



T.C.
MUSTAFA KEMAL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**E-CAMI/EPOKSİ TABAKALI KOMPOZİTLERDE DÜŞÜK HIZLI
DARBE DAVRANIŞININ SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİYLE İNCELENMESİ**

İBRAHİM YAPICI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Antakya / HATAY

Eylül-2012

MUSTAFA KEMAL ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

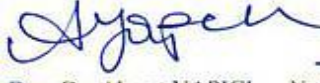
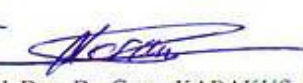
**E-CAMI/EPOKSİ TABAKALI KOMPOZİTLERDE DÜŞÜK HIZLI
DARBE DAVRANIŞININ SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİYLE İNCELENMESİ**

İbrahim YAPICI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Doç. Dr. Ahmet YAPICI danışmanlığında hazırlanan bu tez 06 / 09 / 2012 tarihinde aşağıdaki jüri üyeleri tarafından kabul edilmiştir.

		
Doç. Dr. Ahmet YAPICI	Yrd. Doç. Dr. Cuma KARAKUŞ	Yrd. Doç. Dr. Yasin ERDOĞAN
Başkan	Üye	Üye

Bu tez Enstitümüz Makine Mühendisliği Anabilim Dalında hazırlanmıştır.

Kod No:

Prof. Dr. İlhan ÜREMİŞ

Enstitü Müdürü

Not: Bu tezde kullanılan özgün ve başka kaynaktan yapılan bildirişlerin, çizelge, şekil ve fotoğrafların kaynak gösterilmeden kullanımı, 5846 sayılı Fikir ve Sanat Eserleri Kanunundaki hükümlere tabidir.

İÇİNDEKİLER

ÖZET	V
ABSTRACT	VI
SİMGELER DİZİNİ.....	VII
ÇİZELGELER DİZİNİ	VIII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	IX
1. GİRİŞ	1
2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR.....	4
3. MATERYAL VE YÖNTEM	10
3.1 Materyal	10
3.1.1 Kompozit Malzemeler.....	10
3.1.2 Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları.....	11
3.1.2.1 Yüksek Mukavemet	11
3.1.2.2 Kolay Şekillendirme.....	11
3.1.2.3 Elektriksel Özellikler	11
3.1.2.4 Isıya ve Ateşe Dayanıklılık	11
3.1.2.5 Titreşimle Sönümlleme	12
3.1.2.6 Korozyona ve Kimyasal Etkilere Karşı Dayanıklılık.....	12
3.1.2.7 Kalıcı Renklendirme	12
3.1.2.8 Kompozit Malzemelerin Dezavantajları	12
3.1.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	13
3.1.3.1 Yapılarını Oluşturan Malzemelere Göre Kompozitler.....	13
3.1.3.1.1 Elyafli Kompozitler.....	13
3.1.3.1.2 Parçacıklı Kompozitler.....	14
3.1.3.1.3 Tabakalı Kompozitler.....	14
3.1.3.1.4 Karma (Hibrid) Kompozitler.....	15
3.1.3.2 Yapı Bileşenlerinin Şekline Göre Kompozitler	15

3.1.3.2.1 Polimer Kompozitler	15
3.1.3.2.2 Metal Kompozitler	16
3.1.3.2.3 Seramik Kompozitler	17
3.1.4 Kompozit Malzeme Yapımında Temel Maddeler.....	17
3.1.4.1 Matris Malzemeleri	17
3.1.4.2 Reçineler ve Özellikleri.....	18
3.1.4.2.1 Epoksi Reçineleri	18
3.1.4.2.2 Polyesterler.....	18
3.1.4.2.3 Üretan Reçineleri	18
3.1.4.2.4 Fenolik Reçineler	18
3.1.4.3 Elyaf Çeşitleri ve Özellikleri.....	18
3.1.4.3.1 Cam Elyaflar	19
3.1.4.3.2 Bor Elyaflar	20
3.1.4.3.3 Silisyum Karbür Elyaflar	21
3.1.4.3.4 Alumina Elyaflar	21
3.1.4.3.5 Grafit (Karbon) Elyaflar.....	21
3.1.4.3.6 Aramid Elyaflar.....	22
3.1.5 Kompozit Malzemelerin Kullanımı	24
3.1.5.1 Günlük ve Ticari Hayatta Kullanım	24
3.1.5.2 Askeri Alanda Kullanım	24
3.1.5.2.1 Uzay ve Havacılık Sanayisinde Kullanımı	24
3.1.5.2.2 Silah, Roket ve Diğer Mühimmat Sanayisinde Kullanımı.....	25
3.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi	26
3.2.1 Eleman Tipleri.....	29
3.2.1.1 Tek Boyutlu Elemanlar	29
3.2.1.2 İki Boyutlu Elemanlar	29
3.2.1.3 Dönel Elmanlar	29
3.2.1.4 Üç Boyutlu Elemanlar	30
3.2.1.5 İzometrik Elemanlar	30

3.2.2 İnterpolasyon Fonksiyonlarının Seçimi	31
3.2.3 Eleman Direngenlik Matrisinin Elde Edilmesi	31
3.2.4 Sistem Direngenlik Matrisinin Elde Edilmesi.....	31
3.2.5 Sisteme Etki Eden Kuvvetlerin Bulunması	32
3.2.5.1 Tekil Kuvvetler	32
3.2.5.2 Yayılı Kuvvetler	32
3.2.5.3 Kütle Kuvvetleri.....	32
3.2.6 Sınır Şartlarının Belirlenmesi.....	32
3.2.7 Sistem Denkleminin Çözümü	33
4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA	34
4.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Analizin Yapılması.....	34
4.1.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Gerilme Analizi	34
4.1.2 Analizin Yapılışı	35
4.1.2.1 Problemin Açıklanması.....	35
4.1.2.2 Verilenler.....	35
4.1.2.3 Yaklaşım ve Kabuller.....	36
4.1.2.4 Aşamaların Özeti.....	36
4.1.3 Analiz Elemanları.....	36
4.1.3.1 Shell 163.....	36
4.1.3.2 Solid 164	37
4.1.4 Analiz Tipinin Tanımlanması	37
4.1.5 Element Tipinin ve Malzeme Özelliklerinin Tanımlanması	39
4.1.6 Geometrilerin Modellenmesi.....	45
4.1.6.1 Kompozit Plakanın Modellenmesi	45
4.1.6.2 Vurucunun Modellenmesi	46
4.1.7 Mesh İşleminin Yapılması	47
4.1.7.1 Plakanın Mesh İşleminin Yapılması	47
4.1.7.2 Vurucunun Mesh İşleminin Yapılması	48
4.1.8 Bileşenlerin Oluşturulması	49

4.1.8.1 Plaka Bileşenlerinin Oluşturulması	49
4.1.8.2 Vurucu Bileşenlerinin Oluşturulması	50
4.1.8.3 Kontak Parametrelerinin Belirlenmesi	50
4.1.9 Yüklerin Uygulanması	52
4.1.9.1 Vurucuya İlk Hızın Uygulanması	52
4.1.9.2 Zaman Aralığının Oluşturulması	52
4.1.9.3 Vurucuya İvmenin Uygulanması	54
4.1.9.4 Plakanın Mesnetlenmesi	56
4.1.10 Çözümün Elde Edilmesi	57
4.1.10.1 Çıktı Kontrollerinin Belirlenmesi	57
4.1.10.2 Çözüm	58
4.1.11 Analiz Sonuçlarının Alınması	58
4.1.11.1 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Hızı Bulmak	58
4.1.11.2 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı İvmeyi Bulmak	59
4.1.11.3 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Yer Değiştirmeyi Bulmak	60
4.1.11.4 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Kuvveti Bulmak	60
4.1.11.5 Kompozit Plakada Fiber Oryantasyon Açılarının Gösterilmesi	61
4.1.12 Sonuçların İncelenmesi	61
4.1.12.1 Deneysel Çalışmalar	61
4.1.12.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Elde Edilen Sonuçlar	63
4.1.12.3 Sonlu Eleman Analizi ile Deney Sonuçlarının Karşılaştırılması	69
4.1.12.3.1 Hız-Zaman Değişimi Karşılaştırması	69
4.1.12.3.2 Temas Kuvveti-Zaman Değişimi Karşılaştırması	70
4.1.12.3.3 İvme-Zaman Değişimi Karşılaştırması	72
4.1.12.3.4 Yer Değiştirme-Zaman Değişimi Karşılaştırması	73
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	76
KAYNAKLAR	78
TEŞEKKÜR	81
ÖZGEÇMİŞ	82

ÖZET**E-CAMI/EPOKSİ TABAKALI KOMPOZİTLERDE DÜŞÜK HIZLI
DARBE DAVRANIŞININ SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİYLE İNCELENMESİ**

Bu çalışmada, düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi tabakalı kompozit plakaların dinamik cevabı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak araştırılmıştır. Sonlu elemanlar yönteminde incelenen darbe modeli, deneysel veriler dikkate alınarak oluşturulmuştur. Darbe uygulanacak kompozit plaka 140 x 140 x 3 mm ebatlarında, 16 tabakalı ve $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ oryantasyon dizilişine sahiptir. Vurucu kütlesi 17 kg'dır. Darbe ucu 24 mm çapında ve yarı küresel uçlu bir geometriye sahiptir. Darbe testleri 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s, 4 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Kullanılan kompozit plaka dört tarafı ankastre olarak ve üzerine uygulanan darbe plakanın merkezine gelecek şekilde uygulanmıştır. Yapılan sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen sonuçlar deneysel sonuçlarla karşılaştırılarak hız-zaman, ivme-zaman, temas kuvveti-zaman ve yer değiştirme-zaman değişimleri grafikler halinde verilmiştir.

2012, 82 sayfa

Anahtar Kelimeler: Düşük hızlı darbe, tabakalı kompozit, sonlu elemanlar yöntemi

ABSTRACT**AN INVESTIGATION OF LOW VELOCITY IMPACT BEHAVIOR OF
E-GLASS/EPOXY LAMINATED COMPOSITES USING FINITE
ELEMENT METHOD**

In this study, the dynamic response of composite laminated plates, subjected to low-velocity impact, was investigated by using finite elements method. The finite element impact model was prepared by considering the experimental setup. The composite model was 16 plies with a stacking sequence of $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ and 140 mm x 140 mm x 3 mm in dimension. The total mass with the impactor was 17 kg. The specimen was clamped at all edges and impacted by an impactor with a 24 mm diameter hemispherical head. The analyses were performed at 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s and 4 m/s velocities. The results of velocity-time, acceleration-time, contact force-time and displacement-time were given in graphics.

2012, 82 pages

Key Words: Low velocity impact, laminated composite, finite element method

SİMGELER DİZİNİ

DENS : Yoğunluk

E_x : x eksenine doğrultusundaki elastisite modülü

E_y : y eksenine doğrultusundaki elastisite modülü

E_z : z eksenine doğrultusundaki elastisite modülü

G_{xy} : xy kayma modülü

G_{yz} : yz kayma modülü

G_{xz} : xz kayma modülü

NUXY : xy düzleminde poisson oranı

NUYZ : yz düzleminde poisson oranı

NUXZ : xz düzleminde poisson oranı

ÇİZELGELER DİZİNİ

	Sayfa
Çizelge 3.1. Pekiştirici liflerin özellikleri	16
Çizelge 3.2. Lifli kompozitlerin özellikleri	16
Çizelge 3.3. Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri	20
Çizelge 3.4. Karbon ve grafit elyafların karşılaştırılması	22
Çizelge 3.5. Farklı elyaflardan oluşan kompozitlerin birim maliyetleri	23

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 3.1. Kompozit malzemelerde yapı türleri	13
Şekil 3.2 Elyaf takviyeli kompozit malzemedede tabakaların farklı açılarda dizilimi	15
Şekil 3.3. Elyaf ve matris malzemelerin gerilme uzama diyagramı	23
Şekil 3.4 Kompozit pervane yapısı ve tasarımı	25
Şekil 3.5 Konsol kiriş sonlu eleman modeli	32
Şekil 4.1. SHELL 163 Geometrisi	37
Şekil 4.2. SOLID 164 Geometrisi	37
Şekil 4.3. Programın çalıştırılması	38
Şekil 4.4. Analizin tanımlanması	38
Şekil 4.5. Plaka için Thin Shell 163 eleman tipinin tanımlanması	39
Şekil 4.6. Vurucu için 3D Solid 164 eleman tipinin tanımlanması.....	39
Şekil 4.7. Plaka için kompozit tanımlaması	40
Şekil 4.8. Geometrik sabitlerin (Real Constants) tanımlanması	40
Şekil 4.9. Kompozit plaka için kayma faktörü, tabaka sayısı ve kalınlık değerlerinin girilmesi	41
Şekil 4.10. Değişken aralığın seçimi	41
Şekil 4.11. İlk beş oryantasyon açısının tanımlanması	42
Şekil 4.12. 5-10 arasındaki oryantasyon açılarının tanımlanması.....	42
Şekil 4.13. 11-15 arasındaki oryantasyon açılarının tanımlanması.....	43
Şekil 4.14. Son oryantasyon açısının tanımlanması	43
Şekil 4.15. Kompozit plakanın malzeme değerlerinin girilmesi	44
Şekil 4.16. Vurucunun malzeme değerlerinin girilmesi.....	44
Şekil 4.17. Tanımlanan noktalar (Keypoints)	45
Şekil 4.18. Oluşturulan kompozit plaka	46

Şekil 4.19. Oluşturulan vurucu modeli.....	47
Şekil 4.20. Kompozit plakanın sonlu elemanlara ayrılması.....	48
Şekil 4.21. Vurucunun sonlu elemanlara ayrılması.....	48
Şekil 4.22. Bileşenlerin tanımlanması.....	49
Şekil 4.23. Plaka bileşeninin tanımlanması.....	50
Şekil 4.24. Vurucu bileşeninin tanımlanması.....	50
Şekil 4.25. Kontak ayarlarının yapılması	51
Şekil 4.26. Problemin kontak tanımlaması.....	51
Şekil 4.27. Vurucuya ilk hızın verilmesi.....	52
Şekil 4.28. Zaman parametresinin tanımlanması	53
Şekil 4.29. Tanımlanan zaman parametresi	53
Şekil 4.30. Zaman aralığının tanımlanması.....	53
Şekil 4.31. Yer çekimi parametresinin tanımlanması	54
Şekil 4.32. Tanımlanan yerçekimi parametresi	54
Şekil 4.33. Yerçekimi değerinin girilmesi	55
Şekil 4.34. Uygulanacak ivmenin ayarlanması	55
Şekil 4.35. Vurucuya ivmenin verilmesi.....	56
Şekil 4.36. Plakanın mesnetlenmesi	56
Şekil 4.37. Çözüm zamanının girilmesi	57
Şekil 4.38. Yapılacak analiz adımının girilmesi.....	57
Şekil 4.39. Enerji ayarlarının yapılması	58
Şekil 4.40. Analiz için çözümün başlatılması	58
Şekil 4.41. Kritik nod değerinde hız-zaman değişiminin alınması	59
Şekil 4.42. Kritik nod değerinde ivme-zaman değişiminin alınması	59
Şekil 4.43. Kritik nod değerinde yer değiştirme-zaman değişiminin alınması	60
Şekil 4.44. Kuvvet değerlerinin alınması	60
Şekil 4.45. Kompozit plakada tabakaların fiber oryantasyon açıları	61

Şekil 4.46. Ağırlık düşürme test cihazı	62
Şekil 4.47. 2 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme	64
Şekil 4.48. 2 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri	64
Şekil 4.49. 2.5 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme	65
Şekil 4.50. 2.5 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri	65
Şekil 4.51. 3 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme	66
Şekil 4.52. 3 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri	66
Şekil 4.53. 3.5 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme	67
Şekil 4.54. 3.5 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri	67
Şekil 4.55. 4 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme	68
Şekil 4.56. 4 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri	68
Şekil 4.57. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen hız-zaman değişimi	70
Şekil 4.58. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen hız-zaman değişimi	70
Şekil 4.59. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen temas kuvveti-zaman değişimi	71
Şekil 4.60. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen temas kuvveti-zaman değişimi	72

Şekil 4.61. Sonlu elemanlar yöntemiyle kompozit plakaya uygulanan; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s darbe hızlarında elde edilen maksimum temas kuvveti değerlerinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması.....	72
Şekil 4.62. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen ivme-zaman değişimi	73
Şekil 4.63. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen ivme-zaman değişimi	73
Şekil 4.64. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemle elde edilen yer değiştirme-zaman değişimi	74
Şekil 4.65. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen yer değiştirme-zaman değişimi	75
Şekil 4.66. Sonlu elemanlar yöntemiyle kompozit plakaya uygulanan; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s darbe hızlarında elde edilen maksimum yer değiştirme değerlerinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması.....	75

1. GİRİŞ

Günümüzde, insanların ihtiyaçları teknolojinin gelişimi ile beraber artmaktadır. Yeni malzeme üretimi, bu ihtiyaçların başında gelmektedir. Tabiatta sınırlı sayıda bulunan ana malzemeler ve bu malzemelerin özellikleri teknolojinin gelişmesiyle, yetersiz kaldığı görülmektedir. Dolayısıyla hem ekonomik hem mukavemetli hem de çok hafif malzemelerin üretilmesi için yapılan çalışmalar yoğunlaştırılmıştır. Böylece, değişik özelliklere sahip birden fazla malzemenin özel yöntemlerle fiziksel olarak birleştirilmeleri suretiyle, elde edilen kompozit malzemeler büyük önem kazanmıştır.

Kompozit malzemeler; tasarımda aranan özellikleri verebilecek uygun bir malzeme üretmek amacıyla, makro boyutta iki veya daha fazla malzemenin birleştirilmesi ile elde edilen yeni malzemelerdir. Makro boyuttan kasıt, malzemenin çıplak gözle veya büyüteçle görülebilecek boyutta olmasıdır. Kompozit malzeme daha iyi mekanik veya ısı özellikler elde etmek amacıyla makro boyutta birleştirilerek elde edilmiş bir yapıdır. Kompozit malzemeler, kendilerini meydana getiren malzemelerin en iyi özelliklerini gösterecek tarzda, genellikle matris adı verilen ana yapı ile takviye malzemeden oluşurlar. Bundan dolayı bu malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi bu sınıftaki malzemelerin kullanılabilirliklerinin tespiti açısından önemlidir.

Mühendislik uygulamalarında, özellikle de mekanik uygulamalarda, dışarıdan gelecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçların ortaya çıkmaması için, malzemenin en uygun cevabı verebilmesi istenir. Uygulama yerine ve kullanım amacına göre malzemenin maruz kalabileceği darbeler çok farklı şekillerde olabilir. Genel olarak, darbeler düşük hızlı veya yüksek hızlı olarak sınıflandırılırlar, fakat bu kategoriler arasında açık bir geçiş yoktur. Yapılan araştırmalar bu geçişin belirlenmesinde henüz net bir sonucun elde edilemediğini göstermektedir. Bu konuda yapılmış çalışmalardan bir kısmı düşük hızlı darbeyi hedefin rijitliğine, malzeme özelliklerine, çarpan cismin kütle ve rijitliğine bağlı olarak 1 m/s ile 10 m/s arasında değişen hızlar olarak değerlendirilmesi gerektiğini savunmaktadır.

Buna karşın darbeye karşı olan cevap da malzemenin kendisi tarafından belirlenir. Şöyle ki, metal ve metal alaşımlarında darbe sonucunda oluşan hasar darbeye maruz kalan yüzeyde meydana gelir. Kompozit malzemelerde ise darbe

sonucunda oluşan hasar, çarpmanın türüne göre darbeye maruz kalmayan yüzeyde de meydana gelebilir. İçyapıda tabakalar arasında ayrılma (delaminasyonlar) şeklinde görülebilir. Metallerde darbe cevabı, plastik şekil değiştirme sonucunda bir kopma veya kırılma şeklinde olmasına rağmen, kompozitler çok değişik modlarda hasara uğrayabilirler ve bu hasar modlarında parçanın yapısal bütünlüğünde ciddi bir değişiklik meydana gelmez.

Tabakalı kompozitler birçok mühendislik alanında kullanılır ve yabancı cisimler tarafından darbeye maruz kalabilirler. Darbeden kaynaklanan hasar, üretim, bakım ve servis işlemleri sırasında ortaya çıkabilir. Kullanım sırasındaki darbeye örnek olarak uçağın kalkış ve iniş sırasında lastiklerin yüksek hız kazanmasından sonra pistten fırlayan taş ve küçük parçacıkların yaptığı darbe verilebilir. Üretim ve bakım sırasında kullanılan takımlar yapı üzerine düşürülebilir. Bu durumda darbe hızları küçük fakat etkisi büyüktür. Tabakalı kompozit yapılar benzer metalik yapılara nazaran darbe hasarına daha duyarlıdır. Kompozit yapılarda darbe gözle muayenede belirlenemeyen iç hasarlar oluşturur. Bu iç hasar mukavemette azalmaya sebep olur ve yük altında büyür. Bu nedenle kompozit yapılar üzerine yabancı cisim darbelerinin etkileri anlaşılmalıdır ve tasarım aşamasında uygun önlemler dikkate alınmalıdır. Darbelerin kompozit yapıların performansına etkileri kompozit malzemelerin kullanımında kısıtlayıcı bir etkidir. Bu nedenlerle kompozit malzemelerin düşük hızlardaki darbe problemi önemli pratik ve teorik uygulamaları temsil eder (Kara, 2006).

Teknolojinin gelişmesi ile beraber birçok alanda meydana gelen değişimler insan yaşamına getirdikleri kolaylıkların yanı sıra daha önce hiç karşılaşılmamış birçok problemi de beraberlerinde getirmişlerdir. Bu problemlerden biri de hareketli sistemlerin elemanlarında ani yük değişimlerinden kaynaklanan problemlerdir. İvmeli hareketten kaynaklanan atalet kuvvetlerinin eleman üzerinde yarattığı etkiler daha önceden tahmin edilemeyecek sonuçlar doğurabilir. Dinamik çarpışmaların sonucunda meydana gelen ani ivme düşüşleri, eleman üzerine etkiyen kuvvetlerin sürekli olarak değişmesi nedeniyle oluşan ani ivme değişimleri de aynı şekilde beklenmeyen sonuçlar doğurabilir. Bu ani ivme değişimlerinin yarattığı kuvvetlere dinamik kuvvetler adı verilir.

Elemanların ivmeli hareketlerinden kaynaklanan eylemsizlik kuvvetlerine, zamanla değişim gösteren etken kuvvetlere, sisteme çok kısa zaman aralıklarında

tesir eden ani kuvvetlere ve çarpışmalardan doğan etkilere dinamik kuvvet denilmektedir.

Dinamik kuvvetlerin statik kuvvetlerden en önemli farklılığı etkidikleri cisim üzerinde oluşturdıkları gerilmeler ve şekil değişimlerinin statik kuvvetler gibi kademeli olarak artarak değil, kendi koşullarının oluşturduğu karakterde bir etki göstermesidir. Bu nedenle dinamik gerilme ve şekil değişimi hesaplarında başka prensipler uygulanır.

Mukavemet alanında yapılan çalışmaların ışığında dinamik kuvvetlerin de bazı ek katsayılar kullanılarak statik kuvvetlerin hesaplama prensipleriyle bulunabilmektedir.

Aslında yukarıda adı geçen tüm kuvvetlerin hesabında tek ana prensip göz önünde tutulur. Bu prensip D’alembert prensibidir. Kısaca bu prensibi açmak gerekirse sisteme etkiyen kuvvetler ne şekilde etkirse etkisin, eylemsizlik kuvvetleriyle dengede olan bir kuvvet bileşeni oluştururlar (Güvensoy, 2010).

Bu çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak aynı boyutlardaki E-camı/epoksi tabakalı kompozit plakalara farklı hızlarda düşük hızlı darbeler uygulanmıştır. Bu darbeler neticesinde; hız-zaman, yer değiştirme-zaman, ivme-zaman ve temas kuvveti-zaman değişimleri elde edilmiştir. Yapılan çalışma neticesinde elde edilen bu veriler Metin (2008)’in deneysel çalışmalarında elde ettiği verilerle karşılaştırılarak çalışma tamamlanmıştır.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

Tabakalı kompozit malzemelerin düşük hızlı darbeye vermiş oldukları cevap ile ilgili birçok deneysel çalışmalar yapılmıştır ve analitik yöntemler geliştirilmiştir. Bu alandaki önemli çalışmaların bir kısmı şunlardır:

Dinamik yükleme altındaki kompozit malzemeleri karakterize etmek için ilk çalışmalar Rotem ve Lifshits (1971), Lifshits (1976) ve Sierakowski ve ark. (1971) tarafından yapılmıştır. Sierakowski ve Chaturvedi (1997) ve Abrate (1998) çeşitli darbe modeli ve muayene yöntemlerinde ilerlemeler kaydetmişlerdir.

Teorik hesaplamalar darbe cevabını önceden belirlemek için yapılmıştır. Sun ile Chattopadhyay (1975) ve Dobyns (1981), Whitney ile Pagano (1970) tarafından merkezinden darbeye maruz basitçe desteklenmiş bir ortotropik plâğı incelemek için geliştirilen plaka denklemlerini kullanmışlardır. Green (1992; 1993) darbe altındaki gerilme alanlarını değerlendirmek için dalgalı yayılma teorisini kullanmıştır. Chritoforou ve Yiğit (1996) moment denge yöntemi kullanarak basitçe desteklenmiş bir kompozit kirişin enine darbesi üzerinde çalışmışlardır. Sankar (1992) en büyük temas kuvveti, temas süresi ve arka yüzeydeki en büyük şekil değiştirme gibi darbe karakteristiklerini önceden belirlemek için yarı ampirik bir formül sunmuştur.

Tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe cevabı analitik olarak Ramkuar ve Chen (1982), Sun ve Jih (1995) ve Abatan ve ark. (1998) tarafından araştırılmıştır. Gong ve Lam (1999) tarafından düşük hızlı darbeye karşı plaka cevabının önceden tahmin edilmesi için yaklaşık bir çözüm sunulmuştur. Bu çözüm, temas kuvveti ve enine kayma şekil değiştirmesinin etkisi gibi plakanın ve takviye elemanlarının beraberce hareketlerini içerir. Hibrit tabakalı kompozit plakaların düşük hızlı darbeye bağlı cevabı kayma deformasyon teorisi kullanılarak Lee ve ark. (1997) tarafından araştırılmıştır. Kim ve Kang (2001) darbe kuvvetini önceden belirlemek için enine darbeye maruz kompozit plakaların dinamik şekil değiştirmesinden yeni bir analitik metot geliştirmişlerdir.

Goo ve Kim (1997) düşük hızlı darbe altında tabakalı kompozit plakaların dinamik temas analizini yapmışlardır. Düzeltilmiş Hertz temas kanunu gibi basit kanunlar, kompozit plakaların dinamik temas durumuna uyarlamak için kullanılmıştır. Pierson ve Vaziri (1996) tarafından tabakalı kompozit plakaların darbe cevabı için analitik bir model sunulmuştur.

Lal (1982; 1983) grafit/epoksi tabakaların enine darbe davranışı ile ilgili deneysel ve analitik bir çalışma yapmıştır. Basit bir enerji yayma modeli darbe sonrası numunenin artık mukavemetini tespit etmek için geliştirilmiştir.

Rijit bir küre ile darbe yapılan kompozit sandviç plakanın dinamik cevabı nümerik ve deneysel olarak Lee ve ark. (1993) tarafından araştırılmıştır. Wang ve Vukhann (1994) karbon elyaf bulunan PEEK çapraz katlı tabakaların düşük hızdaki darbesini iki basit yaklaşım kullanarak araştırmışlardır.

Whittingham ve ark. (2004) ön gerilme altındaki karbon/epoksi tabakaların düşük hızlı darbe cevabını araştırmışlardır. Ön gerilme altındaki numunede oluşan darbe ucu dalma miktarı, darbe ucu delme miktarı, yutulan enerji ve en büyük darbe kuvveti deneysel olarak tespit edilmiştir.

Belingardi ve Vadori (2003) karbon/epoksi kompozit malzemelerde plaka kalınlığının düşük hızlı darbe davranışına etkilerini araştırmışlardır. Üç farklı kalınlıktaki deney numunelerine yarı-statik ve dinamik darbe yüklemesi yapılmıştır. Kuvvet-yer değiştirme eğrileri çıkarılarak numunelerin farklı darbe hızlarındaki enerji yutma kabiliyetlerini araştırmışlardır. Mitrevski ve ark. (2005) farklı darbe ucu geometrilerinin kompozit malzeme üzerindeki darbe etkilerini incelemişlerdir. Karbon/epoksi tabakalara yarı küresel, konik ve sivri darbe uçlarla darbeler yapmışlardır. Kuvvet-zaman değişimini ve numunelerin yuttuğu enerji miktarlarını deneysel olarak tespit ederek darbe ucu geometrilerinin etkilerini değerlendirmişlerdir.

Hosseinzadeh ve ark. (2005) fiberle güçlendirilmiş kompozit levhaların düşen ağırlık darbelerindeki hasar cevabını incelemişlerdir. Dört farklı fiberle güçlendirilmiş tabakalı kompozit plakalara düşük hızlı darbeler yapmışlardır. Numunelerdeki hasar bölgelerinin haritalarını çıkararak darbe enerjisi-hasar çapı değişimini elde etmişlerdir. Farklı numunelerdeki değişimleri rapor etmişlerdir. Sugun ve Rao (2004) cam, karbon ve kevlar takviyeli kompozitlere tekrarlı düşürme testleri yaparak düşük hızlı darbe karakteristiklerini çalışmışlardır. Kompozit plakalar üzerine delinme oluncaya kadar tekrarlı darbeler yapmışlardır. En büyük kuvvet-darbe sayısı değişimi ve darbe enerjisi-darbe sayısı değişimlerini deneysel olarak tespit etmişlerdir. Son darbeden sonra numunelerdeki hasar bölgelerinin haritaları çıkarılarak incelenmiştir.

E-camı/epoksi tabakalı kompozit plakaların darbe altındaki davranışı Mili ve Necip (2001) tarafından deneysel olarak çalışılmıştır. Çalışmalarında ağırlık

düşürme darbe cihazı kullanmışlardır. Darbe ucu hızlarının ve tabakalanma sırasının kompozit plağın davranışına etkilerini değerlendirmişlerdir. Aslan ve ark. (2003), Aslan ve Karakuzu (2002) düşük hızlı darbeye maruz fiber takviyeli tabakalı kompozitlerin dinamik davranışını değerlendirmişlerdir. Cam/epoksi kompozitin zamana bağlı analizi üzerine deneysel ve nümerik araştırma yapmışlardır. Nümerik olarak hesaplanan temas kuvveti-zaman değerleri, deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Düşük hızlı darbeye maruz tabakalı kompozitlerde darbe hızının, darbe kütesinin, kompozit plağın boyutlarının ve kalınlığının önemini belirlemişlerdir. Baucom ve Zikry (2005) E camı kompozit sistemlerde düşük hızlı darbedeki hasar ilerlemelerini incelemişlerdir. Numunede delinme oluşuncaya kadar aynı enerji seviyesinden düşük hızlı darbeler yapılmış ve buna bağlı olarak en büyük temas kuvveti-darbe sayısı ve enerji dağılımı-darbe sayısı grafiklerini elde ederek incelemişlerdir. Belingardi ve Vadori (2002) cam/epoksi kompozit plakaların düşük hızlı darbe davranışlarını incelemişlerdir. Tek yönlü ve örgülü olarak üç farklı yönlenmeye sahip kompozit malzemeye serbest dart düşürme cihazı ile testler yapmışlardır. Darbe enerjisi-hasar değeri, temas kuvveti-zaman değişimleri elde edilerek farklı özellikleri olan numunelerin darbe davranışı değerlendirilmiştir.

Kara (2006) düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin dinamik davranışını incelemiştir. Tek yönlü takviyelendirilmiş tabakacıklar $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ şeklinde düzenlenerek E-camı/epoksi tabakalı kompozit malzeme üretilmiştir. Darbe testleri özel olarak imal edilen düşey ağırlık düşürme test cihazı ile yapılmıştır. 24 mm çapında, yarı küresel uçlu bir geometriye sahip vurucu uç kullanılmıştır. Vurucu kütlesi 30 kg'dır. 2.0, 2.5 ve 3.0 m/s'lik çarpma hızlarında testler yapılmıştır. Çalışmalarda 180×50 mm, 180×100 mm, 180×150 mm boyutlarında iki tarafı serbest iki tarafı ankastre kompozit levhalar kullanılmıştır ve darbe her bir levhanın merkezine yapılmıştır. Farklı deney numuneleri için zamana göre kuvvet değişimini veren grafikler elde edilmiştir.

Uyaner ve Kara (2007) düşük hızlı darbeye maruz bırakılan E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin dinamik davranışını incelemişlerdir.

Uyaner ve ark. (2007) düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerde plaka boyutlarının malzemede oluşan hasara etkilerini araştırmışlardır.

Uyaner ve Kara (2007) tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe cevabına vurucu şekillerinin etkisini araştırmışlardır. Ağırlık düşürme test cihazını kullanarak, 90° ve 120° konik, 24 mm ve 12 mm çaplı yarı-küresel ve 120° piramit uca sahip vurucularla numune üzerine düşük hızlı darbe yapılmıştır. Darbe enerjisi 62.5 J ve çarpma hızı 2.5 m/s'dir. 180×50 mm boyutlarında 7 mm kalınlığında 18 tabakalı deney numuneleri kullanmışlardır. Deneylerden elde edilen kuvvet-zaman değişimlerini incelemişlerdir. Ayrıca her bir vurucunun numune üzerinde oluşturduğu hasar alanlarını inceleyerek değerlendirmişlerdir.

Yüce (2007) E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe altındaki dinamik cevabını deneysel olarak incelemiştir. Tek yönlü takviyelendirilmiş tabakalar [+45°, -45°, 90°, 0°]_s şeklinde düzenlenerek 8 tabakalı numuneler elde edilmiştir. Aynı açısal düzenlemenin simetriği de alınarak 16 tabakalı numuneler elde edilerek iki farklı kalınlıkta numune üretilmiştir. Darbe testleri özel olarak geliştirilmiş olan, düşey ağırlık düşürme test cihazı ile yapılmıştır. 24 mm çapında, yarı küresel uçlu bir geometriye sahip vurucu uç kullanılmıştır. Vurucu kütlesi 30 kg'dır. 1.0, 1.5, 2.0, 2.5 ve 3.0 m/s'lik çarpma hızlarında testler yapılmıştır. Çalışmalarında 140×140 mm ebatlarındaki iki farklı kalınlıktaki numuneler, çapı 100 mm olan kalıba bağlanarak darbe testine tabi tutulmuştur. Deney sonunda yutulan enerji, hasar miktarı, temas kuvvetleri ve şekil değişimleri incelenmiştir.

Eren (2007) Alüminyum-termoplastik kompozit panelin darbe etkisini deneysel olarak incelemiştir. Darbe testi, sabit ağırlıkta, farklı yüksekliklerde yapılmıştır. 15 J, 30 J, 45 J ve 60 J'lük enerjilerin numune üzerinde oluşturdukları hasarlar incelenmiştir. Deneysel sonuçlar grafiksel olarak gösterilmiştir.

Akın (2008) E-camı/epoksi kompozit levhanın darbe etkisini deneysel olarak incelemiştir. Deney numuneleri 0/90, -45/45, -30/30 fiber oryantasyonunda 8 simetrik tabakalı olarak, ortalama 2 mm kalınlıkta üretilmiştir. Deneyler numunelerin dört taraftan ankastre ve iki taraftan ankastre bağlantı şartlarında gerçekleştirilmiştir. Darbe testleri sabit 3 kg'lık ağırlıkta ve 0.5 m, 0.75 m, 1 m, 1.5 m ve 2 m'lik yüksekliklerde malzemenin delinme şartları göz önüne alınarak

yapılmıştır. Darbe test cihazının düşen ağırlık kısmı ile vurucu uç arasına yerleştirilen bir piezoelektrik kuvvet sensörü vasıtası ile alınan bu veriler kuvvet-zaman grafiğine dönüştürülmüştür. Elde edilen bu veriler ile ayrıca hız-zaman, kuvvet-çökme ve enerji-çökme grafikleri hesaplanarak çizilmiştir. Deney sonunda, zamana bağlı dinamik yük etkisi altındaki kompozit levhaların bağlantı koşullarına göre dinamik davranışları üzerine deneysel çalışmalar yapılmış ve bağlantıdan kaynaklanan farklılıklar grafiklerin yorumu ile ortaya konulmuştur.

Yapıcı ve Metin (2009) E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerde düşük hızlı darbe hasarının burkulma özelliklerine etkisini incelemişlerdir.

Akceylan (2009) E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe cevabını araştırmıştır. Numuneler rijit bir zemin üzerinde serbestçe bulundurulmuştur. Ağırlık düşürme test cihazı kullanılarak 24 mm çaplı yarı-küresel uca sahip vurucu ile numune üzerine düşük hızlı darbe yapılmıştır. Çarpma hızları 2.0, 2.5 ve 3.0 m/s olarak seçilmiştir. Vurucu kütlesi 30 kg'dır. 180×50 mm, 180×100 mm, 180×150 mm boyutlarında, 7 mm kalınlığında ve 18 tabakalı deney numuneleri kullanılmıştır. Deneylerden elde edilen kuvvet-zaman değişimleri incelenmiştir. Ayrıca her bir vurucunun numune üzerinde oluşturduğu hasar alanları değerlendirilmiştir.

Şenel ve ark. (2009) imalatı yapılmış olan düşük hızlı darbe test düzeneğine monte edilecek şekilde özgün bir frenleme ve kontrol sistemi tasarlamış ve imalatını gerçekleştirmişlerdir. Frenleme sisteminin numune hasar oluşumu üzerine farkını görmek için düşük hızlı darbe deneyleri yapılmıştır. Deneylerde numune olarak 8 tabakalı simetrik $[-30/30]_{4s}$ oryantasyon açısında cam/epoksi kompozit plak kullanmışlardır. Deneyler 14.7 J, 22.07 J, 29.43 J, 44.14 J darbe enerjilerinde yapılmıştır. Sonuç olarak düzenekte kullanılan frenleme ve kontrol sistemi, düşen kütlenin sekmesi durumunda kütleyi tutmuş, numuneyi delme durumunda da devreye girmeyerek istenilen özellikleri göstermiştir. Frenleme sisteminin hasar oluşumuna etkisini inceleyerek, bu sistemin gerekliliği ve gerçek modellemeye yakınlığını tespit etmişlerdir.

Şenel ve ark. (2009) proje çalışmasında bir darbe test cihazı tasarlayarak kompozit plaklar üzerine ön yükleme verme imkânı sağlamışlardır. Proje tasarlanırken ön yükleme etkisinin yanında farklı vurucu uç geometrilerinin, vurucu uç ağırlık değişkenliğinin ve numune bağlantı şartlarının değişkenlikleri de göz önünde tutarak geniş bir araştırma alanı oluşturmuşlardır. Buradaki her bir

şartı ayrı ayrı göz önüne alarak deneyleri yapmışlardır. Her bir şartın darbe ile beraber numune üzerine olan etkilerini araştırmışlardır.

Güvensoy (2010) düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi filaman sarım kompozit boruların dinamik cevabını araştırmıştır. Uygulamış olduğu yöntem sonlu elemanlar yöntemi olup bilgisayar analizi sonuçlarının yorumlanmasına dayandırılmıştır. Filaman sarım kompozit boru ve darbe olayını modellemiştir. Benzeşimde kullanmış olduğu vurucu 24 mm çapında, küresel uçlu bir geometriye sahiptir. Vurucu kütlesi 6.35 kg'dır. Araştırma 2.0, 2.5 ve 3.0 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Çalışmasında $[+55^\circ, -55^\circ]_3$, $[+55^\circ, -55^\circ]_4$ ve $[+55^\circ, -55^\circ]_5$ olmak üzere 6, 8 ve 10 tabakalı E-camı/epoksi malzemeden 72 mm iç çapında, V-yatağında dönmeden durabilen kompozit borular kullanmış ve darbeyi her bir borunun enine yapmıştır. Elde ettiği bu veriler doğrultusunda, malzeme üzerine darbe esnasındaki kuvvet-zaman diyagramı, darbe enerjisi-yutulmuş enerji değişimi, hız-zaman değişimi grafiklerini elde etmiştir. İnceleme sonucunda elde ettiği sonuçları çarpma zaman aralığını yorumlayarak çalışmayı tamamlamıştır.

Kurşun ve Şenel (2011) E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe cevabını araştırmışlardır. Numuneler tek yönlü takviyelendirilmiş tabakalar $[0, 90]_{2s}$ şeklinde üretilmiş ve test edilmiştir. Çalışmalarında 140×140 mm ebatlarında ve 2 mm kalınlığında numuneler kullanılmıştır. Darbe testlerini özel olarak geliştirilmiş olan, düşey ağırlık düşürme test cihazı ile yapmışlardır. Çalışmalarında 12 mm çapında yarı küresel uçlu bir geometriye sahip vurucu uç kullanmışlardır. Vurucu kütlesi 3.1 kg'dır. Bu test sonucunda elde ettikleri veriler doğrultusunda, malzeme üzerine darbe esnasındaki kuvvet-zaman, enerji-zaman ve kuvvet-yer değiştirme grafiklerini elde etmiş ve çalışmalarını sonlandırmışlardır.

Shokrieh ve Fakhar (2012) düşük hızlı darbeye maruz bırakılan kompozit sandviç panellerin dinamik cevabını nümerik, deneysel ve analitik olarak incelemişlerdir.

Kumar ve Kishore (2012) düşük hızlı darbeye maruz bırakılan fiber takviyeli polimer (FRP) tabakalı kompozitlerin dinamik cevabını sonlu elemanlar yöntemini kullanarak araştırmışlardır.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1 Materyal

Bu çalışmada, $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ oryantasyon diziliminde E-camı/epoksi tabakalı kompozit malzeme kullanılmıştır. Kullanılan kompozit malzemenin tabaka sayısı 16 ve et kalınlığı 3 mm'dir.

3.1.1 Kompozit Malzemeler

Kompozit malzeme, tasarımda aranan özellikleri verebilecek daha uygun bir malzeme oluşturmak için makro-seviyede iki ya da daha fazla malzemenin birleştirilmesi sonucu elde edilen yeni malzemedir (Şahin, 2002).

Kompozit malzemelerin mühendislikteki asıl önemi, birbirinden farklı iki veya daha çok ögenin oluşturduğu kompozit malzemenin, karışım içindeki her bir ögenin özelliğinden daha üstün bir özelliğe sahip olmasıdır (Smith, 2001).

Teknolojide kompozit malzemeler, 1940'lı yıllarda havacılık sektörüne hizmet vermek üzerine geliştirilmeye başlanmıştır. Amaç çelik ve alüminyum alaşımları gibi konvansiyonel malzemelerin yerine daha düşük ağırlıklı ancak daha mukavemetli ve daha yüksek sertlik değeri, aşınma dayanımı ve kırılma tokluğu değerlerine sahip malzemelerin geliştirilmesiydi (Kayrak, 1999).

Kompozit bir parça tasarlanırken maliyet, ham malzeme özellikleri, çevre koşullarının parçaya etkisi, imalat yöntemi, kalite kontrol metotları gibi bir dizi faktör birlikte değerlendirilmelidir. Tasarımda en büyük zorluklardan birisi kompozit malzemelerin izotropik özellikler göstermemesidir. Bu yüzden tasarımcı, parçaya her yönden ne kadar yük geleceğini ve parçanın hangi noktasında ne kadar mukavemete ihtiyaç olduğunu iyi anlayıp, fiberlerin yerleşim açılarını ona göre hesaplamalıdır.

Kompozit malzemelerde çekirdek olarak, bir fiber malzeme ve bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matris malzeme bulunmaktadır. Burada fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini sağlamaktadır. Matris malzeme ise, plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerini önler ve kompozit malzemenin kopmasını geciktirmektedir. Matris olarak kullanılan malzemenin diğer bir amacı da, fiber malzemeleri yük altında bir arada tutabilmek ve yükü lifler arasında homojen

olarak dağıtmaktır. Böylece fiber malzemelerde plastik deformasyon gerçekleştiğinde ortaya çıkacak çatlak ilerlemesi olayının önüne geçilmiş olunur.

Kompozit malzemelerin, parça bütünlüğü, hafiflik, yüksek mukavemet, darbe dayanımı ve uzun kullanım ömrü gibi özellikleri, geniş kullanım alanlarında avantajlar sağlamaktadır (Sayman, 2007).

3.1.2 Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

Kompozit malzemelerin özgül ağırlıklarının düşük oluşu, hafif yapılarda büyük avantaj sağlar. Bunun yanında fiber takviyeli kompozit malzemelerin korozyona dayanımları, ısı, ses ve elektrik yalıtımı sağlamaları da ilgili kullanım alanları için önemli bir üstünlük sağlamaktadır.

Kompozit malzemelerin dezavantajlı yanlarını ortadan kaldırmaya yönelik teorik çalışmaların olumlu sonuçlanması halinde kompozit malzemeler, metalik malzemelerin yerini alabilecektir. Kompozit malzemelerin avantajlarını şöyle sıralayabiliriz.

3.1.2.1 Yüksek Mukavemet

Kompozit malzemelerin çekme ve eğilme mukavemetleri, birçok metalik malzemeye göre çok daha yüksektir. Ayrıca kaplama özelliklerinden dolayı, kompozitlere istenen yönde ve istenen bölgede gerekli mukavemet verilebilir. Böylelikle malzemedan tasarruf yapılarak, daha hafif ve ucuz ürünler elde edilebilir.

3.1.2.2 Kolay Şekillendirme

Kompozit malzeme kullanılarak yapılan büyük ve kompleks parçalar, tek işlemlerle bir parça halinde kalıplanabilir. Bu da malzeme ve işçilikten kazanç sağlar.

3.1.2.3 Elektriksel Özellikler

Uygun malzemelerin seçilmesiyle, çok üstün elektriksel özelliklere sahip kompozit ürünler elde edilebilir.

3.1.2.4 Isıya ve Ateşe Dayanıklılık

Isı iletim katsayısı düşük malzemelerden oluşan kompozitlerin ısıya dayanıklılık özellikleri, yüksek ısı altında kullanılabilmesine olanak tanımaktadır.

Bazı özel katkı maddeleri ile kompozit malzemenin ısıya dayanımı arttırılabilir.

3.1.2.5 Titreşimle Sönümleme

Kompozit malzemelerin sünekliği nedeniyle, doğal bir titreşim sönümleme ve şok yutabilme özelliği vardır. Bu sayede çatlak yürümesi olayı da engellenmiş olur.

3.1.2.6 Korozyona ve Kimyasal Etkilere Karşı Dayanıklılık

Kompozit malzemeler, hava etkilerinden, korozyondan ve çoğu kimyasal etkilerden zarar görmezler. Bu özellikleri nedeniyle kompozit malzemeler, kimyevi madde tankları, boru ve aspiratörleri, tekne ve deniz araçları yapımında güvenle kullanılmaktadır.

3.1.2.7 Kalıcı Renklendirme

Kompozit malzemelere, kalıplama esnasında reçineye ilave edilen pigmentler sayesinde istenen renk verilebilir. Bu işlem ek bir masraf ve işçilik gerektirmez. Kompozit malzemeler, aşağıda belirtilen dezavantajlara rağmen çelik ve alüminyuma göre birçok avantaja sahiptir. Bu nedenle kompozitler, kimyasal madde depolarında, karayolu tankerlerinde, bina cephe ve panolarında, otomobil gövde ve tamponlarında, deniz teknelerinde, komple banyo ünitelerinde, ev eşyalarında, tarım araçları gibi birçok sanayi alanında kullanılabilecek bir malzemedir.

3.1.2.8 Kompozit Malzemelerin Dezavantajları

1. Hammaddenin pahalı olması.
2. Lamine edilmiş kompozitlerin özellikleri her zaman ideal değildir, kalınlık yönünde düşük dayanım ve tabakalar arası düşük kayma dayanımı özelliği bulunmaktadır.
3. Malzemenin kalitesi üretim yöntemlerinin kalitesine bağlıdır, standartlaşmış bir kalite yoktur.
4. Kompozitler kırılğan (gevrek) malzeme olmalarından dolayı kolaylıkla zarar görürler, onarımları yeni problemler yaratabilir.

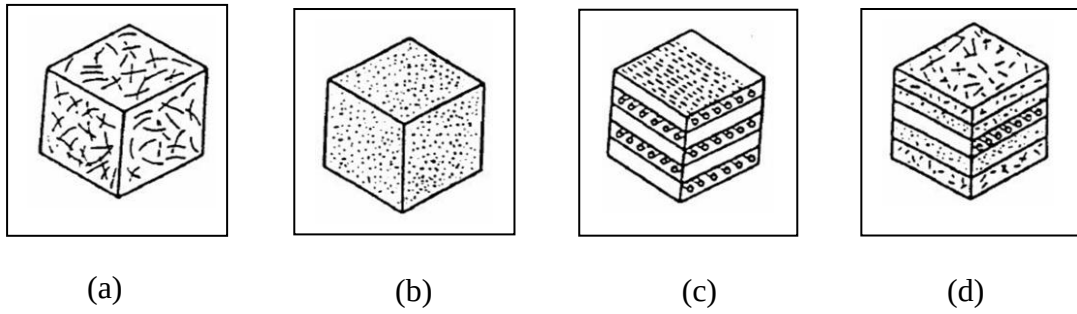
Malzemenin sınırlı raf ömürleri vardır. Bazı tür kompozitlerin soğutulmuş olarak saklanması gerekmektedir. Sıcak kurutma gerekmektedir. Kompozitler

onarılmadan önce çok iyi olarak temizlenmeli ve kurutulmalıdır. Bazı durumlarda bu zor olabilir. Bazı kurutma teknikleri uzun zaman alabilmektedir (Ünal, 2004).

3.1.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin gruplandırılmasında kesin sınırlar çizmek mümkün olmamakla birlikte, yapılarını oluşturan malzemeler ve yapı bileşenlerinin şekillerine göre iki şekilde sınıflandırmak mümkündür.

3.1.3.1 Yapılarını Oluşturan Malzemelere Göre Kompozitler



Şekil 3.1. Kompozit malzemelerde yapı türleri (Ünal, 2004)

Yapılarını oluşturan malzemelere göre kompozitler;

- a) Elyafli kompozitler (Şekil 3.1.a)
- b) Parçacıklı kompozitler (Şekil 3.1.b)
- c) Tabakalı kompozitler (Şekil 3.1.c)
- d) Karma kompozitler (Şekil 3.1.d)

3.1.3.1.1 Elyafli Kompozitler

Bu kompozit tipi ince elyafların matris yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyafların matris içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matris içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir, iki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyeleri her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür. Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca, elyafların uzunluk/çap oranı arttıkça matris

tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından çok önemlidir.

Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan diğer bir unsur ise elyaf matris arasındaki bağın yapısıdır. Matris yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem absorpsiyonu da elyaf ile matris arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir.

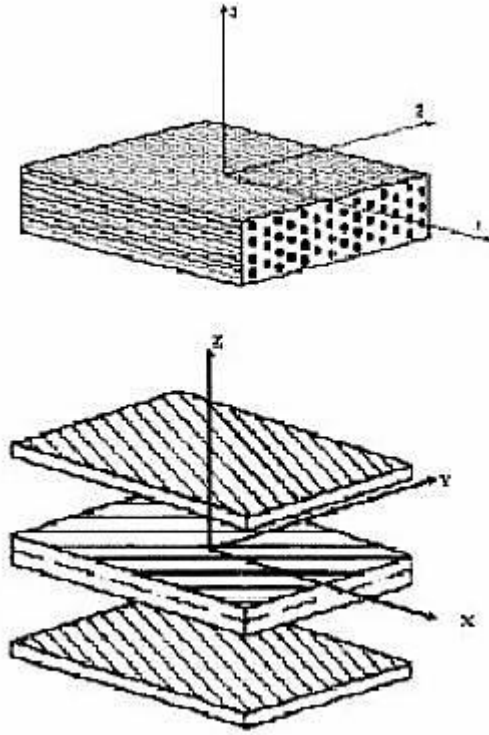
3.1.3.1.2 Parçacıklı Kompozitler

Bir matris malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilirler. İzotrop yapılardır. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. En yaygın tip plastik matris içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısı ve elektriksel iletkenlik sağlar. Metal matris içinde seramik parçacıklar içeren yapıların, sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Uçak motor parçalarının üretiminde tercih edilmektedirler.

3.1.3.1.3 Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlenmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Isıya ve neme dayanıklı yapılardır. Metallere göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Sürekli elyaf taviyeli tabakalı kompozitler uçak yapılarında, kanat ve kuyruk grubunda yüzey kaplama malzemesi olarak çok yaygın bir kullanıma sahiptirler.

Ayrıca, uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzeme örneğidirler. Sandviç yapılar, yük taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler.



Şekil 3.2. Elyaf takviyeli kompozit malzemede tabakaların farklı açılarda dizilimi (Yüce, 2007)

3.1.3.1.4 Karma (Hibrid) Kompozitler

Aynı kompozit yapıda iki ya da daha fazla elyaf çeşidinin bulunması olasıdır. Bu tip kompozitlere hibrid kompozitler denir. Bu alan yeni tip kompozitlerin geliştirilmesine uygun bir alandır. Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyafıdır ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyafıdır. Bu iki elyafın kompozit yapısında hibrid kompozitin tokluğu grafit kompozitden iyi, maliyeti düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyafı kompozitinden daha yüksek olmaktadır.

3.1.3.2 Yapı Bileşenlerinin Şekline Göre Kompozitler

3.1.3.2.1 Polimer Kompozitler

Liflerle pekiştirilmiş polimer kompozitler endüstride çok geniş kullanma alanına sahiptir. Pekiştirici olarak cam, karbon kevlar ve boron lifleri kullanılır.

Pekiştirici liflerin özellikleri Çizelge 3.1.'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Pekiştirici liflerin özellikleri (Ünal, 2004)

Malzeme	Özgül ağırlık gr/cm ³	Çekme mukavemeti N/mm ²	Elastisite modülü N/mm ²
Cam lifi	2,54	2410	70000
Karbon lifi	1,75	3100	220000
Kevlar lifi	1,46	3600	124000

Polimer kompozitlerde kullanılan en önemli bağlayıcı malzeme polyester ve epoksidir. Pekiştirici liflerin miktarı arttıkça kompozitin mukavemeti yükselir. Polimer kompozitlerin en önemli özellikleri yüksek özgül mukavemet (mukavemet/özgül ağırlık) ve özgül elastisite modülüdür. Dolayısıyla bu özelliklerden dolayı diğer malzemelere üstün durumundadırlar. Örneğin yüksek mukavemetli çeliklerde özgül mukavemetin 110 Nm/gr olmasına karşın cam lifi–polyesterlerde 620 Nm/gr’dır. Diğer taraftan karbon lifi epoksi de 700 Nm/gr ve kevlar epoksi de 886 Nm/gr’dır. Diğer taraftan karbon liflerinin özgül elastisite modülü alüminyumunkinin 5 katı kadardır. Bu üstünlüklerinden dolayı polimer kompozitler uçak ve uzay endüstrisinde alüminyum alaşımlarına tercih edilir.

Çizelge 3.2. Lifli kompozitlerin özellikleri (Ünal, 2004)

Malzeme	Özgül ağırlık gr/cm ³	Çekme mukavemet N/mm ²	Elastik mukavemet N/mm ²
Cam lifi – polyester	1,5 – 2,1	200 – 340	55000 – 130000
Karbon lifi – epoksi	1,5 – 1,8	1860	145000
Kevlar – epoksi	2,36	2240	76000
Boron lifi – epoksi	1,4	1240	176000

3.1.3.2.2 Metal Kompozitler (Metal Matrisli Birleşik Malzemeler MMC)

Bir metalik fazın bazı takviye malzemeleri ile eritme vakum emdirmeye, sıcak presleme ve difüzyon kaynağı gibi ileri teknikler uygulanarak MMC’ler elde edilirler. MMC’ler daha çok uzay ve havacılık alanlarında, mesela uzay teleskobu, platform taşıyıcı parçalar, uzay haberleşme cihazlarının reflektör ve destek parçaları vs. yerlerde kullanılır.

3.1.3.2.3 Seramik Kompozitler (Seramik Matrisli Birleşik Malzemeler CMC)

Bu amaçla yapısal ve fonksiyonel nitelikli yüksek teknoloji seramikleri kullanılmaktadır. Başlıcaları Al_2O_3 , SiC, Si_3N_4 , B_4C , CbN, TiC, TiB, TiN, AlN' dir. Bu bileşikler değişik yapılarda olup amaca göre bir ya da bir kaç berabere kullanılarak CMC'ler elde edilir. Sandviç zırhlar, çeşitli askeri amaçlı parçalar imali ile uzay araçları bu ürünlerin başlıca kullanım yerleridir.

3.1.4 Kompozit Malzeme Yapımında Temel Maddeler

3.1.4.1 Matris Malzemeleri

Kompozit yapılarda matrisin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir.

Kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonlarını yerine getirmeleri açısından matrisin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin matris malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matrisin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit olarak dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım, elyaflarla matris arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gerektirir. Elyaf yönlenmelerine dik doğrultuda, matrisin mekanik özellikleri ve elyaf ile matris arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matris elyafa göre daha zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur.

Matrisin kesme mukavemeti ve matris ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matriste oluşacak bir çatlağın yön değiştirmeksizin ilerlemesi mümkündür. Bu durumda kompozit gevrek bir malzeme gibi davranacağından kopma yüzeyi temiz ve parlak bir yapı gösterir. Eğer bağ mukavemeti çok düşükse elyaflar boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise elyaf veya matristen başlayan enlemesine doğrultuda bir çatlak elyaf/matris ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması

gibi lifli bir yüzey sergiler.

3.1.4.2 Reçineler ve Özellikleri

3.1.4.2.1 Epoksi Reçineleri

Epoksi reçineleri bifenol A ile epiklorhidridin reaksiyon ürünü olup sertleştirici (katalist) ile karıştırıldığında adi sıcaklıkta veya fırınlama ile ($70^{\circ} - 90^{\circ}$) bir sonucu belli bir sürede sertleşir ve bir plastik görünümü alır. Önemli özellikleri olarak sıvı, viskoz sıvı veya katı hallerde bulunabilmeleri, elektrik, ısı, kimyasal dirençleri ile mekanik özelliklerinin yüksek olması, hava şartlarından etkilenmemeleridir. Depolanma süreleri oda sıcaklığında 24 aydır.

3.1.4.2.2 Polyesterler

Dibazik asitlerle gliserin, glikol gibi polialkollerin reaksiyonundan elde edilirler. Katı, sıvı termostat, termoplast gibi türlerde bulunur. Sıvı polyesterler, katalist ve hızlandırıcı kullanılarak kür edilirler. Sert, kimyasal maddelere ve hava şartlarına direnci çok yüksektir. Katı polisterler (LPET gibi) darbe dayanımlıdır.

3.1.4.2.3 Üretan Reçineleri

Bir izosiyanatla bir polialkolün oda sıcaklığında katılma polimerizasyonu ile elde edilen üretanlar daha çok köpük lastik (esnek ve rijit) yapımında kullanılırlar. Kimyasal direnci iyidir. Yazılım özellikleri yüksektir.

3.1.4.2.4 Fenolik Reçineler

Fenol formaldehit kondenzasyon ürünü olup, bu ham maddelerin bazen türevlerinde kullanılmaktadır. Katı ve sıvı türleri vardır. Yurdumuzda sıvı reçine üretimi vardır.

3.1.4.3 Elyaf Çeşitleri ve Özellikleri

Matris malzeme içinde yer alan elyaf takviyeler kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Düşük yoğunluklarının yanı sıra yüksek elastisite modülüne ve sertliğe sahip olan elyaflar kimyasal korozyona da dirençlidir. Günümüzde kompozit yapılarda kullanılan en önemli takviye malzemeleri sürekli elyaflardır. Bu elyaflar özellikle modern kompozitlerin oluşturulmasında önemli bir yer tutarlar. Cam elyaflar teknolojide kullanılan en eski elyaf tipleridir. Son

yıllarda geliştirilmiş olan bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaflar ise gelişmiş kompozit yapılarda kullanılan elyaf tipleridir. Elyafların ince çaplı olarak üretilmeleriyle, büyük kütsel yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler. Ayrıca, elyafların yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olmalarının nedenleri aşağıda verilen özelliklere de bağlıdır:

1. Üstün mikro yapısal özellikler, tane boyutlarının küçük oluşu ve küçük çapta üretilmeleri.
2. Boy/çap oranı arttıkça matris malzeme tarafından elyaflara iletilen yük miktarının artması.
3. Elastisite modülünün çok yüksek olması.

3.1.4.3.1 Cam Elyaflar

Cam elyaflar, sıradan bir şişe camından yüksek saflıktaki kuartz camına kadar pek çok tipte imal edilirler. Cam amorf bir malzemedir ve polimerik yapıdadır. Üç boyutlu moleküler yapıda, bir silisyum atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir. Silisyum metalik olmayan hafif bir malzemedir, doğada genellikle oksijenle birlikte silis (SiO_2) şeklinde bulunur. Cam eldesi için silis kumu, katkı malzemeleri ile birlikte kuru halde iken 1260 °C civarına ısıtılır ve soğumaya bırakıldığında sert bir yapı elde edilir.

Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

1. Çekme mukavemeti yüksektir, birim ağırlık başına mukavemeti çeliğinkinden yüksektir.
2. Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar.
3. Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
4. Nem absorbe etme özellikleri yoktur, ancak cam elyaflı kompozitlerde matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.
5. Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyaflı kompozitlerin kullanılmasına imkân tanır.

Cam elyaf imalinde silis kumuna çeşitli katkı malzemeleri eklendiğinde yapı bu malzemelerin etkisi ile farklı özellikler kazanır. Dört farklı tipte cam elyaf mevcuttur.

A (Alkali) Camı: A camı yüksek oranda alkali içeren bir camdır. Bu

nedenle elektriksel yalıtkanlık özelliği kötüdür. Kimyasal direnci yüksek, en yaygın cam tipidir.

C (Korozyon) Camı: Kimyasal çözeltilere direnci çok yüksektir.

E (Elektrik) Camı: Düşük alkali oranı nedeniyle elektriksel yalıtkanlığı diğer cam tiplerine göre çok iyidir. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı direnci de oldukça iyidir. Nemli ortamlar için geliştirilen kompozitlerde genellikle E camı kullanılır.

S (Mukavemet) Camı: Yüksek mukavemetli bir camdır. Çekme mukavemeti E camına oranla % 33 daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda oldukça iyi bir yorulma direncine sahiptir. Bu özellikleri nedeniyle havacılıkta ve uzay endüstrisinde tercih edilir. Cam elyaflar genellikle plastik veya epoksi reçinelerle kullanılırlar.

Çizelge 3.3. Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri (Ünal, 2004)

Özellikler	Cam Tipi			
	A	C	E	S
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastik modül (GPa)	-	69.0	72.4	85.5
Çekme	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isıl genleşme katsayısı	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama sıcaklığı	727.0	749.0	841.0	970.0
Katkı Malzemeleri (%)				
SiO ₂	72.0	64.4	52.4	64.4
Al ₂ O ₃ , Fe ₂ O ₃	0.6	4.1	14.4	25.0
CaO	10.0	13.4	17.2	-
MgO	2.5	3.3	4.6	10.3
Na ₂ O, K ₂ O	14.2	9.6	0.8	0.3
B ₂ O ₃	-	4.7	10.6	-
BaO	-	0.9	-	-

3.1.4.3.2 Bor Elyaflar

Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilirler. Çekirdek genellikle tungstendir. Karbon çekirdek de kullanılabilir ancak bu yeni bir uygulamadır.

Bor-Tungsten elyaflar, sıcak tungsten flamanın hidrojen ve bortriklorür (BCl₃) gazından geçirilmesi ile üretilirler. Böylece Tungsten flamanın dışında bor

plaka oluşur. Bor elyaflar değişik çaplarda üretilebilirler (0.05 mm ila 0.2 mm). Tungsten çekirdek ise daima 0.01 mm çapında üretilir. Bor elyaflar yüksek çekme mukavemetine ve elastik modüle sahiptirler. Çekme mukavemetleri 2758 MPa ila 3447 MPa'dır. Elastisite modülü ise 400 GPa'dır. Bu değer S camının elastisite modülünden beş kat fazladır. Üstün mekanik özelliklere sahip olan bor elyaflar, uçak yapılarında kullanılmak üzere geliştirilmişlerdir. Ancak, maliyetlerinin çok yüksek olması nedeniyle, son yıllarda yerlerini karbon elyaflara bırakmışlardır. Bor elyafların Silisyum Karbür (SiC) veya Bor Karbür (B₄C) kaplanmasıyla yüksek sıcaklıklara dayanımı artar. Özellikle bor karbür kaplanması ile çekme mukavemeti önemli ölçüde artırılabilir. Bor elyafların erime sıcaklıkları 2040 °C civarındadır.

3.1.4.3.3 Silisyum Karbür Elyaflar

Bor gibi, Silisyum karbürün tungsten çekirdek üzerine kaplanması ile elde edilirler. 0.1 mm ila 0.14 mm çaplarında üretilirler. Yüksek sıcaklıklardaki özellikleri bor elyaflardan daha iyidir. Silisyum karbür elyaf 1370 °C'ta mukavemetinin sadece % 30'unu kaybeder. Bor elyaf için bu sıcaklık 640 °C'tır. Bu elyaflar genellikle Titanyum matrisle kullanılırlar. Jet motor parçalarında Titanyum, Alüminyum ve Vanadyum alaşımlı matris ile kullanılırlar. Ancak Silisyum karbür elyaflar Bor elyaflara göre daha yüksek yoğunluğa sahiptirler. Silisyum karbürün karbon çekirdek üzerine kaplanması ile üretilen elyafların yoğunluğu düşüktür.

3.1.4.3.4 Alumina Elyaflar

Alumina, Alüminyum oksittir (Al₂O₃). Elyaf formundaki alumina, 0.02 mm çapındaki alumina flamanın Silisyum dioksit (SiO₂) kaplanması ile elde edilir. Alumina elyafların çekme mukavemetleri yeterince yüksek değildir, ancak basma mukavemetleri yüksektir. Örneğin, alumina epoksi kompozitlerin basma mukavemetleri 2275 ila 2413 MPa'dır. Ayrıca, yüksek sıcaklık dayanımları nedeniyle uçak motorlarında kullanılmaktadırlar.

3.1.4.3.5 Grafit (Karbon) Elyaflar

Karbon, yoğunluğu 2.268 gr/cm³ olan kristal yapıda bir malzemedir. Karbon elyaflar cam elyaflardan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak

kullanılan bir elyaf grubudur. Hem karbon hem de grafit elyaflar aynı esaslı malzemeden üretilirler. Bu malzemeler hammadde olarak bilinirler. Karbon elyafların üretiminde üç adet hammadde mevcuttur. Bunlardan ilki rayondur (suni ipek). Bu hammadde inert bir atmosferde 1000 - 3000 °C civarına ısıtılır ve aynı zamanda çekme kuvveti uygulanır. Bu işlem mukavemet ve tokluk sağlar. Ancak yüksek maliyet nedeniyle rayon elyaflar uygun değildirler.

Elyaf imalatında genellikle rayonun yerine poliakrilonitril (PAN) kullanılır. PAN bazlı elyaflar 2413 ila 3102 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptirler ve maliyetleri düşüktür. Petrolün rafinesi ile elde edilen zift bazlı elyaflar ise 2069 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptirler. Mekanik özellikleri PAN bazlı elyaflar kadar iyi değildir ancak maliyetleri düşüktür.

Çizelge 3.4. Karbon ve grafit elyafların karşılaştırılması (Ünal, 2004)

Özellik	Grafit	Karbon
Safılık (%)	99	93-95
İşlem Sıcaklığı (°C)	> 1700	< 1700
Elastisite Modülü (GPa)	>345	<345

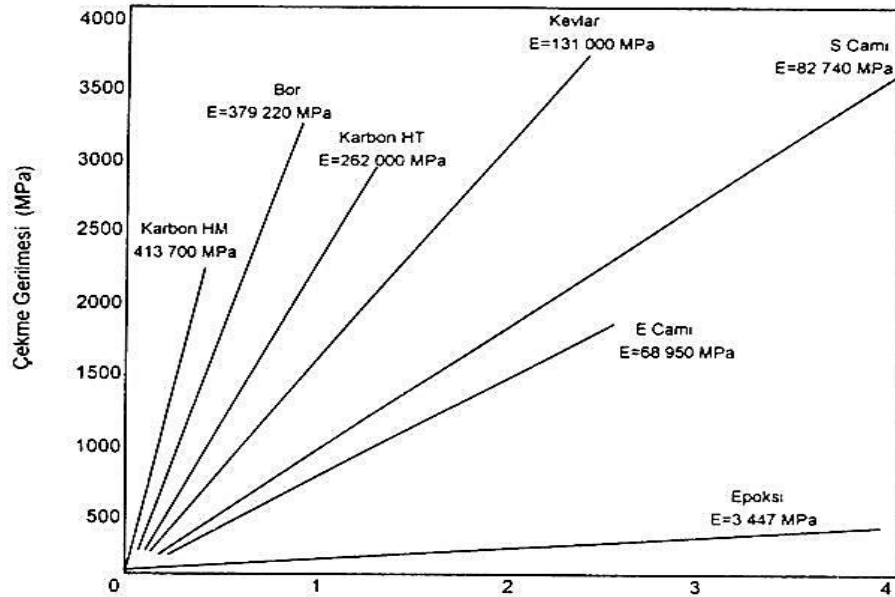
Karbon elyafların en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaflar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaflar çeşitli plastik matrislerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar alüminyum, magnezyum gibi metal matrislerle de kullanılırlar.

3.1.4.3.6 Aramid Elyaflar

Aramid ‘‘Aromatik polyamid’’ in kısaltılmış adıdır. Polyamidler uzun zincirli polimerlerdir, aramidin moleküler yapısında altı karbon atomu birbirine hidrojen atomu ile bağlanmışlardır. İki farklı tip aramid elyaf mevcuttur. Bunlar DuPont firması tarafından geliştirilen Kevlar 29 ve Kevlar 49’dur. Aramidin mekanik özellikleri grafit elyaflarda olduğu gibi elyaf eksenine doğrultusunda çok iyi iken elyaflara dik doğrultuda çok zayıftır. Aramid elyaflar düşük ağırlık, yüksek çekme mukavemeti ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir. Darbe direnci yüksektir, gevrekliği grafitin gevrekliğinin yansı kadardır. Bu nedenle kolay şekil

verilebilir. Doğal kimyasallara dirençlidir ancak asit ve alkalilerden etkilenir.

Her iki kevlar da 2344 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptir ve kopma uzaması % 1.8'dir. Kevlar 49'un elastik modülü kevlar 29'ununkinden iki kat fazladır. Kevlar elyafın yoğunluğu cam ve grafit elyafların yoğunluklarından daha düşüktür. Kevlar49/Epoksi kompozitlerinin darbe mukavemeti grafit epoksi kompozitlere oranla yedi kat, bor/epoksi kompozitlere oranla dört kat daha iyidir. Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaflarla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadırlar. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanı sıra kevlar epoksi kompozitlerinin nem absorbe etme özellikleri kötüdür. Şekil 3.3.'de farklı elyaf malzemelerin ve epoksi matrisin gerilme-uzama diyagramı verilmiştir. Çizelge 3.5.'de ise farklı elyaf malzemelerin epoksi matris ile oluşturduğu yarı mamul tabaka maliyetleri, E camının maliyeti baz alınarak verilmektedir (Ünal, 2004).



Şekil 3.3. Elyaf ve matris malzemelerin gerilme uzama diyagramı (Ünal, 2004)

Çizelge 3.5. Farklı elyaflardan oluşan kompozitlerin birim maliyetleri (Ünal, 2004)

Kompozit	Maliyet
E Camı/Epoksi	1
S Camı/Epoksi	4-8
Kevlar/Epoksi	15-40
Karbon (HT)/Epoksi	30-60
Karbon (HM)/Epoksi	80-120

3.1.5 Kompozit Malzemelerin Kullanımı

3.1.5.1 Günlük ve Ticari Hayatta Kullanım

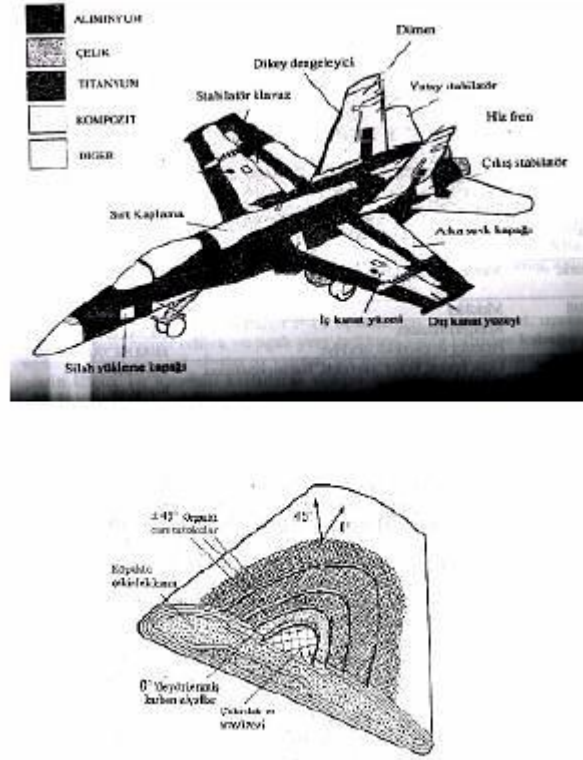
Bu amaçla, yaygın şekilde cam elyafı, cam, keçe ve cam dokuma ile polyester reçineden yapılan çeşitli ürünler kullanılmaktadır. Cam elyaf oranı % 30–40 arasındır. Çay tepsisi, masa–sandalye, depo, küvet, tekne, bot ve otomotiv sanayi bu kompozitlerin uygulama örnekleridir. Ayrıca formika, baskılı devre plakası, elektrikçi fiberleri, spor malzemeleri ve araç şarjı atlama sırtıkları, kaynak takımı, tenis raketi, yarış kanoları değişik birleşik malzemelerden yapılan ürünlerdir.

3.1.5.2 Askeri Alanda Kullanım

3.1.5.2.1 Uzay ve Havacılık Sanayisinde Kullanımı

Kompozit malzemelerin uzay ve havacılık sanayinde kullanımı başta hafiflik ve sağlamlık nitelikleri sayesinde. Amaç daha az yakıt harcamak, daha yüksek hıza ulaşmak ve verimliliği sağlamaktır. Bu kullanımda sadece maddi kazanç düşünülmeyp stratejik performanslarda dikkate alınmıştır. Özellikle titreşim, yorulma ve ısı dayanımı gibi nitelikler uzay ve havacılık sanayinde kompozit malzemelerin önde gelen avantajlarıdır.

Kompozit malzemeler, değerli niteliklerden dolayı uzay ve havacılık araçlarında gittikçe daha fazla kullanılmaktadır. Bugün bir av bombardıman uçağında kompozit malzeme kullanımı toplam uçak ağırlığının yarısına ulaşmış bulunmaktadır. Bu sayede bor karbür, silisyum karbür, alümina karbon, cam ve kevlar elyafı değişik reçinelerle değişik kompozit malzeme yapımında kullanılmaktadır.



Şekil 3.4. Kompozit pervane yapısı ve tasarımı (Eren, 2007)

3.1.5.2.2 Silah, Roket ve Diğer Mühimmat Sanayisinde Kullanımı

Kompozit malzemelerin silah üretiminde kullanımı pek yaygın olmamakla beraber 3000 bara kadar dayanabilen 60 ve 81 mm gibi küçük çaplı havanlar için bazı çalışmalar olmuştur. Bu silahlar hafifliği nedeniyle piyadenin savaş performansını artırıcı niteliktedir.

Roket üretiminde kompozit malzemelerin rolü oldukça büyüktür. Örnek olarak M72 de motor lançeri cam elyafı ve epoksiden, Apilasta ve diğer tanksavar roketlerde gövde kısmen kevlar ve epoksiden, M77 MLRS de ise lüle (nozzle) karbonla takviye edilmiş kompozit malzeme kullanımı görülmektedir.

Mühimmat üretiminde de kompozit malzemeler kısmen kullanılmaktadır. M19 A/T mayınında gövde ABS reçine ve cam elyaf parçacıklarından, bu mayına ait küçük ve büyük belleville yayları cam doku ve fenolik reçineden yapılmışlardır. 155 mm'lik ICM mühimmatı gövdelerinde cam elyafı epoksi sargı vardır. Miğfer konusunda kevlar ve değişik reçineler kullanılmaktadır.

Kurşungeçirmez yeleklerde günümüzde bitişli kevlardan, balistik testler için zırh levhaları cam ve fenolik reçineler imal edilmektedir ve tasarım

alternatiflerinin bulunmasıyla git gide artacak ve birçok avantajlarıyla insanlığın hizmetine verilmiş olacaktır (Ünal, 2004).

3.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi

Tabiatta karşılaşılan her hadise fizik kanunları yardımıyla ve matematik diliyle anlaşılmaya çalışılır. Bu olayların biyolojik, jeolojik veya mekanik olması durumu değiştirmez. Her olay kendine ait büyüklükler yardımıyla cebirsel, diferansiyel veya integral denklemler yardımıyla büyük oranda ifade edilebilir. Pratikte karşılaşılan problemler ne kadar karmaşık olursa olsun tarihin her devrinde o devrin ihtiyaçlarına cevap verecek derecede modellenmeye çalışılmış ve her devirde alınan örnekler yardımıyla insanın kullanımına sunulmuştur.

Günümüzde karmaşık problem denince gen yapısı anlaşılmaktadır. Hâlbuki mekanik, termal ve/veya aerodinamik yüklere maruz, değişik şekilli delikler bulunan bir kanaldaki basınç dağılımını belirlemek, deniz suyundaki kirlilik oranını belirlemek veya atmosferdeki çeşitli hareketleri, bir hortum veya kasırganın oluşum mekanizmasını anlamak ve önceden belirlemek üzere havanın modelini oluşturmak gibi daha birçok karmaşık problem bulunmaktadır. Problemin en azından bir kısmının anlaşılmış olması bile pratik birçok yararlar sağlamaktadır. Burada, önceden yapılan çözümlemelerin sonradan yanlışlığının anlaşılmış olmasının bile pratik sonuçlar açısından fazla bir önemi bulunmamaktadır.

İnsanlar çevresinde meydana gelen olayları ya da karşılaştıkları problemleri çoğu zaman kolayca kavrayıp doğrudan çözemezler. Bu yüzden karmaşık bir problem, bilinen veya kavranması daha kolay alt problemlere ayrılarak daha anlaşılır bir hale getirilir. Oluşturulan alt problemler çözülüp birleştirilerek esas problemin çözümü yapılabilir. Örneğin; gerilme analizi üzerinde çalışan mühendisler, gerilme problemini basit kiriş, plak, silindir, küre gibi geometrisi bilinen şekillerle sınırlarlar. Bu elde edilen sonuçlar çoğu kez problemin yaklaşık çözümüdür ve bazen doğrudan bazen de bir katsayı ile düzeltilerek kullanılır. Mühendislik uygulamalarında problemlerin karmaşıklığı sebebiyle genellikle problemlerin tam çözümü yerine, kabul edilebilir seviyede bir yaklaşık çözüm tercih edilir. Öyle problemler vardır ki, tam çözüm imkânsız kabul edilerek yaklaşık çözüm tek yol olarak benimsenir.

Sonlu elemanlar yöntemi; karmaşık olan problemlerin daha basit alt problemlere ayrılarak her birinin kendi içinde çözülmesiyle tam çözümün bulunduğu bir çözüm şeklidir. Bu yöntemin üç temel niteliği vardır. İlk olarak, geometrik olarak karmaşık olan çözüm bölgesi sonlu elemanlar olarak adlandırılan geometrik olarak basit alt bölgelere ayırır. İkincisi her elemandaki, sürekli fonksiyonlar, cebirsel polinomların lineer kombinasyonu olarak tanımlanabileceği kabul edilir. Üçüncü kabul ise, aranan değerlerin her eleman içinde sürekli olan tanım denklemlerinin belirli noktalardaki (düğüm noktaları) değerleri elde edilmesinin problemin çözümünde yeterli olmasıdır. Kullanılan yaklaşım fonksiyonları interpolasyon teorisinin genel kavramları kullanılarak polinomlardan seçilir. Seçilen polinomların derecesi ise çözülecek problemin tanım denkleminin derecesine ve çözüm yapılacak elemandaki düğüm sayısına bağlıdır.

Sürekli bir ortamda alan değişkenleri (gerilme, yer değiştirme, basınç, sıcaklık vs.) sonsuz sayıda farklı değere sahiptir. Eğer sürekli bir ortamın belirli bir bölgesinin de aynı şekilde sürekli ortam özelliği gösterdiği biliniyorsa, bu alt bölgede alan değişkenlerinin değişimi sonlu sayıda bilinmeyen olan bir fonksiyon ile tanımlanabilir. Bilinmeyen sayısının az ya da çok olmasına göre seçilen fonksiyon lineer ya da yüksek mertebeden olabilir. Sürekli ortamın alt bölgeleri de aynı karakteristik özellikleri gösteren bölgeler olduğundan, bu bölgelere ait alan denklem takımları birleştirildiğinde bütün sistemi ifade eden denklem takımı elde edilir. Denklem takımının çözümü ile sürekli ortamdaki alan değişkenleri sayısal olarak elde edilir.

Sonlu elemanlar yönteminin kullanılması ve bilgisayarların sanayiye girmesiyle, bugüne kadar ancak pahalı deneysel yöntemlerle incelenebilen birçok makine elemanının (motor blokları, pistonlar vs.) kolayca incelenebilmesi, hatta çizim esnasında mukavemet analizlerinin kısa bir sürede yapılarak optimum dizaynın gerçekleştirilmesi mümkün olabilmektedir.

Sonlu elemanlar yöntemini diğer nümerik yöntemlerden üstün kılan başlıca unsurlar şöyle sıralanabilir:

- 1) Kullanılan Sonlu elemanların boyutlarının ve şekillerinin değişkenliği nedeniyle ele alınan bir cisim geometrisi tam olarak temsil edilebilir.
- 2) Bir veya birden çok delik veya köşeleri olan bölgeler kolaylıkla incelenebilir.

3) Değişik malzeme ve geometrik özellikleri bulunan cisimler incelenebilir.

4) Sebep sonuç ilişkisine ait problemler, genel direngenlik matrisi ile birbirine bağlanan genelleştirilmiş kuvvetler ve yer değiştirmeler cinsinden formüle edilebilir. Sonlu elemanlar yönteminin bu özelliği problemlerin anlaşılmasını ve çözülmesini hem mümkün kılar hem de basitleştirir.

5) Sınır şartları kolayca uygulanabilir.

Sonlu elemanlar yönteminin temel prensibi, öncelikle bir elemana ait sistem özelliklerini içeren denklemlerin çıkartılıp tüm sistemi temsil edecek şekilde eleman denklemlerini birleştirerek sisteme ait lineer denklem takımının elde edilmesinde değişik yöntemler kullanılabilir. Bunlar içinde en çok kullanılan dört temel yöntem şunlardır:

1) Direkt yaklaşım: Bu yaklaşım daha çok tek boyutlu ve basit problemler için uygundur.

2) Varyasyonel yaklaşım: Bir fonksiyonelin ekstremize yani maksimum ve minimum edilmesi demektir. Katı cisim mekaniğinde en çok kullanılan fonksiyoneller potansiyel enerji sahibi, komplementler (tümleyen) potansiyel enerji sahibi ve Reissner prensibi olarak sayılabilir. Fonksiyonelin birinci türevinin sıfır olduğu noktada fonksiyonu ekstremize eden değerler bulunur. İkinci türevinin sıfırdan büyük veya küçük olmasına göre bu değer maksimum veya minimum olduğu anlaşılır.

3) Ağırlıklı kalanlar yaklaşımı: Bir fonksiyonun çeşitli değerler karşılığında elde edilen yaklaşık çözümü ile gerçek çözüm arasındaki farkların bir ağırlık fonksiyonu ile çarpılarak toplamalarını minimize etme işlemine ‘‘ağırlıklı kalanlar yaklaşımı’’ denir. Bu yaklaşım kullanılarak eleman özelliklerinin elde edilmesinin avantajı, fonksiyonellerin elde edilemediği problemlerde uygulanabilir olmasıdır.

4) Enerji dengesi yaklaşımı: Bir sisteme giren ve çıkan termal veya mekanik enerjilerin eşitliği ilkesine dayanır. Bu yaklaşım fonksiyonele ihtiyaç göstermez.

Sonlu elemanlar yöntemi ile problem çözümünde kullanılacak olan yaklaşım çözüm işleminde izlenecek yolu değiştirmez. Çözüm yöntemindeki adımlar şunlardır:

1) Cismin sonlu elemanlara bölünmesi,

- 2) İnterpolasyon fonksiyonlarının seçimi,
- 3) Eleman direngenlik matrisinin oluşturulması,
- 4) Sistem direngenlik matrisinin hesaplanması,
- 5) Sisteme etki eden kuvvetlerin bulunması,
- 6) Sınır şartlarının belirlenmesi,
- 7) Sistem denklemlerinin çözümü.

Sonlu eleman probleminin çözümünde ilk adım eleman tipinin belirlenmesi ve çözüm bölgesinin elemanlara ayrılmasıdır. Çözüm bölgesinin geometrik yapısı belirlenerek bu geometrik yapıya en uygun gelecek elemanlar seçilmelidir. Seçilen elemanların çözüm bölgesini temsil etme oranında, elde edilecek neticeler gerçek çözüme yaklaştıracaktır. Sonlu elemanlar yönteminde kullanılan elemanlar boyutlarına göre dört kısma ayrılabilir:

3.2.1 Eleman Tipleri

3.2.1.1 Tek Boyutlu Elemanlar

Bu elemanlar tek boyutlu olarak ifade edilebilen problemlerin çözümünde kullanılır.

3.2.1.2 İki Boyutlu Elemanlar

İki boyutlu (düzlem) problemlerinin çözümünde kullanılırlar. Bu grubun temel elemanı üç düğümlü üçgen elemanıdır. Üçgen elemanın altı, dokuz ve daha fazla düğüm ihtiva eden çeşitleri de vardır. Düğüm sayısı seçilerek interpolasyon fonksiyonunun derecesine göre belirlenir. Üçgen eleman, çözüm bölgesini aslına uygun olarak temsil etmesi bakımından kullanışlı bir eleman tipidir. İki üçgen elemanın birleşmesiyle meydana gelen dörtgen eleman, problemin geometrisine uyum sağladığı ölçüde kullanışlılığı olan bir elemandır. Dört veya daha fazla düğümlü olabilir. Dörtgen eleman çoğu zaman özel hal olan dikdörtgen eleman şeklinde kullanılır.

3.2.1.3 Dönel Elemanlar

Eksenel simetrik özellik gösteren problemlerin çözümünde dönel elemanlar kullanılır. Bu elemanlar bir veya iki boyutlu elemanların simetri eksenini etrafında bir tam dönme yapmasıyla oluşurlar. Gerçekte üç boyutlu olan bu

elemanlar, aksenel simetrik problemleri iki boyutlu problem gibi çözüme olanağı sağladığı için çok kullanışlıdır.

3.2.1.4 Üç Boyutlu Elemanlar

Bu grupta temel eleman üçgen piramittir. Bunun dışında dikdörtgenler prizması veya daha genel olarak altı yüzeyle elemanlar, üç boyutlu problemlerin çözümünde kullanılan eleman tipleridir.

3.2.1.5 İzometrik Elemanlar

Çözüm bölgesinin sınırları eğri denklemleri ile tanımlanmışsa, kenarları doğru olan elemanların bu bölgeyi tam olarak tanımlaması mümkün değildir. Böyle durumlarda bölgeyi gereken hassasiyette tanımlamak için elemanların boyutlarını küçültmek, dolayısıyla adetlerini artırmak gerekmektedir. Bu durum çözülmesi gereken denklem sayısını artırır, dolayısıyla gereken bilgisayar kapasitesinin ve zamanın büyümesine sebep olur. Bu olumsuzluklardan kurtulmak için, çözüm bölgesinin eğri denklemleri ile tanımlanan sınırlarına uyum sağlayacak eğri kenarlı elemanlara ihtiyaç hissedilmektedir. Böylece hem çözüm bölgesi daha iyi tanımlanmakta hem de daha az sayıda eleman kullanılarak çözüm yapılabilir. Bu elemanlar üzerindeki düğüm noktaları bir fonksiyon ile tanımlanır. İzoparametrik sonlu eleman özelliği, her noktasının konumunun ve yer değiştirmesinin aynı mertebeden aynı şekil (interpolasyon) fonksiyonu ile tanımlanabiliyor olmasıdır. İzoparametrik elemanlara eş parametrelili elemanlar da denir.

İzoparametrik elemanların şu özellikleri vardır:

- 1) Lokal koordinatlarda iki komşu eleman arasında süreklilik sağlanıyorsa, izoparametrik elemanlarda da sağlanıyor demektir.
- 2) Eğer interpolasyon fonksiyonu lokal koordinat takımıdaki elemanda sürekli ise, izoparametrik elemanda da sürekli dir.
- 3) Çözümün tamlığı lokal koordinatlarda sağlanıyor ise izoparametrik, elemanlarda da sağlanır.

İzoparametrik elemanların anılan özellikleri dolayısıyla, interpolasyon fonksiyonları lokal koordinatlarda seçilir.

3.2.2 İnterpolasyon Fonksiyonlarının Seçimi

İnterpolasyon fonksiyonu alan değişkeninin eleman üzerindeki değişimini temsil etmektedir. İnterpolasyon fonksiyonunun belirlenmesi seçilen eleman tipine ve çözülecek denklemin derecesine bağlıdır. Ayrıca interpolasyon fonksiyonları şu şartları sağlamalıdır:

1) İnterpolasyon fonksiyonunda bulunan alan değişkeni ve alan değişkeninin en yüksek mertebeden bir önceki mertebeye kadar olan kısmi türevleri eleman sınırlarında sürekli olmalıdır.

2) İnterpolasyon fonksiyonunda bulunan alan değişkeninin bütün türevleri, eleman boyutları limitte sıfıra gitse bile alan değişkenini karakterize etmelidir.

3) Seçilen interpolasyon fonksiyonu koordinat değişimlerinden etkilenmemelidir.

Hem yukarıdaki şartları sağlamaları hem de türev ve integral almadaki kolaylığından dolayı interpolasyon fonksiyonu olarak genelde polinomlar seçilir. Seçilen polinom, yukarıdaki şartların gerçekleşmesi için uygun terimleri ihtiva etmelidir.

3.2.3 Eleman Direngenlik Matrisinin Elde Edilmesi

Eleman direngenliğinin bulunması, elemana etki eden dış etkenler ile alan değişkenleri arasında bir ilişki kurulması anlamına gelmektedir. Eleman direngenliğini elde ederken çözülecek problemin konusu, atanan değişkeni, seçilen eleman tipi, seçilen interpolasyon fonksiyonu, eleman özelliklerini elde ederken kullanılan yöntem gibi pek çok etmen göz önüne alınmak durumundadır. Etki eden bu etmenlere göre de eleman direngenliğinin elde edilmesinde değişik yollar izlenir.

3.2.4 Sistem Direngenlik Matrisinin Elde Edilmesi

Sistem direngenlik matrisi sistemin düğüm sayısı ve her düğümdeki serbestlik derecesine bağlı olarak belirlenir. Elemanlar için hesaplanan direngenlik matrisleri, elemanın üzerindeki düğüm numaralarına bağlı olarak genel direngenlik matrisinde ilgili satır ve sütununda üst üste toplanmalıdır. Elemanların düğüm numaralaması bir sistematığe göre yapılırsa genel direngenlik

matrisinde elemanlar diyagonal üzerinde üst üste toplanır. Genelde direngenlik matrisi simetriktir.

3.2.5 Sisteme Etki Eden Kuvvetlerin Bulunması

Bir problemde sisteme etki edebilecek kuvvetler şunlar olabilir:

3.2.5.1 Tekil Kuvvetler

Tekil kuvvetler hangi elemanın hangi düğümüne ne yönde etki ediyorsa genel kuvvet vektöründe etki ettiği düğümüne karşılık gelen satıra yerleştirilir. Problemin cinsine göre tekil yük kavramı değişebilir. Örneğin ısı iletimi probleminde elastisite problemindeki tekil yüke karşılık noktasal ısı kaynağı veya tanımlı ısı akışı yükleri bulunmaktadır.

3.2.5.2 Yaylı Kuvvetler

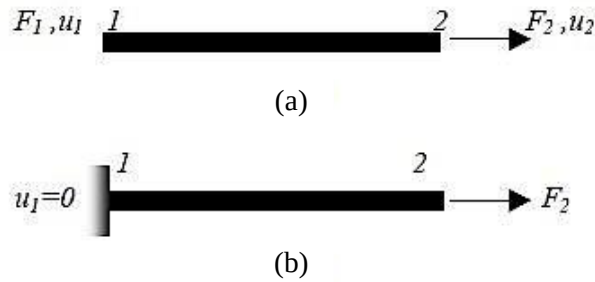
Bu kuvvetler bir kenar boyunca ya da bir alanda etkili olurlar.

3.2.5.3 Kütle Kuvvetleri

Eleman hacmi için geçerli olan merkezkaç kuvveti ve ağırlık kuvvetleri gibi kuvvetlerdir.

3.2.6 Sınır Şartlarının Belirlenmesi

Her problemin tabii olarak ya da yapay sınır şartları vardır. Sınır şartları, cismin çeşitli kısımlarındaki elastik yer değiştirmelerin ölçülebileceği bir referans sağlar. Bir çubuk eleman ele alalım (Şekil 3.5.a). Bu eleman için bir sınır şartı tanımlanmazsa, etki eden düğüm kuvvetlerinin büyük, küçük ya da eşit olmasına göre hareket eder ve deplasman $u_1 = u_2$ olarak çubukta rijit cisim hareketi gözlenir.



Şekil 3.5. Konsol kiriş sonlu eleman modeli (Topçu ve Taşgetiren, 1998)

Birinci durumdaki rijit cisim hareketi genel direngenlik matrisinin tekil olmasına sebep olur. Bu durum u_1 ve u_2 'nin ölçüleceği bir referans noktasının belirlenmemiş olmasına bağlanabilir. Gerçekte bir referans noktası sağlanmak zorundadır. Aynı çubuğu Şekil 3.5.b'deki gibi düşündüğümüzde;

$$u_2 = F_2/k \quad (3.1.)$$

şeklinde ifade edebiliriz. Çünkü $u_1 = 0$ çubuğun sınır şartıdır. Böylece sınır şartları; cismin belli parçasında veya parçalarındaki yer değiştirmelerde yapılan kısıtlamalardır denilebilir. Bu kısıtlamalar, cismin rijit yer değiştirmesine engel olur ve uygulanan dış yüklerin cisim tarafından taşınmasını sağlar. Aynı sınır şartları problemin cinsine göre sonlu elemanlar yönteminin uygulandığı diğer vektörel ve skaler alan problemleri için de tanımlanır.

3.2.7 Sistem Denkleminin Çözümü

Çözüm için, sistemin sınır şartları da göz önüne alınarak direngenlik matrisinin tersini almak yeterlidir. Fakat bilgisayar kapasitesi ve bilgisayar zamanı açısından çok büyük matrislerin çözümünü ters alma işlemi ile yapmak yerine Gauss eliminasyon yöntemi ile daha az kapasite ve daha kısa sürede yapmak mümkün olmaktadır (Topçu ve Taşgetiren, 1998).

4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

4.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Analizin Yapılması

Sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak çok çeşitli problemlerin nümerik çözüm ile analizi mümkün olmaktadır. Bu problemler; statik veya dinamik durum analizleri (lineer-nonlinear), termal, akışkan, elektromagnetik, vs.

Genel olarak, sonlu elemanlarla çözüm üç ana bölüme ayrılır.

1. Ön Hazırlık İşlemleri (Preprocessing): Problemin tanımlanmasıdır.

Ön hazırlık bölümünün ana adımları şöyledir:

- Anahtar noktaların (keypoint) / düğümlerin (node) / doğruların / alanların / hacimlerin tanımlanması
- Eleman tipinin ve malzemesinin / geometrik özelliklerinin tanımlanması
- Doğruların / alanların / hacimlerin gerekli şekilde elemanlara ayrılması (mesh edilmesi)
- Analiz için gerekli ayrıntıların miktarı, analizin boyutuna göre (1D, 2D, aksimetrik, 3D) değişmektedir.

2. Çözüm (Solution): Yüklerin, sınırlamaların uygulanması ve çözümdür.

Burada yükler (bir noktaya veya basınç), kısıtlamaları (öteleme ve dönme) belirlenir ve oluşan denklemlerin çözümü yapılır.

3. Çözüm Sonrası İşlemler (Postprocessing): Sonuçların görülmesi ve değerlendirilmesidir. Bu adımda şunlar görmek istenebilir:

- Düğüm noktalarının yer değiştirme listesi
- Hız diyagramı
- İvme diyagramı
- Kuvvet diyagramı
- Çökme diyagramı
- Enerji diyagramı

4.1.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Gerilme Analizi

Sonlu Elemanlar Yöntemi ile gerilme analizi için aşağıdaki sıra izlenir.

- Problemin açıklanması
- Analiz tipinin tanımlanması
- Geometrilerin modellenmesi

- Element tipinin ve malzeme özelliklerinin tanımlanması
- Mesh işleminin yapılması
- Yüklerin uygulanması
- Çözümün elde edilmesi
- Sonuçların incelenmesi

4.1.2 Analizin Yapılışı

4.1.2.1 Problemin Açıklanması

Bu problemde, çeşitli hızlardaki vurucu, kompozit plakanın üzerine düşürülmüştür. Vurucu 17 kg ağırlığındadır. Vurucu, çarpma hızları 2.0 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s, 4.0 m/s olacak şekilde ilk hızlar ile temas halinde iken plaka üzerine bırakılmıştır.

4.1.2.2 Verilenler

- Vurucunun çapı 0.024 m
- Vurucunun ağırlığı 17 kg
- Vurucu plakaya temas etmektedir.
- Vurucunun malzeme özellikleri;
 - Elastisite modülü: 210 GPa
 - Poisson oranı: 0.29
 - Yoğunluk, DENS: 7850 kg/m³
- Plakanın boyutları 140×140 mm
- Plakanın et kalınlığı; 3 mm
- Plakanın malzeme özellikleri:

Kompozit malzeme için;

 - Yoğunluk, DENS: 1840 kg/m³
 - Elastisite modülleri, E_x : 9.5 GPa, E_y : 9.5 GPa, E_z : 42 GPa
 - Poisson oranları, ν_{xy} : 0.34, ν_{yz} : 0.34, ν_{xz} : 0.34
 - Kayma modülleri, G_{xy} : 3.5 GPa, G_{yz} : 3.5 GPa, G_{xz} : 3.5 GPa
- Plaka 16 tabakalı ve oryantasyon açıları sırasıyla;
 - 0°, -45°, +45°, 0°, 90°, +45°, -45°, 0°, 0°, -45°, +45°, 90°, 0°, +45°, -45°, 0°'dir.

4.1.2.3 Yaklaşımlar ve Kabuller

- Hava direnci ihmal edilmiştir.

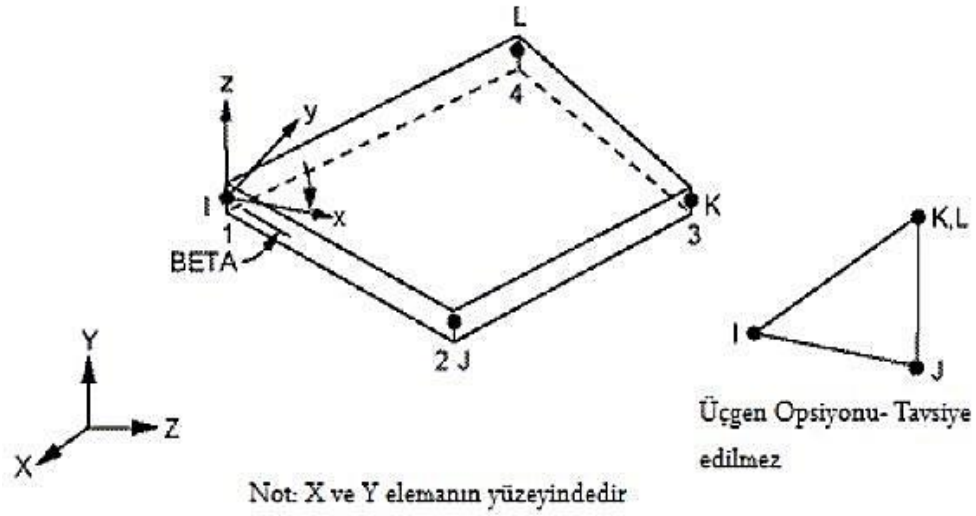
4.1.2.4 Aşamaların Özeti

- Analiz tipinin tanımlanması
- Preferences'ın ayarlanması
- Geometrilerin modellenmesi
- Plakanın modellenmesi
- Vurucunun modellenmesi
- Element tipinin ve malzeme özelliklerinin tanımlanması
- Element tipinin tanımlanması
- Malzeme özelliklerinin tanımlanması
- Vurucunun mesh işleminin yapılması
- Plakanın mesh işleminin yapılması
- Vurucu bileşeninin oluşturulması
- Plaka bileşeninin oluşturulması
- Kontak parametrelerinin belirlenmesi
- Yüklerin uygulanması
- Vurucuya ilk hızın uygulanması
- Çıktı kontrollerinin belirlenmesi
- Çözümün elde edilmesi
- Çözüm
- Hız-zaman, ivme-zaman, yer değiştirme-zaman ve kuvvet-zaman değişimlerinin elde edilmesi
- Sonuçların incelenmesi

4.1.3 Analiz Elemanları

4.1.3.1 SHELL 163

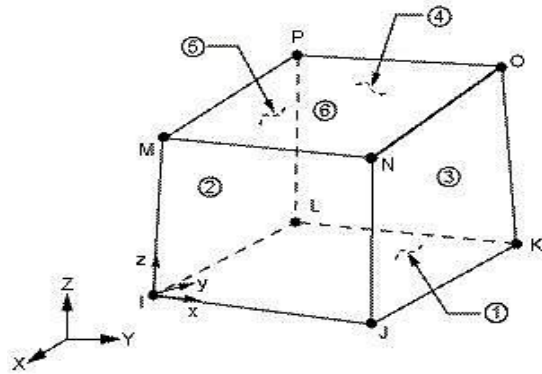
İnce sarım yapıdır. 4-düğümlü büküm ve zar kabiliyetine sahip bir elemandır. Düzlem ve normal gerilmeler uygulanabilir. Konum, hız ve ivme x, y ve z düğümlerinde 9, x, y ve z rotasyonunda 3 olmak üzere her düğümü 12 serbestlik derecesine sahiptir (ANSYS, 2012).



Şekil 4.1. SHELL 163 Geometrisi (ANSYS, 2012)

4.1.3.2 SOLID 164

SOLID 164 3 boyutlu katı modellemede kullanılır. x, y ve z koordinatlarında konum, hız ve ivme değerleri olmak üzere sekiz noktada tanımlanır (ANSYS, 2012).

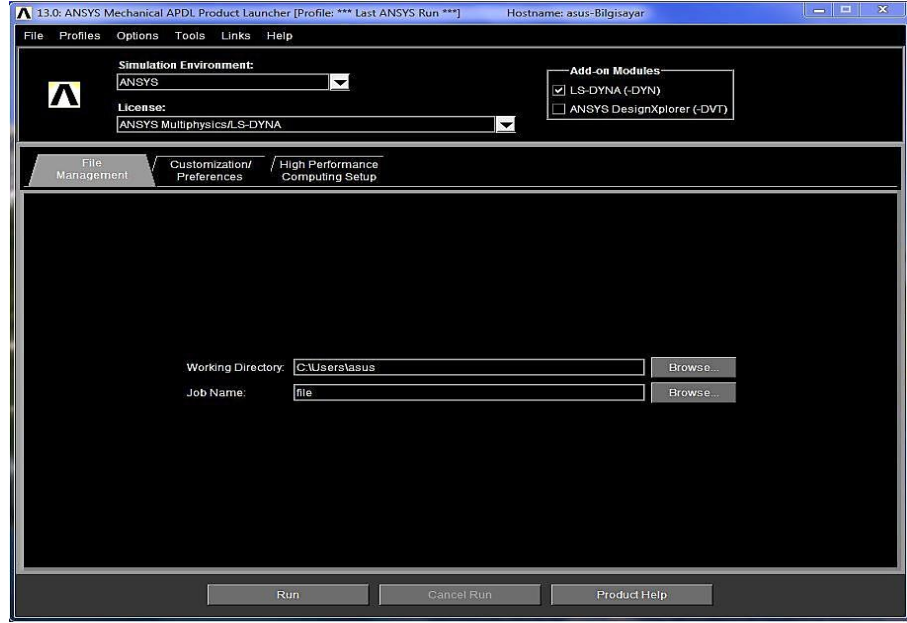


Şekil 4.2. SOLID 164 Geometrisi (ANSYS, 2012)

4.1.4 Analiz Tipinin Tanımlanması

ANSYS programıyla çarpışma analizi yapabilmek için ilk önce LS-DYNA modülünü aktif hale getirmemiz gerekmektedir.

Başlat→ Tüm programlar→ ANSYS 13.0→ ANSYS Product Launcher sekmesi seçilir. Bu seçim yapıldığında aşağıdaki pencere açılacaktır.



Şekil 4.3. Programın çalıştırılması

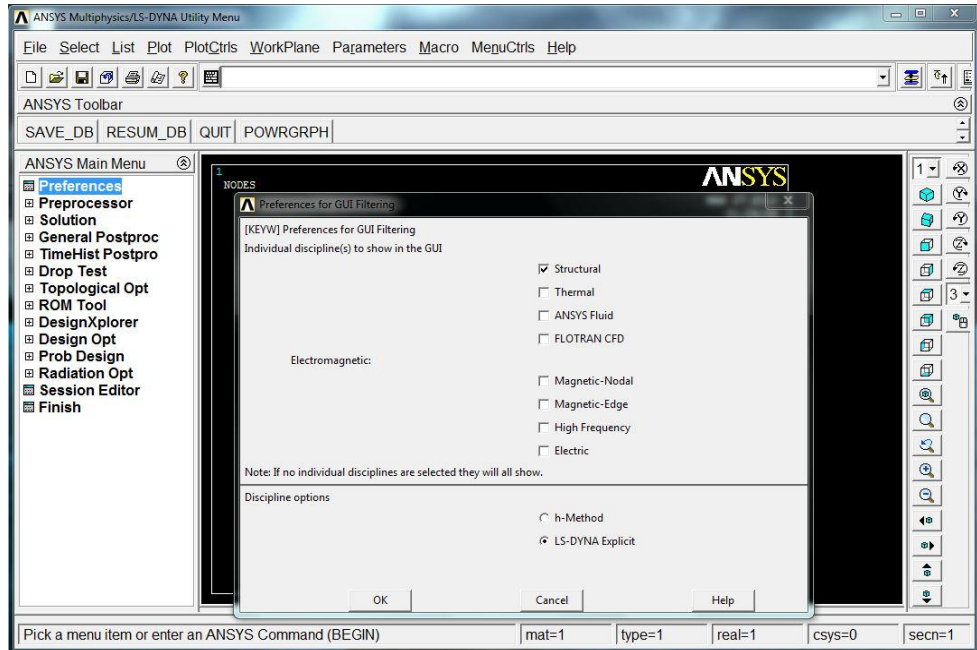
Açılan pencerede ANSYS Multiphysics LS-DYNA sekmesi tıklanır, Add-On Modules alt penceresinde ANSYS LS-DYNA (-DYN) seçilir.

Working Directory→ çalışma klasörü belirlenir.

RUN→ ANSYS Multiphysics/LS-DYNA Utility Menu penceresine geçilir.

ANSYS Main Menu→ Preferences.

Açılan pencerede; Structural ve LS-DYNA Explicit seçilir.

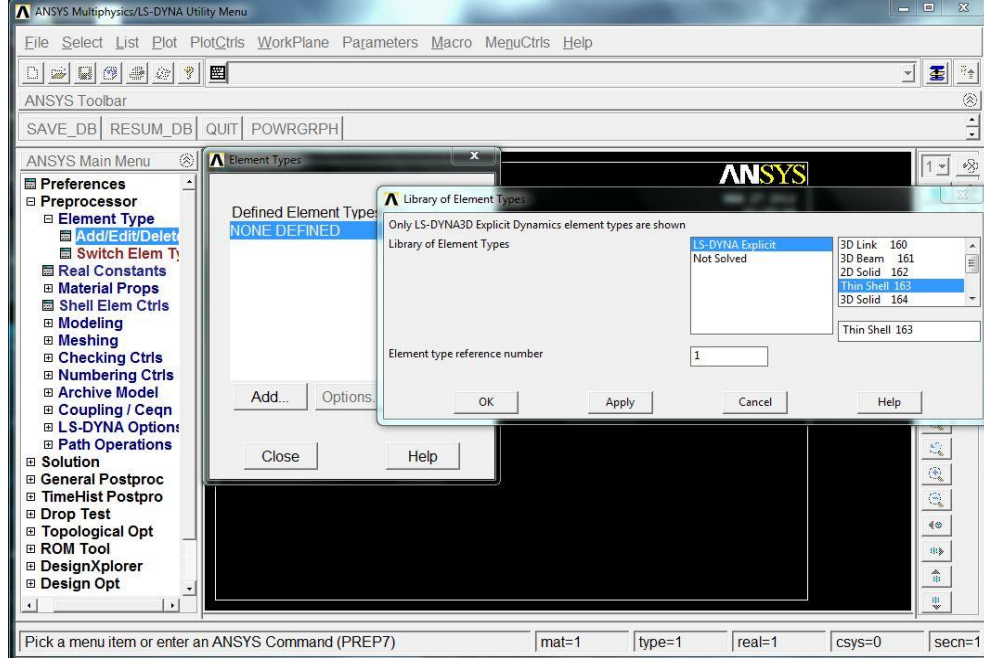


Şekil 4.4. Analizin tanımlanması

4.1.5 Element Tipinin ve Malzeme Özelliklerinin Tanımlanması

Main Menu→ Preprocessor→ Element Type→ Add/Edit/Delete→ Add→
LS-DYNA Explicit→ Thin Shell 163→ Apply

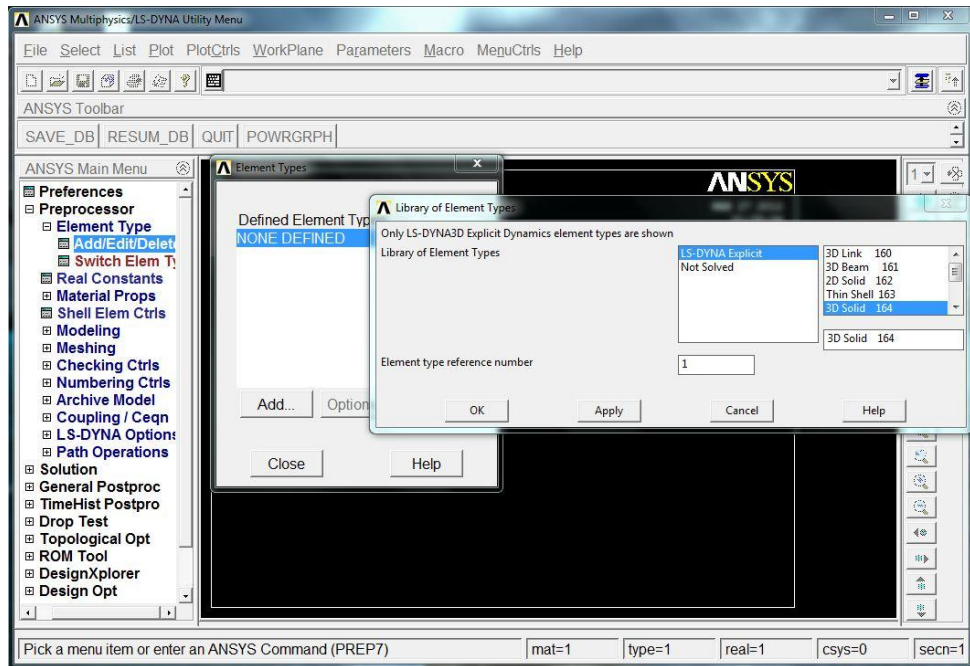
Shell 163 plakada kullanılacaktır.



Şekil 4.5. Plaka için Thin Shell 163 eleman tipinin tanımlanması

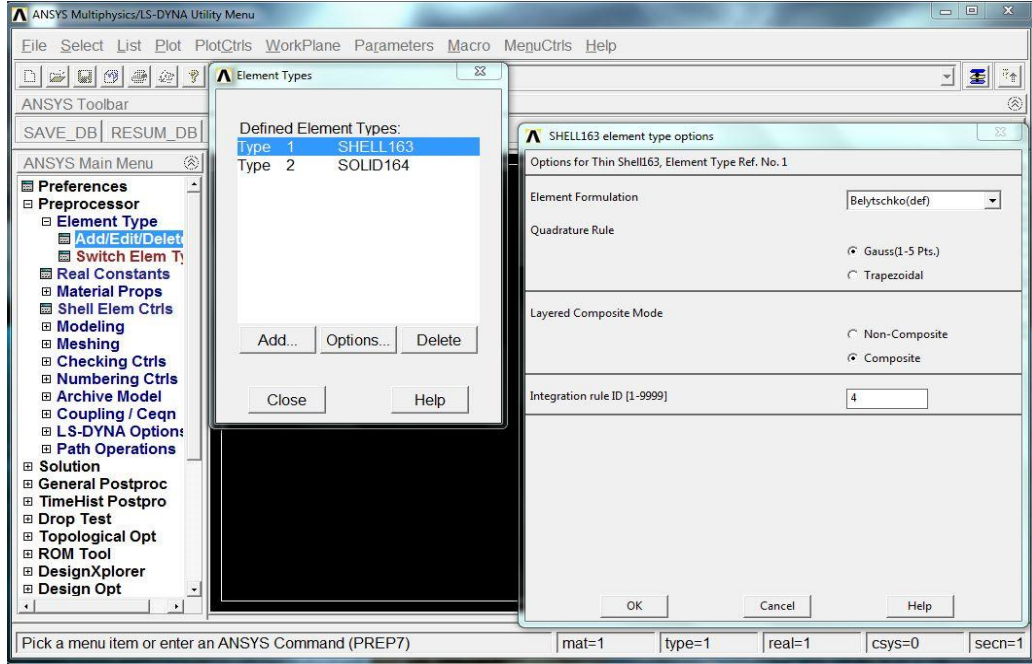
LS-DYNA Explicit→ 3D Solid 164→ OK

Solid 164 vurucuda kullanılacaktır.



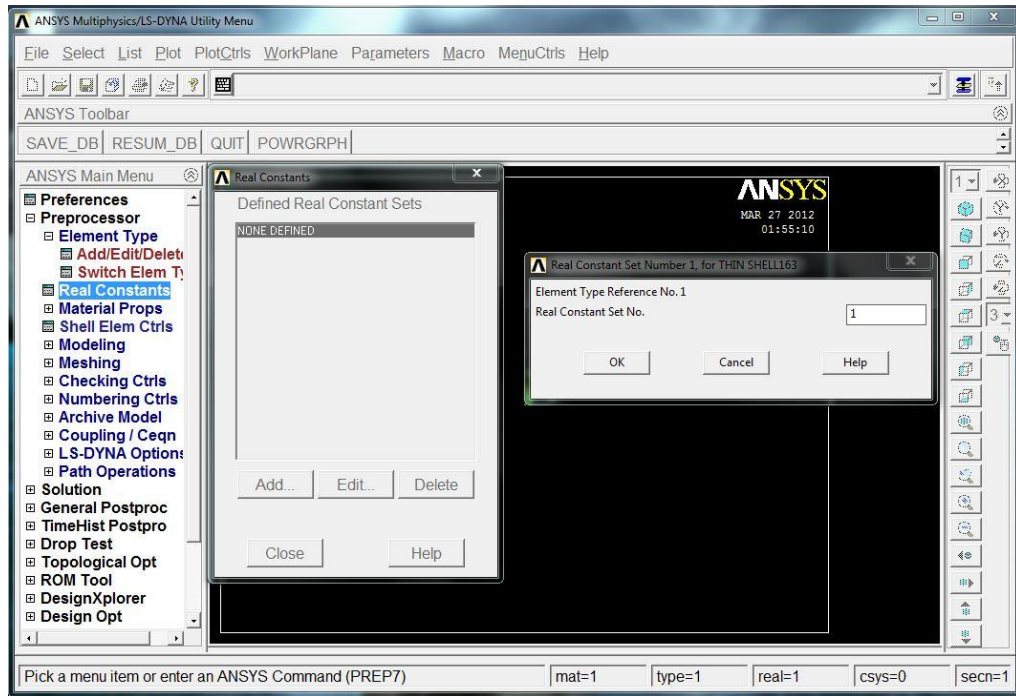
Şekil 4.6. Vurucu için 3D Solid 164 eleman tipinin tanımlanması

Options→ Layered Composite Mode→ Composite, Integrated rule ID [1-9999] 4 girilir.



Şekil 4.7. Plaka için kompozit tanımlaması

Main Menu→ Preprocessor→ Real Constant→ Add→ Shell 163→ OK→ Real Constant Set No 1 olarak girilir→ OK



Şekil 4.8. Geometrik sabitlerin (Real Constants) tanımlanması

Açılan pencerede; SHRF=5/6, NIP=16 ve T1=T2=T3=T4=0.003 girilir→

OK

Property	Value
Shear Factor	SHRF
No. of integration pts.	NIP
Thickness at node 1	T1
Thickness at node 2	T2
Thickness at node 3	T3
Thickness at node 4	T4

Şekil 4.9. Kompozit plaka için kayma faktörü, tabaka sayısı ve kalınlık değerlerinin girilmesi

Spacing of integration points Variable spacing olarak seçilir→ OK

Şekil 4.10. Değişken aralığın seçimi

Açılan pencerede; oryantasyon açıları (beta (i)) 0, -45, +45, 0, 90, +45, -45, 0, 0, -45, +45, 90, 0, +45, -45, 0 ve material ID her tabaka için 1 girilir→ OK

Real Constant Set Number 1, for THIN SHELL163

Specify material angle, coordinate, weight factor and material ID

Integration Point 1 beta(i)	0		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 2 beta(i)	-45		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 3 beta(i)	45		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 4 beta(i)	0		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 5 beta(i)	90		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1

OK Cancel Help

Şekil 4.11. İlk beş oryantasyon açısının tanımlanması

Real Constant Set Number 1, for THIN SHELL163

Specify material angle, coordinate, weight factor and material ID

Integration Point 6 beta(i)	45		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 7 beta(i)	-45		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 8 beta(i)	0		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 9 beta(i)	0		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1
Integration Point 10 beta(i)	-45		
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1

OK Cancel Help

Şekil 4.12. 5-10 arasındaki oryantasyon açılarının tanımlanması

Real Constant Set Number 1, for THIN SHELL163

Specify material angle, coordinate, weight factor and material ID

Integration Point 11 beta(i)	45			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	
Integration Point 12 beta(i)	90			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	
Integration Point 13 beta(i)	0			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	
Integration Point 14 beta(i)	45			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	
Integration Point 15 beta(i)	-45			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	

OK Cancel Help

Şekil 4.13. 11-15 arasındaki oryantasyon açılarının tanımlanması

Real Constant Set Number 1, for THIN SHELL163

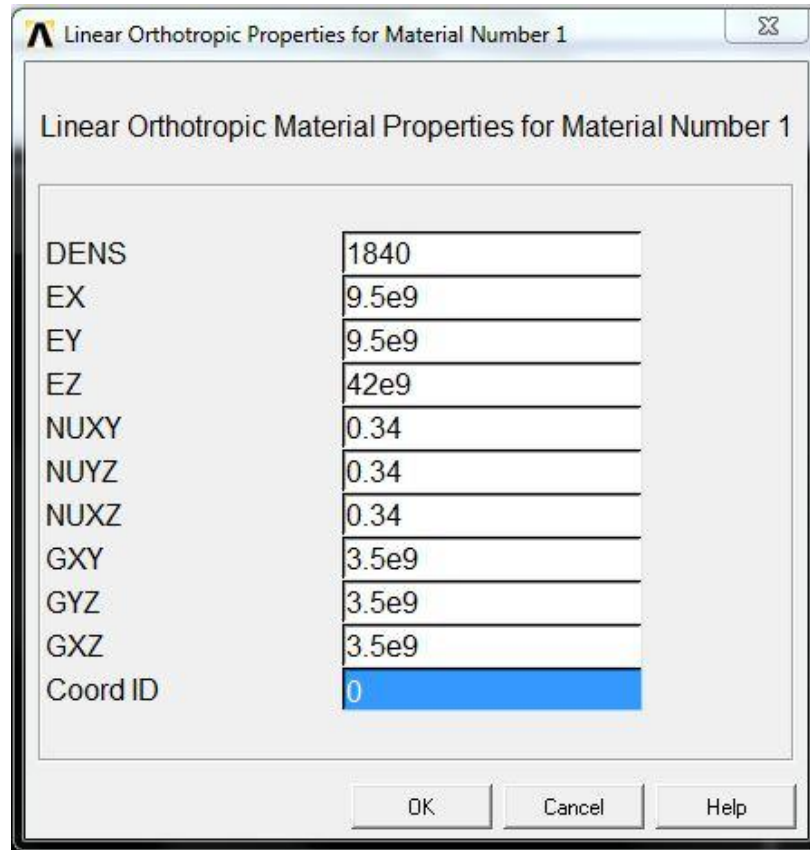
Specify material angle, coordinate, weight factor and material ID

Integration Point 16 beta(i)	0			
s(i) wf(i) MAT(i)	0	0	1	

OK Cancel Help

Şekil 4.14. Son oryantasyon açısının tanımlanması

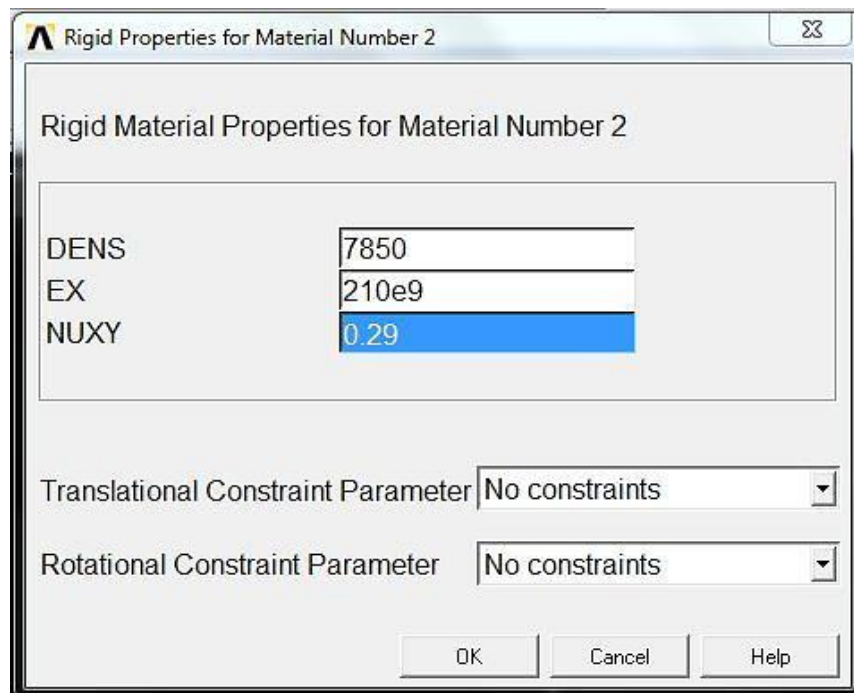
Main Menu→ Preprocessor→ Material Props→ Material Models→ LS-DYNA→ Linear→ Elastic→ Orthotropic→ Aşağıdaki değerler girilir→ OK



Property	Value
DENS	1840
EX	9.5e9
EY	9.5e9
EZ	42e9
NUXY	0.34
NUYZ	0.34
NUXZ	0.34
GXY	3.5e9
GYZ	3.5e9
GXZ	3.5e9
Coord ID	0

Şekil 4.15. Kompozit plakanın malzeme değerlerinin girilmesi

Material→ New Model→ 2→ OK→ LS-DYNA→ Rigid Material→
Malzeme özellikleri girilir→ OK



Property	Value
DENS	7850
EX	210e9
NUXY	0.29

Translational Constraint Parameter: No constraints

Rotational Constraint Parameter: No constraints

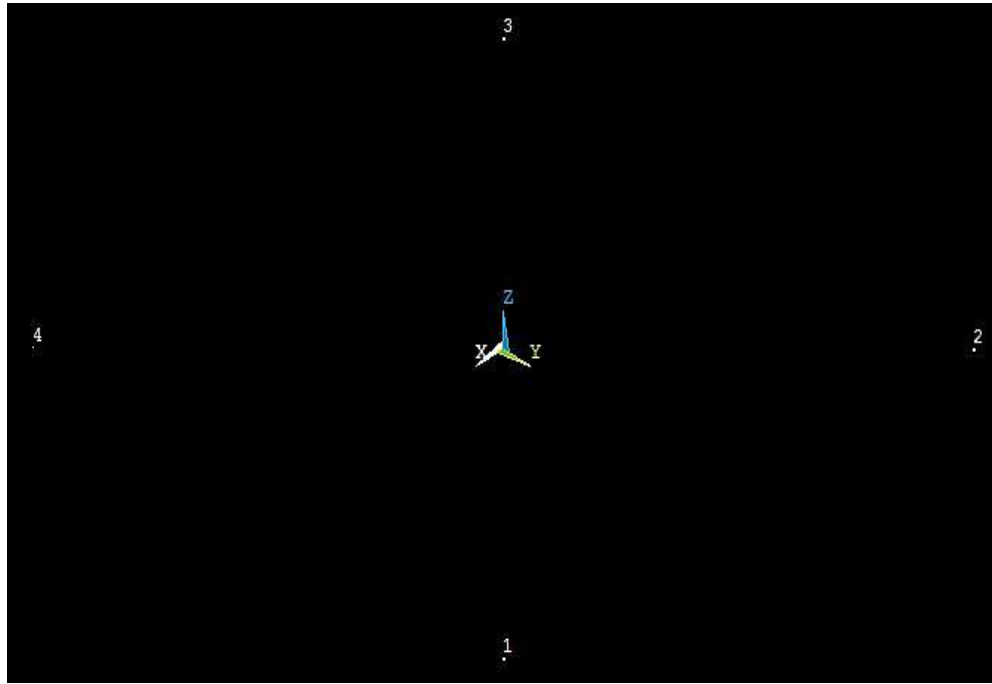
Şekil 4.16. Vurucunun malzeme değerlerinin girilmesi

Material→ Exit

4.1.6 Geometrilerin Modellenmesi

4.1.6.1 Kompozit Plakanın Modellenmesi

Main Menu→ Preprocessor→ Modelling→ Create→ Keypoints→ In active CS→ X: 0.07, Y: 0.07, Z: 0→ Apply→ X: -0.07, Y: 0.07, Z: 0→ Apply→ X: -0.07, Y: -0.07, Z: 0→ Apply→ X: 0.07, Y: -0.07, Z: 0→ OK dört tane keypoints oluşturulur.

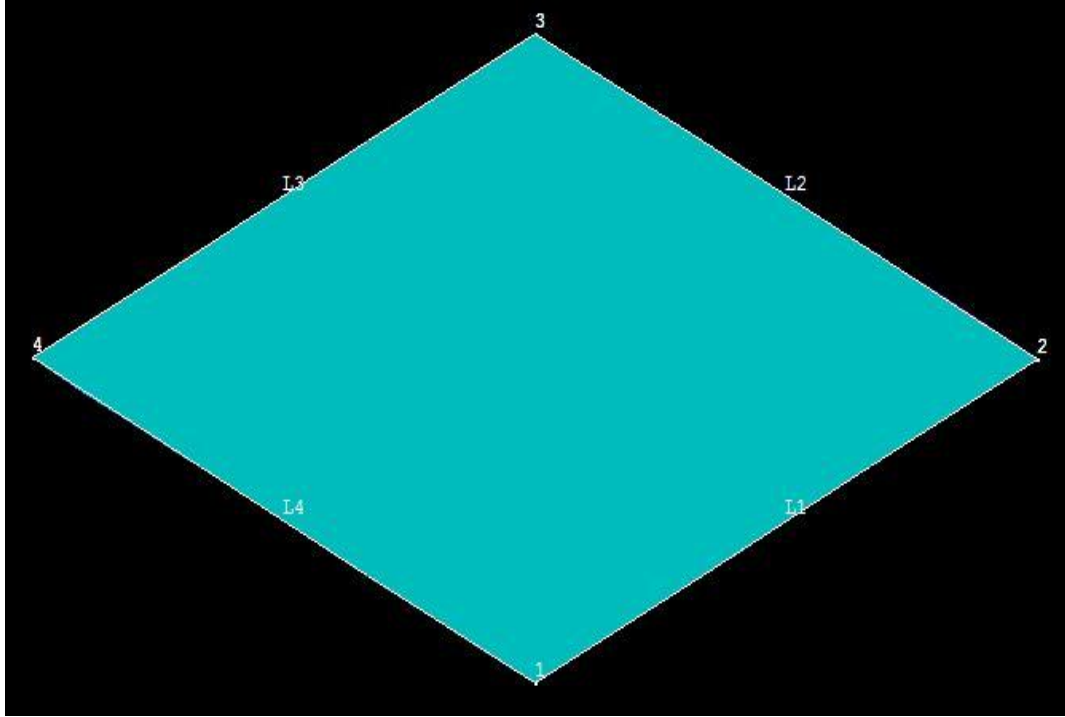


Şekil 4.17. Tanımlanan noktalar (Keypoints)

Main Menu→ Preprocessor→ Modelling→ Create→ Lines→ Lines→ Straight Line→ Sırasıyla oluşturulan dört keypoints tıklanır→ OK

Main Menu→ Preprocessor→ Modelling→ Create→ Areas→ Arbitrary→ By Lines→ Az önce oluşturulan dört line tıklanır→ OK

Şekil 4.18’de görüldüğü gibi kompozit plaka oluşturuldu.



Şekil 4.18. Oluşturulan kompozit plaka

4.1.6.2 Vurucunun Modellenmesi

Utility Menu→ Work plane→ WP Settings→ Snap Incr 0.012 değeri girilir→ OK→ Work plane→ Offset WP by Increments→ Koordinat sistemi -Z yönünde 0.012 ötelenerek vurucunun plakaya tam orta noktasından vurması sağlanır→ OK

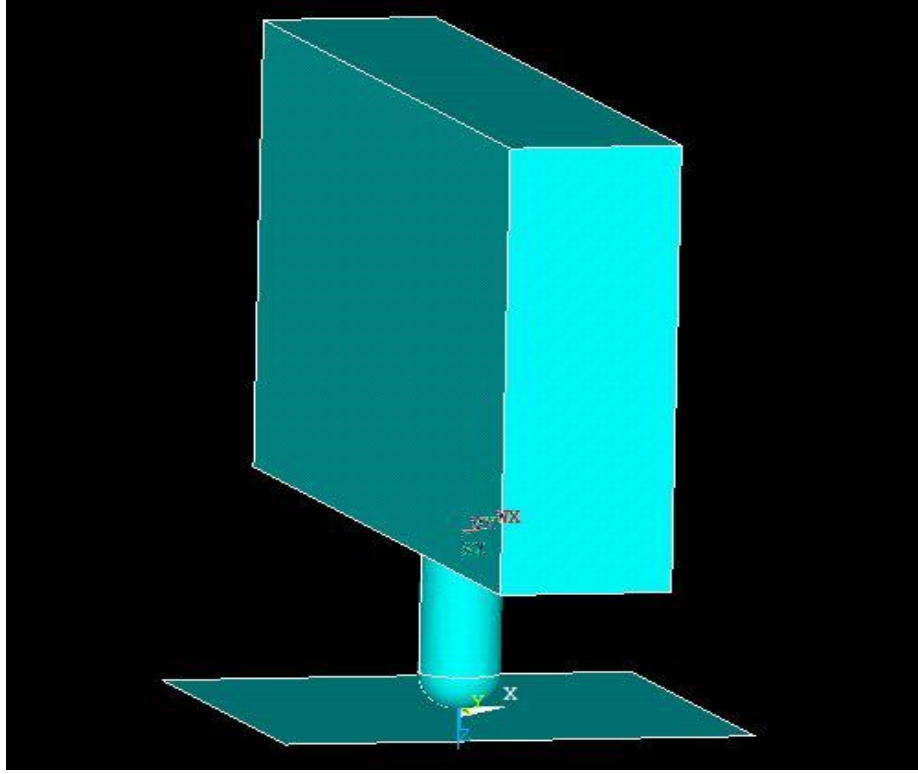
Main Menu→ Preprocessor→ Create→ Volumes→ Cylinder→ Solid Cylinder→ yarıçapı 0.012 ve derinliği 0.048 olan silindir çizilir→ OK

Main Menu→ Preprocessor→ Create→ Volumes→ Sphere→ Solid Sphere→ yarıçap 0.012 olarak girilerek yarı küresel uç oluşturulur→ OK

Work plane→ Offset WP by Increments→ Koordinat sistemi -Z yönünde 0.048 daha ötelenir→ OK

Main Menu→ Preprocessor→ Create→ Volumes→ Block→ By Centr, Cornr, Z→ Genişlik 0.051, Yükseklik 0.28, Derinlik 0.15 olarak girilir→ OK

Main Menu→ Preprocessor→ Operate→ Booleans→ Add→ Volumes→ Pick All

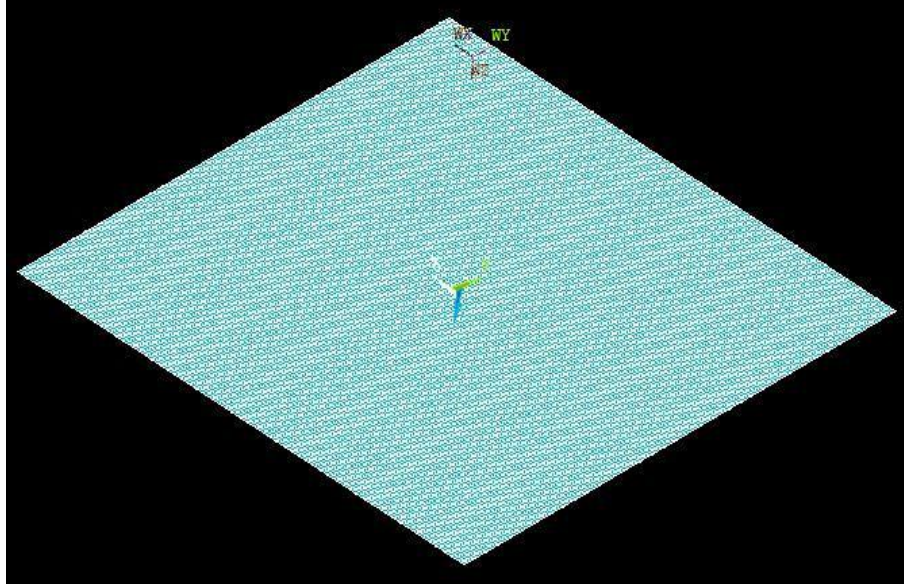


Şekil 4.19. Oluşturulan vurucu modeli

4.1.7 Mesh İşleminin Yapılması

4.1.7.1 Plakanın Mesh İşleminin Yapılması

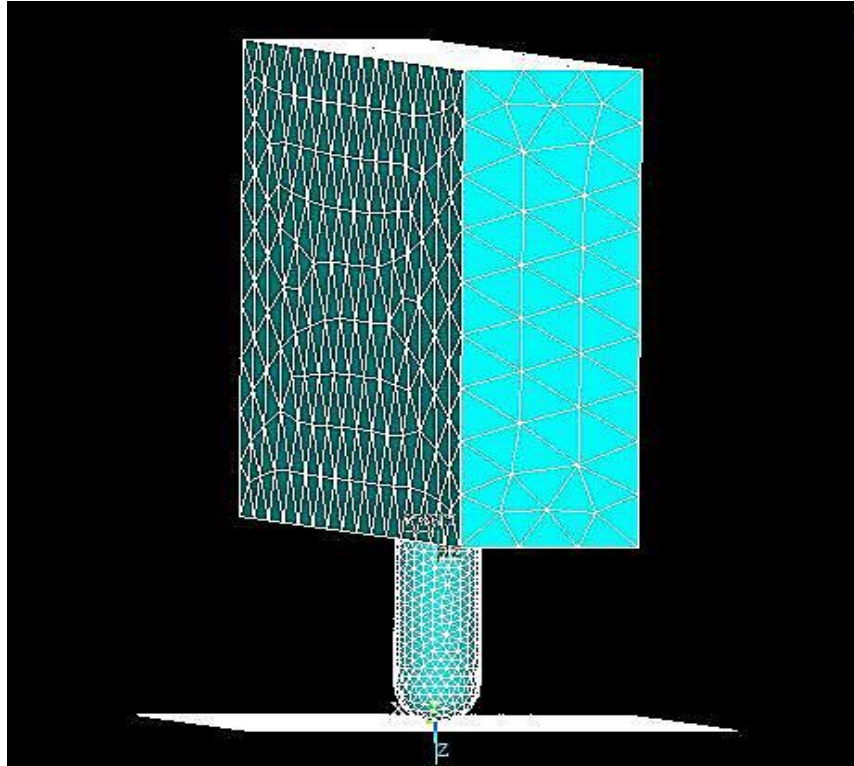
Main Menu→ Preprocessor→ Meshing→ Mesh Tool→ Element Attributes→ Areas→ Set→ Plaka seçilir→ OK→ Material number, Real constant set number ve Element type number plakanın değerleri olan 1 girilir→ OK→ Size Controls→ Areas Set→ 0.001→ OK→ Mesh Areas→ Quad Mapped→ Mesh→ Plaka tıklanır→ OK



Şekil 4.20. Kompozit plakanın sonlu elemanlara ayrılması

4.1.7.2 Vurucunun Mesh İşleminin Yapılması

Main Menu→ Preprocessor→ Meshing→ Mesh Tool→ Element Attributes→ Volumes→ Set→ Vurucu seçilir→ OK→ Material number ve Element type number vurucunun değerleri olarak değiştirilir 2→ OK→ Mesh Volumes→ Tet Free→ Mesh→ Vurucu seçilir→ OK

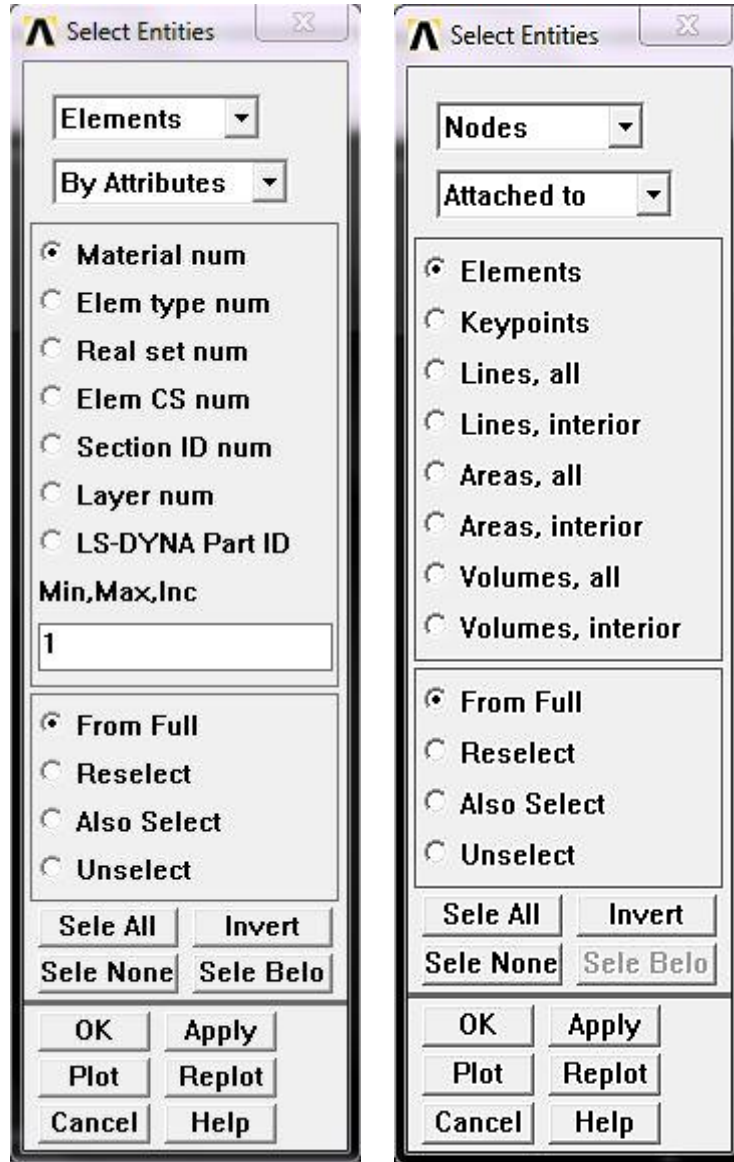


Şekil 4.21. Vurucunun sonlu elemanlara ayrılması

4.1.8 Bileşenlerin Oluşturulması

4.1.8.1 Plaka Bileşenlerinin Oluşturulması

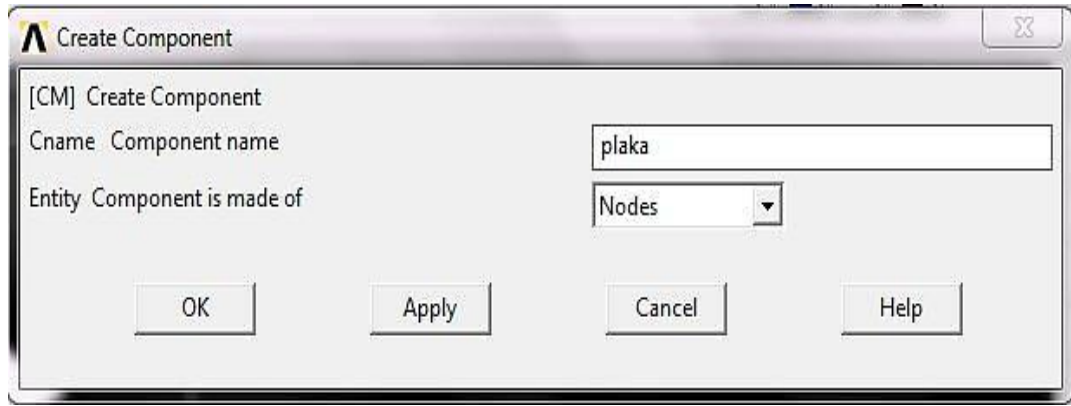
Utility Menu→ Select→ Entities→ Elements→ By Attributes→ Malzeme numarası 1 girilir→ Apply→ Nodes→ Attached to→ Elements→ OK



Şekil 4.22. Bileşenlerin tanımlanması

Utility Menu→ Select→ Comp/Assembly→ Create Component→ Bileşen ismi olarak→ “plaka” yazılır→ OK

Utility Menu→ Select→ Everything



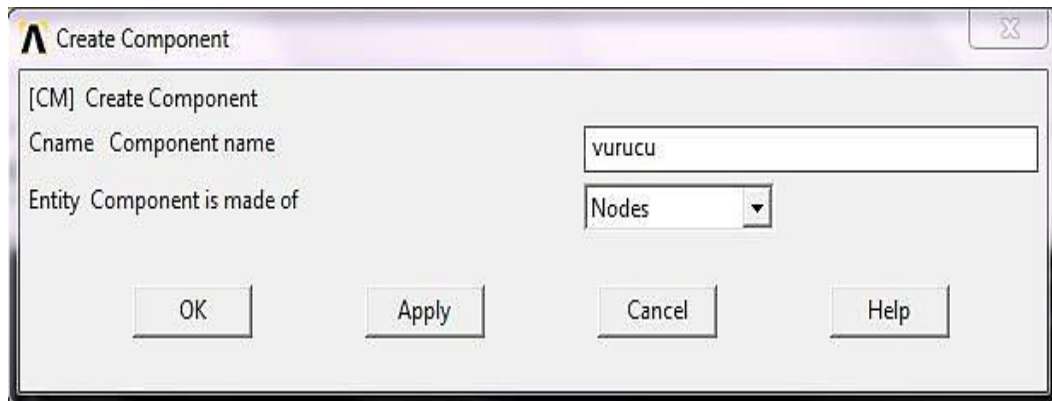
Şekil 4.23. Plaka bileşeninin tanımlanması

4.1.8.2 Vurucu Bileşenlerinin Oluşturulması

Utility Menu→ Select→ Entities→ Elements→ By Attributes→ Malzeme numarası 2 girilir→ Apply→ Nodes→ Attached to→ Elements→ OK

Utility Menu→ Select→ Comp/Assembly→ Create Component→ Bileşen ismi olarak→ “vurucu” yazılır→ OK

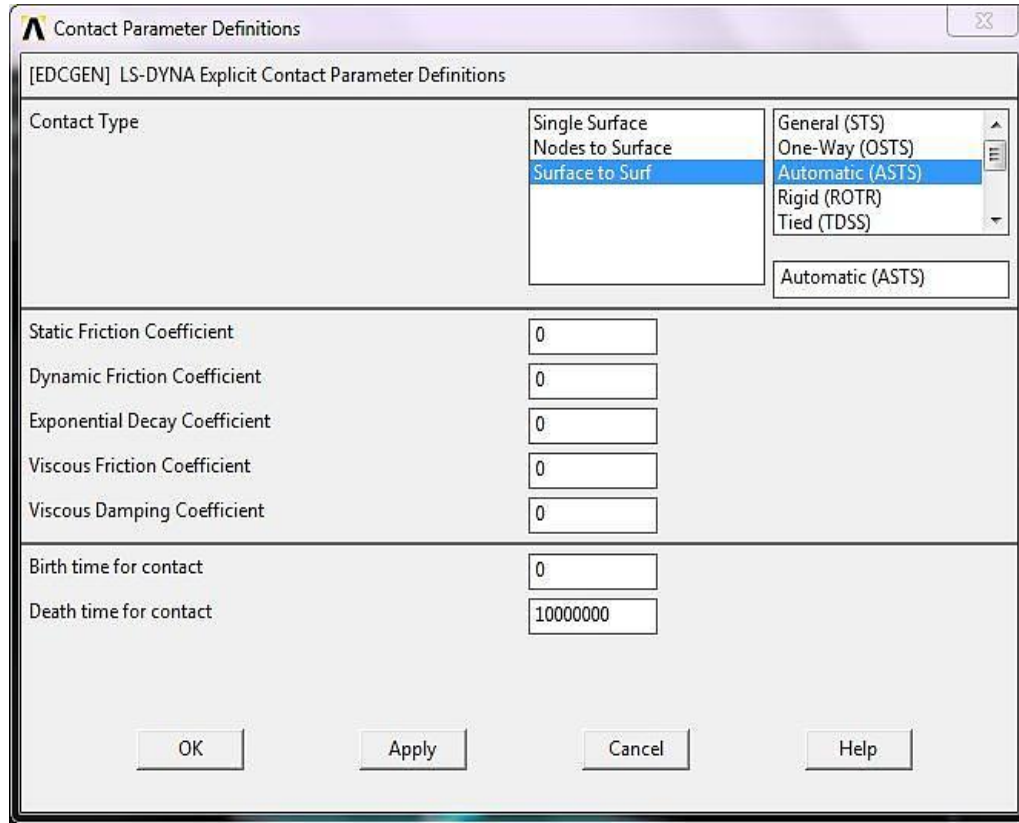
Utility Menu→ Select→ Everything



Şekil 4.24. Vurucu bileşeninin tanımlanması

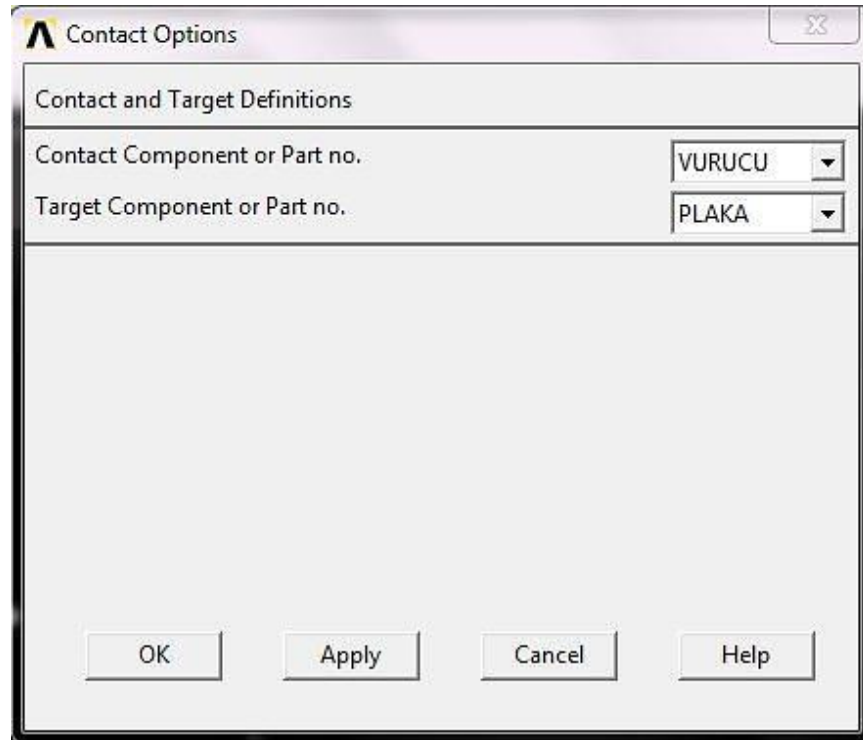
4.1.8.3 Kontak parametrelerinin Belirlenmesi

Main Menu→ Preprocessor→ LS-DYNA Options→ Contact→ Define Contact→ Contact Type ‘Surface to Surf’ ve ‘Automatic (ASTS)’→ OK



Şekil 4.25. Kontak ayarlarının yapılması

Contact Options→ Contact Component (vurucu)→ Target Component (plaka)→ OK



Şekil 4.26. Problemin kontak tanımlaması

4.1.9 Yüklerin Uygulanması

4.1.9.1 Vurucuya İlk Hızın Uygulanması

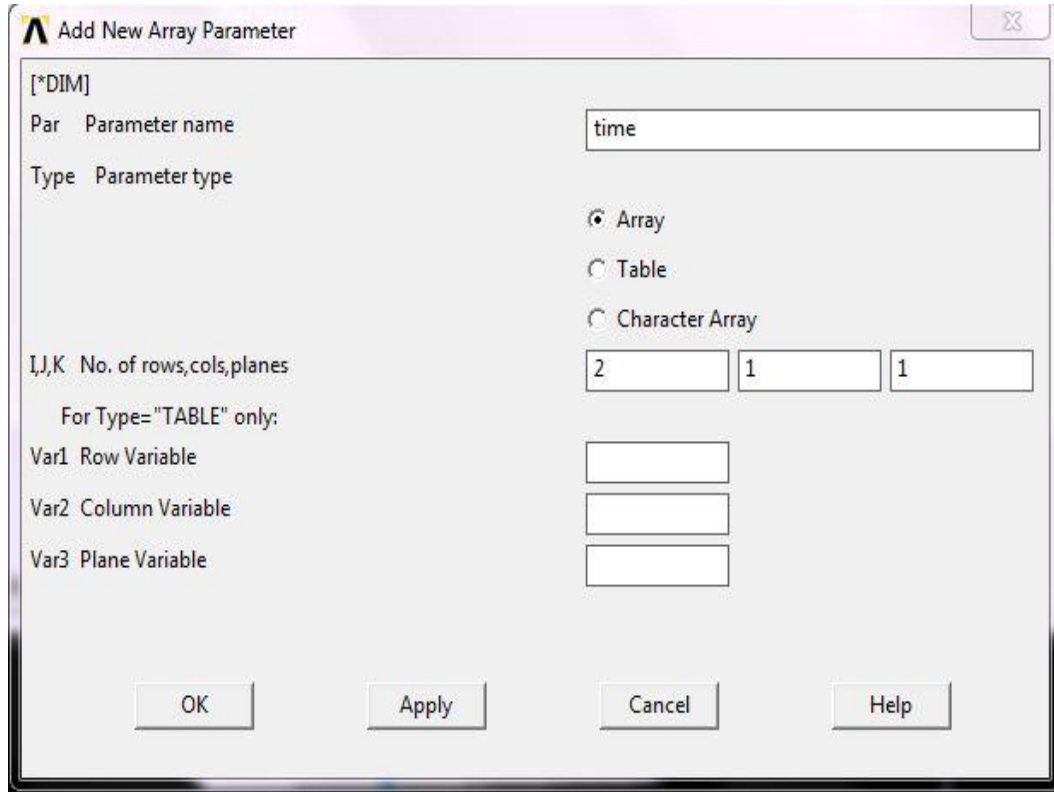
Main Menu→ Preprocessor→ LS-DYNA Options→ Initial Velocity→ w/Nodal Rotate→ Input on component VURUCU seçilir→ Z yönünde 2 m/s’lik ilk hız değeri girilir→ OK

Diğer hızların analizi için; 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s, 4 m/s değerleri girilir.

Şekil 4.27. Vurucuya ilk hızın verilmesi

4.1.9.2 Zaman Aralığının Oluşturulması

Utility Menu→ Parameters→ Array Parameters→ Define/Edit→ Add→ Parameter name “time” yazılır→ OK→ Edit→ iki zaman aralığı 0 ve 1 girilir→ File→ Apply/Quit



Add New Array Parameter

[*DIM]

Par Parameter name: time

Type Parameter type:

☒ Array
☐ Table
☐ Character Array

I,J,K No. of rows,cols,planes: 2 1 1

For Type="TABLE" only:

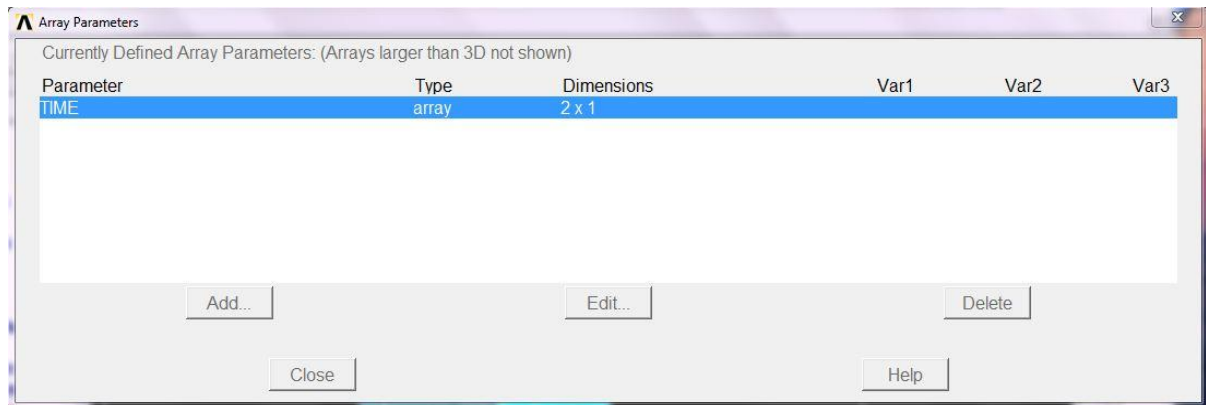
Var1 Row Variable:

Var2 Column Variable:

Var3 Plane Variable:

OK Apply Cancel Help

Şekil 4.28. Zaman parametresinin tanımlanması



Array Parameters

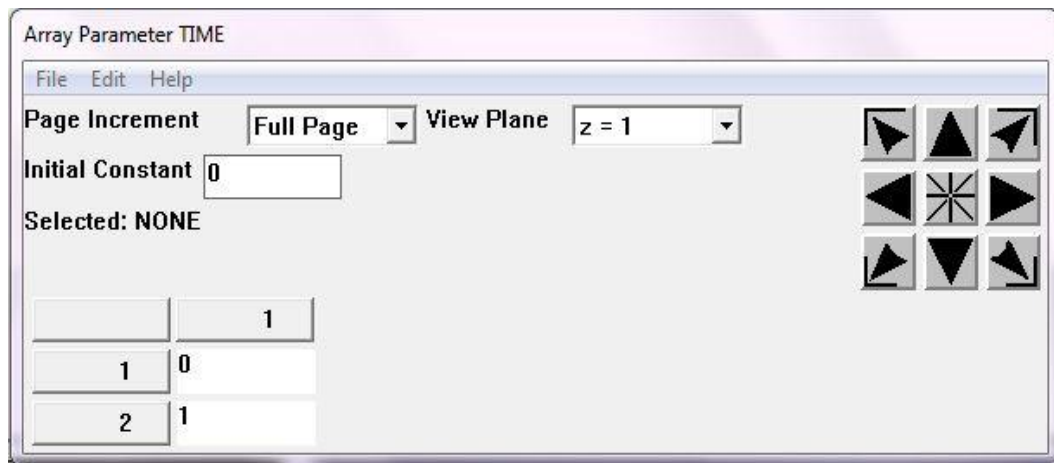
Currently Defined Array Parameters: (Arrays larger than 3D not shown)

Parameter	Type	Dimensions	Var1	Var2	Var3
TIME	array	2 x 1			

Add... Edit... Delete

Close Help

Şekil 4.29. Tanımlanan zaman parametresi



Array Parameter TIME

File Edit Help

Page Increment: Full Page View Plane: z = 1

Initial Constant: 0

Selected: NONE

	1
1	0
2	1

Şekil 4.30. Zaman aralığının tanımlanması

4.1.9.3 Vurucuya İvmenin Uygulanması

Utility Menu→ Parameters→ Array Parameters→ Define/Edit→ Add→ Parameter name “gravity” yazılır→ OK→ Edit→ iki ivme değeri 9.81 ve 9.81 olarak girilir→ File→ Apply/Quit

Add New Array Parameter

[*DIM]
 Par Parameter name: gravity
 Type Parameter type:
☒ Array
☐ Table
☐ Character Array
 I,J,K No. of rows,cols,planes: 2 1 1
 For Type= "TABLE" only:
 Var1 Row Variable:
 Var2 Column Variable:
 Var3 Plane Variable:
 OK Apply Cancel Help

Şekil 4.31. Yer çekimi parametresinin tanımlanması

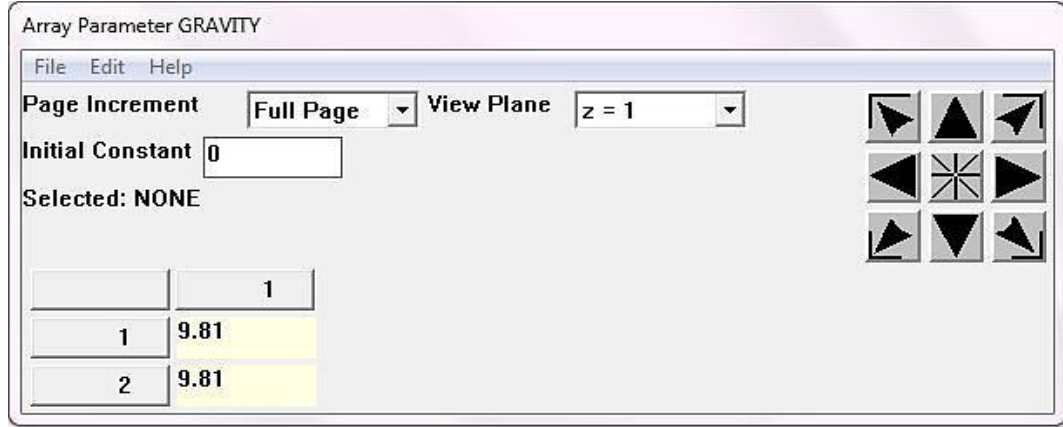
Array Parameters

Currently Defined Array Parameters: (Arrays larger than 3D not shown)

Parameter	Type	Dimensions	Var1	Var2	Var3
GRAVITY	array	2 x 1			
TIME	array	2 x 1			

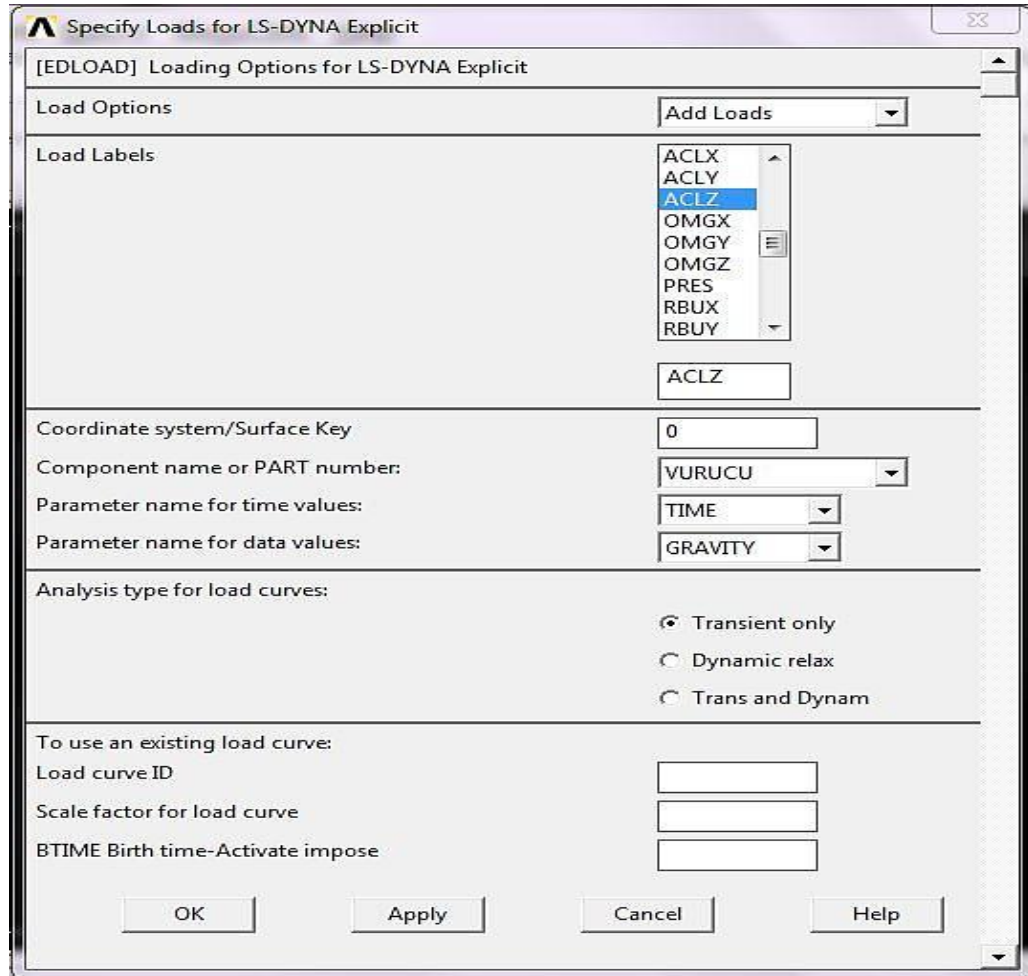
Add... Edit... Delete Close Help

Şekil 4.32. Tanımlanan yerçekimi parametresi

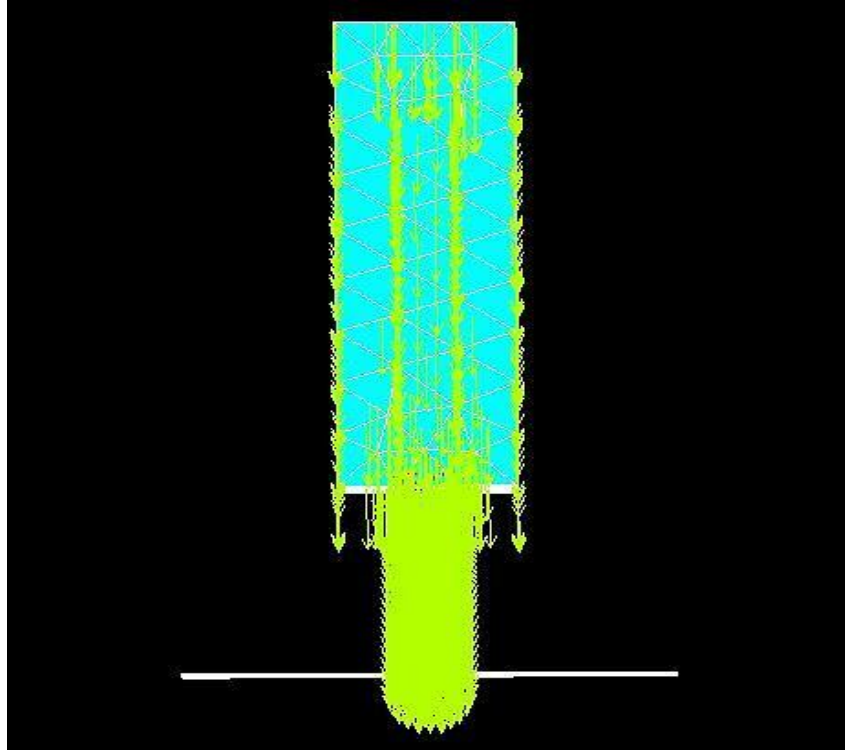


Şekil 4.33. Yerçekimi değerinin girilmesi

Main Menu→ Preprocessor→ LS-DYNA Options→ Loading Options→ Specify Loads→ Loads Labels=ACLZ, Component Name=VURUCU, Parameter name for time values=TIME, Parameter name for data values=GRAVITY seçilir→ OK



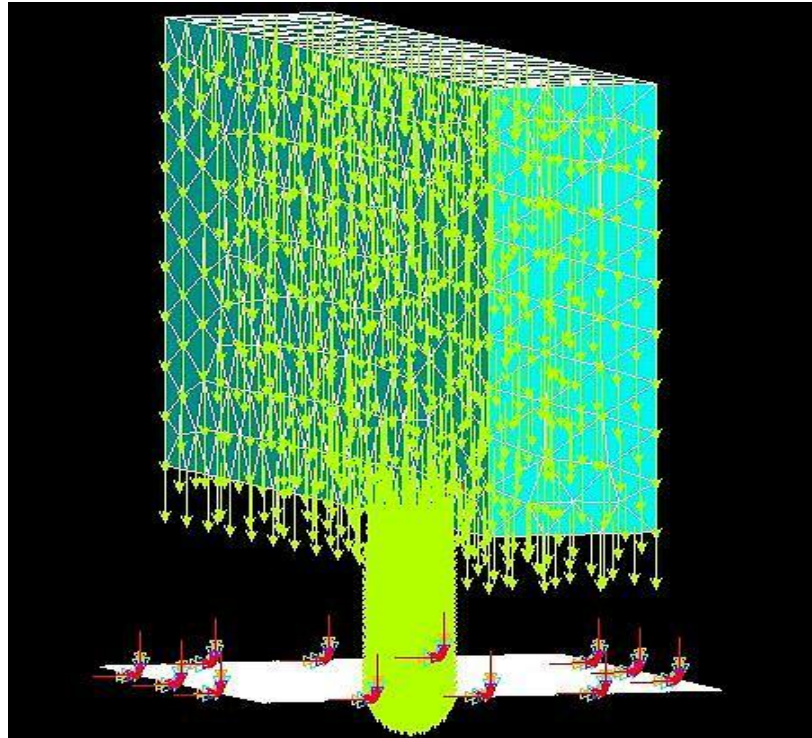
Şekil 4.34. Uygulanacak ivmenin ayarlanması



Şekil 4.35. Vurucuya ivmenin verilmesi

4.1.9.4 Plakanın Mesnetlenmesi

Main Menu→ Preprocessor→ LS-DYNA Options→ Constraints→
Apply→ On Lines→ plaka kenarlarından mesnetlenir→ OK→ All Dof→ OK

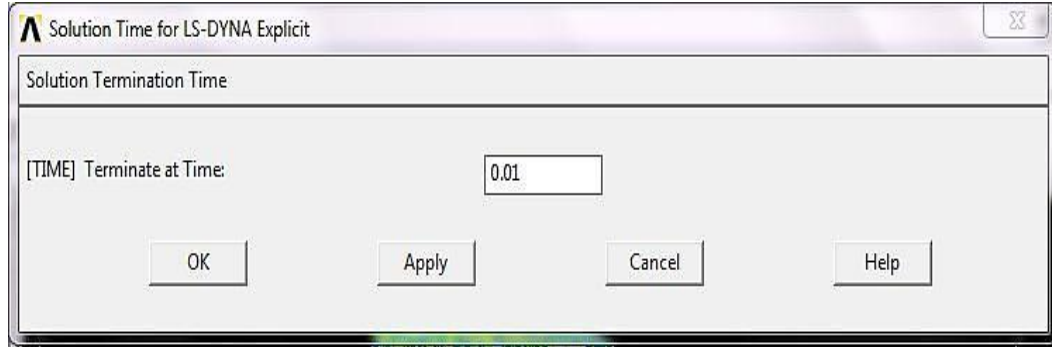


Şekil 4.36. Plakanın mesnetlenmesi

4.1.10 Çözümün Elde Edilmesi

4.1.10.1 Çıktı Kontrollerinin Belirlenmesi

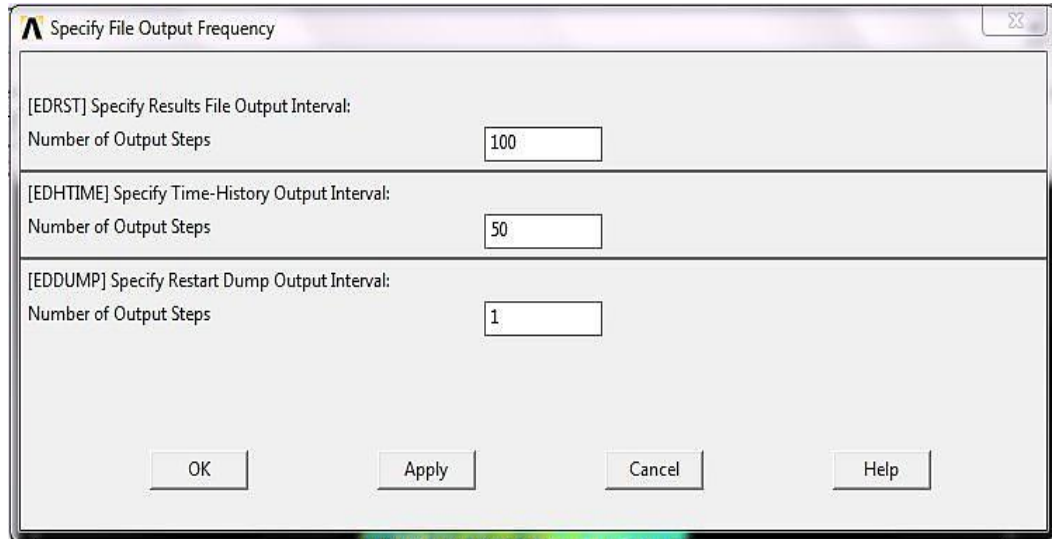
Main Menu→ Solution→ Time Controls→ Solution Time→ Terminate at Time=0.01 girilir→ OK



Şekil 4.37. Çözüm zamanının girilmesi

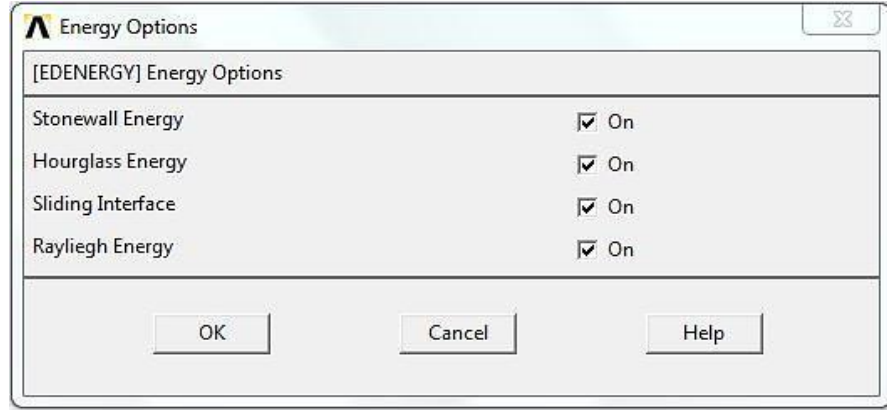
Main Menu→ Solution→ Output Controls→ File Output Freq→ Number of Steps→ Specify Results File Output Interval=100, Specify Time-History Output Interval=50 girilir→ OK

Yapılan 100'e yakın analizlerde iterasyon hesaplaması çıkan sonuçların deneysel çalışmalara en yakın aralığı belirtilen bu değerlerdir.



Şekil 4.38. Yapılacak analiz adımının girilmesi

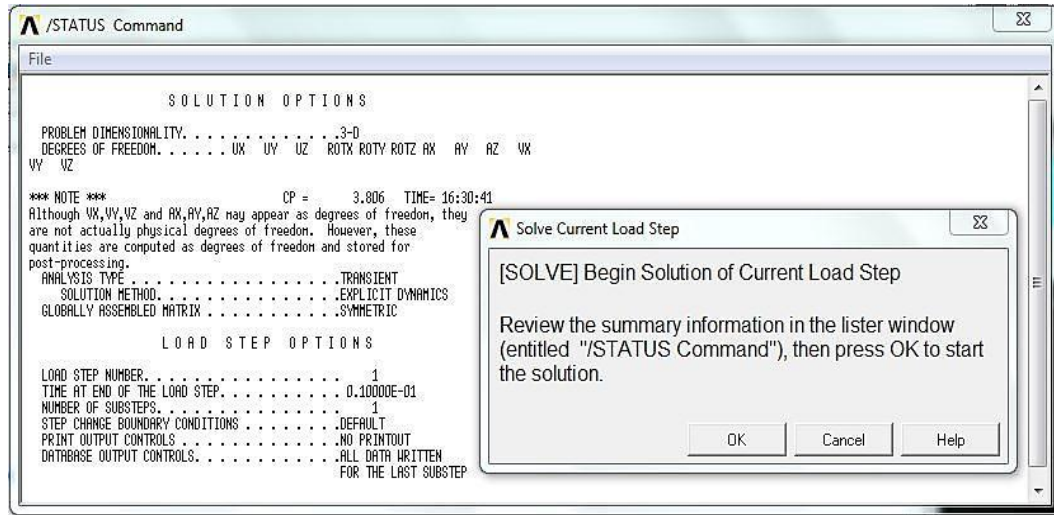
Main Menu→ Solution→ Analysis Options→ Energy Options→ Bütün enerji opsiyonları seçilir→ OK



Şekil 4.39. Enerji ayarlarının yapılması

4.1.10.2 Çözüm

Main Menu→ Solution→ Solve



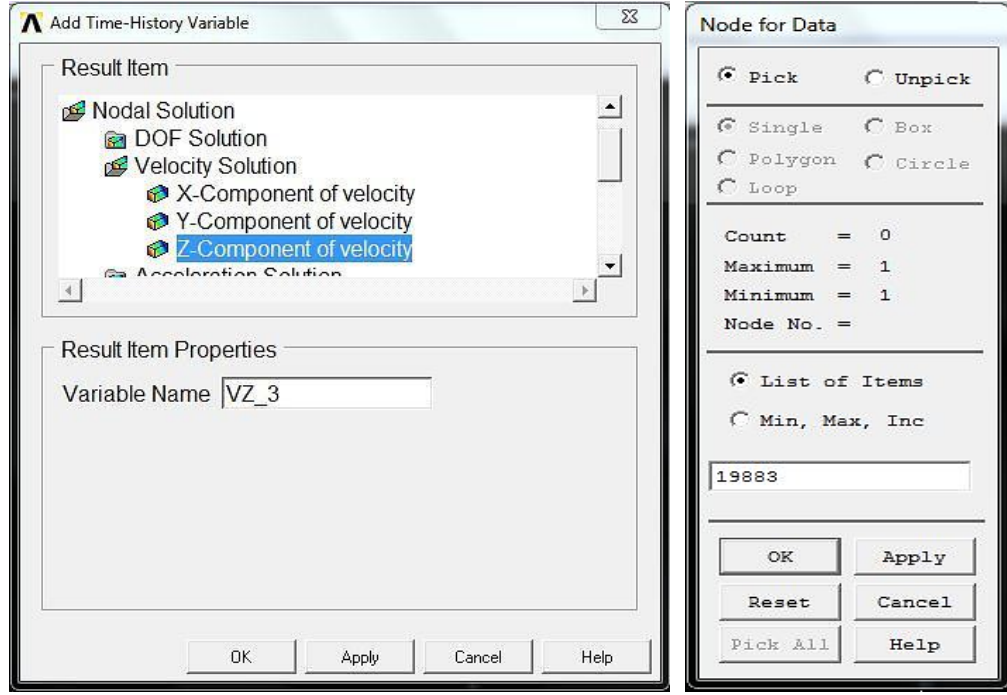
Şekil 4.40. Analiz için çözümün başlatılması

4.1.11 Analiz Sonuçlarının Alınması

Main Menu→ General Postproc→ Read Results→ First Set

4.1.11.1 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Hızı Bulmak

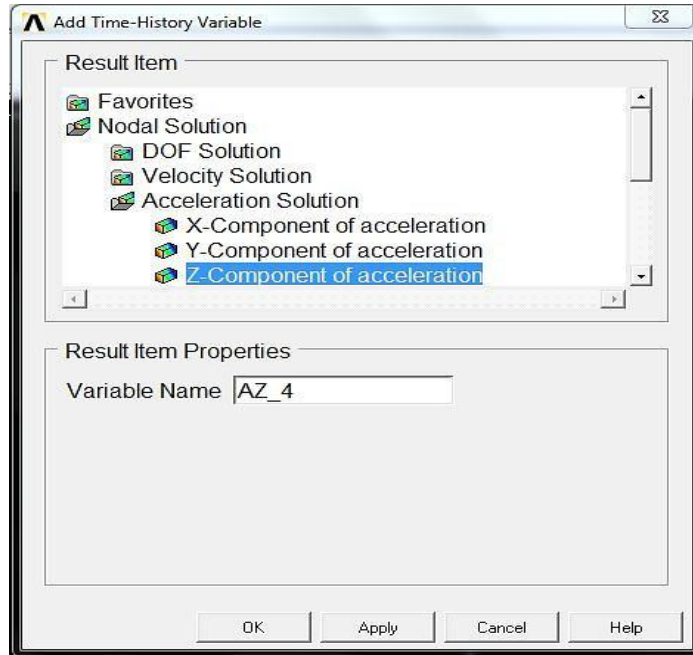
Main Menu→ TimeHist Postpro→ Variable Viewer→ Add Data→ Nodal Solution→ Velocity Solution→ Z-Component of velocity→ OK→ Hangi node isteniyorsa orası tıklanır veya numarası biliniyorsa yazılır→ OK→ Graph Datadan istenen grafik elde edilir. List Datadan ise sonuçlara liste şeklinde ulaşılabilir. Export Datadan Excel programına aktarmak için “.prn” dosyası oluşturulur. Çalışmada kullanılan node numarası plaka için 19883’tür.



Şekil 4.41. Kritik nod değerinde hız-zaman değişiminin alınması

4.1.11.2 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı İvmeyi Bulmak

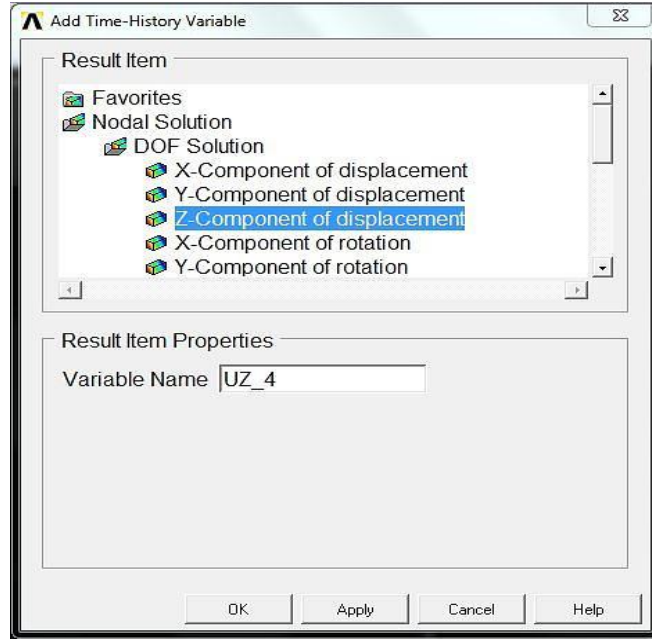
Main Menu→ TimeHist Postpro→ Variable Viewer→ Add Data→ Nodal Solution→ Acceleration Solution→ Z-Component of acceleration→ OK→ Çalışmada kullanılan node numarası: 19883 girilir→ OK→ Graph Datadan istenen grafik elde edilir. Export Datadan Excel programına aktarmak için “.prn” dosyası oluşturulur.



Şekil 4.42. Kritik nod değerinde ivme-zaman değişiminin alınması

4.1.11.3 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Yer değıştirmeyi Bulmak

Main Menu→ TimeHist Postpro→ Variable Viewer→ Add Data→ Nodal Solution→ DOF Solution→ Z-Component of displacement→ OK→ Çalışmada kullanılan node numarası: 19883 girilir→ OK→ Graph Datadan istenen grafik elde edilir. Export Datadan Excel programına aktarmak için “.prn” dosyası oluşturulur.

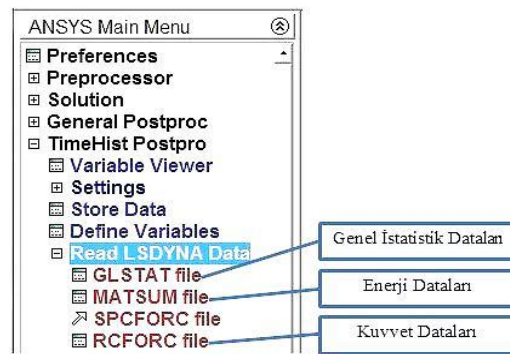


Şekil 4.43. Kritik nod değeriinde yer değıştirme-zaman değışiminin alınması

4.1.11.4 Plakanın Belli Bir Noktasında Zamana Bağlı Kuvveti Bulmak

İstenilen dataya ulaşmak için “.his” dosyasındaki değeriilerin alınması gerekmektedir. TimeHist Postpro→ Settings→ File→ File türü buradan değıştirilir ve .his olarak “file.his” dosyası import edilir→ OK

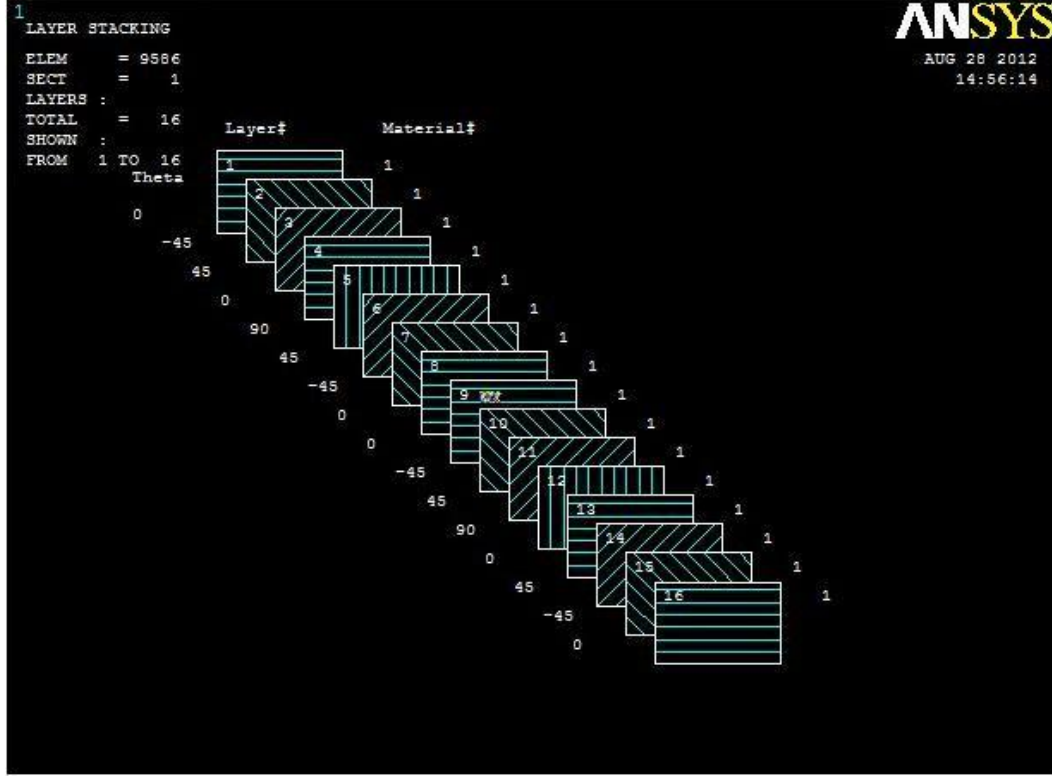
TimeHist Postpro→ Read LSDYNA Data→ RCFORC file’den kuvvet datalarına ulaşılır. Export Datadan Excel programına aktarılmak üzere “.prn” dosyası oluşturulur.



Şekil 4.44. Kuvvet değeriilerinin alınması

4.1.11.5 Kompozit Plakada Fiber Oryantasyon Açılarının Gösterilmesi

Utility Menu→ Plot→ Layered Elements→ Oluşturulan sonlu elemanlar modelinde kompozit plakada bir elemana tıklanır→ Plot Layer Elem Stack→ OK→ Plot Layered Element Stacking→ OK→ Kompozit plakada tabakaların fiber oryantasyon açıları (Şekil 4.45.) elde edilir.



Şekil 4.45. Kompozit plakada tabakaların fiber oryantasyon açıları

4.1.12 Sonuçların İncelenmesi

4.1.12.1 Deneysel Çalışmalar

Yaptığı deneysel çalışmasında Metin (2008) deney numunelerini 140×140 mm ebatlarında, 16 tabakalı ve $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ şeklinde tek yönlü güçlendirilmiş E camı/epoksi tabakalı kompozit malzemeden seçmiş olup numunelerin her biri 3 mm kalınlığındadır. Kullanmış oldukları darbe ucu 17 kg'lık bir kütleye sahiptir. Tabaka sayısının belirlenmesinde bu kütle göz önünde tutulmuştur. Numunenin uzunluğu geliştirilen cihaz üzerindeki bağlama aparatına uygun olarak belirlenmiştir. Deney numunesi dört tarafı ankastre olarak bağlanmıştır.

Dinamik darbe testlerini numunelerin düşük hızlı darbe davranışlarını elde etmek için özel olarak imal edilmiş test cihazı ile yapılmıştır. Cihaz farklı darbe enerjilerinde, darbenin başlangıcından sonuna kadar, darbeyi kaydedebilen özel bir kabiliyete sahiptir.



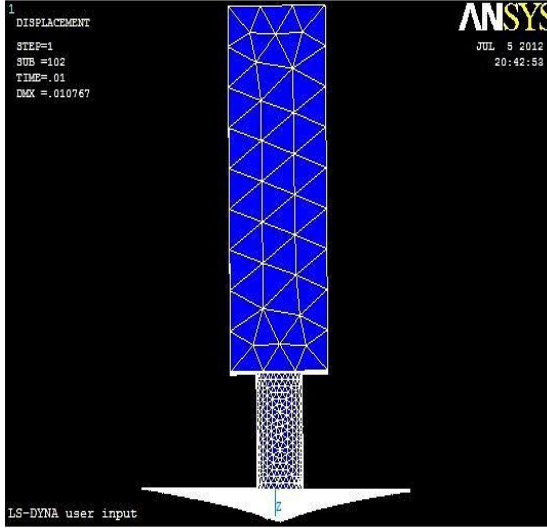
Şekil 4.46. Ağırlık düşürme test cihazı (Metin, 2008)

Kullanmış oldukları cihaz 2.5 m yüksekliğindedir. Darbe ucu 17 kg kütleli olup 2 m yükseklikten serbestçe düşebilmektedir. Ağırlığın istenilen mesafeden bırakılabilmesi için kilit mekanizması vardır. Böylece değişik darbe hızlarında deney yapılabilir. Serbest düşme ile öngörülen en büyük teorik hız 6 m/s'dir. Darbe deneylerini 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s'lik çarpma hızlarında yapmışlardır. Bu hızları elde edebilmek için darbe ucu kütlelerinin bırakılacağı yükseklik teorik olarak hesaplanmıştır. Darbe ucu kütlesi 2 m/s'lik çarpma hızı için 20.4 cm, 2.5 m/s'lik çarpma hızı için ise 31.9 cm, 3 m/s çarpma hızı için ise 45.9 cm, 3.5 m/s'lik çarpma hızı için 62.5 cm ve 4 m/s'lik çarpma hızı için 81.6 cm yükseklikten düşürülmüştür. Yarı küresel uçlu darbe ucu ile her

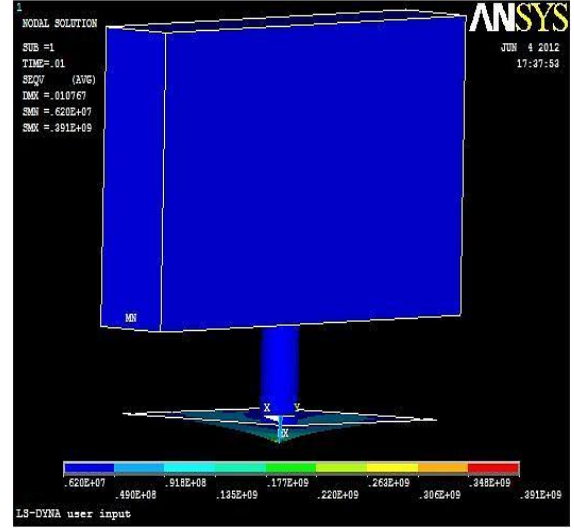
bir numunenin merkezine darbe yapılmıştır. Darbe ucu ilk darbeyi yaptıktan sonra darbe ucu kütlesi tutularak tekrarlı darbeler engellenmiştir (Metin, 2008).

4.1.12.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Elde Edilen Sonuçlar

Yapılan çalışmada; 140×140 mm ebatlarında, 16 tabakalı ve $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ oryantasyon dizilişine sahip ve et kalınlığı 3 mm olan tabakalı kompozit plaka tanımlanmıştır. Vurucu kütlesi 17 kg'dır. Darbe ucu 24 mm çapında ve yarı küresel olarak tanımlanmıştır. Sonlu eleman analizleri; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s, 4 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Kullanılan kompozit plaka dört tarafı ankastre olarak ve üzerine uygulanan darbe plakanın merkezine gelecek şekilde tanımlanmıştır. Burada yapılan analizlerde deneysel çalışmalardan farklı olarak vurucunun belirli bir mesafeden bırakılması şeklinde değil vurucu kompozit plakaya temas halinde ve istenilen ilk hızlar tanımlanarak gerçekleştirilmiştir. Bu şekilde; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s'lik hızlar için ayrı ayrı darbe gerçekleştirilmiştir. Uygulanan bu darbeler neticesinde de Şekil 4.47.-4.56. arasında gösterilen sonuçlara ulaşılmıştır.

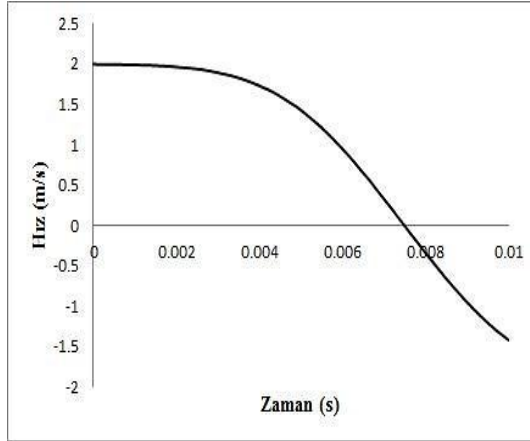


(a)

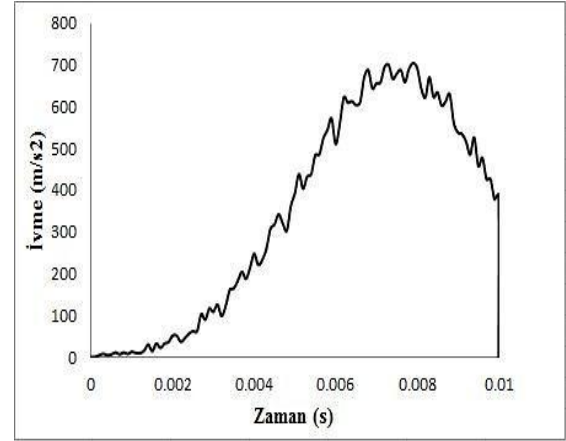


(b)

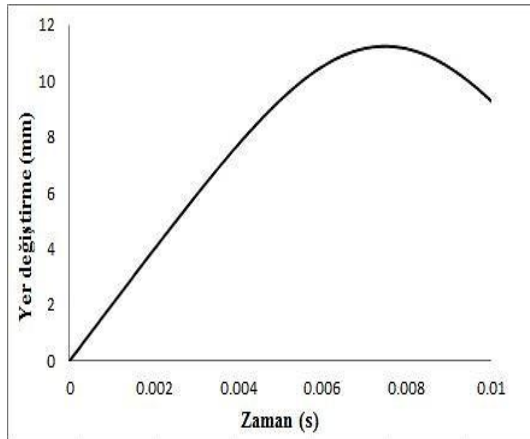
Şekil 4.47. 2 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme



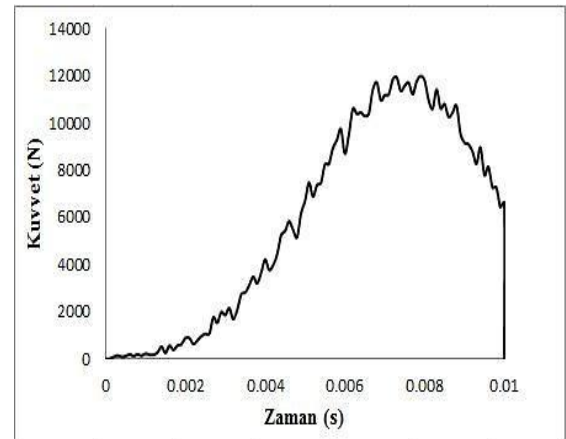
(a)



(b)

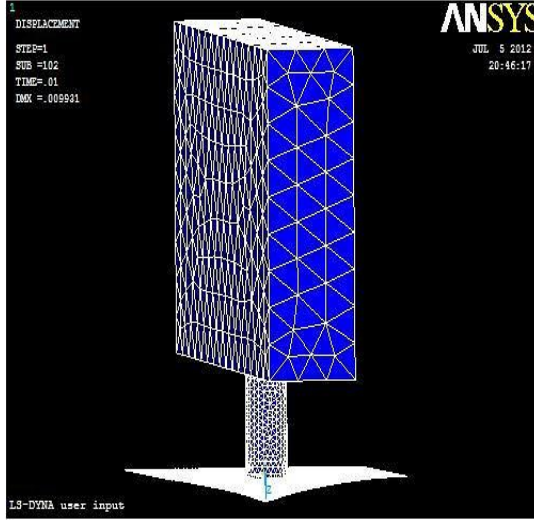


(c)

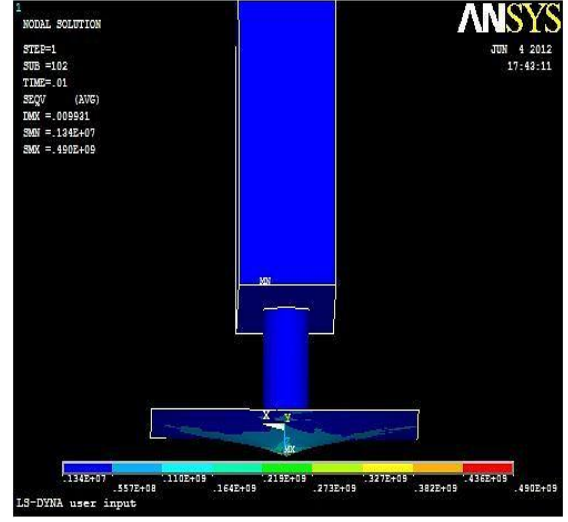


(d)

Şekil 4.48. 2 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri

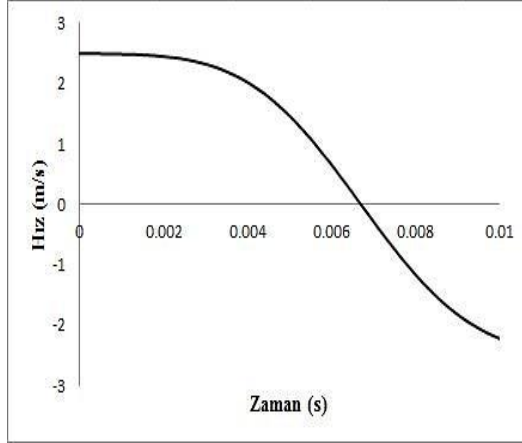


(a)

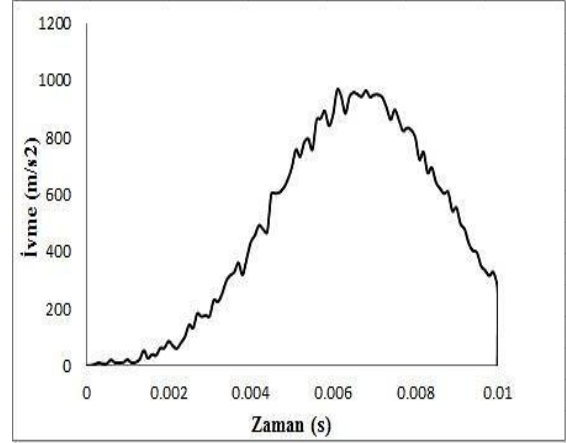


(b)

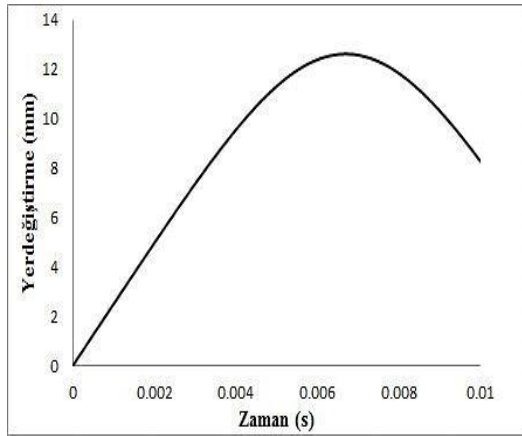
Şekil 4.49. 2.5 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme



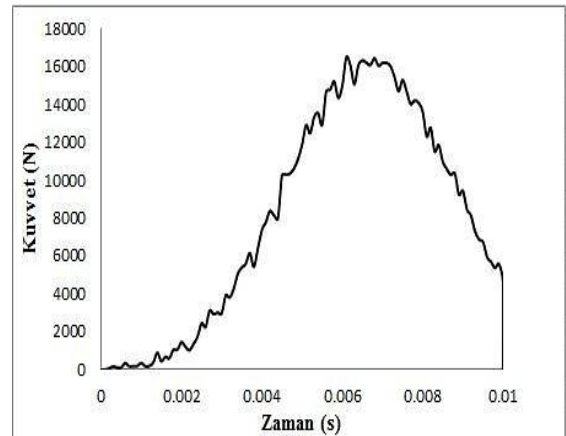
(a)



(b)

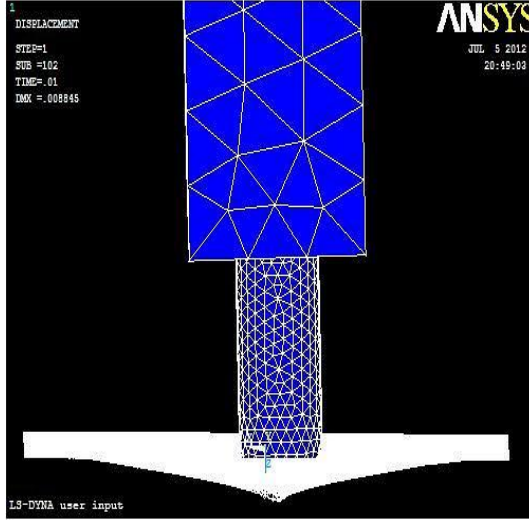


(c)

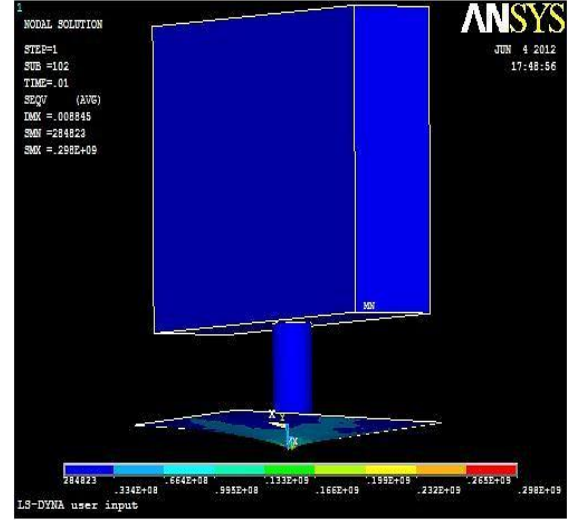


(d)

Şekil 4.50. 2.5 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri

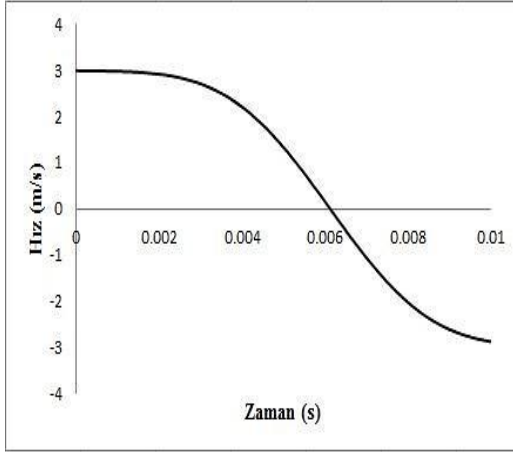


(a)

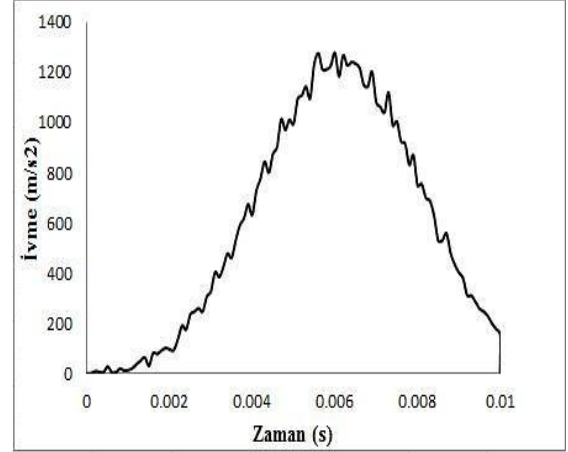


(b)

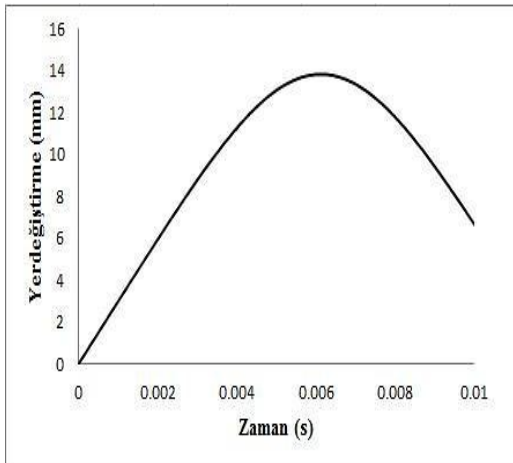
Şekil 4.51. 3 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme



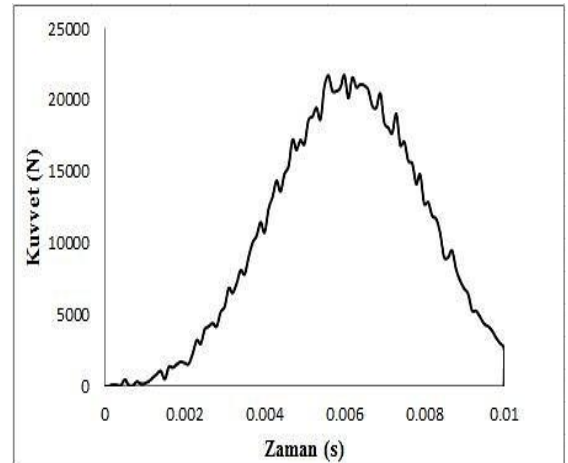
(a)



(b)

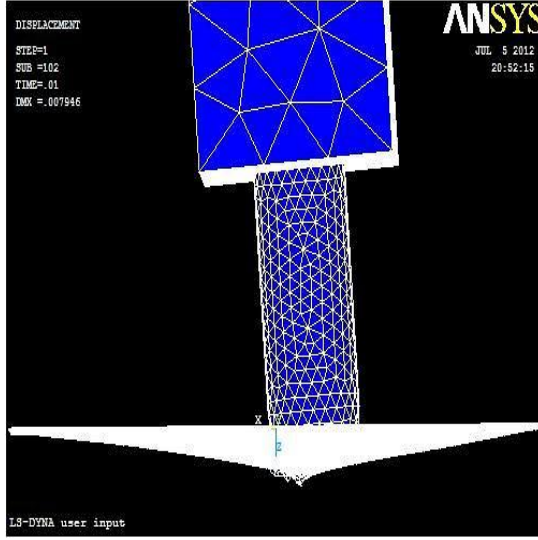


(c)

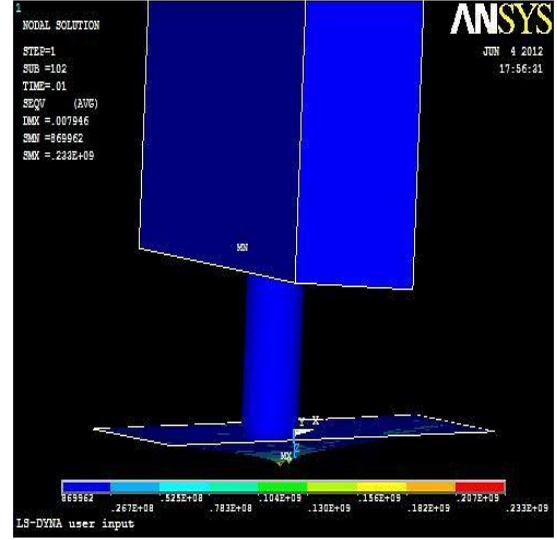


(d)

Şekil 4.52. 3 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri

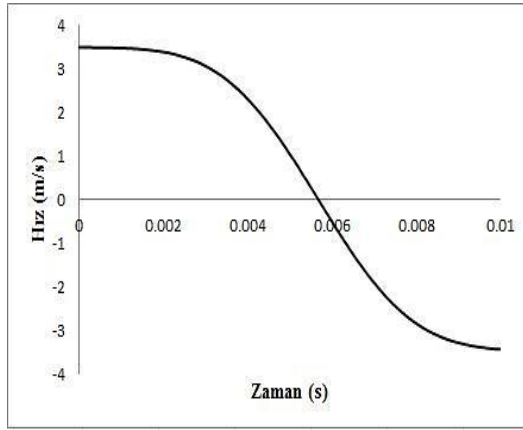


(a)

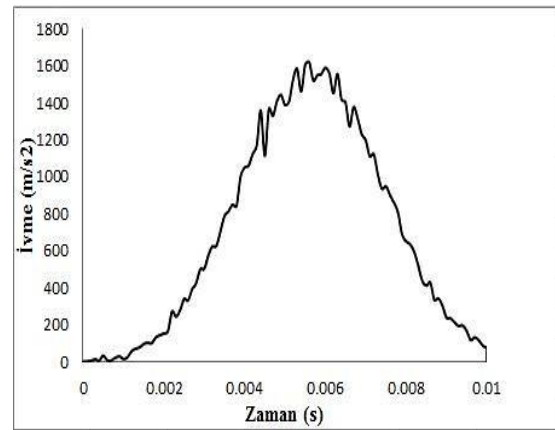


(b)

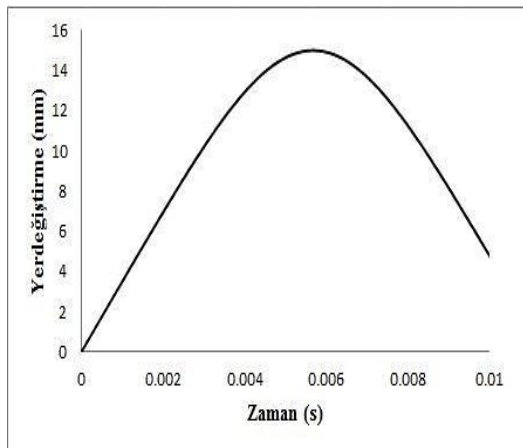
Şekil 4.53. 3.5 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme



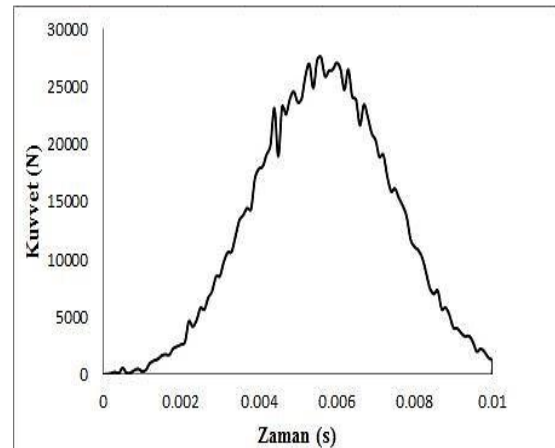
(a)



(b)

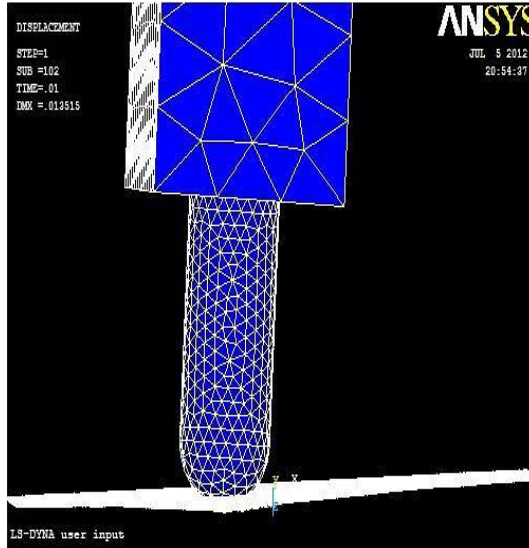


(c)

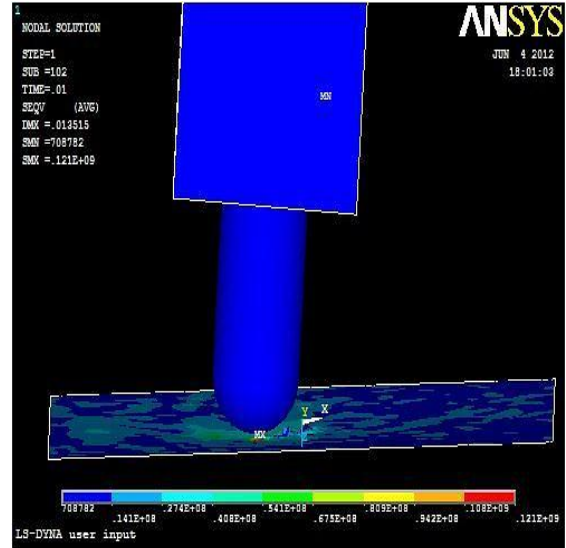


(d)

Şekil 4.54. 3.5 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri

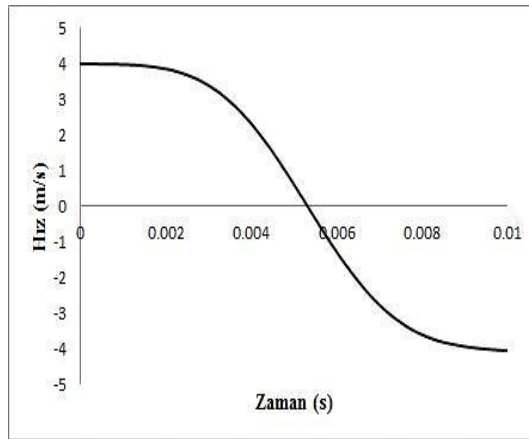


(a)

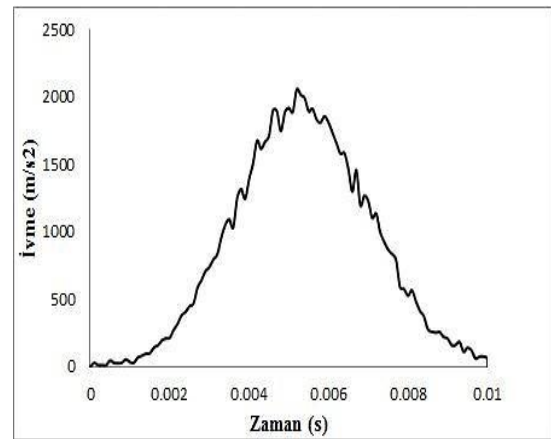


(b)

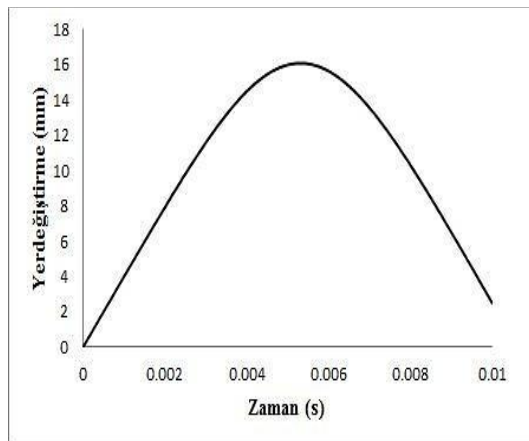
Şekil 4.55. 4 m/s darbe hızı için simülasyon sonuçları; (a) toplam yer değiştirme, (b) toplam gerilme



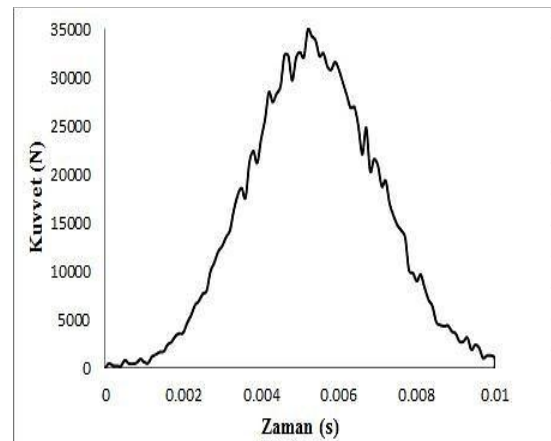
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 4.56. 4 m/s darbe hızı için oluşan; (a) hız-zaman, (b) ivme-zaman, (c) yer değiştirme-zaman, (d) temas kuvveti-zaman değişimleri

4.1.12.3 Sonlu Eleman Analizi ile Deney Sonuçlarının Karşılaştırılması

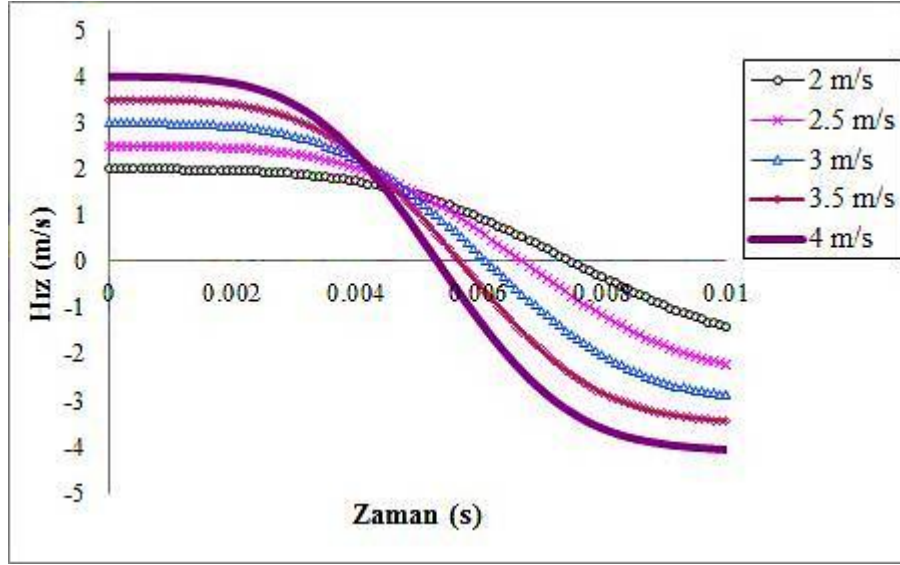
4.1.12.3.1 Hız-Zaman Değişimi Karşılaştırması

Hız-zaman değişimleri incelendiğinde, öncelikle zaman başlangıçlarında hızın maksimum olduğu ve zaman geçtikçe hızın azaldığı gözlemleniyor. Belirli bir zaman da hız sıfırlanır (maksimum çökme anında) ve daha sonra geri sekme gerçekleşirse vurucunun hızı çarpma yönüne ters olduğu için negatif değer alır. Yine belirli bir zamanda hız sıfırlanır ve geri sekme gerçekleşmezse bu vurucunun numuneye nüfuz ettiğini yani saplandığını gösterir.

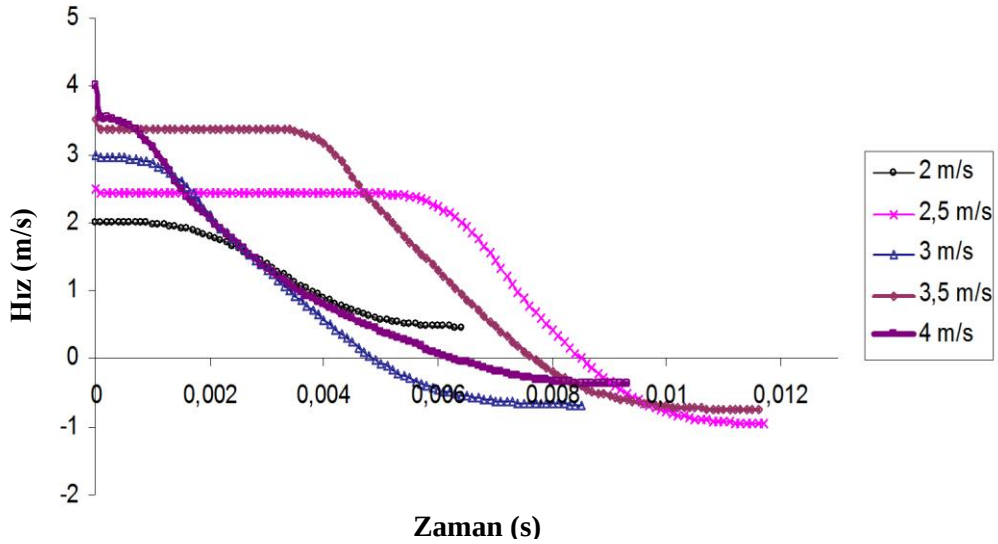
Delip geçme durumunda vurucu numuneye çarptıktan sonra sahip olduğu enerjinin tamamını sönmüleyemediği için numuneyi delerek hareketine lineer olarak devam etmektedir (Atas and Sayman, 2007).

Geri sekme hızının darbe hızına oranı, darbe hızı arttıkça azalmaktadır. Ancak darbe hızı arttıkça malzeme üzerinde hasarlar artacak ve vurucunun geri sekme hızı azalacaktır. Bu oran darbe boyunca 1 ile 0 arasında değişmektedir. Darbe hızının düşük olduğu anlarda 1 civarında olmaktadır, darbe hızının arttığı anlarda 0'a doğru ilerlemektedir. Eğer darbe tüm olarak elastik bir davranış gösterirse bu değer 1 olur (Atas and Sayman, 2007).

Şekil 4.57.'de sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen sonuçlar incelendiğinde, uygulanan darbe hızlarında geri sekme görülmekte ve artan darbe hızıyla birlikte geri sekme hızının da artış gösterdiği görülmektedir. Buradan darbenin elastik bir davranış gösterdiği sonucuna ulaşılır. Şekil 4.58.'deki deneysel sonuçlara bakıldığında ise kompozit malzemede darbe sırasında hasar oluşumu ve buna bağlı olarak matris çatlaması, elyaf kopması ve tabaka ayrılması görülmektedir. Artan darbe hızıyla birlikte kompozit malzeme üzerindeki hasar da artmakta ve vurucunun geri sekme hızı azalmaktadır.



Şekil 4.57. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen hız-zaman değişimi



Şekil 4.58. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen hız-zaman değişimi (Metin, 2008)

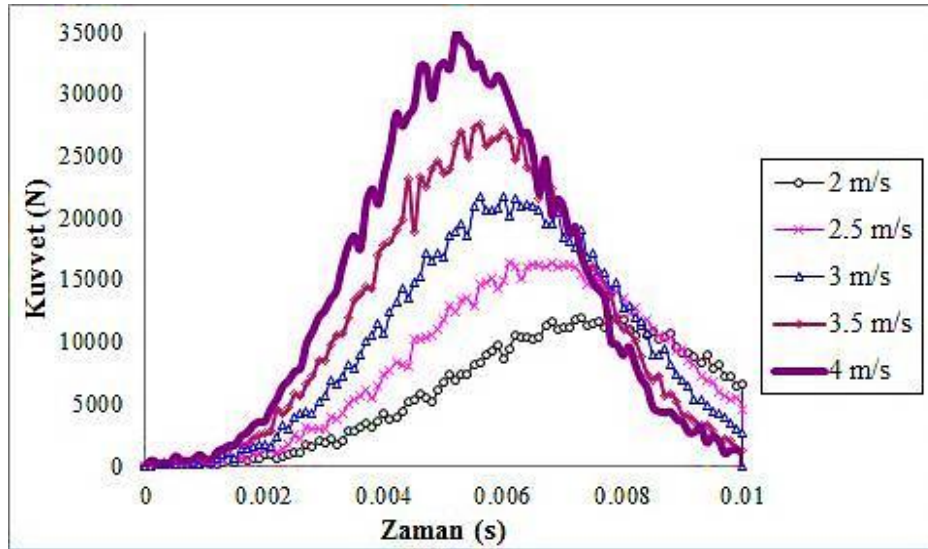
4.1.12.3.2 Temas Kuvveti-Zaman Değişimi Karşılaştırması

Şekil 4.60.'da görülen deneysel sonuçlar incelendiğinde, kuvvet–zaman değişimlerinin çingirak eğrisi şeklinde olduğu görülmektedir. Bütün şekillerde kuvvet hızla artarak bir azami kuvvet değerine ulaşmaktadır ve daha sonra sıfıra düşmektedir. Her bir grafikte darbenin başlangıcında bir salınım meydana geldiği görülmektedir. Bu durum numunenin merkezi üzerinde hasar mekanizması oluştuğunu göstermektedir (Wang and Vukhanh, 1994).

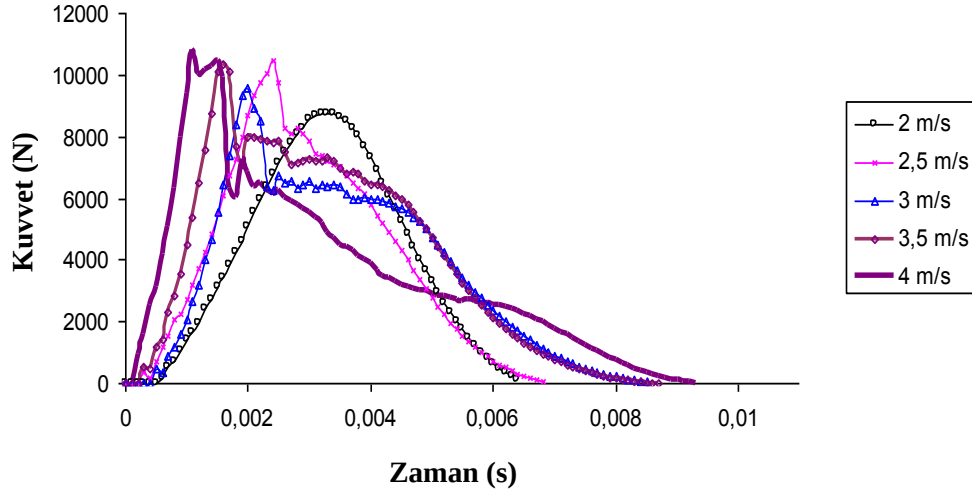
Nüfuz etme ve geri sekme eğrilerinde maksimum kuvvete ulaşıldıktan hemen sonra ani bir düşüş olduğu gözlemleniyor. Bunun nedeni numunenin arkasında (darbe görmeyen kısmında) oluşan ciddi fiber kırılmalarından dolayı, vurucu ile numunenin anlık temasının azalmasıdır (Atas and Sayman, 2007).

Vurucunun numuneyi delip geçmesi durumunda beklenen kuvvetin sıfıra düşme durumu asla gerçekleşmemektedir. Bunun nedeni, vurucu ile numune arasında oluşan sürtünme kuvvetidir (Karakuzu ve ark., 2007).

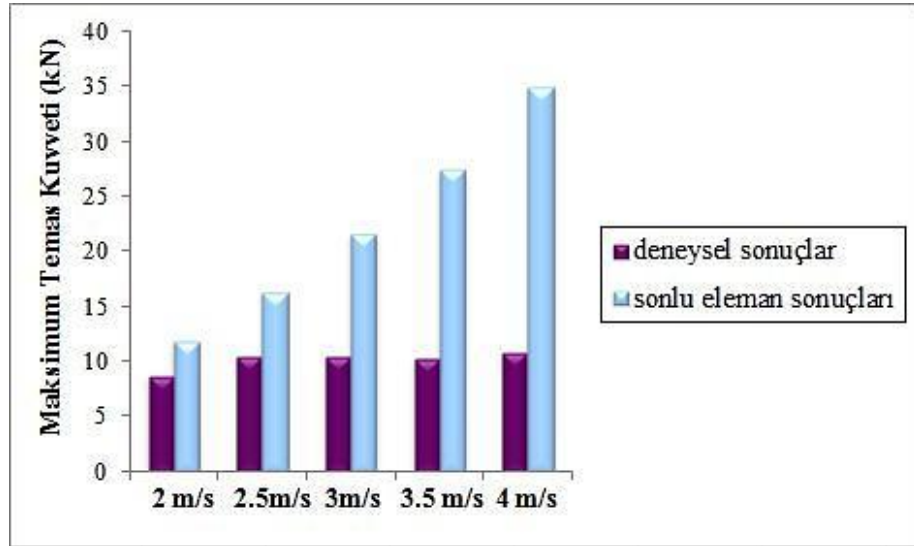
Şekil 4.59.'da sonlu elemanlar yöntemiyle farklı darbe hızlarında (2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s) elde edilen kuvvet-zaman değişimi görülmektedir. Burada bahsedilen temas kuvveti plakanın vurucu uca uyguladığı tepki kuvvetidir. Uygulanan darbe hızlarında geri sekme görülmektedir. Geri sekme durumu söz konusu olduğu için de kuvvet eğrisi parabolik bir şekil oluşturmaktadır. Artan darbe hızlarıyla birlikte de maksimum temas kuvvetinin de arttığı görülmektedir. Şekil 4.61.'deki sonuçlar incelendiğinde, uygulanan darbe hızlarında sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen maksimum temas kuvveti değeri 12-34.9 kN arasında değişmektedir. Deneysel sonuçlara bakıldığında ise, uygulanan darbe hızlarında maksimum temas kuvveti değeri 8.8-10.8 kN arasında değişmektedir.



Şekil 4.59. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen temas kuvveti-zaman değişimi



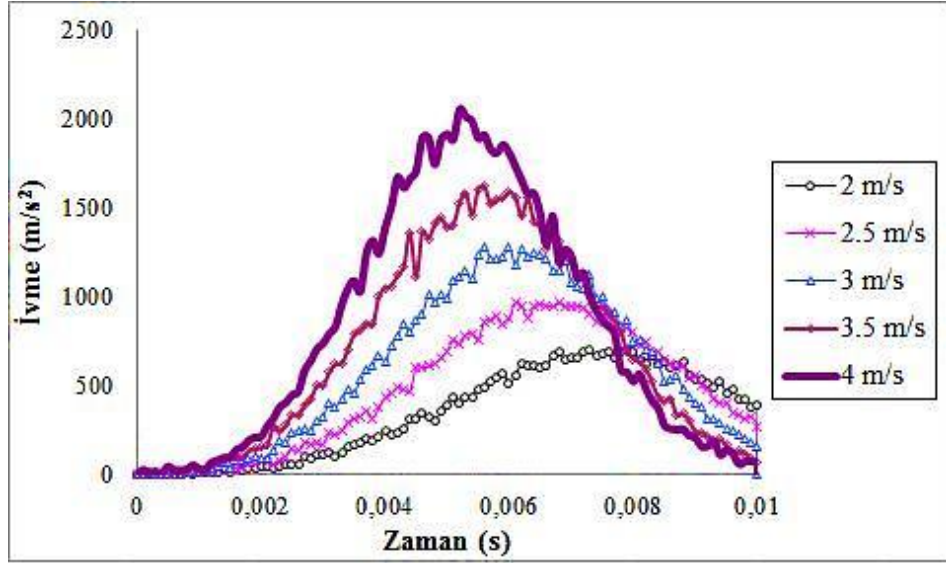
Şekil 4.60. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen temas kuvveti-zaman değişimi (Metin, 2008)



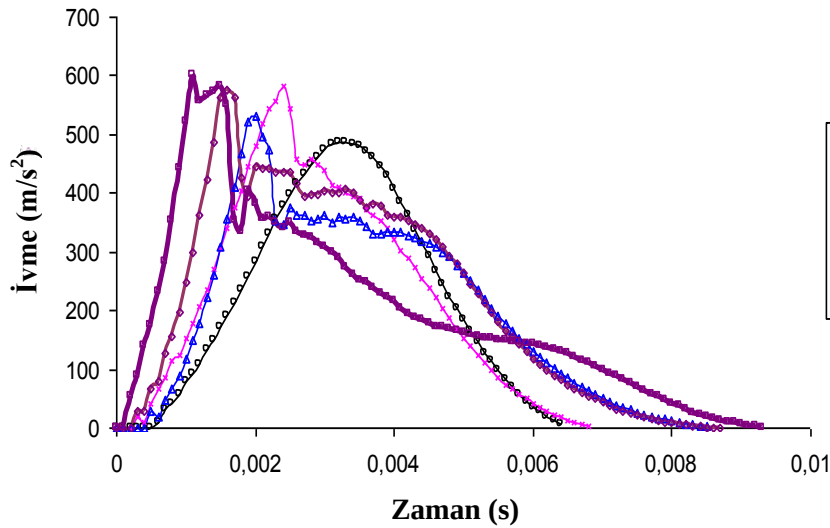
Şekil 4.61. Sonlu elemanlar yöntemiyle kompozit plakaya uygulanan; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s darbe hızlarında elde edilen maksimum temas kuvveti değerlerinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması

4.1.12.3.3 İvme-Zaman Değişimi Karşılaştırması

İvmenin zamana göre değişimi, temas kuvvetinin zamana göre değişimine benzer şekilde çıkmaktadır. Uygulanan darbe hızlarında (2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s) temas kuvveti-zaman değişimi karşılaştırmasında bahsedilen durumlar bu bölüm için de geçerlidir. Şekil 4.62.'de sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen ivme-zaman değişimi, Şekil 4.63.'de ise deneysel yöntemle elde edilen ivme-zaman değişimi görülmektedir.



Şekil 4.62. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen ivme-zaman değişimi



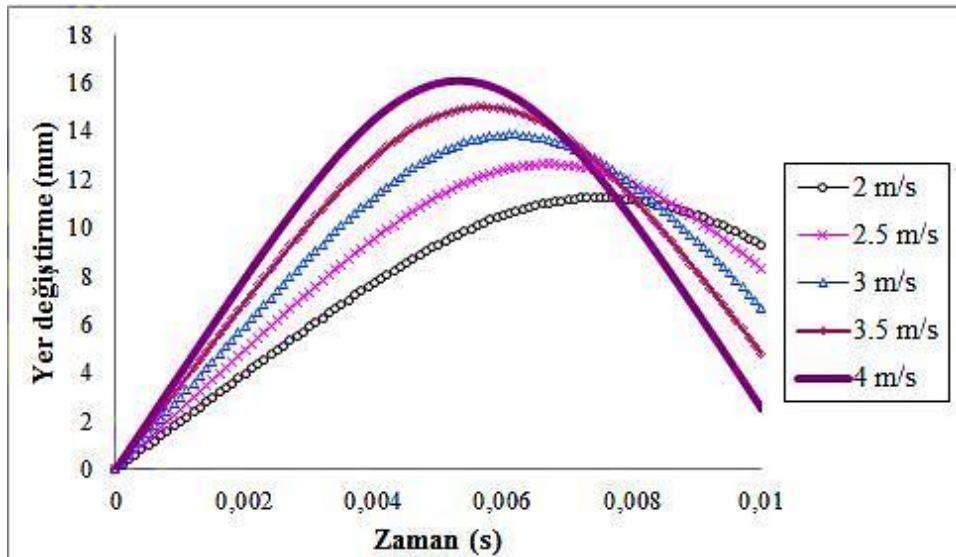
Şekil 4.63. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen ivme-zaman değişimi (Metin, 2008)

4.1.12.3.4 Yer değiştirme-Zaman Değişimi Karşılaştırması

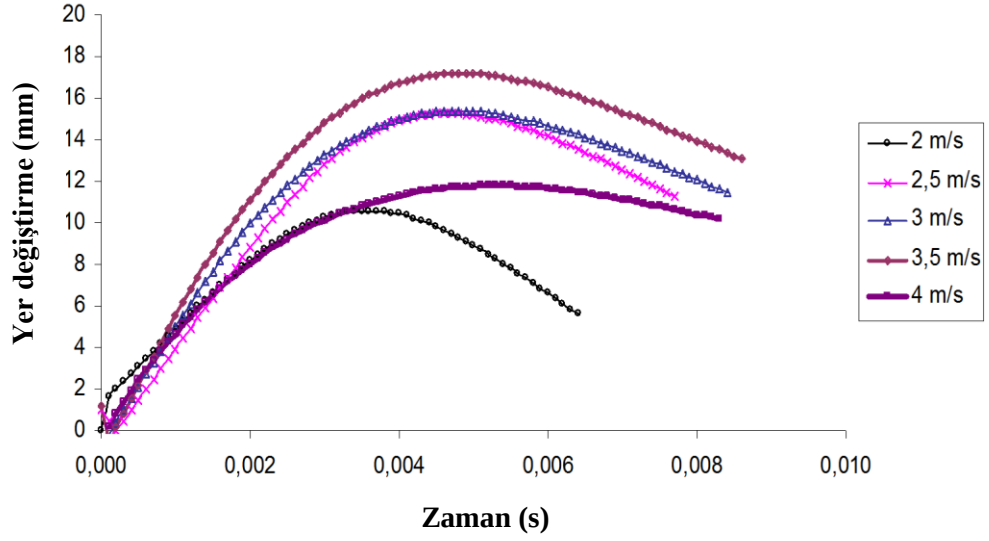
Yer değiştirme-zaman değişimine bakıldığında, genel olarak parabolik bir eğri oluşumu gözlemlenmektedir. Vurucunun geri sekmesi durumu söz konusu ise eğrinin maksimum yer değiştirmeye ulaşıldıktan sonra azaldığı görülmektedir. Vurucunun numuneye nüfuz etmesi durumunda, maksimum yer değiştirmeye ulaşıldıktan sonra sabit bir değerde kalır. Bunun nedeni vurucunun numuneye saplanması ve hızının sıfırlanmasıdır. Vurucunun numuneyi delip geçmesi durumunda ise vurucunun hızı sıfırlanmadığından yer değiştirme sürekli olarak artış gösterir.

Maksimum yer değıştirmenin maksimum kuvvete göre daha geç oluştuğu görölmektedir. Bu aradaki gecikme darbe enerjisi arttıkça artmaktadır. Bu da vurucunun maksimum kuvvete ulaştıktan sonra biraz hareketine devam ettiğini göstermektedir (Atas and Sayman, 2007).

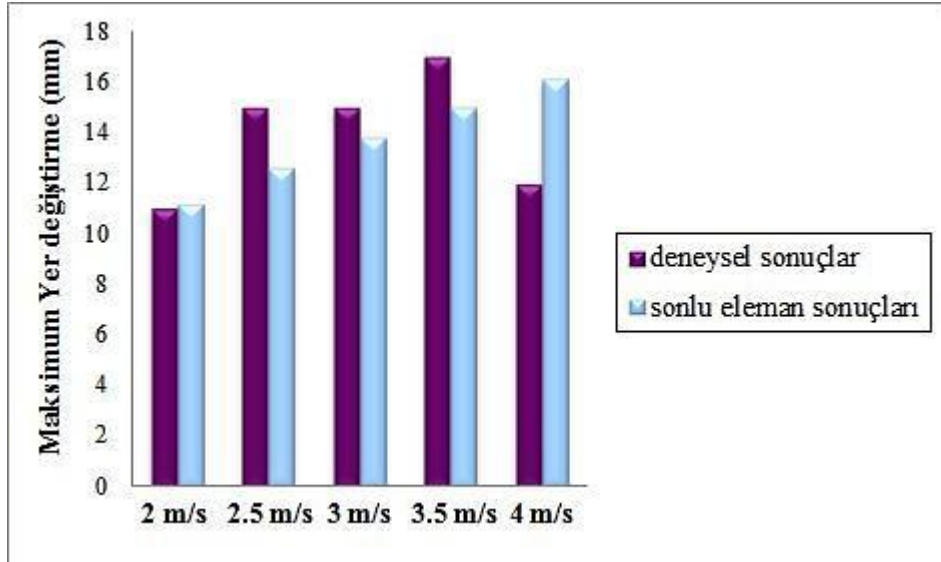
şekil 4.64.'de sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen sonuçlar incelendiğinde, uygulanan darbe hızlarında vurucuda geri sekme görüldüğu için yer değıştirme eğrisi parabolik olarak artmakta ve maksimum değere (darbe hızının sıfır olduğu anda) ulaştıktan sonra yine parabolik olarak azalmaktadır. Artan darbe hızlarıyla birlikte maksimum yer değıştirme değeri de arttđı gözlemleniyor. şekil 4.65.'deki deneysel sonuçlar incelendiğinde ise bu durumun böyle olmadığı 4 m/s darbe hızı incelendiğinde anlaşılmaktadır. 4 m/s darbe hızında ulaşılan maksimum yer değıştirme değeri azaldđı görölmektedir. şekil 4.66.'daki sonuçlar incelendiğinde, sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen maksimum yer değıştirme değeri deneysel yöntemle elde edilen değere yakın olduğu görölmektedir. Yukarıda da değinildiği gibi sadece 4 m/s darbe hızı için sonlu elemanlar yönteminden farklı olarak deneysel sonuçlarda maksimum yer değıştirme değeri azalma söz konusudur. Deneysel sonuçların bu şekilde çıkmasına neden olarak; kompozit malzemede darbe sırasında oluşan hasar ve buna bağlı olarak matris çatlaması, elyaf kopması ve tabaka ayrılması gösterilebilir.



şekil 4.64. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm plakalarda sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen yer değıştirme-zaman değışimi



Şekil 4.65. Değişik çarpma hızlarında 140×140 mm numunelerde deneysel yöntemle elde edilen yer değiştirme-zaman değişimi (Metin, 2008)



Şekil 4.66. Sonlu elemanlar yöntemiyle kompozit plakaya uygulanan; 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s ve 4 m/s darbe hızlarında elde edilen maksimum yer değiştirme değerlerinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada tabakalı kompozit malzemelerin dinamik cevabını araştırmak için sonlu elemanlar yöntemi kullanıldı. 140×140 mm ebatlarında, 16 tabakalı ve $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ oryantasyon dizilişine sahip ve et kalınlığı 3 mm olan tabakalı kompozit plaka tanımlanmıştır. Vurucu ise 17 kg'dır. Darbe ucu 24 mm çapında ve yarı küresel olarak tanımlanmıştır. Darbe testleri 2 m/s, 2.5 m/s, 3 m/s, 3.5 m/s, 4 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Kullanılan kompozit plaka dört tarafı ankastre olarak ve üzerine uygulanan darbe plakanın merkezine gelecek şekilde tanımlanmıştır. Bu çalışmada elde edilen sonuçlar deneysel sonuçlarla kıyaslanarak aşağıdaki sonuçlara ulaşıldı;

1. Hız-zaman değişimi açısından bakıldığında, öncelikle uygulanan darbe hızlarında vurucuda geri sekme görülmektedir. Sonlu elemanlar yönteminde, artan darbe hızıyla birlikte geri sekme hızının da artış gösterdiği görülmektedir. Deneysel sonuçlar incelendiğinde artan darbe hızıyla birlikte kompozit malzeme üzerindeki hasarda artmakta ve vurucunun geri sekme hızı azalmaktadır.

2. Temas kuvveti-zaman değişimi incelendiğinde, sonlu elemanlar yönteminde uygulanan darbe hızlarında kuvvet eğrisinin parabolik olarak arttığı ve maksimum değere ulaştıktan sonra yine parabolik olarak azaldığı görülüyor. Deneysel sonuçlara bakıldığında, uygulanan darbe hızlarında kuvvet eğrisinde maksimum değere ulaştıktan sonra ani düşüşler görülmektedir.

3. Yer değiştirme-zaman değişimi incelendiğinde, sonlu elemanlar yönteminde uygulanan darbe hızlarında yer değiştirme eğrisinin parabolik bir görüntü çizdiği ve artan darbe hızıyla birlikte maksimum çökme miktarının da arttığı gözlemleniyor. Deneysel sonuçlara bakıldığında ise durumun bu şekilde olmadığı ve 4 m/s darbe hızında artan hasarlanma nedeniyle çökme miktarının azaldığı görülüyor.

4. Darbe hızının artmasıyla birlikte en büyük temas kuvveti de artmaktadır.

5. Temas kuvveti-zaman değişimine bakıldığında, uygulanan 2 m/s darbe hızı neticesinde sonlu elemanlar yönteminde elde edilen kuvvet eğrisi ile deneysel yöntemle elde edilen kuvvet eğrisinin oldukça yakın bir görüntü çizdiği görülmektedir. Ayrıca uygulanan değişik darbe hızlarında deneysel yöntemle elde

edilen maksimum temas kuvveti değerlerine en yakın sonlu eleman değerinin 2 m/s darbe hızında elde edildiği görülmektedir.

6. Sonlu elemanlar yöntemiyle elde edilen sonuçların deneysel sonuçlardan farklı çıkmasının nedeni olarak, kompozit malzemede darbe sırasında hasar oluşumu ve buna bağlı olarak matris çatlaması, elyaf kopması ve tabaka ayrılması gösterilebilir.

Öneriler;

1. Bu çalışmada 24 mm çapında yarı küresel uç ile darbe uygulanmıştır. Vurucu geometrisi değiştirilerek kompozit plakaların darbeye cevabı incelenebilir.

2. Farklı et kalınlıklarında kompozit plaka tasarlanarak, et kalınlığının darbe üzerindeki etkisi incelenebilir.

3. Farklı boyutlarda kompozit plaka tasarlanarak, kompozit plaka boyutlarının darbe üzerindeki etkisi incelenebilir.

4. Farklı oryantasyon dizilimine sahip kompozit plaka tanımlanarak, oryantasyon diziliminin darbe üzerindeki etkileri incelenebilir.

5. Farklı vurucu kütlelerinde darbe simülasyonları yapılarak, vurucu kütlesinin darbe üzerindeki etkileri incelenebilir.

6. Sonlu elemanlar yöntemiyle yapılan analizlerde failure strain tanımlamasıyla birlikte hasarlı simülasyon yapılarak sonuçlar deneysel sonuçlarla kıyaslanabilir.

7. Gelecekteki çalışmalarda sonlu elemanlar yöntemi ile darbe üzerine çalışmalara ağırlık verilmelidir. Çünkü bu yöntem sayesinde darbe simülasyonları sanal ortamda birçok kez tekrarlanarak doğru sonuca hem ekonomik hem de zamandan tasarruf sağlanarak hızlı bir şekilde ulaşılabilir.

KAYNAKLAR

- Abatan, A., Hu, H. and Olowokere, D., 1998. Impact Resistance Modeling of Hybrid Laminated Composites. **Journal of Thermoplastic Composite Materials**, 11, 249-260.
- Abrate, S., 1998. **Impact on Composite Structures**. Cambridge University Press, Cambridge, 135-160.
- Akceylan, İ. V., 2009. **Rijit Bir Zemin Üzerindeki Tabakalı Kompozit Levhanın Düşük Hızlı Darbe Hasarı**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- Akın, C., 2008. **Epoksi Cam Elyaf Kompozit Levhanın Darbe Etkisinin İncelenmesi**. Yüksek Lisans Tezi, Dumlupınar Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kütahya.
- ANSYS (R) Release 13.0, ANSYS, Inc. Yardım dosyaları.
- Aslan, Z., Karakuzu, R. and Okutan, B., 2003. The Response of Laminated Composite Plates under Low-Velocity Impact Loading. **Composite Structures**, 59, 119-127.
- Aslan, Z. and Karakuzu, R., 2002. Transient Dynamic Analysis of Laminated Composite Plate Subjected to Low-Velocity Impact. **Mathematical and Computational Applications**, Vol. 7, No.1, 73-82.
- Atas, C. and Sayman, O., 2007. An Overall View on Impact Response of Woven Fabric Composite Plates. **Composite Structures**, 82: 336-345.
- Baucom, J.N. and Zikry, M.A., 2005. Low Velocity Impact Damage Progression in Woven E-glass Composite Systems. **Composites**, 36, 658-664.
- Belingardi, G. and Vadori, R., 2002. Low Velocity Impact Tests of Laminate Glass-Fiber-Epoxy Matrix Composite Material Plates. **International Journal of Impact Engineering**, 27, 213-229.
- Belingardi, G. and Vadori, R., 2003. Influence of Laminate Thickness in Low Velocity Impact Behavior of Composite Material Plate. **Composite Structures**, 61, 27-38.
- Christoforou, A.P. and Yiğit, A.S., 1996. Impact of Composite Structures-The Momentum Balance Method. **Journal of Composite Materials**, 30, 1068-1087.
- Dobyns, A.L., 1981. Analysis of Simply Supported Orthotropic Plates Subjected To Static and Dynamic Loads. **AIAA Journal**, 19,642-680.
- Eren, Y., 2007. **Kompozit Yapıların Darbe Etkisinin İncelenmesi**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- Gong, S.W. and Lam, K.Y., 1999. Transient Response of Stiffened Composite Plates Subjected to Low Velocity Impact. **Composites**, Part B, 30, 473-484.
- Goo, N.S. and Kim, S.J., 1997. Dynamic Contact Analysis of Laminated Composite Plates under Low Velocity Impact. **AIAA Journal**, 35, 1518-1521.
- Güvensoy, S., 2010. **Filaman Sarım Kompozit Boruların Düşük Hızlı Darbe Davranışının Simülasyonu**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- Hsseinzadeh, R., Shokrieh, M.M. and Lessard, L., 2006. Damage Behavior of Fiber Reinforced Composite Plates Subjected to Drop Weight Impacts. **Composite Science and Technology**, 66, 61-68.
- Kara, M., 2006. **Düşük Hızlı Darbeye Maruz Tabakalı Kompozitlerin Dinamik Cevabı**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.

- Kara, M., ve Uyaner, M., 2007. Tabakalı Kompozitlerin Darbe Cevabına Vurucu Şeklinin Etkisi. **8. Uluslar Arası Kırılma Konferansı Bildiriler Kitabı**, İstanbul.
- Karakuzu, R., İçten, B.M., Aktaş, M., Toparlı, M., Ataş, C. ve Arman, Y., 2007. **Kompozit Plakalarda Sıcaklığın Darbe Davranışına Etkisi**. TÜBİTAK, Proje No; 104M426, İzmir, 6-8, 23-26.
- Kayrak, M.A., 1999. **Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri**. Sivil Havacılık Yüksek Okulu Yayınları, No.09, Eskişehir, 1, 12-13, 69.
- Kim, J.K. and Kang, K.W., 2001. An Analysis of Impact Force in Plain-weave Glass-epoxy Composite Plates Subjected to Transverse Impact. **Composite Science and Technology**, 61, 135-143.
- Kumar, K. and Kishore, T.L., 2012. Low Velocity Impact Analysis of Laminated FRP Composites. **International Journal of Engineering Science and Technology**, ISSN: 0975-5462, Vol.4, No.01, 115-125.
- Lal, K.M., 1982. Prediction of Residual Tensile Strength of Transversely Impacted Composite Laminates. **Structure Solid Mech. NASA CP-2245**, pp.97-111.
- Lal, K.M., 1983. Low Velocity Transverse Impact Behavior of 8-Ply Graphite-Epoxy Laminates. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, 2, 216-225.
- Lee, L.J., Huang, K.Y. and Fann, Y.J., 1993. Dynamic Responses of Composite Sandwich Plate Impacted By Rigid Ball. **Journal of Composite Materials**, 27, 1238-1256.
- Lee, Y.S., Kang, K.H. and Park, O., 1997. Response of Hybrid Laminated Composite Plates under Low Velocity Impact. **Computers and Structures**, 65, 965-974.
- Lifshitz, J.M., 1976. Impact Strength of Angle Ply Fiber Reinforced Materials. **Journal of Composite Materials**, 10, 92-101.
- Metin, M., 2008. **E-Camı/Epoksi Tabakalı Kompozitlerde Düşük Hızlı Darbe Hasarının Burkulma Özelliklerine Etkisi**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- Mili, F. and Necip, B., 2001. Impact Behavior of Cross-Ply Laminated Composite Plates under Low Velocities. **Composite Structures**, 51, 237-224.
- Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R., Jones, R. and Whittingham, B., 2004. The Effect of Impactor Shape on the Impact Response of Composite Laminates. **Composite Structures**, 67, 139-148.
- Ramkumar, R.L. and Chen, P.C., 1982. Low Velocity Impact Response of Laminated Plates. **AIAA Journal**, 21, 1448-1452.
- Rotem, A. and Lifshitz, J.M., 1971. Longitudinal Strength of Unidirectional Fibrous Composite under High Rate of Loading. Proc. 26th Annual Tech. Conf. Soc. Plastics Industry Reinforced Plastics, **Composites Division**, Washington, DC, Section 10-G: pp. 1-10.
- Sankar, B.V., 1992. Scaling of Low Velocity Impact for Symmetric Composite Laminates. **Journal of Reinforced Plastics Composites**, 11, 297-305.
- Sayman, O., 2007. **Kompozit Malzemeler Ders Notları**. Dokuz Eylül Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, İzmir.
- Shokrieh, M.M. and Fakhar, M.N., 2012. Experimental, Analytical and Numerical Studies of Composite Sandwich Panels under Low-Velocity Impact Loadings. **Mechanics of Composite Materials**, Vol.47, No:6, 643-658.
- Sierakowski, R.L., Nevil, G.E., Ross, A. and Jones, E.R., 1971. Dynamic Compressive Strength and Failure of Steel Reinforced Epoxy Composites. **Journal of Composite Materials**, 5, 362-377.

- Sierakowski, R.L. and Chaturvedi, S.K., 1997. **Dynamic Loading and Characterization of Fiber-Reinforced Composites**. New York, Wiley.
- Smith, W.F., 2001. **Malzeme Bilimi ve Mühendisliği**. Üçüncü basım. Çeviri Editörü, Nihat G. Kırıkoglu, Literatür Yayınları, İstanbul, 724.
- Sugun, B.S. and Rao, R.M.V.G.K., 2004. Low Velocity Impact of Glass, Carbon and Kevlar Composites Using Repeated Drop Tests. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, Vol.23, No.15, 1583-1599.
- Sun, C.T. and Chattopadhyay, S., 1975. Dynamic Response of Anisotropic Laminated Plates under Initial Stress to Impact of a Mass. **ASME Journal of Mechanics**, 42, 693-698.
- Şahin, Y., 2000. **Kompozit Malzemelere Giriş**. Gazi Kitabevi, Ankara.
- Şenel, M. and Kurşun, A., 2011. Investigation of the Effect of Low-Velocity Impact on Composite Plates with Preloading. **Society for Experimental Mechanics**.
- Şenel, M., Ünal, R., Mumyalmaz, B. ve Karakoç, F., 2009. **Ön gerilmeli Kompozit Plakların Düşük Hızlı Darbe Yüğü Etkisi Altında Davranışlarının İncelenmesi**. TÜBİTAK, Proje No: 105M195, Kütahya.
- Şenel, M., Kırılı, A. ve Kurşun, A., 2009. Düşük Hızlı Darbe Düzenegi İçin Geri Sekme (Rebound) Frenleme ve Kontrol Sistemi. **5. Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu**, Karabük.
- Topçu, M. ve Taşgetiren, S., 1998. **Mühendisler İçin Sonlu Elemanlar Metodu**. Pamukkale Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi Matbaası, Ders kitapları Yayın No: 007, ISBN 975-6992-03-4, Denizli.
- Uyaner, M. and Kara, M., 2007. Dynamic Response of Laminated Composites Subjected to Low-velocity Impact. **Journal of Composite Materials**. 41, 2877-2896.
- Uyaner, M., Kara, M. ve Ataberk, N., 2007. E-camı/epoksi Tabakalı Kompozitlerin Düşük Hızlı Darbe Davranışına Numune Boyutlarının Etkisi. **8. Uluslararası Kırılma Konferansı Bildiriler Kitabı**, İstanbul.
- Ünal, O., 2004. **Yapı Malzemesi Ders Notları**. Afyon Kocatepe Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü.
- Wang, H. and Vukhanh, T., 1994. Damage Extension in Carbon Fiber/PEEK Cross Ply Laminates under Low-Velocity Impact. **Journal of Composite Materials**, 28,684-704.
- Whittingham, B., Marshall, I.H., Mitrevski, T. and Jones, R., 2004. The Response of Composite Structures with Pre-Stress Subject to Low Velocity Impact Damage. **Composite Structures**, 66, 685-698.
- Whitney, J.M. and Pagano, N.J., 1970. Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates. **Journal of Applied Mechanics**, 37, 1026-1031.
- Yapıcı, A. and Metin, M., 2009. Effect of Low Velocity Impact Damage on Buckling Properties. **Engineering**, 1, 161-166.
- Yüce, İ., 2007. **Dairesel Kompozit Tabakalarda Düşük Hızlı Darbe Hasarının İncelenmesi**. Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.

TEŞEKKÜR

Kompozit malzemelerde darbe analizi ve sonlu elemanlar yöntemini birleştiren bir konuda çalışma imkânı sağlayan ve çalışmamın her aşamasında yardım ve katkılarını benden esirgemeyen, değerli tavsiyeleriyle çalışmama katkıda bulunan danışmanım sayın Doç. Dr. Ahmet YAPICI' ya teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmamın her aşamasında yanımda olan ve yardımlarını unutmayacağım yüksek lisans arkadaşlarım Makine Müh. Salih ÇELİK ve Makine Müh. Aykut GÜZEL' e sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak hayatımın her aşamasında bana destek olan aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

ÖZGEÇMİŞ

1985 yılında Adıyaman’da doğdum. İlk, orta ve lise öğrenimimi Adıyaman’da tamamladım. 2005 yılında girdiğim Mustafa Kemal Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümünden 2009 yılında “Makine Mühendisi” unvanıyla mezun oldum. 2009 yılında Mustafa Kemal Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans öğrenimime başladım.