde edilmiştir. Elde edilen yeni tasarım delinmemiştir ancak en iyi veriye ulaşıp ulaşılmadığının tespiti için 2 kez daha algoritma çalıştırılmıştır. Algoritmanın önerdiği tasarım değerleri Çizelge 3.9’da paylaşılmıştır. Algoritma 4 kez çalıştıktan sonra yeni önerilen tasarımların kütlelerindeki değişim %0.1 değerinin altına düştüğü için eniyileme çalışması durdurulmuştur. Elde edilen en iyi tasarım ve diğer deney tasarımları Şekil 3.29’da sunulmuştur.



Şekil 3.28: İlk eniyileme vakası için izlenen yol haritası.

Çizelge 3.9: İlk eniyileme vakasında elde edilen en iyi tasarım önerileri.

	t1 = t3 -45° / 45° (mm)	t2 = t4 0° / 90° (mm)	Toplam kalınlık (mm)	Kütle (kg)	Delinme Durumu
Başlangıç Tasarımı	0.800	0.800	19.200	1.382	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 1	0.600	0.921	18.252	1.314	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 2	0.875	0.684	18.708	1.347	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 3	0.853	0.656	18.108	1.304	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 4	0.874	0.666	18.480	1.331	Delinme Yok



Şekil 3.29: İlk eniyileme vakasında elde edilen optimum tasarım.

2 tasarım değişkenine sahip ilk eniyileme vakasında kütle de %3.7 oranında azalma elde edilmiştir.

### 3.3.4 Dört tasarım değişkeni kullanılan eniyileme vakası

Kurulan algoritma geliştirilerek 4 tasarım değişkeni için eniyileme çalışmaları tekrarlanmıştır. Kullanılan tasarım değişkenleri;  $t_{-45^\circ} = t_1$ ,  $t_{0^\circ} = t_2$ ,  $t_{45^\circ} = t_3$  ve  $t_{90^\circ} = t_4$  olarak belirlenmiştir ve Şekil 3.30'da gösterilmiştir.

4 tasarımlı değişkenli eniyileme vakasının problem tanımını aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$\text{Bul} \quad x = \{t_1, t_2, t_3, t_4\}$$

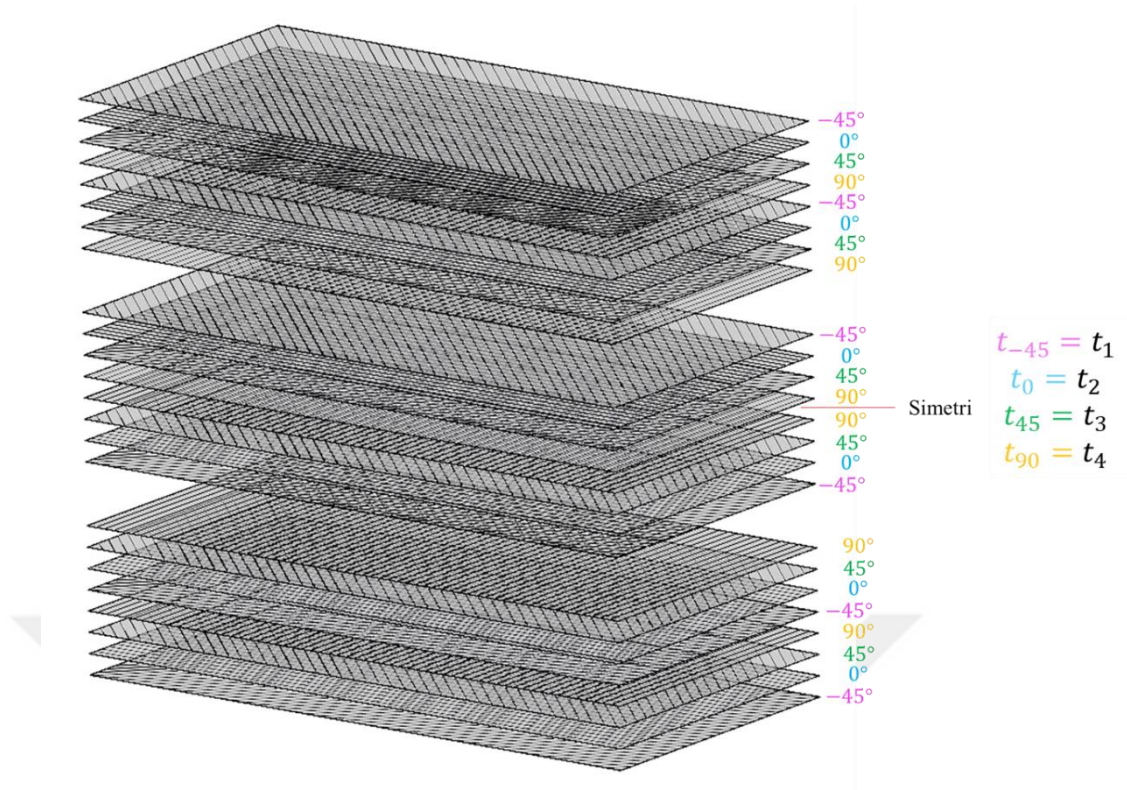
$$\text{Minimum} \quad \text{Kütle} (x) = (t_1 + t_2 + t_3 + t_4) \times 6 \times \rho \times w \times L$$

$$\text{Öyle ki.} \quad c_{eq}(x) = 0 \quad \begin{pmatrix} 1 \text{ Delinme var} \\ 0 \text{ Delinme yok} \end{pmatrix}$$

$$0.6 \leq t_1, t_2, t_3, t_4 \leq 1.0$$

Burada  $\rho$  karbon fiber epoksinun yoğunluğu,  $w$  plakanın genişliği ve  $L$  ise plakanın uzunluğudur.





**Şekil 3.30:** 4 tasarım değişkenli eniyileme vakası.

LHS tasarım kullanılarak belirlenen 40 deney tasarımı ve sonlu elemanlar modeli sonuçları Çizelge 3.10’da sunulmuştur. Algoritma 11 kez çalıştırılmıştır. Elde edilen tasarım önerileri Çizelge 3.11’de paylaşılmıştır. Elde edilen en düşük kütleli tasarım mavi renk kullanılarak işaretlenmiştir. Bu tasarım kullanıldığında kütlede %6.3’lük azalma elde edilmektedir.

**Çizelge 3.10:** 4 değişkenli eniyileme vakası için kullanılan 40 deney tasarım değerleri ve sonuçları.

		t1 -45° (mm)	t2 0° (mm)	t3 45° (mm)	t4 90° (mm)	Toplam kalınlık (mm)	Kütle (kg)	Delinme Durumu
Başlangıç Tasarımı		0.800	0.800	0.800	0.800	19.200	1.382	Delinme Yok
0.6 - 1	O1	0.847	0.978	0.627	0.678	18.780	1.352	Delinme Yok
	O2	0.617	0.916	0.665	0.836	18.204	1.311	Delinme Var
	O3	0.746	0.792	0.683	0.823	18.264	1.315	Delinme Var
	O4	0.626	0.618	0.927	0.608	16.674	1.201	Delinme Var
	O5	0.652	0.805	0.781	0.817	18.330	1.320	Delinme Yok
	O6	0.607	0.635	0.757	0.897	17.376	1.251	Delinme Var
	O7	0.945	0.707	0.847	0.944	20.658	1.487	Delinme Yok
	O8	0.989	0.829	0.863	0.860	21.246	1.530	Delinme Yok
	O9	0.761	0.647	0.620	0.693	16.326	1.175	Delinme Var
	O10	0.853	0.908	0.998	0.995	22.524	1.622	Delinme Yok
	O11	0.882	0.885	0.718	0.723	19.248	1.386	Delinme Yok
	O12	0.961	0.818	0.721	0.786	19.716	1.420	Delinme Var
	O13	0.719	0.969	0.676	0.981	20.070	1.445	Delinme Yok
	O14	0.892	0.936	0.964	0.681	20.838	1.500	Delinme Yok
	O15	0.671	0.928	0.701	0.735	18.210	1.311	Delinme Var
	O16	0.758	0.605	0.824	0.615	16.812	1.210	Delinme Var
	O17	0.645	1.000	0.794	0.863	19.812	1.426	Delinme Yok
	O18	0.956	0.736	0.936	0.778	20.436	1.471	Delinme Yok
	O19	0.771	0.651	0.954	0.661	18.222	1.312	Delinme Yok
	O20	0.910	0.693	0.980	0.980	21.378	1.539	Delinme Yok
	O21	0.732	0.835	0.642	0.645	17.124	1.233	Delinme Var
	O22	1.000	0.629	0.887	0.848	20.184	1.453	Delinme Yok
	O23	0.725	0.777	0.601	0.904	18.042	1.299	Delinme Yok
	O24	0.639	0.990	0.944	0.747	19.920	1.434	Delinme Yok
	O25	0.797	0.784	0.907	0.876	20.184	1.453	Delinme Yok
	O26	0.926	0.725	0.698	0.770	18.714	1.347	Delinme Yok
	O27	0.872	0.689	0.762	0.705	18.168	1.308	Delinme Var
	O28	0.662	0.716	0.635	0.883	17.376	1.251	Delinme Var
	O29	0.979	0.853	0.659	0.655	18.876	1.359	Delinme Yok
	O30	0.920	0.946	0.810	0.919	21.570	1.553	Delinme Yok
	O31	0.700	0.752	0.871	0.631	17.724	1.276	Delinme Var
	O32	0.807	0.661	0.735	0.923	18.756	1.350	Delinme Var
	O33	0.837	0.745	0.812	0.798	19.152	1.379	Delinme Var
	O34	0.682	0.956	0.851	0.718	19.242	1.385	Delinme Yok
	O35	0.821	0.869	0.989	0.759	20.628	1.485	Delinme Yok
	O36	0.933	0.845	0.919	0.952	21.894	1.576	Delinme Yok
	O37	0.784	0.896	0.839	0.940	20.754	1.494	Delinme Yok
	O38	0.813	0.880	0.898	0.801	20.352	1.465	Delinme Yok
	O39	0.866	0.767	0.779	0.625	18.222	1.312	Delinme Var
	O40	0.705	0.678	0.748	0.962	18.558	1.336	Delinme Yok

**Çizelge 3.11:** 4 tasarım değişkenli eniyileme vakasında elde edilen en iyi tasarım önerileri.

	t1 -45° (mm)	t2 0° (mm)	t3 45° (mm)	t4 90° (mm)	Toplam kalınlık (mm)	Kütle (kg)	Delinme Durumu
Başlangıç Tasarımı	0.800	0.800	0.800	0.800	19.200	1.382	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 1	0.632	1	0.699	0.757	18.528	1.334	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 2	0.686	0.952	0.788	0.653	18.474	1.330	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 3	0.66	0.976	0.82	0.601	18.342	1.321	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 4	0.604	1	0.835	0.601	18.24	1.313	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 5	0.912	0.875	0.601	0.619	18.042	1.299	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 6	0.703	0.876	0.601	0.819	17.994	1.296	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 7	0.725	0.601	0.843	0.829	17.988	1.295	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 8	0.804	0.601	0.825	0.767	17.982	1.295	Delinme Yok
En iyi tasarım önerisi 9	0.868	0.601	0.748	0.779	17.976	1.294	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 10	0.923	0.601	0.614	0.856	17.964	1.293	Delinme Var
En iyi tasarım önerisi 11	0.680	0.601	0.915	0.790	17.916	1.290	Delinme Var

### 3.4 Değerlendirme

Bu çalışma da karbon fiber epoksi kompozit malzemesinin MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde balistik koruyuculuk sağlaması için tasarım en iyilemesi yapılmış ve kütle de azalma elde edilmiştir. Çalışmalar öncelikle karbon fiber epoksi malzemesinin LS-DYNA programında tek eleman modeli kurularak modellenmesi ile başlamıştır. Bu model sayesinde kompozit malzemenin modellenmesi konusunda temel bilgiler elde edilmiştir. Ardından, düşük hızlı çarpışma modeli kurularak karbon fiber epoksi plaka modellenmiş ve literatürden alınan veriler ile kurulan sonlu elemanlar modelinden alınan veriler karşılaştırılmıştır. Doğrulan karbon fiber epoksi kompozit malzemesi daha sonra MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde balistik koruyuculuk sağlayacak şekilde

geliştirilmiştir. Tip III /2A seviyesinde koruyuculuk sağlayacak olan plakanın 19.2 mm toplam kalınlığa sahip olması gerektiği belirlenmiştir. Katman kalınlıkları üzerine yapılan eniyileme çalışmaları sonucunda karbon fiber plakanın en iyi toplam kalınlığının 17.98 olduğu görülmüştür. Katman kalınlıkları üzerinde yapılan bu eniyileme çalışması sonrasında elde edilen optimum plaka kalınlıkları sayesinde, plaka kütlelerinde %6.32'lik azalma sağlanmıştır.



#### 4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Zırh malzemelerinin yüksek sertlik değerlerine sahip olmaları böylece mermiyi deforme ederek delme gücünün azaltılması ve kullanıcının hareket kabiliyetinin arttırılması için hafif olmaları beklenmektedir. Seramik ve kompozit malzemeler yüksek sertlikleri ve hafiflikleri sebebiyle zırh yapımında yaygın olarak tercih edilirler. Bu tez kapsamında seramik vücut zırhları ve kompozit uçak zırhları numerik olarak incelenmiştir. Sonlu elemanlar modelinin geliştirilmesi için LS-DYNA yazılımı kullanılmıştır. Geliştirilen sonlu elemanlar modelleri literatür verileri ile doğrulandıktan sonra modeller üzerinde tasarım eniyilemesi yapılarak zırh plakalarının ağırlığının azaltılması hedeflenmiştir.

Seramik malzemeler yüksek sertlikleri sebebiyle vücut zırhlarında ilk çarpışma katmanı olarak kullanılırlar. Tehdit seramik katman ile buluştuğunda seramik plakanın yüksek sertliği sebebiyle aşınır veya parçalara ayrılır. Böylece merminin ilerleyişi durdurulur. Seramik zırh malzemeleri içerisinde Alümina seramiği, kolay bulunabilir, ucuz ve yüksek dayanıma sahip olması sebebiyle öne çıkmaktadır. Alümina plakanın balistik performansının, yüzey şekillendirmesi yapılarak arttırılması tez kapsamında incelenmiştir. Literatür verileri ile doğrulanmış olan alümina seramik plakanın NIJ standartları IV seviyesindeki balistik performansı özgül kinetik enerji değeri kullanılarak ölçülmüştür. Aynı plakanın küresel yüzey şekillendirmesi yapılmış verisyonları da özgül enerji değerleri cinsinden karşılaştırılmıştır. 0 mm'den (düz plaka), 7 mm'ye kadar 12 farklı tasarım denenmiştir. Denenen tasarımlardan 3 tanesi (1 mm, 6.5 mm ve 7 mm) hariç, değerlere sahip yarım küre yüzey şekillendirilmiş plakalar, düz plakadan daha yüksek balistik performans göstermiştir. En yüksek balistik performans yarıçap değeri 4.5mm olan yarım küre yüzey şekillendirmesi yapılmış plakadan elde edilmiştir. Bu plaka düz plaka ile karşılaştırıldığında soğurulan özgül kinetik enerji değerinin %56-21 oranında arttığı gözlemlenmiştir. Çarpışma bölgesinin değişmesi ile soğurulan enerji miktarı değişmektedir ancak en düşük performansın

gözlemlendiği bölge bile düz plakadan daha yüksek balistik performans göstermektedir.

Bu tez kapsamında yarım küre yüzey şekilleri denenmiş olup, balistik performansta artış gözlemlenmiştir. Bu konuda araştırma yapacak olan araştırmacılara Şekil 2.3'te örnekleri gösterilen farklı yüzey profillerinin denenmesi ve en iyi yüzey şekillendirme geometrisinin belirlenmesi önerilebilir.

Kompozit malzemeler özellikle havacılık alanında düşük ağırlıkları sebebiyle tercih edilmektedirler. Havacılık alanında sıklıkla karbon fiber epoksi kompoziti kullanılmaktadır. Epoksi reçinesi karbon fiberleri kullanılarak güçlendirilir ve yüksek dayanımlı, hafif bir malzeme elde edilir. Karbon fiberleri farklı açılarda istiflenerek malzemenin balistik performansı arttırılabilir. Bu sebeple optimum katman kalınlıklarının bulunması önemlidir. Literatür verileri kullanılarak 24 katmanlı,  $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_{3s}$  serim açılarna sahip karbon fiber epoksi kompoziti doğrulanmıştır. Doğrulan model daha sonra MIL-PRF-46103E standardı Tip III, 2A seviyesinde balistik koruyuculuk sağlayacak karbon fiber epoksi plakanın kalınlığının bulunması amacıyla kullanılmıştır. Tüm katmanların benzer kalınlığa sahip olduğu ilk tasarımda, plakanın delinmemesi için 19.2 mm kalınlığa sahip olması gerektiği gözlemlenmiştir. Bu başlangıç tasarımı kullanılarak 2 farklı eniyileme vakası kurulmuştur. Kurulan ilk eniyileme vakasında 2 tasarım değişkeni kullanılmıştır. Ardından yapılan en iyileme vakasında ise her katman açısının ayrı olarak temsil edildiği 4 tasarım değişkenli en iyileme çalışması yapılmıştır. 2 tasarım değişkenli eniyileme çalışmasında 20 deney tasarımı, 4 tasarım değişkenli eniyileme çalışmasında 40 deney tasarımı latin hiperküp örnekleme yöntemi kullanılarak belirlenmiştir. Deney tasarımlarına uygun şekilde kurulan sonlu elemanlar modellerinin sonuçları MATLAB programında destek vektör makinesinin eğitilmesi amacıyla kullanılmıştır. Oluşturulan destek vektör makinesi, MATLAB'da öntabanlı genetik algoritmaya entegre edilerek en iyileme çalışmaları tamamlanmıştır. 2 tasarım değişkenli eniyileme çalışmasından elde edilen tasarımda zırh plakası kalınlığı 18.48 mm olarak belirlenmiştir. Başlangıç tasarımı ile karşılaştırıldığında kütlede %3.7'lik azalma elde edilmiştir. 4 tasarım değişkenli eniyileme çalışmasında zırh plakası kalınlığı 17.98 mm olarak belirlenmiştir. Bu tasarım ile başlangıç tasarımı karşılaştırıldığında kütlede %6.3'lük azalma elde edilmiştir. Plaka kalınlıkları düşürüldüğü halde plakanın delinmemesi, balistik performansta herhangi

bir azalma olmadığını göstermektedir. Balistik performansta azalma olmadan ağırlığın azaltılması özellikle hava araçlarının korunmasında oldukça önemlidir.

Bu konuda çalışmalarını sürdürecektir araştırmacıların, farklı katman istifleme sıralamaları üzerinde en iyileme çalışmalarını yapmalarını önerilebilir.







## KAYNAKLAR

- [1]. **Abtew, M. A, Boussu, F., Bruniaux, P., Loghin, C., Cristian, I.,** (2019). Ballistic impact mechanisms - A review on textiles and fiber-reinforced composites impact responses, *Composite Structures*, 223, 110966.
- [2]. **Medvedovski, E.,** (2010). Ballistic performance of armour ceramics: Influence of design and structure. Part 1, *Ceramics International*, 36, 2103-2115.
- [3]. **Crouch, I. G.,** (2019). Body armour – New materials, new systems, *Defense Technology*, 15, 241-253.
- [4]. **Crouch, I.G., Franks, G.V., Tallon, C., Thomas, S., Naebe, M.,** *Glasses and Ceramics*, I. G. Crouch (Ed.), *The Science of Armour Materials*, (331-393), Woodhead Publishing, (2017).
- [5]. **Medvedovski, E.,** (2010). Ballistic performance of armour ceramics: Influence of design and structure. Part 2, *Ceramics International*, 36, 2117-2127.
- [6]. **Bracamonte, L., Loutfy, R., Yilmazcoban, I. K., Rajan, S. D.,** *Design, Manufacture, and analysis of ceramic-composite armor*, A. Bhatnagar (Ed.), *Lightweight Ballistic Composites*, (Second Edition, 349-367), Woodhead Publishing, (2016).
- [7]. **Ruys, A.,** *Alumina in lightweight body armor*, A. Ruys (Ed.), *Alumina Ceramics*, (321-368), Woodhead Publishing, (2019).
- [8]. **Ulven, C., Vaidya, U. K., Hosur, M. V.,** (2003). Effect of projectile shape during ballistic perforation of VARTM carbon/epoxy composite panels, *Composite Structures*, 61, 143-150.
- [9]. **Dogan, F., Hadavinia, H., Donchev, T., Bhonge, P. S.,** (2012). Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact, *Central European Journal of Engineering*, 2(4), 612-626.
- [10]. **Ghosh, P., Ramajeyathilagam, K.,** (2020). Numerical investigation on damage behavior of circular composite laminate under low velocity impact, *Materials Today: Proceedings*, 33, 5448-5454.
- [11]. **Yang, M., Qiao, P.,** *High energy absorbing materials for blast resistant design*, N. Uddin (Ed.), *Blast Protection of Civil Infrastructures and Vehicles Using Composites*, (88-119), Woodhead Publishing, (2010).
- [12]. **Crouch, I. G., Eu, B.,** *Ballistic testing methodologies*, I. G. Crouch (Ed.), *The Science of Armour Materials*, (639 - 673), Woodhead Publishing, (2017).

- [13]. **Stanislawek, S., Morka, A., Niezgodna, T.,** (2015). Pyramidal ceramic armor ability to defeat projectile threat by changing its trajectory, *Bulletin of the polish academy of sciences technical sciences*, 63 (4), 843-849.
- [14]. **ComposteLab,** *Composites 101*, <http://compositeslab.com>. (Erişim Tarihi: 24.09.2021).
- [15]. **Sy, B. L., Fawaz, Z., Bougherara, H.,** (2019). Numerical simulation correlating the low velocity impact behavior of flax/ epoxy laminates, *Composite Part A*, 126, 105582.
- [16]. **Cavallaro, P.,** (2011). Soft body armor: an overview of materials, manufacturing, testing, and ballistic impact dynamics, *NUWC- NPT technical report 12,057.7*.
- [17]. **Nayak, R., Crouch, I., Kanesalingam, S., Ding, J., Tan, P., Lee, B., Miao, M., Ganga, D., Wang, L.,** (2017). Body armor for stab and spike protection part 1: scientific literature review, *Textile Research Journal*, 88(7).
- [18]. **Kahrman, ř. B.,** (2021). *Personel koruyucu seramik kompozit zırhlarda ara yüzeyin balistik performans etkilerinin incelenmesi* (Yüksek Lisans Tezi), Ankara.
- [19]. **NIJ Standard-0101.06,** (2008). Ballistic Resistance of Body Armor, *U.S. Department of Justice Office of Justice Programs National Institute of Justice*, Washington, DC, USA.
- [20]. **Zochowski, P.,** (2019). Numerical methods for the analysis of behind armor ballistic trauma, *12<sup>th</sup> European LS-DYNA Conference*, Koblenz, Germany.
- [21]. **Liu, S., Qu, Z., LV, Ma, G.,** (2017). Damage and failure mechanism of bullet impact sapphire based on LS-DYNA, *4<sup>th</sup> International Conference on Material Engineering and Applications*, Advances in Engineering Research, 146.
- [22]. **Chaichuenchob, C., Aungkavattana, P., Kochawattana, S.,** (2014). Crack evolution from ballistic threats in laminated glass, *Key Engineering Materials*, 608, 316a-321.
- [23]. **US3509833A** (1963) Hard faced ceramic and plastic armor, *Goodyear Aerospace Corporation*, USA.
- [24]. **Ernst, H. J., Wiesner, V., Wolf, T.,** *Armor ceramics under high-velocity impact of a medium-caliber long-rod penetrator*, McCauley, J. W., Crowson, A., Gooch, W. A. J., Rajendran, A. M., Bless, S. J., Logan, K. V., Normandia, M., Wax, S. (Ed.) *Ceramic Armor Material by Design*, (23-31), The American Ceramic Society, (2001).
- [25]. **Koç (Güngör), S., Akçay, B.,** (2021). B<sub>4</sub>C ve Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> seramik plakların mekanik ve balistik özelliklerinin incelenmesi, *Politeknik Dergisi*.
- [26]. **Tepeduzu, R., Karakuzu, R.,** (2019). Ballistic performance of ceramic/composite structures, *Ceramics International*, 45, 1651-1660.

- [27]. **Liu, W., Chen, Z., Chen, Z., Cheng, X., Wang, Y., Chen, X., Liu, J., Li, B., Wang, S.,** (2015). Influence of different back laminate layers on ballistic performance of ceramic composite armor, *Materials and Design*, 87, 421-427.
- [28]. **Hazell, P. J., Roberson, C. J., Moutinho, M.,** (2008). The design of mosaic armor: the influence of tile size on ballistic performance, *Materials and Design*, 29, 1497-1503.
- [29]. **Jiusti, J., Kammer, E. H., Neckel, L., Loh, N. J., Trindade, W., Silva, A. O., Montedo, O. R. K.,** (2017). Ballistic performance of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> mosaic armors with gap-filling materials, *Ceramic International*, 43, 2697-2704.
- [30]. **Miranda, P., Pajares, A., Meyers, M. A.,** (2019). Bioinspired composite segmented armour: numerical simulations, *Journal of Materials Research and Technology*, 8(1), 1274-1287.
- [31]. **Mariana, M., Beltrami, R., Brusa, P., Galassi, C., Ardito, R., Lecis, N.,** (2021). 3D jetting of fine alumina powders by binder jetting, *Journal of the European Ceramic Society*, 41(10), 5307-5315.
- [32]. **Chen, A. N., Wu, J. M., Liu, K., Chen, J. Y., Xiao, H., Chen, P., Li, C. H., Shi, Y. S.,** (2018). High-performance ceramic parts with complex shape prepared by selective laser sintering: a review, *Advances in Applied Ceramics*, 117(2), 100-117.
- [33]. **Gingold, R. A., Monaghan, J. J.,** (1977). Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 181(3), 357-389.
- [34]. **Lucy, L. B.,** (1977). A numerical approach to the testing of the fission hypothesis, *Astronomical Journal*, 82, 1013-1024
- [35]. **Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Ensan, M. N.,** (2008). Application of the SPH method for simulation of aerospace structures under impact loading, *10th International LS-DYNA Users Conference*.
- [36]. **Stellingwerf, R. F., Wingate, C. A.,** (1994). Impact modeling with smooth particle hydrodynamics, *Mem. S. A. It.*, 64(4), 1117-1128.
- [37]. **Vignjevic, R., Campbell, J.,** (2009) *Review of Development of the Smooth Particle Hydrodynamics (SPH) Method*, S. Hiermaier (Ed.), Springer Boston, MA.
- [38]. **Meng, S., Taddei, L., Lebaal, N., Roth, S.,** (2021). Advances in ballistic penetrating impact simulations on thin structures using smooth particle hydrodynamics: a state of art, *Thin-Walled Structures*, 159-107206.
- [39]. **Plassard, F., Mespoulet, J., Hereil, P.,** (2011). Hypervelocity impact of aluminum sphere against aluminum plate: experiment and LS-DYNA correlation, *8th European LS-DYNA Users Conference*, Strasbourg.
- [40]. **Zhang, X., Jia, G., Huang, H.,** (2011). Fragment identification and statics method of hypervelocity impact SPH simulation. *Chinese Journal of Aeronautics*, 24, 18-24.

- [41]. **Scazzosi, R., Giglio, M., Manes, A.,** (2020). FE coupled to SPH numerical model for the simulation of high-velocity impact on ceramic based ballistic shields, *Ceramic International*, 46, 23760-23772.
- [42]. **Toussaint, G., Polyzois, I.,** (2019). Steel spheres impact on alumina ceramic tiles: experiments and finite element simulations, *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 1-22.
- [43]. **Johnson, G. R., Holmquist, T. J.,** (1994). An improved computational constitutive model for brittle materials, *High-Pressure Sciences and Technology*, American Institute of Physics.
- [44]. **Cronin, D. S., Bui, K., Kaufmann, C., McIntosh, G., Berstad, T.,** (2003). Implementation and Validation of the Johnson-Holmquist Ceramic Material Model in LS-Dyna. *4th European LS-DYNA Users Conference*, 50, 047-60.
- [45]. **Islam, R. I., Zheng, J. Q., Batra, R. C.,** (2020). Ballistic performance of ceramic and ceramic-metal composite plates with JH1, JH2 and JHB material models, *International Journal of Impact Engineering*, 137, 103469.
- [46]. **Hallquist, J. O.,** (2001). LS-DYNA Keyword User's Manual – Volume II, Livermore Software Technology Corp., Livermore.
- [47]. **Johnson, G. R., Stryk, R. A. Beissel, S. R.,** (1996). SPH for high velocity impact computations, *Computer methods in applied mechanics and engineering*, 139,347-373.
- [48]. **LSTC Support,** Material selector for LS-DYNA, <https://www.lstc.com/dynamat/> (Erişim Tarihi: 27.02.2022)
- [49]. **Jones, T., Delorme, R.,** (2008). Development of a ballistic specification for magnesium alloy AZ31B. ARL-TR-4664; U. S. Army Research Laboratory: Aberdeen Proving Ground.
- [50]. **Compton, B. G., Gamble, E. A., Zok, F. W.,** (2013), Failure initiation during impact of metal spheres onto ceramic targets, *International Journal of Impact Engineering*, 55,11-23.
- [51]. **Rahbek, D. B., Johnsen, B. B.,** (2015). Dynamic behavior of ceramic armour systems, *Forsvarets forskningsinstitut (FFI)*, 01485.
- [52]. **Rahbek, D. B., Simons, J. W., Johnsen, B. B., Kobayashi, T., Shockey, D. A.,** (2017). Effect of composite covering on ballistic fracture damage development in ceramic plates, *International Journal of Impact Engineering*, 99, 58-68.
- [53]. **LS-DYNA Support,** Hourglass, <https://www.dynasupport.com/howtos/element/hourglass> (Erişim Tarihi: 30.02.2022)
- [54]. **Heimbs, S., Heller, S., Middendorf, P., Hahnel, F., Weibe, J.,** (2009). Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: test and modelling, *International Journal of Impact Engineering*, 36, 1182-1193.

- [55]. **Asu Baltija**, Armor set for Mi-17 Helicopter, <http://www.asubaltija.com> (Erişim Tarihi: 22.09.2021)
- [56]. **Mohammed, G.**, (2019). Introduction to Composite Modelling in LS-DYNA, *LS-DYNA Composite Modelling*, Composite Webinar.
- [57]. **Osborne, M.**, (2012). *Single element characterization of the LS-DYNA material modeling*, (Yüksek Lisans Tezi), Washington.
- [58]. **Yen, C. F.** (2008). Ballistic impact modeling of composite materials, *7<sup>th</sup> LS-DYNA*, Anderdorf, Bamberg.
- [59]. **Rabiee, A., Ghasemnejad, H.**, (2021). Finite element modelling approach for progressive crushing of composite tubular absorbers in LS-DYNA: review and findings, *Journal of Composite Science*, 6, 11.
- [60]. **Grujicic, M., Pandurangan, B., Koudela, K. L., Cheeseman, B. A.**, (2006). A computational analysis of the ballistic performance of light-weight hybrid composite armors, *Applied Surface Science*, 253, 730-745.
- [61]. **Shi, Y., Swait, T., Soutis, C.**, (2012). Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact, *Composite Structures*, 94, 2902-2913.
- [62]. **Heimbs, S., Heller, S., Middendorf, P.**, (2008). Simulation of low velocity impact on composite plates with compressive preload, *7<sup>th</sup> LS-DYNA*, Anderdorf, Bamberg.
- [63]. **Heimbs, S., Bergmann, t., Schueler, D., Toso-Pentecote, N.**, (2014). High velocity impact on preloaded composite plates, *Composite Structures*, 111, 158-186.
- [64]. **Wagner, T., Heimbs, S., Franke, E., Burger, U., Middendorf, P.**, (2018). Experimental and numerical assessment of aerospace grade composites based on high velocity impact experiments, 204, 142-152.
- [65]. **Wang, Y., Huang, Z. M.**, 2018. Analytical micromechanics for elastoplastic behavior of long fibrous composites: a critical review and comparative study, *Materials*, 11(10), 1919
- [66]. **Nilakantan, G., Keefe, M., Bogetti, T. A., Gillespi, J. A.**, (2010). Multiscale modelling of the impact of textile fabrics based on hybrid elements analysis, *International Journal of Impact Engineering*, 37,1056-1071.
- [67]. **Nilakantan, G., Keefe, M., Bogetti, T. A., Gillespi, J. A.**, (2010). On the finite element analysis of woven fabric impact using multiscale modelling techniques, *International Journal of Solids and Structures*, 47, 2300-2315.
- [68]. **Kumar, D., Koutsawa, Y., Rauchs, G., Marchi, M., Kavka, C., Balousttar, S.**, (2020). Efficient uncertainty quantification and management in the early stage design of composite applications, *Composite structures*, 251, 112538.
- [69]. **Nguyen, L. H.**, (2015). *The ballistic performance of thick ultra high molecular weight polyethylene composite* , (doktora tezi).

- [70]. **Zang, X., Liu, T., He, N., Jia, G.,** (2016). Investigation of two finite element modelling approaches for ballistic impact response of composite laminates, *International Journal of Crashworthiness*, 1745-211.
- [71]. **Chatiri, M., Güll, T., Matzenmiller, A.,** (2009). An assessment of the new LS-DYNA layered solid element: basics, patch simulation and its potential for thick composite structure analysis, *7<sup>th</sup> European LS-DYNA Conference*.
- [72]. **LS-DYNA, (2018).** LS-DYNA Keyword User's Manual, Volume 1, *Livermore Software Technology Corporation*.
- [73]. **Feraboli, P., Wade, B., Deleo, F., Rassaian, M., Higgins, M., Byar, A.,** (2011). LS-DYNA MAT54 modeling of axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen, *Composite: Part A*, 42,1809—1825.
- [74]. **Berk, B., Karakuzu, R., Icten, B. M., Arikan, V., Arman, Y., Atas, C., Goren, A.,** (2016). An experimental and numerical investigation on low velocity impact behavior of composite plates, *Journal of Composite Materials*, 0(0), 1-9.
- [75]. **Kaw, A. K.,** (2006). *Mechanics of composite materials*, 2<sup>nd</sup> Edition.
- [76]. **Cherniaev, A., Pavlova, S., Pavlov, A., Komarov, V.,** (2020). Prediction of load-bearing capacity of composite parts with low velocity impact damage: identification of intra- and inter ply constitutive models, *Applied Mechanics*, 1,59-78.
- [77]. **Schweizerhof, K., Weimar, K., Münz, Th., Rottner, Th.,** (1998). Crashworthiness analysis with enhanced composite material models in LS-DYNA merits and limits, *LS-DYNA World Conference*, Detroit.
- [78]. **Hallquist, J. O.,** (2006). LS-DYNA Theory Manual, LSTC.
- [79]. **Loikkanen, M., Praveen, G., Powell D.,** (2008). Simulation of ballistic impact on composite panels, 10<sup>th</sup> International LS-DYNA Users Conference.
- [80]. **MIL-PRF-46103E, (1998).** Performance Specification of armor: lightweight, composite, U. S. Army Research Laboratory, USA.
- [81]. **Borvik, T., Dey, S., Olovsson, L.,** (2015). Penetration of granular materials by small arms bullets, *International Journal of Impact Engineering*, 75,123-139.
- [82]. **MathWorks,** Design of Experiments, [https://www.mathworks.com/help/stats/design-of-experiments-1.html?s\\_tid=CRUX\\_lftnav](https://www.mathworks.com/help/stats/design-of-experiments-1.html?s_tid=CRUX_lftnav) (Erişim Tarihi 17.04.2022)
- [83]. **Tekdemir, İ. G., (2012).** *Güç sistemlerinde rüzgar enerjisi ile üretimin küçük işaret kararlılığına etkilerinin deterministic ve olasılıksal olarak incelenmesi*, (Yüksek Lisans Tezi).

- [84]. **Donovan, D., Burrage, K., Burrage, P., McCourt, T. A., Thompson, B., Yazici, E. Ş.**, (2018). Estimates of the coverage of parameter space by latin hypercube and orthogonal array based sampling, *Applied Mathematical Modelling*, 57, 553-564.
- [85]. **Pisner, D. A., Schnyer, D. M.** (2020). *Support vector machine*, *Machine Learning*, A. Mechelli, S. Vieraia (Eds.) Academic Press.
- [86]. **Cristianini, N., Shawe-Taylor, J.**, (2013). *An introduction to support vector machines and other kernel-based learning methods*, Cambridge University Press, Cambridge.
- [87]. **Dreiseitl, S., Machado, L. O.**, (2002). Logistic regression and artificial neural network classification models: a methodology review, *Journal of Biomedical Informatics*, 35 (5-6), 352-359.
- [88]. **Kochenderfer, M. J., Wheeler, T. A.**, (2019). *Algorithms for optimization*, M. J. Kochenderfer (Ed.), The MIT Press, Cambridge.
- [89]. **Zhou, M., Fleury, R., Kemp, M.**, (2010). Optimization of composite – recent advances and application, *13<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*.

