



**HATALI TABAKA BULUNDURAN KOMPOZİT
KİRİŞİN TİTREŞİM VE EĞİLME
DAVRANIŞLARININ ANALİTİK VE SONLU
ELEMENLAR YÖNTEMİ İLE İNCELENMESİ**

Yunus Emre BOZAT

Yüksek Lisans Tezi

Makine Mühendisliği

Ana Bilim Dalı

Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR

2024

(Her Hakkı Saklıdır)

T.C.
BAYBURT ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI

HATALI TABAKA BULUNDURAN KOMPOZİT KİRİŞİN TİTREŞİM VE
EĞİLME DAVRANIŞLARININ ANALİTİK VE SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ
İLE İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yunus Emre BOZAT

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR

BAYBURT - 2024

KABUL VE ONAY

Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR danışmanlığında, Yunus Emre BOZAT tarafından hazırlanan “Hatalı Tabaka Bulunduran Kompozit Kirişin Titreşim ve Eğilme Davranışlarının Analitik ve Sonlu Elemanlar Yöntemi ile İncelenmesi” başlıklı bu çalışma, 02.12.2024 tarihinde yapılan savunma sınavı sonucunda oy birliği / çokluğu ile başarılı bulunarak jürimiz tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Dr. Öğr. Üyesi Sinan MARAŞ

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Emin USLU

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR

Bu tezin kabulü Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun/...../20... tarih ve 20...../.....-..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Murat KUL
Enstitü Müdürü

BEYANNAME

Bayburt Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR danışmanlığında hazırlamış olduğum “Hatalı Tabaka Bulunduran Kompozit Kirişin Titreşim ve Eğilme Davranışlarının Analitik ve Sonlu Elemanlar Yöntemi ile İncelenmesi” başlıklı yüksek lisans tezimin bilimsel etik değerlere ve kurallara uygun, özgün bir çalışma olduğunu, aksinin tespit edilmesi halinde her türlü yasal yaptırımını kabul edeceğimi beyan ederim.

02.12.2024

Yunus Emre BOZAT



ÖN SÖZ

Bu tez çalışmamın hazırlanmasında emeği geçen değerli insanlara teşekkürü bir borç bilirim.

Öncelikle, bilgi ve rehberliğiyle çalışmamın her aşamasında bana yol gösteren, sabrı ve özveriyle destek veren danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR'a en derin teşekkürlerimi sunarım.

Hayatım boyunca her zaman yanımda olan ve sevgileriyle bana güç veren aileme sonsuz minnettarım. Destekleriyle her zorluğu aşmamı kolaylaştırdılar.

Ayrıca, varlığıyla beni her daim motive eden ve bu süreçte anlayışıyla yanımda olan nişanlıma teşekkür ederim.

Son olarak, çalışmam boyunca sağladığı katkılar ve desteği için YSF Asansör sahibi Yusuf Emre GÜNEY'e içtenlikle teşekkür ederim.

Yunus Emre BOZAT

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

HATALI TABAKA BULUNDURAN KOMPOZİT KİRİŞİN TİTREŞİM VE EĞİLME DAVRANIŞLARININ ANALİTİK VE SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE İNCELENMESİ

Yunus Emre BOZAT

Bayburt Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Recep ÇATAR

Bayburt-2024, Sayfa: 104

Kompozit malzemeler havacılık, uzay, ulaşım, inşaat, elektronik ve gıda endüstrileri gibi mühendislik uygulamalarında hafif olmaları, yüksek dayanım ve şekil tutma, yapısal ve darbe dayanımı, yüksek eğilme sertliği, mukavemet ve enerji emilimi gibi özellikleri nedeniyle kullanılmaktadır. Son yıllarda özellikle havacılık sektörünün ihtiyaç duyduğu düşük ağırlıklı, yüksek mukavemetli kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır. Özellikle tabakalı kompozit malzemeler bu alanda önemli bir yere sahiptir. Oldukça sık kullanılmaya başlanan kompozit malzemelerde en önemli problemlerden biri teorik olarak hesaplanan değerlerin deneysel sonuçlarla uyuşmamasıdır. Bunun başlıca sebeplerinden biri de üretim aşamasında teorik olarak hesaba katılmayan bazı hatalı üretimlerin; kompozit parçanın mekanik özelliklerini etkilemesidir. Yapılan çalışmada üretimden kaynaklanan bazı hataları temsil etmesi açısından diğer tabakalara göre mekanik özellikleri %30 daha az olan kompozit bir tabaka oluşturulmuş ve bu tabaka hatalı tabaka olarak ifade edilmiştir. On tabakadan oluştuğu düşünülen kompozit kirişte hatalı kompozit tabakanın kiriş üzerindeki konumu değiştirilerek titreşim ve eğilme davranışları analitik ve sonlu elemanlar yöntemi ile incelenmiştir. Tabaka dizilimleri olarak literatürde sık kullanılan simetrik ve asimetrik dizilimler kullanılmıştır. Kompozit kiriş için malzeme olarak grafit/epoksi ve boron/epoksi seçilmiş, her iki malzeme türü için bütün çözümler verilmiştir. Yapılan çalışma sonucunda analitik çözüm ve sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen sonuçlar birbirine oldukça yakın elde edilmiştir. Hem grafit/epoksi hem de boron/epoksi için kompozit kirişe hatalı tabaka eklendiğinde beklendiği üzere maksimum çökme değeri artarken doğal frekans değeri ise azalmıştır. Simetrik ve asimetrik dizilimler de kompozit kirişte hatalı tabakanın bulunduğu konumun eğilme ve titreşim davranışlarında önemli ölçüde etkili olduğu belirlenmiştir ve bununla ilgili sonuçlar detaylı bir şekilde verilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Kompozit malzemeler, tabakalı kompozit kiriş, eğilme, titreşim, ANSYS.

ABSTRACT

M. SC. THESIS

INVESTIGATION OF THE VIBRATION AND BENDING BEHAVIOR OF A COMPOSITE BEAM WITH DEFECTIVE LAYERS USING ANALYTICAL AND FINITE ELEMENT METHOD

Yunus Emre BOZAT

Bayburt University

Institute of Graduate Studies

Department of Mechanical Engineering

Thesis Advisor: Assist. Prof. Dr. Recep ÇATAR

Bayburt-2024, Pages: 104

Composite materials are used in engineering applications such as aerospace, space, transportation, construction, electronics and food industries due to their light weight, high strength and shape retention, structural and impact resistance, high flexural stiffness, strength and energy absorption. In recent years, the use of low-weight, high-strength composite materials required by the aviation industry has become quite widespread. Especially layered composite materials have an important place in this field. One of the most important problems in composite materials, which have started to be used quite frequently, is that the theoretically calculated values do not match the experimental results. One of the main reasons for this is that some faulty productions that are not taken into account theoretically during the production phase affect the mechanical properties of the composite part. In this study, a composite layer with 30% lower mechanical properties than the other layers was created to represent some defects caused by production and this layer was referred to as the defective layer. The vibration and bending behaviors of the composite beam, which is considered to consist of ten layers, were investigated analytically and by finite element method by changing the position of the defective composite layer on the beam. Symmetric and asymmetric layups, which are commonly used in the literature, were used as layer layups. Graphite/epoxy and boron/epoxy were selected as materials for the composite beam and all solutions were given for both material types. As a result of the study, the results obtained by analytical solution and finite element method are very close to each other. For both graphite/epoxy and boron/epoxy, the maximum collapse value increased and the natural frequency value decreased as expected when the defective layer was added to the composite beam. It has been determined that the location of the defective layer in the composite beam has a significant effect on the bending and vibration behavior in both symmetric and asymmetric configurations, and the results are given in detail.

Keywords: Composite materials, composite layer, flexural and flexural analysis of composite materials, ANSYS.

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY.....	II
BEYANNAME	III
ÖN SÖZ	IV
ÖZET	V
ABSTRACT	VI
İÇİNDEKİLER.....	VII
TABLOLAR.....	IX
ŞEKİLLER.....	X
KISALTMALAR.....	XII
SİMGELER.....	XII
GİRİŞ.....	1
Araştırmanın Konusu ve Problemi	1
Araştırmanın Amacı	1
Araştırmanın Önemi ve Gerekçesi	1
Araştırmanın Sınırlılıkları	2
Varsayımlar	2
Terim ve Tanımları	2
BİRİNCİ BÖLÜM.....	3
1. LİTRETÜR ÖZETİ.....	3
İKİNCİ BÖLÜM	11
2. KURAMSAL ÇERÇEVE.....	11
2.1. KOMPOZİT MALZEMELER	11
2.1.1. Tabakalı Kompozit Malzemeler	11
2.1.2. Tabakalı Kompozit Türleri	12
2.1.2.1. Metal tabakalı kompozit malzeme.....	12
2.1.2.2. Cam tabakalı kompozit malzeme	13
2.1.2.3. Polimer esaslı tabakalı kompozit malzeme	13
2.1.2.4. Ahşap tabakalı kompozit malzeme.....	13
2.1.2.5. Tabakalı lifli kompozit malzeme kompozitleri	13
2.1.2.6. Diğer tabakalı kompozit malzemeler.....	13
2.2. TABAKALI KOMPOZİT MALZEME MEKANİĞİ	14
2.2.1. Laminanın Makromekanik Analizi.....	14
2.2.1.1. Üç boyutlu hooke kanunun iki boyuta indirgenmesi.....	20
2.2.1.2. İki boyutlu açılı lamina için hooke kanunu	21
2.2.2. Laminanın Mikromekanik Analizi	24
2.2.2.1. Mukavemet yaklaşımıyla dört elastisite modülün bulunması	24
2.2.2.2. Laminatlarda kodlama	25
2.2.2.3. Laminat için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları	26
2.2.2.4. Şekil değiştirme –yer değiştirme ilişkileri.....	28
2.2.2.5. Bir laminatta bulunan gerilme-şekil değiştirme ilişkileri	30
2.2.2.6. Orta düzlemde bulunan şekil değiştirmeler ve eğriliklerle alakalı moment ve kuvvet bileşenleri	31
2.3. KOMPOZİT KİRİŞLERDE EĞİLME DAVRANIŞLARI	36

2.3.1. Simetrik Kirişlerde Eğilme Davranışı	37
2.3.2. Simetrik Olmayan Kirişlerde Eğilme Davranışı.....	39
2.4. KOMPOZİT KİRİŞLERDE TİTREŞİM DAVRANIŞLARI.....	40
ÜÇÜNCÜ BÖLÜM.....	44
3. YÖNTEM.....	44
3.1. ANALİTİK ÇÖZÜM.....	44
3.2. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE ÇÖZÜM.....	46
3.2.1. Eğilme (Çökme) için Oluşturulan ACP Modül	46
3.2.2. Malzeme Tanımlanması	46
3.2.3. Modelin Oluşturulması.....	47
3.2.4. ACP(Pre)-Kompozit Malzeme Özelliklerinin Girişi ve Katı Model Oluşturulması	48
3.2.5. Static Structural-Çökme Değerlerinin Elde Edilmesi.....	48
3.2.6. Modal Analiz-Doğal Frekans Değerlerinin Elde Edilmesi.....	49
DÖRDÜNCÜ BÖLÜM.....	50
4. BULGULAR	50
4.1. LİTERATÜRLE ÇÖZÜMLERİN DOĞRULANMASI	50
4.2. EĞİLME BULGULARI.....	51
4.2.1. Grafit/Epoksi için Eğilme Bulguları.....	51
4.2.2. Boron/Epoksi için Eğilme Bulguları	63
4.3. TİTREŞİM BULGULARI.....	75
4.3.1. Grafit/Epoksi için Titreşim Bulguları.....	75
4.3.2. Boron/Epoksi için Titreşim Bulguları	87
SONUÇ, TARTIŞMA VE ÖNERİLER.....	99
Sonuç	99
Tartışma.....	100
Öneriler.....	100
KAYNAKÇA.....	101
ÖZ GEÇMİŞ	104

TABLÖLAR

Tablo 1: Hatasız Tabakanın Malzeme Özellikleri	44
Tablo 2: Hatalı Tabakanın Malzeme Özellikleri	45
Tablo 3: Çalışmada Kullanılan Dizilimler ve Özellikleri	45
Tablo 4: Eğilme Sonuçlarının Kıyas Tablosu.....	50
Tablo 5: Titreşim Sonuçlarının Kıyas Tablosu.....	50
Tablo 6: Grafit/Epoksi S ₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri.....	51
Tablo 7: Grafit/Epoksi S ₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri.....	51
Tablo 8: Grafit/Epoksi S ₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri.....	54
Tablo 9: Grafit/Epoksi S ₄ Dizilimi için Eğilme Analizleri.....	54
Tablo 10: Grafit/Epoksi S ₅ Dizilimi için Eğilme Analizleri.....	57
Tablo 11: Grafit/Epoksi A ₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri	57
Tablo 12: Grafit/Epoksi A ₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri	60
Tablo 13: Grafit/Epoksi A ₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri	60
Tablo 14: Boron/Epoksi S ₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri	63
Tablo 15: Boron/Epoksi S ₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri	63
Tablo 16: Boron/Epoksi S ₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri	66
Tablo 17: Boron/Epoksi S ₄ Dizilimi için Eğilme Analizleri	66
Tablo 18: Boron/Epoksi S ₅ Dizilimi için Eğilme Analizleri	69
Tablo 19: Boron/Epoksi A ₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri	69
Tablo 20: Boron/Epoksi A ₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri	72
Tablo 21: Boron/Epoksi A ₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri	72
Tablo 22: Grafit/Epoksi S ₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	75
Tablo 23: Grafit/Epoksi S ₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	75
Tablo 24: Grafit/Epoksi S ₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	78
Tablo 25: Grafit/Epoksi S ₄ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	78
Tablo 26: Grafit/Epoksi S ₅ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	81
Tablo 27: Grafit/Epoksi A ₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	81
Tablo 28: Grafit/Epoksi A ₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	84
Tablo 29: Grafit/Epoksi A ₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	84
Tablo 30: Boron/Epoksi S ₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	87
Tablo 31: Boron/Epoksi S ₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	87
Tablo 32: Boron/Epoksi S ₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	90
Tablo 33: Boron/Epoksi S ₄ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	90
Tablo 34: Boron/Epoksi S ₅ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları	93
Tablo 35: Boron/Epoksi A ₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	93
Tablo 36: Boron/Epoksi A ₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	96
Tablo 37: Boron/Epoksi A ₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları.....	96

ŞEKİLLER

Şekil 1: Tabakalı Bir Kompozit Yapının Analitik Şeması.....	12
Şekil 2: Ortotropik Bir Malzeme Örneği Olarak Verilebilecek Dikdörtgen Dizilimli Tek Yönlü Lamina Fiberleri	16
Şekil 3: Ortotropik Malzemeden Üretilmiş Bir Kübik Elemandaki Bozulma	16
Şekil 4: Üç Boyutlu Ortotropik Bir Cismin Mühendislik Sabitlerini Bulmak için Gerilmelerin Uygulanması.....	17
Şekil 5: Açılı Bir Laminadaki Global ve Lokal Eksenler	21
Şekil 6: Homojen Bir Laminaya Benzeyen Fiber ve Matristen Oluşan Homojen Olmayan Bir Lamina.....	24
Şekil 7: Laminat Şeması	25
Şekil 8: Bazı Açılı Dizilimlerindeki Lamina Tabakalar.....	25
Şekil 9: Bazı Yükler Altındaki Kiriş	27
Şekil 10: Bir Laminat Üzerindeki Kuvvet ve Moment Bileşenleri.....	28
Şekil 11: Yer Değiştirme Şekli	30
Şekil 12: Laminat Kalınlığı Boyunca Görülen Gerilme ve Şekil Değiştirme.....	31
Şekil 13: Bir Laminattaki Tabakaların Koordinatları	31
Şekil 14: Kirişteki Eğilme	36
Şekil 15: Eğik Kirişteki Eğrilik.....	36
Şekil 16: Orta Düzlem ve Tarafsız Eksenin Belirtildiği Tabakalı Kiriş	37
Şekil 17: Basit Mesnetli Kiriş	41
Şekil 18: Yükleme Yapılan Kompozit Kiriş	44
Şekil 19: Eğilme (Çökme) için Oluşturulan ACP Modül	46
Şekil 20: Malzeme Tanımlanması.....	47
Şekil 21: Modelin Oluşturulması	47
Şekil 22: ACP(Pre)-Kompozit Malzeme Özelliklerinin Girişi ve Katı Model Oluşturulması	48
Şekil 23: Çökme Değerlerini Bulurken Kullanılan Sınır Şartları ve Yükleme Durumu	49
Şekil 24: Doğal Frekans Değerlerini Bulurken Kullanılan Sınır Şartları	49
Şekil 25: Grafit/Epoksi S ₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	52
Şekil 26: Grafit/Epoksi S ₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	53
Şekil 27: Grafit/Epoksi S ₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	55
Şekil 28: Grafit/Epoksi S ₄ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	56
Şekil 29: Grafit/Epoksi S ₅ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	58
Şekil 30: Grafit/Epoksi A ₁ dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri.....	59
Şekil 31: Grafit/Epoksi A ₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	61
Şekil 32: Grafit/Epoksi A ₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	62
Şekil 33: Boron/Epoksi S ₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	64
Şekil 34: Boron/Epoksi S ₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	65
Şekil 35: Boron/Epoksi S ₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri.....	67
Şekil 36: Boron/Epoksi S ₄ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri.....	68
Şekil 37: Boron/Epoksi S ₅ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri.....	70
Şekil 38: Boron/Epoksi A ₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri.....	71
Şekil 39: Boron/Epoksi A ₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	73
Şekil 40: Boron/Epoksi A ₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri	74

Şekil 41: Grafit/Epoksi S ₁ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	76
Şekil 42: Grafit/Epoksi S ₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	77
Şekil 43: Grafit/Epoksi S ₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	79
Şekil 44: Grafit/Epoksi S ₄ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	80
Şekil 45: Grafit/Epoksi S ₅ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	82
Şekil 46: Grafit/Epoksi A ₁ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	83
Şekil 47: Grafit/Epoksi A ₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	85
Şekil 48: Grafit/Epoksi A ₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	86
Şekil 49: Boron/Epoksi S ₁ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	88
Şekil 50: Boron/Epoksi S ₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	89
Şekil 51: Boron/Epoksi S ₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	91
Şekil 52: Boron/Epoksi S ₄ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	92
Şekil 53: Boron/Epoksi S ₅ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)	94
Şekil 54: Boron/Epoksi A ₁ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	95
Şekil 55: Boron/Epoksi A ₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	97
Şekil 56: Boron/Epoksi A ₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS).....	98

KISALTMALAR

FEM	: Finite Element Method
ANSYS	: Swanson Analysis Systems
SEA	: Sonlu elemanlar Analizi
CFRP	: Karbon Fiber Takviyeli Polimer
TMC	: Titanyum Matrisli Kompozit
PMC	: Polimer Matrisli Kompozit
CMC	: Seramik Matrisli Kompozit
CTP	: Cam Elyaf Takviyeli Plastik
L	: Boy
b	: Genişlik
S	: Simetrik
A	: Asimetrik
ACP	: Ansys Mechanical Composite PrepPost

SİMGELER

MPa	: Megapaskal
E	: Elastisite modülü
J	: Joule
N	: Newton
GPa	: Gigapaskal
SI	: Uluslararası Birimler Sistemi
PH	: Hidrojen Poransiyeli
°C	: Santigrat
μ	: mikrometre
°F	: Fahrenheit
ε	: Şekil yer değıştirmesi
V	: Hacim oranı
v	: Hacim
W	: Kütle oranı
M	: Moment
κ	: Eğrilik
v	: Yer değıştirme
w	: Eğilme değeri
γ	: Kayma yer değıştirmesi
v	: Poisson oranı
G	: Kayma modülü
σ	: Normal gerilme
τ	: Kayma gerilmesi
W	: Şekil değıştirme enerjisi
P	: Basınç

I	: Atalet momenti
ρ	: Eğrilik yarıçapı
N	: Kuvvet
ω	: Titreşim değeri
t	: Zaman (Süre)
β	: Aç1



GİRİŞ

Kompozit malzemeler havacılık, uzay, ulaşım, inşaat, elektronik ve gıda endüstrileri gibi mühendislik uygulamalarında hafif olmaları, yüksek dayanım ve şekil tutma, yapısal ve darbe dayanımı, yüksek eğilme sertliği, mukavemet ve enerji emilimi gibi özellikleri nedeniyle kullanılmaktadır. Son yıllarda özellikle havacılık sektörünün ihtiyaç duyduğu düşük ağırlıklı, yüksek mukavemetli kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır. Özellikle tabakalı kompozit malzemeler bu alanda önemli bir yere sahiptir. Oldukça sık kullanılmaya başlanan kompozit malzemelerde en önemli problemlerden biri teorik olarak hesaplanan değerlerin deneysel sonuçlarla uyuşmamasıdır. Bunun başlıca sebeplerinden biri de üretim aşamasında teorik olarak hesaba katılmayan bazı hatalı üretimlerin; kompozit parçanın mekanik özelliklerini etkilemesidir.

Araştırmanın Konusu ve Problemi

Yapılan çalışmada üretimden kaynaklanan bazı hataları temsil etmesi açısından diğer tabakalara göre daha az fiber/hacim oranına sahip kompozit tabaka oluşturuldu ve bu tabakanın kompozit kiriş üzerindeki konumu değiştirildi. Bu değişimin kompozit kirişin eğilme ve titreşim davranışları üzerindeki etkisi analitik ve sonlu elemanlar yöntemiyle incelendi ve karşılaştırma yapıldı. Böylelikle üretimde yapılması muhtemel hataların kompozit kiriş üzerindeki etkisi kapsamlı bir şekilde sunuldu.

Araştırmanın Amacı

Tabakalı kompozit malzemelerin teorik olarak sağlaması gereken mekanik özellikler maalesef üretim aşamasında yapılan bazı hatalardan dolayı elde edilememektedir. Yapılan bu türden hatalı üretimler ise tabakalı kompozit malzemeden üretilen parçadan istenilen mekanik özelliklerini sağlamamasını sebep olmaktadır. Yapılan çalışmada bu hatalar teorik olarak simüle edilerek örnek seçilen kompozit bir kirişin eğilme ve titreşim davranışlarını ne ölçüde değiştirdiğinin belirlenmesi amaçlanmıştır.

Araştırmanın Önemi ve Gerekçesi

Yapılan çalışma ile hatalı tabaka bulunduran kompozit bir kirişin mühendislik tasarımı için kullanılacak önemli parametrelerden olan titreşim ve eğilme davranışları belirlendi. Bu çalışma ile normal de çok uzun zaman ve bütçe gerektirecek deneyler ile edilecek sonuçlar, yapılacak simülasyon ile kısa sürede ve bütçe harcanmadan gerçekleştirildi. Yapılan bu çalışma sayesinde giderek kullanımı artan tabakalı kompozit kirişlerde üretim esnasında yapılacak

hataların kompozit parçanın mekanik özelliklerini ne ölçüde değiştireceği tespit edildi ayrıca bu hatanın konumunun muhtemel sonuçları değerlendirildi.

Araştırmanın Sınırlılıkları

Yapılan çalışmada farklı fiber açılara, dizilimlere ve tabaka sayılarına sahip ve hatalı tabaka bulunduran tabakalı kompozit bir kiriş oluşturuldu. Kompozit kiriş için grafit/epoksi ve cam/epoksiden oluşan iki farklı malzeme türü seçildi. Kompozit kiriş için eğilme ve titreşim sonuçları sadece basit mesnet sınır şartlarında gerçekleştirildi.

Varsayımlar

Yapılan çalışmada malzeme olarak Grafit/Epoksi ve Boron/Epoksi fiberler kullanılmıştır. Kompozit plaka 10 tabakadan oluştuğu düşünülmüş ve bütün tabakalar literatürde kullanılan en yaygın tabaka açılarıyla dizilmiştir. Düzgün yayılı yük etkileyen bir ucu basit mesnet diğer ucu ise hareketli mesnet olan bir yükleme şekli düşünülmüştür. Kiriş üzerine 50 N/m değerinde yayılı bir yük uygulandığı düşünülmüştür. Kiriş uzunluğu 0.1 m olarak alınmış ve genişliği ise 5 mm olarak belirlenmiştir.

Terim ve Tanımları

Hatalı tabaka: Diğer tabakalardan fiber/hacim oranı daha düşük ve dolayısıyla mekanik özellikleri diğer tabakalardan %30 daha az olan bir tabaka olarak tanımlanmıştır.

Lamina: Kompozit malzemenin 0.125 mm kalınlıklı ince tabakalarına denir. Çalışmada hem lamine hem de tabaka terimleri aynı anlamda kullanılmıştır.

Laminat: Bir laminat laminaların lamina kalınlığı yönünde istiflenmesiyle oluşur. Çalışmada hem laminat hem de kompozit tabakalar aynı anlamda kullanılmıştır.

BİRİNCİ BÖLÜM

1. LİTERATÜR ÖZETİ

Tabakalı kompozitlerin özellikleri üzerinde etkili olan ve tek bir tür bir araştırmayla sınırlandırılmayacak birçok faktör vardır, ancak bunlardan bazıları aşağıdaki gibi sıralanabilir:

Kalnın (1972), cam ve grafit takviyeden oluşan kompozit laminatın eğilme davranışı üzerindeki hibridizasyon etkisini incelemiş, tamamen cam takviyenin grafit fiber ile aşamalı olarak değiştirilmesiyle eğilme mukavemetinin hızla düştüğünü bulmuştur.

Singh ve Verma (1992), sıcaklık ve nem etkilerini içeren kompozit plakanın burkulma özelliklerini analiz etmişlerdir. Çalışmada, burkulma denklemlerini türetmek için FEM (*finite element analys*) kullanılmıştır. Açıklık/kalınlık oranının, istifleme sırasının ve plaka boyutlarının hidrotermal burkulma üzerindeki etkileri araştırmışlardır. Ayrıca farklı sınır koşulları da incelenmiştir.

Bazhenov (1995), tek yönlü aramid SVM/epoksi kompozitin eğilme başarısızlığını yarım halka numunelerin iki noktalı yüklemesini kullanarak incelemiştir. Metallerdeki kayma bantlarına benzer şekilde, başarısızlığın, birkaç kesişen kayma akma bandının bulunduğu numunenin basınç tarafına yakın bir yerden kaynaklandığı gözlemlenmiştir. Kompozitin eğilmedeki maksimum kırılma gerilimi olan 530 MPa, kompozitin saf eksenel sıkıştırma altındaki dayanımının (260-280 MPa) yaklaşık iki katı olduğunu belirtmiştir. Eğilmede kompozit, kırışın çekme kısmında elastik iken diğer sıkıştırılmış kısmının ise elastoplastik davranış sergilediğini belirtmiştir.

Marom vd. (1999), Karbon-Kevlar/epoksi hibrit kompozitlerin darbe enerjisi üzerinde istifleme sırası ve hibritleşme derecesinin etkilerini incelemiştir. Bir karbon elyaf tabakasının iki Kevlar tabakası arasına sıkıştırıldığı ayrılmış bir hibrit için pozitif bir hibrit etkisi fark etmişlerdir. Daha yüksek derecede hibridizasyona sahip hibritler, dış katmanların karbon veya Kevlar olmasına bakılmaksızın negatif bir hibrit etkisi gösterdiğini ifade etmişlerdir.

Kitano vd. (2000), farklı elyaf türlerinin hibrit kompozit malzemelerin mekanik özellikleri üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Hibrit kompozitlerde uzun ve kısa cam elyaflar (GF) ve farklı organik elyaf türleri, Kevlar-49 (KF) ve sıvı kristal polimer (LCP), yüksek yoğunluklu polietilen (HDPE) matrisini güçlendirmek için kullanılmışlardır. Elyaf içeriği, uzunluğu ve karışım oranının çekme, eğilme gibi mekanik özellikler üzerindeki etkisi incelenmiştir. Uzun elyafli hibrit kompozitlerin çekme mukavemetinin artan cam elyaf içeriği ile azaldığı gözlemlenmiştir. Kısa elyaf kompozitler için ise değişimin küçük ve

Kevlar elyaf hibritlerin diğer kompozitlerden daha iyi çekme mukavemeti gösterdiğini belirtmişlerdir.

Sun vd. (2001), kompozitlerin basınçlı göçme tepkisi üzerindeki delaminasyon etkilerini sayısal olarak incelemişlerdir. Burkulma, burkulma sonrası, delaminasyonlu bölgenin temas etkileri, delaminasyonlu bölgenin ilerlemesi, fiber ve matris çatlamasını bulmak için doğrusal olmayanları içeren Von Karman denklemleri kullanılmışlardır. Delaminasyonlu bölgenin ilerlemesi, delaminasyonlu bölge boyunca kırılma sırasında dağılan enerjiyi kontrol eden bir kırılma teorisi kullanılarak değerlendirilmiştir. Delaminasyon büyümesinin sınır tiplerinden son derece etkilendiği burkulma mukavemeti üzerinde önemli etkileri olduğu sonucuna varmışlardır.

Hwang ve Mao (2001), katlar arası hibrit kompozitlerin (E-cam /Epoksi ve Karbon/Epoksi) delaminasyon içeren burkulma karakteristiklerini incelemişlerdir. Doğrusal olmayan burkulma analizinin deneysel sonuçlara yakın sonuçlar verdiği bulmuşlardır.

Zou ve Lam (2002), katman sayılarının, lamina kalınlığının, Young modülünün düzlem ve yanal yöndeki oranının ve fiber yönelimlerinin (çapraz kat ve açılı kat) burkulma üzerindeki etkisini FEM (finite element method) kullanarak araştırmışlardır. Bu faktörlerin kompozit özellikleri üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğu bulunmuşlardır.

Ahn vd. (2005), uçak kontrol çubuğunda kullanılan kompozit malzemelerin (tek yönlü dokuma) başarısızlık analizini deneysel ve sayısal olarak araştırmışlardır. Testlerde birçok farklı geometriye sahip numuneler (delik boyutu sabit kabul edilerek genişlik-delik çapı ve kenar mesafesi-delik çapı oranları değiştirilerek) kullanılmışlardır.

Joneson vd. (2005), kevların ve karbon fiberin kombinasyonu olan sandviç kompozitlerin darbe ve darbe sonrasındaki sıkıştırma ve çekme sertliği özelliklerini araştırmışlardır. Farklı numuneler, farklı karbon elyaf/Kevlar ve karbon elyaf/hibrit kombinasyonlarına sahip darbe tarafı yüz tabakalarından yapmışlardır. Alt yüz tabakaları, sandviç kompozitin yüksek genel eğilme sertliğini korumak için tamamen karbon fiber olarak bırakmışlardır. Kevlar'ın ön yüz tabakasına eklenmesinin maksimum emilen enerjiyi artırdığı, ayrıca Kevlar veya hibrit ön yüz tabakasına eklendiğinde elastik modüllerin, E1 ve E2'nin azaldığı gösterimlerdir. Bununla birlikte, karbon elyafın yalnızca bir katmanının Kevlar veya hibrit ile değiştirilmesiyle azalma yaklaşık %9'a kadar azaltıldığını ifade etmişlerdir.

Önal (2006), eğim çatlağına sahip simetrik ve antisimetrik çapraz katlı hibrit kompozit (Bor/Epoksi ve E-cam /Epoksi) plakaların stabilite analizini incelemiştir. Burkulma karakteristikleri FE ve FSDT teknikleri kullanılarak belirlenmiştir.

Yadav vd. (2006), Kevlar takviyeli karbon fiber epoksi kompozitin kırılma tokluğu davranışını incelemişlerdir, bu çalışma kırılma tokluğunun kırılma düzleminde Kevlar fiber takviyeli interleave tarafından nasıl etkilendiğini değerlendirmek için yapılmıştır. Karbon/epoksi kompozit katmanlar arasına termoset ara katman ve doğranmış Kevlar fiberler uygulamışlardır. Sonuçlar, kırılma tokluğunun tüm laminatlarda yaklaşık iki kata kadar arttığını göstermiştir. Bununla birlikte, kırılma tokluğundaki artış, ara tabakanın büyük enerji emme kabiliyetleri nedeniyle, Kevlar takviyeli ara tabakaya göre ara tabakalı laminatta daha etkili olduğunu ifade etmişlerdir.

Hosur vd. (2005), hibrit kompozitlerin düşük hızlı darbe yükleri ile darbe davranışlarını araştırmışlardır. Hibrit kompozitler düz örgü S2 cam ve dişi örgü karbon fiberler ile üretmişlerdir. Boyutları 100x100 mm ve kalınlığı 3 mm olan kare plakalar 10, 20, 30 ve 40 J'lük 4 enerji seviyesinde düşük hızlı darbe yüklerine maruz bırakmışlardır. Yük taşıma kapasitesinde önemli bir artış olduğunu ifade etmişlerdir.

Aktaş ve Karakuzu (2009), pim yüklemesi altında farklı geometrilerin kırılma modları elde etmişlerdir. Ayrıca sayısal analizler yapılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bu farklı geometrilerin kompozit özellikleri üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğu belirtmişlerdir.

Ghasemnejad vd. (2010), çeşitli delaminasyon bölgeleri ve yerleri içeren hibrit kompozit kirişlerin etkilerini incelemişlerdir. Delaminasyona sahip kompozit kirişlerin enerji emme kabiliyetini görmek için Charpy darbe testleri yapmışlardır. Hibrit kompozit kirişler Karbon/Epoksi ve Cam/Epoksi birleştirilerek üretmişlerdir. Sonuçların, çarpma yüzeyine yakın delaminasyonlu bölge içeren kompozit kirişlerin diğer bölgelere göre daha yüksek enerji emdiğini ifade etmişlerdir.

Yousif vd. (2012) yaptıkları çalışmada tek yönlü uzun kenar elyaf takviyeli epoksi kompozitlerin eğilme özelliklerini incelemişlerdir. Kenar lifleri işlenmemiş ve işlenmiş olmak üzere iki tip olarak hazırlamışlardır. Sonuçların, epoksinin işlenmiş kenar lifleri ile takviye edilmesinin kompozitin eğilme mukavemetini yaklaşık %36 oranında artırdığını, işlenmemiş liflerin ise %20 iyileşme sağladığını ifade etmişlerdir.

GuruRaja ve HariRao (2013), çekme özelliklerini karakterize etmek için farklı elyaf yönelimine sahip Cam elyaf/Karbon elyaf/Epoksi reçine hibrit açılı kat laminatlar üzerinde deneysel olarak incelemişlerdir. Sonuç olarak: (a) cam elyaflar karbon elyaflardan daha hızlı hasara uğradıklarını. Dokuma cam/karbon hibrit kompozitlerde öndeki beş cam katmanı, arkadaki beş cam katmanından daha fazla uygulanan yük taşıdığını. (b) Dokuma cam/karbon kompozitlerin en uç katmanlarına katılması, hibrit kompozitlerin mekanik özelliklerini artırdığını. (c) Kompozit malzemelerin hasarlarının, elyafların kırılmasını, elyaflara normal

gerilimde matrisin kırılmasını içerdiğini ve başarısızlığın doğasında lifler ve numunenin eksenindeki açı katına bağlı olduğunu. (d) Taramalı elektron görüntülerinden, elyaf çekilmesinin cam elyaflardan başladığını ve dokuma cam ile epoksi reçine matrisi arasında iyi bir arayüzey bağı oluştuğunu ifade etmişlerdir.

Dhar vd. (2019), yaptıkları çalışmada doğal sentetik takviyeli hibrit elyaf takviyeli kompozitlerde istifleme sıralarının dokuma kenaf/cam hibrit kompozitlerin mekanik özellikleri üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. İki farklı istifleme sırasına sahip dokuma kenaf/cam hibrit kompozitler sıcak sıkıştırma işleminde üretilmişlerdir. Sonuçlarının, cam/kenaf/cam hibrit laminatların çekme mukavemetinin hibrit olmayan cam elyaf takviyeli kompozitlerden sadece %3,4 daha düşük olduğunu gösterdiğini belirtmişlerdir. Kenar ve düz yönlerde darbe dayanımı açısından, hibrit cam/kenaf/cam laminatlar, hibrit olmayan cam elyaf takviyeli kompozitlere kıyasla sırasıyla %8,6 ve %51,9 iyileşme olduğunu belirtmişlerdir. Bu durum, hibrit laminatların hibrit olmayan cam elyaf takviyeli kompozitlere kıyasla daha üstün mekanik özellikler sergilediğini ifade etmişlerdir.

Yanen vd. (2021), yaptıkları araştırmada eğri yüzeye sahip tabakalı kompozit plakların burkulma yükü altındaki davranışlarını etkileyen parametreleri incelemişlerdir. Bu amaç doğrultusunda, çeşitli tabaka dizilimleri, açılar ve geometrik özellikler taşıyan tabakalı hibrit kompozitlerin kritik burkulma yüklerindeki değişimler sayısal olarak incelenmiştir. Kompozit malzemenin üretiminde aramid, karbon ve cam fiberlerini fiber malzemesi olarak kullanmışlar ve altı farklı dizilimi gerçekleştirmişlerdir. Eğri yüzeye sahip kompozit plakların geometrik özelliklerinin burulma davranışları üzerinde bulunan etkilerini incelemek amacıyla, numune örnekleri 4 çeşit eğrilik yarıçapı ve 2 çeşit eğrilik açısı kullanılarak ANSYS yazılımı ile modellenmiştir. Eğrisel yüzeyli kompozit plaklarda, eğrilik yarıçapı ve eğrilik açısının artmasıyla birlikte kritik burkulma yükünün de yükseldiği gözlemlenmiştir.

Kaboğlu vd. (2023), yaptıkları çalışmada kavisli cam elyaf takviyeli polimer kompozitlerin eğilme kuvvetine karşı direncini incelemişlerdir. Çalışmada, 760 mm, 380 mm ve 304 mm çaplarındaki kavisli kompozitlerin çapları i incelemişlerdir. Ayrıca, elyaf istifleme sıraları $[0/0/-45/+45/90/90]_s$ ve $[90/90/-45/+45/0/0]_s$ olarak belirlenmiş ve karşılaştırılmışlardır. Tüm numuneler vakum infüzyon yöntemi ile üretilmişlerdir. Tüm kompozitler arasında 760 mm çap ve Tip 2 istifleme en yüksek eğilme dayanımına sahip olduğunu belirtmişlerdir. Dolayısıyla, eğilme dayanımının eğriliğin artmasıyla azaldığı ve Tip 2 elyaf katman diziliminin Tip 1 dizilimine göre daha dayanıklı olduğu ifade etmişlerdir.

Belal vd. (2023), yaptıkları çalışmada eğilme yükü altında keten/bambu elyaf takviyeli hibrit kompozitlerin tasarımı üzerine sayısal bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada ilk olarak sabit

bir eğilme yükü altında keten/cam/epoksi hibrit kompozitte cam elyafın doğal bambu elyaf ile değiştirilmesinin uygunluğu, uygun model doğrulaması ile Sonlu Elemanlar Analizi (SEA) yazılımı ile ABAQUS kullanılarak araştırmışlardır. Son olarak, keten ve bambu şeritlerinin sabit hacim oranları için keten/bambu/epoksi hibrit kompozit laminatın beş farklı yerleştirme sırası, ikili hibrit kompozit için tasarım stratejileri geliştirmek üzere sayısal olarak incelemişlerdir. FB-1 modeli için eğilme sertliği ve eşdeğer elastisite modülünün temel modele kıyasla %37,53 ve %37,52 oranında arttığı, FB-3 modeli için enerji eğiliminin en yüksek olduğu ve temel modelden %105,89 daha yüksek olduğunu bulmuşlardır. Çeşitli katman dizilimlerinin analizi, sandviç yapı kavramı kullanılarak ikili hibrit kompozitlerin üretilmesiyle eğilme davranışının iyileştirilebileceğini göstermiştir. Maksimum eğilme sertliğini elde etmek için tüm yüksek sertlikteki laminaların kompozitin dış tarafına yerleştirilmesi gerektiği, maksimum enerji eğilimini elde etmek için ise merkeze yerleştirilmesi gerektiği gösterilmiştir.

Shen vd. (2024), çelik-beton kompozit kirişlerin negatif moment bölgesindeki eğilme performansını arttırmak için, takviye amacıyla Karbon Fiber Takviyeli Polimer (CFRP) tendonların kullandığı harici bir öğrenme tekniği uygulamışlardır. Burada, statik yük testi için 6 test kirişi tasarlanıp üretilmiş ve test kirişlerinin takviye öncesi ve sonrası mekanik özelliklerinde meydana gelen arıza modu, sehim, CFRP tendon gerilme artışı, gerinim ve çatlaklar gibi değişiklikleri karşılaştırmışlardır. Dıştan öngerilmeli CFRP tendon takviyeli kompozit kirişlerin eğilme taşıma kapasitesi için yeni bir hesaplama modeli oluşturmuşlardır. Çalışmada ayrıca CFRP tendonlarının ön gerilme seviyesini kontrol etmek için pratik mühendislik tasarımı için referans olabilecek makul bir aralık sağlamışlardır.

Liu vd. (2024), yaptıkları çalışmada birim hücreli sonlu elemanlar modelini kullanarak dokuma kompozitlerin bükülme davranışını tahmin etmek için doğrudan mezoskopik bir yöntem önermeyi amaçlamışlardır. İlk olarak çözgü ve atkı yönlerinde sırasıyla dört nokta bükme testleri yapmışlardır. Daha sonra saf eğilme yükü altında deformasyonların düzgün dağılmadığı birim hücre modeli için periyodik sınır koşulları oluşturmuşlardır. Son olarak, çekme ve basmada farklı mekanik özelliklere sahip olan elasto-plastik hasar modeline dayalı olarak dokuma kompozitlerin bükülme özellikleri ve hasar birikim sürecini analiz etmişlerdir. Simüle edilen moment-eğrilik eğrileri ve hasar modları deneysel sonuçlarla iyi bir uyumda olduğu kanısına varmışlardır. Geliştirilen birim hücreli sonlu eleman modelinin dokuma kompozitlerin bükülme davranışını doğru bir şekilde tahmin edebildiğini göstermişlerdir.

Habibi vd. (2024), yaptıkları çalışmada, gerçek ölçekli yapılarda kullanıldığı gibi, çekmeli cam elyaf-polimer kompozit profilleri kullanarak bükme aktif elastik kirişlerin kısa vadeli yapısal davranışlarını araştırmışlardır. Farklı bükülme dereceleri ve yükleme senaryoları

dikkate alınarak bir dizi kısa süreli bükülme ve servis yükü uygulama deneyleri yapmışlardır ve sonuçlar sonlu eleman modellemesini doğrulamak için kullanılmıştır. Daha dik bükülmüş kirişlerde malzeme hasarı yaşandığını, daha sığ olanlarda ise geçmeli burulma sergilediğini bulmuşlardır. Malzeme kırılması kirişlerin çekme tarafında başlar ve çatlaklar maksimum eğrilik noktalarında başlar. Daha yüksek bükülme dereceleri ve simetrik yükleme, daha düşük bükülme dereceleri ve asimetrik yüklemeye göre daha yüksek maksimum yüklere neden olur. Yapısal tasarıma hizmet edebilecek gerinim bazlı bir hasar kriteri türetilmiştir.

Ji vd. (2024) haddelenmiş gradyan lamine ağ titanyum matris kompozitlerinin mikro yapı gelişimi ve bükülme kırılma mekanizması üzerine bir araştırma yapmışlardır. Bu çalışmada Titanyum matrisli kompozitler (TMC'ler), iyi özgül mukavemet ve ısı direnci özellikleri için tercih edilmiştir. Levha oluşturmayı sağlamak için, gradyan lamine ağ titanyum borür takviyeli Ti6Al4V (TiB/TC4) kompozit, düşük enerjili öğütme, toz istifleme, vakumlu sıcak presleme sinterleme ve β -faz bölgesi sıcak haddeleme yoluyla üretmişlerdir. Sıcak haddeleme sonrasında tabaka kalınlığı azalmış, tabaka arayüzü düz tutulmuş ve makroskobik herhangi bir kusur gözlenmemiştir. Bu arada, düzleştirilmiş ağ yapısı, TiB bıyıklarının dönüşü ve kırılması ve matrisin tane incelmesi gözlemlendi. TiB bıyıkları ayrıca yakındaki matrisin dinamik yeniden kristalleşmesini de destekleyebilir ve yönelim ilişkilerini sürdürme eğilimindedir. Gradyan lamine ağ yapısı korunurken, kompozitin bükülme mukavemeti, sıcak haddeleme sonrasında 2205 MPa'ya yükseltildi; bu, sinterlenmiş kompozitinkinden %13,07 daha yüksekti. Güçlendirme, matrisin tane incelmesine ve TiB bıyıklarının hizalanmaya bağlı yük transferinin güçlendirilmesine atfedildi. Dijital görüntü korelasyonu (DIC), bükme testi sırasında nötr yüzeyin merkezden uzağa doğru yukarıya doğru hareket ettiğini ortaya çıkardı; bu, maksimum çekme geriliminin olduğu bölge yerine merkez katmanda artan çekme gerilimine ve çatlak başlangıcına yol açtı. Kırılma tarafı yüzünün gözlemlenmesi üzerine çatlak yayılma yolunun katman arayüzlerinden, ağ yapısı bağlantısından ve en dıştaki alaşım katmanlarından etkilendiği belirlendi.

Abdullah vd. (2024) yaptıkları çalışma dört noktalı bükülme mekanizmasına tabi tutulan karbon fiber/epoksi kompozit laminatların Mod II ve mod III delaminasyonu üzerinedir. Burada Mod III tabakalar arası kırılma dayanıklılığının doğru belirlenmesi, kenar delaminasyonundaki kritik rolü nedeniyle kompozit malzemelerde çok önemlidir, ancak yine de karşılaşılan önemli bir zorluk olmaya devam etmektedir. Sırasıyla dört uçlu çentikli eğilme (4ENF) testleri ve dört noktalı bükülme plakası (4PBP) testleri kullanılarak karbon fiber (CF)/epoksi kompozit laminatların mod II ve III tabakalar arası kırılma davranışının araştırılmasına odaklanmıştır. Özellikle, sonlu elemanlar analizi (FEA) yoluyla delaminasyon sürecinin simülasyonu için bir

yapışkan bölge modeli kullanılmıştır. Deneysel çalışmada CF/epoksi kompozitlerin mod II kırılma tokluğu 1,41 N/ mm olarak bulmuşlardır. Ek olarak, kuvvet-yer değiştirme eğrileriyle ilgili deneysel veriler, sayısal simülasyon sonuçlarıyla iyi bir uyum içindeydi; bu, kompozit laminatların mekanik tepkisini başarılı bir şekilde yakalamak için bu simülasyon yaklaşımını doğruladı. Benzer şekilde, CF/epoksi kompozitler için mod III delaminasyon kırılma dayanıklılığının sayısal olarak 2,1 N/mm olduğu tahmin edilmiştir. Mikroskopik analiz, yalnızca mod III numunelerinde bulunan mevcut pulların aksine hem mod II hem de III numunelerinde kesme çıkıntılarının gözlemlendiğini göstermiştir. Genel olarak bu araştırma, saf mod III kırılma dayanıklılığını ve çatlak başlangıcı ve yayılmasına ilişkin karşılık gelen delaminasyon davranışını tahmin etmenin basit ve etkili bir yolunu aydınlatmaktadır.

Siyajeu vd. (2024) yaptıkları çalışma genlik bağımlılığı özelliği altında metal kompozit 17-4PH malzeme ekstrüzyonla eklemeli olarak üretilmiş parçaların titreşim karakteristik analizi üzerinedir. 17-4 PH paslanmaz çelik kompozitin mekanik performansı (gerilme mukavemeti, plastisite ve yüzey pürüzlülüğü) üzerine kapsamlı araştırmalar yapılmıştır. çelik malzemeden ekstrüzyonla eklemeli olarak üretilen parçaların çok az bir kısmı temel olarak 17-4 PH paslanmaz çelik malzemeden ekstrüzyonla eklemeye üretilen parçaların dinamik performansına odaklanmış ve böylece hafif bir boşluk bırakılmıştır, bu nedenle bu boşluğu doldurmak için metal kompozit filament ultra dinamik doğrusal modeli Siyajeu, Y., ve arkadaşlarının yaptıkları bu çalışmada sigortalı 17-4 PH paslanmaz çelik malzemeden ekstrüzyonla eklemeli olarak üretilen parçalar genlik bağımlılığını dikkate alarak oluşturmuşlardır. Malzeme ekstrüzyonuyla katkılı olarak üretilen plakaları x ve z yönünde oluşturmuşlardır ve Jones-Nelson modeline dayalı olarak ultra sigortalı metal kompozit 17-4 PH metal kompozit malzeme ekstrüzyon numunelerinin doğal frekansı ve tepkisi ve sönüm oranına ilişkin bir araştırma yapmışlardır. Önerilen dinamik modelin denklemleri ortogonal polinom yöntemi ve enerji yönteminin birleşimiyle çözmüşler. Newton-Raphson yinelemesi, ultra sigortalı 17-4 PH paslanmaz çelik malzemeden ekstrüzyonla üretilen parçaların doğal frekanslarını ve tepkilerini tahmin etmek için kullandılar. Sonuçlar, ultra sigortalı metal kompozit 17-4 PH metal kompozit malzeme ekstrüzyon parçalarının öngörülen sönümleme özelliklerinin deneysel olanlarla iyi bir tutarlılığa sahip olduğunu, bu arada genlik titreşiminin ultra sigortalı 17-4 PH metal kompozit malzeme ekstrüzyon parçalarının tepkisi hem x hem de z yönündeki numuneler için de arttığını gözlemlemişlerdir.

Yang vd. (2024) yaptıkları çalışma Kompozit yapıların hasar analizi için dört parametrelili bağ bazlı peridinamik ve sonlu elemanların birleştirilmesi üzerinedir. Bu çalışmada hasar bölgesinin çıkarılmasındaki zorluk, kompozit yapıların aşamalı hasar analizi için

birleştirme algoritmalarının uygulanmasındaki ana engeldir. Bu çalışmada, katmanlı yapıların arıza analizi için uyarlanabilir bir dönüşüm tekniğinin uygulandığı yeni bir sonlu eleman ve peridinamik (PD) birleştirme çerçevesi sunmaktadır. Çok katmanlı bir laminatın mekanik özellikleri tek katmanlı sonlu elemanlarla karakterize edilebildiğinden, bu birleştirme modeli, sayısal doğruluk ve hesaplama verimliliğini dengelemede büyük potansiyel sergiler. Hasar gelişimi sürecinde, tek katmanlı sonlu eleman, yük arttıkça dönüşüm kriterine göre uyarlanabilir bir şekilde çok katmanlı PD malzeme noktalarına dönüştürülür ve ardından hasar PD alt bölgelerinde çekirdeklenmeye ve gelişmeye başlamıştır. Diğer birleştirme modelleriyle karşılaştırıldığında, PD alt bölgeleri potansiyel arıza bölgelerinde uyarlanabilir bir şekilde görünür ve alanı diğer sonlu eleman alt bölgelerine göre çok daha küçüktür. Böylece, çok katmanlı yapıların modellenmesinde birleştirme algoritmalarının teorik avantajlarından tam olarak yararlanılabilecek ve sayısal modellerin hesaplama verimliliği büyük ölçüde artırılacaktır. Geliştirilen bağlantı modelinin doğruluğu, kompozit laminatların esneme örneği ile gösterilmektedir ve kesikli laminatların hasar örnekleri ayrıca önerilen bağlantı modelinin arıza özelliklerini yakalamadaki güçlü kapasitesini göstermektedir.

Yapılan çalışmada farklı tabakalardan oluşan bir kiriş oluşturulmuştur. Oluşturulan tabakalar farklı fiber açlarına, dizilimlere ve tabaka sayılarına sahiptir. Hatalı olarak tasarlanan tabaka kiriş de farklı kombinasyonlarda yer almıştır. Ayrıca oluşturulan kiriş farklı sınır şartlarında yüklemelere maruz bırakılarak titreşim ve eğilme davranışları tespit edilmiştir. Yapılan çalışma ile ilgili benzer bir çalışmaya literatürde rastlanılmaması, ilgili konudaki boşluğu dolduracağı konusunda kanı oluşturmıştır.

İKİNCİ BÖLÜM

2. KURAMSAL ÇERÇEVE

1.1. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit, makroplastik düzeyde bir araya getirilmiş ve birbirinde çözünmeyen iki veya daha fazla bileşenden oluşan bir yapı malzemesidir. Bu bileşenlerden biri takviye fazı, diğeri ise matris fazı olarak isimlendirilir. Takviye fazı, fiber, parçacık veya pul şeklinde olabilirken, matris fazı genellikle sürekli bir yapıdadır. Kompozit sistemlere örnek olarak çelikle güçlendirilmiş beton ve grafit gibi fiberlerle takviye edilmiş epoksi verilebilir (Kaw, 2006).

2.1.1. Tabakalı Kompozit Malzemeler

Tabakalı kompozit malzemeler, farklı özelliklere sahip birden fazla malzemenin bir yapıştırıcı ile bir araya getirilmesiyle oluşturulmaktadır. Bu tür malzemelere "Tabakalı Kompozit Malzeme" denir (Ersoy, 2001).

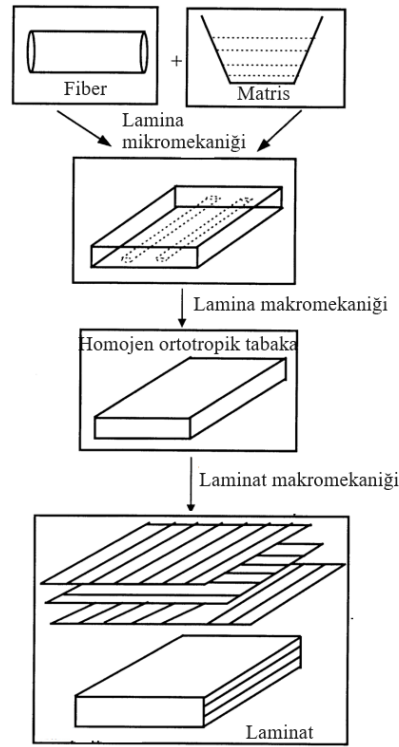
Genellikle levha formunda olan katmanlı kompozitler, lamine kirişler veya direkler gibi elemanların üst üste yapıştırılmasıyla laminat tekniği kullanılarak üretilir. Ancak bu malzemeler, oldukça sınırlı bir grubu temsil eder. Üretimin büyük bir kısmı, boyutları diğeri iki boyutuna göre çok daha küçük olan levha şeklindedir ve bu levhalar, farklı niteliklere sahip tabakaların birleştirilmesiyle elde edilir.

Tabakaların birbirine yapıştırılmasıyla oluşturulan tabakalı kompozit malzemeler, yapısal özellikleri açısından diğeri kompozit türlerinden farklılık gösterir. Diğeri kompozit türlerinde, taneli veya liflerle güçlendirilmiş kompozitlerde kullanılan sürekli faz ve dağılı faz gibi tanımlamalar, tabakalı malzemeler için genellikle aynı anlamda geçerli değildir.

Tabakalı kompozitler, çeşitli yönlerden farklılık gösteren tabakaların bir araya getirilmesiyle üretilir. Bu farklılıklar, mukavemet, ısı iletkenliği, gözeneklilik, ağırlık, yüzey sertliği ve suya veya diğeri dış etkilere karşı direnç gibi birçok alanda kendini gösterebilir. Her bir tabaka, kompoziti iki yönde etkileyebilir ve bu tabakalar, çeşitli teknikler veya yapıştırıcılar kullanılarak bir araya getirilir.

Tabakalı kompozitler en az iki tabakadan oluşur. Ancak, dayanım ve mekanik özelliklerin özellikle önemli olduğu durumlarda, kompozitin tabakalarının düzleminde birbirine dik iki ayrı doğrultuda benzer özelliklerin beklenmesi halinde, bu özelliklere sahip malzemenin hedeflenen olabilmesi için en az üç veya daha fazla tabaka kullanılması gerekmektedir. Bu tabakaları meydana getiren malzemeler, farklı türlerde olabileceği gibi, aynı

tür malzemeden de yapılabilir (Ersoy, 2001). Şekil 1’de tabakalı kompozit bir yapının analitik şeması verilmiştir.



Şekil 1: Tabakalı Bir Kompozit Yapının Analitik Şeması (Kaw, 2006)

2.1.2. Tabakalı Kompozit Türleri

- Metal Tabakalı Kompozit Malzeme
- Cam Tabakalı Kompozit Malzeme
- Polimer Esaslı Tabakalı Kompozit Malzeme
- Ahşap Tabakalı Kompozit Malzeme
- Tabakalı Lifli Kompozit Malzeme Kompozitleri
- Diğer Tabakalı Kompozit Malzemeler (Ersoy, 2001)

2.1.2.1. Metal tabakalı kompozit malzeme

Bimetaller, farklı ısı genleşme özelliklerine sahip iki metal şeridinin bir araya gelmesiyle oluşur. Ortam sıcaklığı değiştiğinde, bu metal şeritler farklı oranlarda boyutsal değişiklikler gösterir. Belirli bir referans sıcaklığındaki şekli ve konumu bilinen bu metal bileşenin, şekil değiştirme özelliği, çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. Örneğin, termometreler, termostatlar, termal anahtarlar ve benzeri cihazlar bimetal malzeme ile üretilmektedir (Ersoy, 2001).

2.1.2.2. Cam tabakalı kompozit malzeme

Cam tabakalı kompozit malzeme yapımında, cam tabakasının sayısının çoğaltılması ve bunların kalınlıklarının da değiştirilmesi ile elde edilen özel ürünler, kurşuna ve darbelere dayanıklı cam olarak da kullanılmaktadır. Kullanılan tabakaların kalınlık ve sayısına bağlı olarak, bu camlar değişik silahların etkilerine direnç gösterebilecek şekilde üretilmektedirler. Genel olarak, bu tür tabakalı cam kompozitlerinin toplam kalınlıkları 30 mm ile 45 mm arasında değişmektedir (Ersoy, 2001).

2.1.2.3. Polimer esaslı tabakalı kompozit malzeme

Farklı polimer malzeme katmanlarının bir arada kullanılmasıyla çeşitli kompozit malzemeler üretilmektedir. Bu tür kompozitler, ülkemizde özellikle 1960'lı yıllardan itibaren ithal edilmeye başlanmış ve birçok farklı alanda kullanılmıştır. Bu malzemeler arasında, ülkemizde ilk ithal edilenlerden biri olan "Formica" markalı lamine ürün en bilinenidir (Ersoy, 2001).

2.1.2.4. Ahşap tabakalı kompozit malzeme

Ahşap tomrukların çeşitli yöntemlerle ince ahşap levhalar şeklinde dilinmesi veya açma veya soyma diye adlandırılan, sabit bir bıçağın önünde tomruğun eksenini etrafında döndürülerek, adeta soyulmasıyla elde edilen ince tabakaların birbirine veya diğer ahşap malzemelerle preslenerek yapıştırılması yoluyla üretilen bu ahşap kompozitleri, kaplama levhalar ve kontraplaklar olarak iki sınıfa ayrılabilir (Ersoy, 2001).

2.1.2.5. Tabakalı lifli kompozit malzeme kompozitleri

Bu tür malzemeler, liflerle güçlendirilmiş kompozit malzeme ile tabakalı kompozit malzeme üretiminin birleşik bir uygulaması olarak değerlendirilebilir. Tabakalı lifli kompozitlerde, liflerle takviye edilmiş malzeme tabakaları, farklı yönlerde yer alarak kompozite çeşitli yönlerde farklı dayanım özellikleri kazandıran lif donatısını içermektedir. Bu tabakalar genellikle, lifli kompozit malzeme tabakasının matris malzemesi olan reçine veya diğer maddeler ve yöntemlerle özel şekillerde bir araya getirilmektedir. Tabakalı liflerle donatılmış kompozit malzemelere örnek olarak, CTP deniz tekneleri, çeşitli taşıtların kaporta bölümleri, su tankları, uçakların kanat panelleri ve gövde kısımları verilebilir (Ersoy, 2001).

2.1.2.6. Diğer tabakalı kompozit malzemeler

Alçı karton plaklar, yaygın olarak kullanılan çok katmanlı bir kompozit malzeme türüdür. Bu plaklar, üç ana katmandan oluşmaktadır. Orta katman genellikle 10 mm ile 15 mm

kalınlığında alçıdan imal edilmiştir. Alçı plakanın her iki yüzeyi, kraft kâğıdı, karton veya mukavva gibi ince bir tabaka ile kaplanmıştır. Bu kaplama, dış yüzeyin çeşitli uygulamalar için uygun özellikler taşımasını ve yüksek çekme dayanımına sahip olmasını sağlar. Böylece, alçı karton plaklar her iki yönde de yeterli eğilme dayanımına ulaşabilmektedir (Ersoy, 2001).

Alçı karton plak yapımında, iki yüzeyde de kullanılan kâğıt tabakanın özellikleri değiştirilerek, sudan daha az etkilenen veya yanmaya karşı daha iyi direnç gösterebilen ürünler de elde edilmektedir (Ersoy, 2001).

Farklı bir tabakalı kompozit türünü, boşluklu, hafif bir yalıtım tabakası ile bir taşıyıcıdan oluşan kompozitler oluşturur. Tabakalı melzemenin ısı yalıtımı veya sesin yutulması amacıyla kullanılması halinde, kesitte boşluklu, hafif malzemeler yer almaktadır. Örneğin, kendisini taşıma özelliği olmayan cam pamuğu ve benzeri özellikler taşıyan lifli yapılı ısı yalıtım malzemeleri veya cam yünü gibi tabaka haline getirilmiş, fakat üzerine yapılacak uygulamaların ancak özel tekniklerle gerçekleştirilebildiği malzemeler alçı plakalarla birlikte üretilmektedir. Bu durumda, alçı plaka taşıyıcı ve yüzeyi oluşturan malzeme tabakası olmakta, elyaf malzeme ise ısı direnci sağlamaktadır (Ersoy, 2001).

2.2. TABAKALI KOMPOZİT MALZEME MEKANİĞİ

2.2.1. Laminanın Makromekanik Analizi

Bir laminanın mekanik analizini kavrayabilmek için, onun temeli olan lamina ile ilgili mekanik analiz bilgisine sahip olmayı gerektirir. Lamina, izotropik homojen malzemelerden farklıdır. Lamina, izotropik homojen lifler ve izotropik homojen bir matristen oluşsa bile, laminanın rijitliği, lif, matris veya lif-matris ara yüzeyinden seçilen noktaya bağlı olarak değişiklik gösterir. Bu farklılıkların dikkate alınması, lamina için her türlü mekanik modellemenin karmaşık hale gelmesine yol açar. Bu nedenle, laminaların makromekanik analizi, ortalama özelliklere ve laminanın homojen olduğu varsayımına dayanır (Kaw, 2006).

Bir kompozit malzeme için lineer ve elastik davranış varsayımı kabul edilebilir ama genelde izotropik olduğu varsayımı düşünülmez. Bu durumda, gerilme-şekil değiştirme ilişkilerine Hooke yasası uygulanır. Ancak, gerilme ve şekil değiştirme ile ilgili sabitler çok daha fazla olur. Genel anlamda, gerilme-şekil değiştirme ilişkisi, üç boyutlu bir cisim için 1-2-3 kartezyen koordinat sistemi kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Yukarıdaki yer alan 6x6 boyutundaki [C] matrisi rijitlik matrisi olarak tanımlanmaktadır. Bu matris toplamda 36 sabit içermektedir (Kaw, 2006).

Eğer koordinat sistemi, 1-2-3 ortogonal sisteminden, 1'-2'-3' ortogonal sistemine değiştirilirse ne olur? Yeni rijitlik ve esneklik sabitlerinin 1'-2'-3' yeni koordinat sistemindeki gerilme ve şekil değiştirmelerle ilişkilendirilmesine gerek duyulacaktır. 1'-2'-3' sistemindeki yeni rijitlik ve esneklik sabitleri, 1-2-3 sistemindeki rijitlik ve esneklik matrisleri ile 1'-2'-3' ve 1-2-3 sistemlerine ait eksenler arasındaki açılar bir fonksiyonu olacaktır. Denklem 2.1'in tersi alınarak üç boyutlu bir cisim için 1-2-3 kartezyen koordinat sistemindeki şekil değiştirme ve gerilme ilişkisi şu şekilde elde edilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Burdaki esneklik matrisindeki mühendislik sabitlerine doğrudan bağlı olan bileşenler aşağıdaki gibi yazılır.

$$S_{11} = \frac{1}{E} = S_{22} = S_{33} \quad (2.3)$$

$$S_{12} = -\frac{\nu}{E} = S_{13} = S_{21} = S_{23} = S_{31} = S_{32} \quad (2.4)$$

$$S_{44} = \frac{1}{G} = S_{55} = S_{66} \quad (2.5)$$

Yukarıdakiler dışında kalan S_{ij} 'ler sıfırdır (Kaw, 2006).

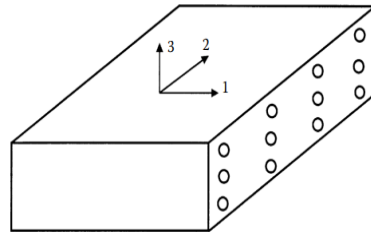
Bir malzemenin birbirine dik üç simetri düzlemi varsa bu tür malzemelere ortotropik malzeme denir ve rijitlik matrisi aşağıdaki gibi ifade edilir (Kaw, 2006).

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

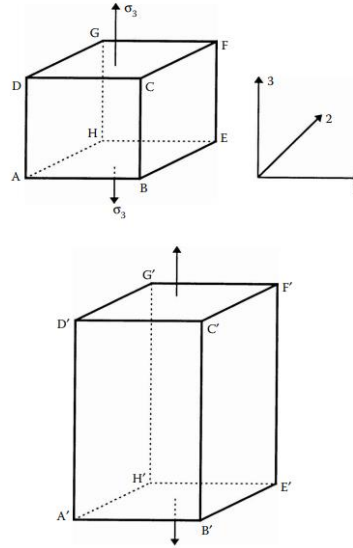
$$C_{16}=0, C_{26}=0, C_{36}=0, C_{45}=0 \quad (2.7)$$

Malzemenin simetrisinde birbirine karşı üç dik düzlem elastik simetrinin de üç dik düzlemini temsil eder. Dokuz bağımsız elastik sabit bulunmaktadır. Bu, anizotropik ve monoklinik malzemelerin aksine yaygın olarak rastlanan bir malzeme simetrisidir. Ortotropik malzeme simetridir.

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$



Şekil 2: Ortotropik Bir Malzeme Örneği Olarak Verilebilecek Dikdörtgen Dizili Tek Yönlü Lamina Fiberleri (Kaw, 2006)



Şekil 3: Ortotropik Malzemeden Üretilmiş Bir Kübik Elemandaki Bozulma (Kaw, 2006)

Ortotropik bir malzeme için elastik simetrinin anlamını gösterme, monoklinik bir malzeme için yapılan yaklaşıma benzerdir. Ortotropik bir malzemeden çıkarılan bir kübik eleman düşünelim. Burada 1,2 ve 3 veya 1-2,2-3 ve 3-1 asal yönlerdir; ayrıca simetrik olan üç karşılıklı ortagonal düzlemi temsil etmektedir. Normal gerilme σ_3 'ü elemana uygulayalım.

Sonra Hooke kanunu denklemi ve ortotropik malzeme için esneklik matrisini kullanarak aşağıdaki denklemler elde edilir (Kaw, 2006).

$$\varepsilon_1 = S_{13}\sigma_3 \quad (2.9)$$

$$\varepsilon_2 = S_{23}\sigma_3 \quad (2.10)$$

$$\varepsilon_3 = S_{33}\sigma_3 \quad (2.11)$$

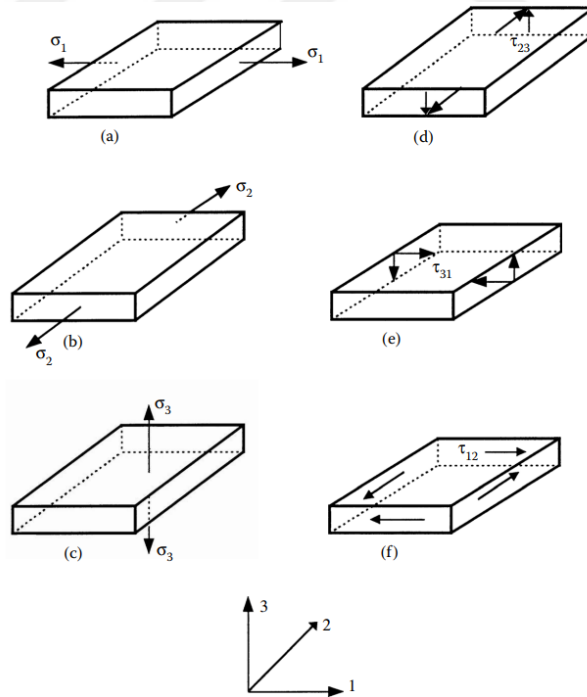
$$\gamma_{23} = 0 \quad (2.12)$$

$$\gamma_{31} = 0 \quad (2.13)$$

$$\gamma_{12} = 0 \quad (2.14)$$

Küp normal şekil değiştirme eşitliklerine göre her yönde deforme olabilmektedir ancak bütün düzlemler üzerinde (1-2,2-3 ve 3-1) kayma şekil değiştirmeleri sıfırdır; yani bu düzlemlerde eleman şekil değiştirmez. Bu nedenle, asal yönlerde uygulanan herhangi bir normal yük altında küp, çarpılma yaşamayacaktır. Bu olay, küpte bulunan altı yüzden iki tanesinin şeklinin değiştiği monoklinik malzemelerle kıyaslandığında belirgin bir farklılık göstermektedir.

Tez çalışmamızda kullandığımız malzeme ortotropik malzeme olduğu için denklem 2.8'i mühendislik sabitleri cinsinden yeniden yazalım:



Şekil 4: Üç Boyutlu Ortotropik Bir Cismin Mühendislik Sabitlerini Bulmak için Gerilmelerin Uygulanması (Kaw, 2006)

Ortotropik bir malzemenin esneklik matrisi ve mühendislik sabitleri arasındaki ilişkiyi bulmak için şekil 4'teki durumlar uygulanır. Burada burada a,b,c,d,e ve f durumları gösterildiği gerilmelerin sıfırdan farklı diğer tüm gerilmelerin ise sıfır olduğunu gösterir (Kaw, 2006).

a durumu için aşağıdaki denklemler elde edilir;

$$\varepsilon_1 = S_{11}\sigma_1 \quad (2.15)$$

$$\varepsilon_2 = S_{12}\sigma_1 \quad (2.16)$$

$$\varepsilon_3 = S_{13}\sigma_1 \quad (2.17)$$

$$\gamma_{23} = 0 \quad (2.18)$$

$$\gamma_{31} = 0 \quad (2.19)$$

$$\gamma_{12} = 0 \quad (2.20)$$

1 yönündeki Young modülü E_1 , aşağıdaki gibi tanımlanır (Kaw,2006).

$$E_1 \equiv \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} = \frac{1}{S_{11}} \quad (2.21)$$

Poisson oranı ν_{12} , aşağıdaki gibi tanımlanır (Kaw,2006).

$$\nu_{12} \equiv -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = -\frac{S_{12}}{S_{11}} \quad (2.22)$$

Genel olarak ν_{ij} , i normal yönünde yük uygulandığında j yönündeki normal şekil değiştirmenin, i yönündeki normal şekil değiştirmeye oranının negatifi olarak tanımlanır.

Poisson oranı ν_{13} , aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\nu_{13} \equiv -\frac{\varepsilon_3}{\varepsilon_1} = -\frac{S_{13}}{S_{11}} \quad (2.23)$$

b durumu için aşağıdaki denklemler elde edilir;

$$E_2 = \frac{1}{S_{22}} \quad (2.24)$$

$$\nu_{21} = \nu_{12} = -\frac{S_{12}}{S_{22}} \quad (2.25)$$

$$\nu_{23} = -\frac{S_{23}}{S_{22}} \quad (2.26)$$

c durumu için aşağıdaki denklemler elde edilir;

$$E_3 = \frac{1}{S_{33}} \quad (2.27)$$

$$\nu_{31} = -\frac{S_{13}}{S_{33}} \quad (2.28)$$

$$\nu_{32} = -\frac{S_{23}}{S_{33}} \quad (2.29)$$

Denklem 2.18,2.19 ve 2.20 durumları b ve c içinde aynıdır.

d durumu için aşağıdaki denklemler elde edilir;

$$\varepsilon_1 = 0 \quad (2.30)$$

$$\varepsilon_2 = 0 \quad (2.31)$$

$$\varepsilon_3 = 0 \quad (2.32)$$

$$\gamma_{23} = S_{44} \tau_{23} \quad (2.33)$$

$$\gamma_{31} = 0 \quad (2.34)$$

$$\gamma_{12} = 0 \quad (2.35)$$

2-3 düzlemindeki ayma modülü aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$G_{23} \equiv \frac{\tau_{23}}{\gamma_{23}} = \frac{1}{S_{44}} \quad (2.36)$$

e durumu için kayma modülü aşağıdaki gibi elde edilir;

$$G_{31} = \frac{1}{S_{55}} \quad (2.37)$$

f durumu için kayma modülü aşağıdaki gibi elde edilir;

$$G_{12} = \frac{1}{S_{66}} \quad (2.38)$$

Denklem 2.21 denklem 2.38 aracılığıyla, 12 mühendislik sabiti aşağıdaki gibi tanımlanır:

Her malzeme ekseninde bir tane olmak üzere üç Young modülü, E_1 , E_2 ve E_3 ,

Her düzlem için iki tane olmak üzere altı poisson oranı ν_{12} , ν_{13} , ν_{21} , ν_{23} , ν_{31} ve ν_{32} ,

Her düzlem için bir tane olmak üzere üç kayma modülü, G_{23} , G_{31} ve G_{12} ,

Bununla birlikte altı poisson oranı birbiri ile bağımsız değildir. Örneğin;

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (2.39)$$

$$\frac{\nu_{13}}{E_1} = \frac{\nu_{31}}{E_3} \quad (2.40)$$

$$\frac{\nu_{23}}{E_2} = \frac{\nu_{32}}{E_3} \quad (2.41)$$

Denklem 2.39, 2.40 ve 2.41 karşılıklı poisson oranı denklemleri olarak isimlendirilir ve bu denklemler, bağımsız mühendislik sabitlerini dokuza indirir. Bu değer, rijitlik veya esneklik matrisindeki bağımsız sabit sayısıyla aynıdır (Kaw, 2006).

Mühendislik sabitleri cinsinden esneklik matrisi yeniden yazılırsa,

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & \frac{1}{G_{23}} & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} & \frac{1}{G_{12}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Denklem 2.40'ın tersi, rijitlik matrisi $[C]$ olup aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$[C] = \begin{bmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & G_{23} & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

Denklem 2.41'deki Δ değeri aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\Delta = (1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13})/(E_1 E_2 E_3) \quad (2.42)$$

2.2.1.1. Üç boyutlu hooke kanunun iki boyuta indirgenmesi

Tek yönlü bir lamina, ortotropik malzeme katagorisine dâhildir. Eğer lamina ince ise ve herhangi bir düzlem dışı yük taşımıyorsa lamina için düzlem gerilme durumu varsayılabilir. Bu durumda, Denklem 2.2 ve Denklem 2.8'i kullanarak ve $\sigma_3 = 0, \tau_{31} = 0, \tau_{23} = 0$ varsayarak

$$\varepsilon_3 = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 \quad (2.43)$$

$$\gamma_{23} = \gamma_{31} = 0 \quad (2.44)$$

Şekil değiştirme ε_3 , bağımsız bir şekil değiştirme değildir. Çünkü diğer iki birim şekil değiştirme olan ε_1 ve ε_2 nin bir fonksiyonudur. Bu nedenle, normal şekil değiştirme ε_3 , gerilme-şekil değiştirme bağıntısı denklem 2.24'den çıkarılabilir. Ayrıca kayma şekil değiştirmeler olan γ_{23} ve γ_{31} , de sıfır oldukları için çıkarılabilir. Sonuçta, bir ortotropik düzlem gerilme problemi için denklem 2.8 aşağıdaki şekilde yazılabilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Burada S_{ij} esneklik matrisi elemanlarıdır. Matristeki dört bağımsız esneklik elemanına dikkat edilmelidir (Kaw, 2006).

Denklem 2.45'in tersi alınarak gerilme şekil değiştirme ilişkisi aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Burada Q_{ij} , esneklik katsayılarıyla bağlantılı olan indirgenmiş rijitlik katsayılarıdır.

$$Q_{11} = \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} \quad (2.47)$$

$$Q_{12} = \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} \quad (2.48)$$

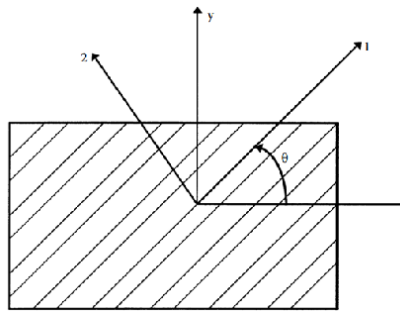
$$Q_{22} = \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} \quad (2.49)$$

$$Q_{66} = \frac{1}{S_{66}} \quad (2.50)$$

İndirgenmiş rijitlik matrisi Q_{ij} elemanlarının, rijitlik matrisi C_{ij} elemanlarıyla aynı olmadığı unutulmamalıdır. Q_{ij} elemanları mühendislik sabitlerine bağlı olarak yazılabilir (Kaw, 2006).

2.2.1.2. İki boyutlu açılı lamina için hooke kanunu

Bir laminat genelde sadece tek yönlü bir laminadan ibaret değildir. Çünkü tek yönlü laminalar enine doğrultuda düşük rijitlik ve mukavemete sahiptir. Birçok laminatda bazı laminalar açılı yerleştirilir. Bu yüzden açılı bir laminada gerilme-şekil değiştirme denkleminin oluşturulması gereklidir (Kaw, 2006).



Şekil 5: Açılı Bir Laminadaki Global ve Lokal Eksenler (Kaw, 2006)

1 yönü boylamasına yön L, ve 2 yönü enine yön T olarak adlandırılır. x-y koordinatında bulunan sistemin eksenleri global eksen veya eksen dışı olarak isimlendirilir. İki eksen arasındaki açı ise θ ile ifade edilir (Kaw, 2006).

Açılı bir laminanın global ve lokal gerilmelerinin birbiri ile bağlantısı, lamina açısı θ kullanılarak gerçekleştirilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

Buradaki [T], dönüşüm matrisi olarak isimlendirilir ve aşağıda gösterildiği gibi yazılır:

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisleride aşağıdaki gibi yazılır. Buradaki c ve s değerleri aşağıdaki gibi ifade edilir (Kaw, 2006).

$$c = \cos(\theta) \quad (2.53)$$

$$s = \sin(\theta) \quad (2.54)$$

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

Lokal eksenlerdeki gerilme-şekil değiştirme ilişkisini veren Denklem 2.46 kullanılarak Denklem 2.51 aşağıdaki gibi yazılabilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.56)$$

Global ve lokal şekil değiştirmeler, dönüşüm matrisi aracılığıyla ilişkilendirilirse;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

Yeniden yazılırsa

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

Burada [R] Reuter matrisi olarak tanımlanır ve aşağıdaki gibi bulunur.

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (2.59)$$

Denklem 2.60 ve 2.56'da yerine yazılırsa

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} [Q] [R] [T] [R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

Denklem 2.60'ın sağ tarafındaki ilk beş matrisin çarpımı $[\bar{Q}]$ ile gösterilirse;

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

Burada $\bar{Q}_{ij}$, dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi $[\bar{Q}]$ nin elemanları olup;

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.62)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^4) \quad (2.63)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.64)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \quad (2.65)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \quad (2.66)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4) \quad (2.67)$$

şeklindedir. $[\bar{Q}]$ matrisinde altı eleman vardır. Ancak denklem 2.62'den 2.67'ye kadar olan denklemlere bakıldığında, bunların dört rijitlik elemanı olan $Q_{11}, Q_{12}, Q_{22}, Q_{66}$ ve lamina açısı θ 'nın bir fonksiyonu olduğu görülür.

Denklem 2.61'in tersi alınırsa

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.68)$$

Elde edilir. Burada $\bar{S}_{ij}$, dönüştürülmüş indirgenmiş esneklik matrisinin elemanlarıdır ve

$$\bar{S}_{11} = S_{11}c^4 + (2S_{12} + S_{66})s^2c^2 + S_{22}s^4 \quad (2.69)$$

$$\bar{S}_{12} = S_{12}(s^4 + c^4) + (S_{11} + S_{22} - S_{66})s^2c^2 \quad (2.70)$$

$$\bar{S}_{22} = S_{11}s^4 + (2S_{12} + S_{66})s^2c^2 + S_{22}c^4 \quad (2.71)$$

$$\bar{S}_{16} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})sc^3(2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})s^3c \quad (2.72)$$

$$\bar{S}_{26} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})s^3c - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})sc^3 \quad (2.73)$$

$$\bar{S}_{66} = 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66})s^2c^2 + S_{66}(s^4 + c^4) \quad (2.74)$$

şeklindedir. Denklem 2.45 ve denklem 2.46 incelendiğinde, malzeme eksenleri yönünde yüklenmiş tek yönlü bir lamina için gerilme ve şekil değiştirmelerdeki normal ve kayma terimleri arasında bağlantı olmadığı görülür ancak açılı bir lamina için denklem 2.90 ve denklem 2.68'den görülebileceği gibi gerilme ve şekil değiştirmelerdeki normal ve kayma terimleri arasında bağlantı mevcuttur. Şayet açılı laminaya sadece normal gerilme uygulanırsa kayma şekil değiştirmeleri sıfırdan farklıdır; ya da sadece kayma gerilmeleri uygulanırsa

normal şekil değiştirmeler sıfırdan farklıdır. Bu nedenle, denklem 2.61 ve 2.68, genel ortotropik lamina için kullanılan gerilme-şekil değiştirme eşitlikleridir (Kaw, 2006).

2.2.2. Laminanın Mikromekanik Analizi

Tek yönlü laminanın mühendislik sabitleri, deneysel yöntemlerle bulunabilir ama (izotropik malzemelerin aksine) bu parametrelerin deneysel olarak tespit edilmesi çok maliyetli ve çok zaman alır. Bunun nedeni bu sabitlerin birçok değişkenin (kompoziti meydana getiren birkaç bileşen, fiber hacim oranları, paket geometrileri, üretim, vb.) bir fonksiyonu olmasıdır. Bu yüzden, mühendislik sabitlerinin belirlenmesi için analitik model ilişkilerinin geliştirilmesi büyük bir önem taşımaktadır. Laminanın mikromekanikliği olarak isimlendirilen bu ilişkiler, kompozit malzemenin bileşenleri üzerine çalışanlara önemli bir destek sağlayacaktır (Kaw, 2006).

Tek yönlü bir lamina heterojendir ama laminadaki mekanik ve higrotermal yüklemeye verilen ortalama tepkiye bakıldığında, laminanın homojen olduğu farzedilebilir. Laminaya, her noktasında aynı özelliklere sahip fakat farklı yönlerde değişken özellikler gösteren bir malzeme olarak yaklaşmak mümkündür (Kaw, 2006).



Şekil 6: Homojen Bir Laminaya Benzeyen Fiber ve Matristen Oluşan Homojen Olmayan Bir Lamina (Kaw, 2006)

2.2.2.1. Mukavemet yaklaşımıyla dört elastisite modülün bulunması

Boylamasına elastisite modülü E_1 aşağıdaki gibi tanımlanır;

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (2.75)$$

Enine elastisite modülü E_2 , aşağıdaki gibi tanımlanır;

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (2.76)$$

Major poisson oranı ν_{12} aşağıdaki gibi tanımlanır;

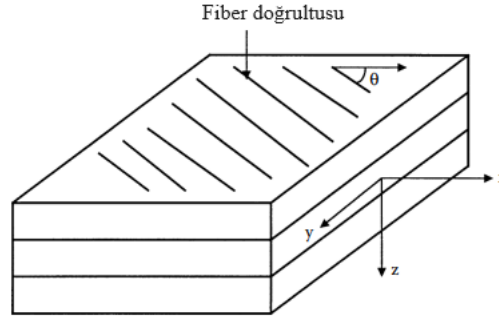
$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (2.77)$$

Düzlem kayma modülü aşağıdaki gibi tanımlanır (Kaw, 2006);

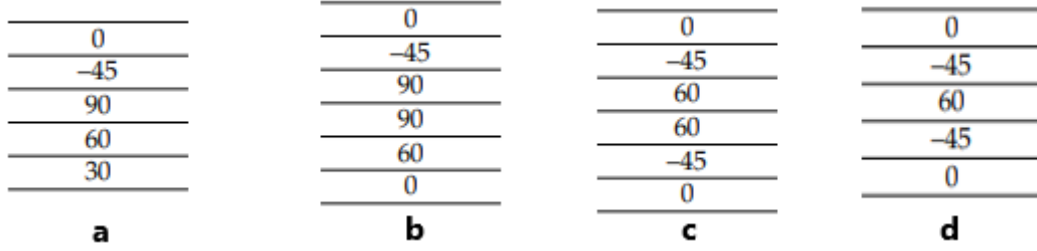
$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \quad (2.78)$$

2.2.2.2. Laminatlarda kodlama

Laminat, bir araya getirilmiş tabakalar (laminalar) öbeğidir. Her bir laminanın, laminatın içerisindeki konumu, malzeme türü ve referans eksenleri ile oluşturduğu yönlenme açısıyla tanımlanır. Her lamina, tabaka açısıyla gösterilir ve her tabakadan (/) işaretiyle ayrılır. İlk katman laminatın üst tarafındaki tabakadır. Aynı veya zıt açılarda simetrik, karışık, bitişik laminaya sahip laminatlar için özel gösterim yöntemleri uygulanır (Kaw, 2006).



Şekil 7: Laminat Şeması (Kaw, 2006)



Şekil 8: Bazı Açı Dizilimlerindeki Lamina Tabakalar (Kaw, 2006)

Şekil 8’de gösterilen laminaların tabaka dizilimleri a,b,c ve d sırasıyla $[0/-45/90/60/30]$, $[0/-45/90_2/60/0]$, $[0/-45/60]_s$ ve $[0/-45/\bar{60}]_s$ şeklinde ifade edilir.

$[0/-45/90/60/30]$ yukarıdaki laminatın kodlamasını gösterir. Bu laminat, x referans eksenine göre farklı açılara sahip beş tabakadan ibarettir. (/) işareti, her bir laminayı birbirinden ayırır. Kodlama her tabakada aynı malzemelerden üretildiği ve eşit kalınlıkta olduğunu belirtir. Bazen, bu durum $[0/-45/90/60/30]_T$ şeklinde ifade edilebilir. Burada bulunan T alt ifadesi laminatın toplamı olduğunu gösterir.

$[0/-45/90_2/60/0]$, yukarıdaki altı tabakadan ibaret laminatı ifade eder. 90° li iki tabaka birbirine bitişik olduğu için bunlar 90_2 şeklinde gösterilir. Burada 2 ifadesi eşit açılara sahip olan yan yana bulunan iki tabaka sayısı anlamına gelir.

$[0/-45/60]_s$, yukarıdaki altı tabakadan oluşan laminatın temsili gösterimidir. Ortadaki düzlemin üzerindeki tabakalar, orta düzlemin aşağısındaki tabakalar ile aynı yönlenme açısı,

aynı malzeme ve kalınlıklara sahiptir. Yani simetrik bir laminattır. Üstteki üç tabaka kodlamada yazılır ve parantez dışındaki s simgesi üç tabakanın tersten tekrarlandığını gösterir.

[0/−45/ $\bar{60}$]s, 5 tabakadan olan laminatın temsili gösterimidir. Tabaka sayısı tektir ve orta yüzeyde simetri vardır. Bu nedenle 60° li tabaka, üstünde bir çizgiyle belirtilmiştir (Kaw, 2006).

2.2.2.3. Laminat için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları

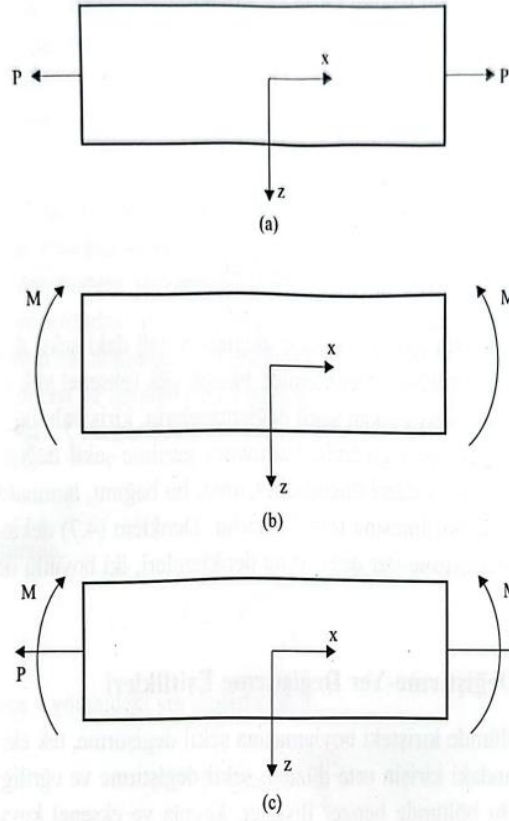
Tek boyutlu izotropik kiriş için gerilme-şekil değiştirme bağıntısı tek ekseninde P yüküne maruz A kesitli prizmatik bir kiriş kesitinde oluşan normal gerilme;

$$\sigma_x = \frac{P}{A} \quad (2.79)$$

$$\varepsilon_x = \frac{P}{AE} \quad (2.80)$$

Aynı kirişin saf eğilme momenti M'ye maruz kaldığını varsayalım. Kirişin başlangıçta doğrusal olduğu ve burulma olmaması için uygulanan yükün simetri düzleminden geçtiği kabul edilmektedir. Ayrıca, temel mukavemet varsayımları aşağıda belirtilmiştir:

- Enine kayma göz ardı edilir.
- Kesit, orijinal şeklini korur.
- Eğilme öncesi ve sonrası yz düzlemi aynı kalır ve x eksenine dik olarak durur (Kaw, 2006).



Şekil 9: Bazı Yükler Altındaki Kiriş (Kaw, 2006)

Burada eksenel yük (a), eğilme momenti(b) ve bileşke yük (eksenel yük ve eğilme momenti) (c) etkisindeki kiriş (Kaw, 2006)

Merkez çizgisinden z kadar uzaklıkta,

$$\varepsilon_x = \frac{z}{\rho} \quad (2.81)$$

Burada ρ kirişin eğrilik yarıçapıdır.

Malzeme lineer elastik ve izotropik ise aşağıdaki sonuçlar elde edilir.

$$\sigma_x = \frac{Ez}{\rho} = \frac{Mz}{I} \quad (2.82)$$

$$\varepsilon_x = \left(\frac{1}{AE}\right)P + \left(\frac{z}{EI}\right)M \quad (2.83)$$

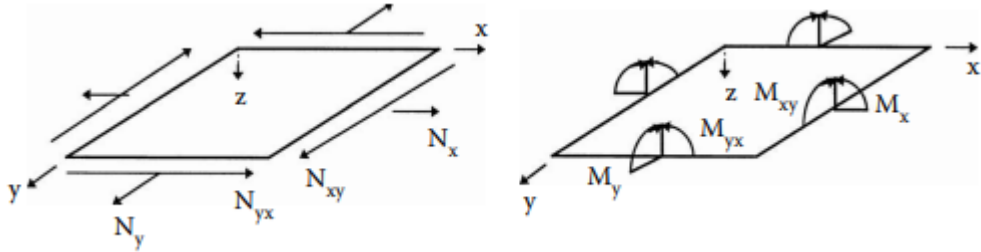
$$\varepsilon_x = \varepsilon_0 + z\left(\frac{1}{\rho}\right) \quad (2.84)$$

$$\varepsilon_x = \varepsilon_0 + z\kappa \quad (2.85)$$

2.2.2.4. Şekil değiştirme –yer değiştirme ilişkileri

Burada düzlem yükler altında maruz kalan plakalar üzerinde eksenel kuvvetler ve kayma ile burulma ve eğilme momentler incelenecektir. Klasik laminasyon teorisi bu ilişkilerin geliştirilmesi için kullanılır. Aşağıda bu teoriye dayanan varsayımlar sunulmuştur (Kaw, 2006):

- Her lamina ortotropik özellik taşır.
- Her lamina homojen bir yapıya sahiptir.
- Orta düzleme doğrusal ve dik olan bir çizgiler, deformasyon süreci boyunca orta düzleme doğrusal ve dik konumda bulunur ($\gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$).
- Laminatlar ince yapılıdır ve yalnızca kendi düzleminde (düzlem gerilme) yüklenir ($\sigma_z = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$).
- Yer değiştirme laminat boyunca küçüktür ve süreklidir. ($|u|, |v|, |w| \ll |h|$) burada h , laminatın kalınlığını ifade eder.
- Her lamina elastik özellikler gösterir.
- Lamina ara yüzleri arasında kayma meydana gelmez.



Şekil 10: Bir Laminat Üzerindeki Kuvvet ve Moment Bileşenleri (Kaw, 2006)

Şekil 10'daki x,y,z kartezyan koordinat sisteminde bulunan plakada, plakanın kaynağı, orta düzlemde ($z=0$) yer almaktadır. Merkez düzlemdeki x,y,z yönlerinde bulunan yer değiştirmeler sırasıyla u_0, v_0, w_0 olarak tanımlanmıştır. Bu yönlerdeki herhangi bir noktadaki, x-y düzlemdeki yer değiştirmeler (iki tane), noktanın eksenel konumu ve laminatın orta düzlemindeki x ve y yönlerinde oluşturduğu açıya bağımlı olarak değişecektir. Şekil 10'dan yola çıkarak;

$$u = u_n - za \quad (2.86)$$

Burada,

$$a = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (2.87)$$

Böylece x yönündeki yer değiştirme u ,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (2.88)$$

Benzer şekilde yz düzleminde kesit alınırsa y yönündeki yer değiştirme için aşağıdaki denklem yazılır.

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (2.89)$$

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (2.90)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (2.91)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (2.92)$$

Yukarıdaki ifadeler matris formunda yazılışı aşağıda verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (2.93)$$

Yukarıdaki ifadenin sağındaki ifade, orta düzlemdeki şekil değiştirmelere,

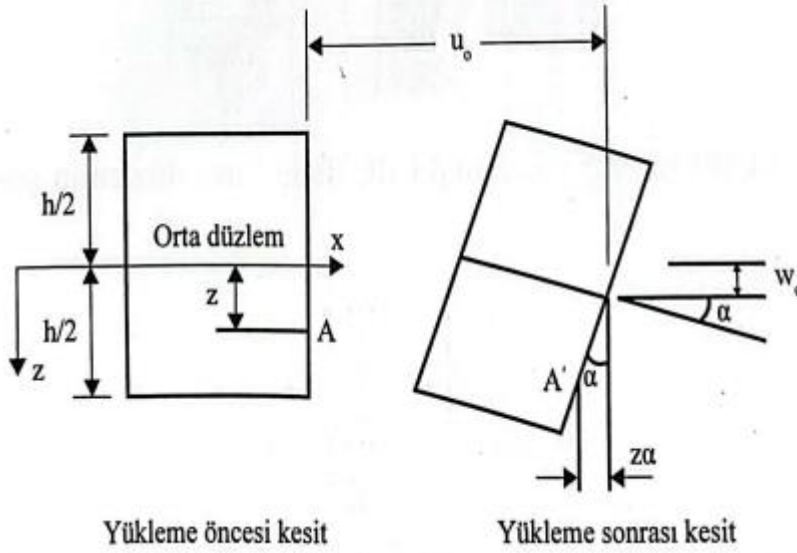
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (2.94)$$

İkinci ifadeyse orta düzlemdeki eğrilikleri ifade eder.

$$\begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (2.95)$$

Sonuçta laminat şekil değiştirmeleri aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.96)$$



Şekil 11: Yer Değiştirme Şekli (Kaw, 2006)

Şekil 11’de orta düzlem yer değiştirmeleri ve eğriliklerine göre bir plaka kalınlığı boyunca ortaya çıkan yerdeğiştirmeler arasındaki ilişkiyi gösterir (Kaw, 2006).

2.2.2.5. Bir laminatta bulunan gerilme-şekil değiştirme ilişkileri

Laminatın kalınlığı boyunca herhangi bir noktada bulunan şeklin değiştiği biliniyorsa, her bir laminadaki global gerilmeler, gerilme şekil değişim denklemi aşağıdaki gibi hesaplanabilir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.97)$$

İndirgenmiş dönüştürülmüş rijitlik matrisi $[\bar{Q}]$, laminatın kalınlığı boyunca belirli bir noktada yer alan tabakanın rijitliğini temsil eder (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.98)$$

$$h_1 = -\frac{h}{2} + t_1 \text{ (alt düzey)} \quad (2.102)$$

Tabaka k : (k=2,3,...,n-2,n-1):

$$h_{k-1} = -\frac{h}{2} + \sum_{l=1}^{k-1} t_l \text{ (üst düzey)} \quad (2.103)$$

$$h_k = -\frac{h}{2} + \sum_{l=1}^k t_l \text{ (alt düzey)} \quad (2.104)$$

Tabaka n:

$$h_{n-1} = \frac{h}{2} - t_n \quad (2.105)$$

$$h_n = \frac{h}{2} \quad (2.106)$$

Her bir laminadaki global gerilmelerin entegrasyonu, laminat kalınlığı boyunca xy düzleminde birim boya düşen bileşke kuvvetleri verir (Kaw, 2006).

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz \quad (2.107)$$

$$N_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y dz \quad (2.108)$$

$$N_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} dz \quad (2.109)$$

Burada h/2, laminat kalınlığının yarısını ifade etmektedir.

Ayrıca, her laminadaki global gerilmelerin entegrasyonu, laminatın eni boyunca, xy düzleminde birim boya düşen momentleri elde etmemizi sağlar (Kaw, 2006).

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x z dz \quad (2.110)$$

$$M_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y z dz \quad (2.111)$$

$$M_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} z dz \quad (2.112)$$

Burada,

N_x, N_y = Birim uzunluktaki normal kuvvetler

N_{xy} = Birim uzunluktaki kesme kuvveti

M_x, M_y = Birim uzunluktaki eğilme momentleri

M_{xy} = Birim uzunluktaki burulma momentleri

Yukarıdaki N ve M değerleri kullanılarak laminattaki kuvvet ve moment bileşenleri, matris biçiminde aşağıdaki şekilde yazılır (Kaw, 2006);

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.113)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (2.114)$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.115)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k z dz \quad (2.116)$$

Moment ile kuvvet bileşenleri açısından orta düzlemdeki eğrilikler ve şekil değiştirmeler cinsinden;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} dz \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (2.117)$$

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} &= \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} z dz \\
&+ \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} z^2 dz
\end{aligned} \tag{2.118}$$

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} &= \left\{ \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz \right\} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \\
&\left\{ \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \right\} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.119}$$

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} &= \left\{ \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \right\} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} \\
&+ \left\{ \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z^2 dz \right\} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.120}$$

$$\int_{h_{k-1}}^{h_k} dz = (h_k - h_{k-1}) \tag{2.121}$$

$$\int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz = \frac{1}{2} (h_k^2 - h_{k-1}^2) \tag{2.122}$$

$$\int_{h_{k-1}}^{h_k} z^2 dz = \frac{1}{3} (h_k^3 - h_{k-1}^3) \tag{2.123}$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{2.124}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{2.125}$$

Elde edilir. Burada,

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k - h_{k-1}), i = 1,2,6; j = 1,2,6 \quad (2.126)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2), i = 1,2,6; j = 1,2,6 \quad (2.127)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (h_k^3 - h_{k-1}^3), i = 1,2,6; j = 1,2,6 \quad (2.128)$$

Burada [A], [B] ve [D] matrisleri sırayla, uzama-kısalma, bağlantı ve eğilme rijitlik matrisleri olarak tanımlanır. Bu matrislerin bir araya getirilmesi, altı adet eş zamanlı lineer denklemi ve altı bilinmeyen oluşturur (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.129)$$

Tabakanın rijitliğini belirlemek için düzlem ve eğilme modüllerinin belirlenmesi gerekir. Bunun için ise aşağıda kısa formda verilen formül kullanılacaktır (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (2.130)$$

Burada

$$[N] = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.131)$$

$$[M] = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.132)$$

$$[\varepsilon^0] = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} \quad (2.133)$$

$$[\kappa] = \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.134)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^* & B^* \\ C^* & D^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \quad (2.135)$$

$$\begin{bmatrix} A^* & B^* \\ C^* & D^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.136)$$

ve

$$[C^*] = [B^*]^T \quad (2.137)$$

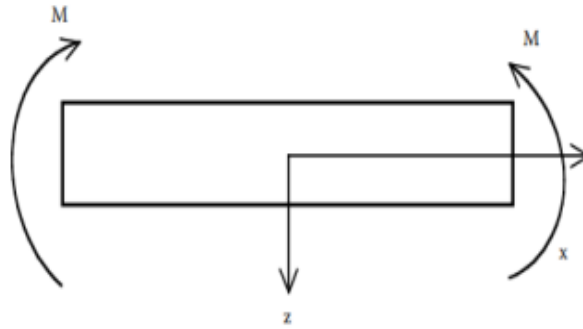
$[A^*]$, $[B^*]$ ve $[D^*]$ matrisleri, sırasıyla uzama-kısalma, bağlantı ve eğilme esneklik matrisleri olarak tanımlanır (Kaw, 2006).

2.3. KOMPOZİT KİRİŞLERDE EĞİLME DAVRANIŞLARI

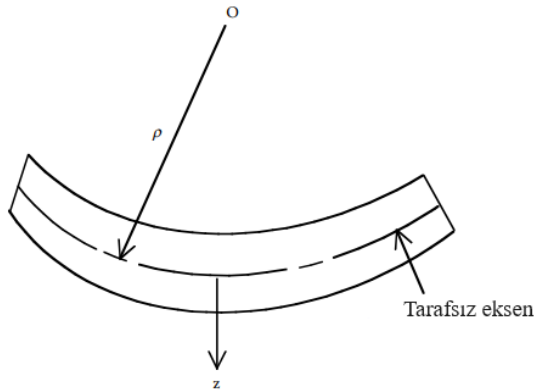
Tabakalı kompozit malzemelerden üretilmiş kiriş mekaniğini anlamak için izotropik malzemelerin kiriş analizi üzerinde durmak gerekmektedir.

Eğilme momenti M etkisindeki izotropik bir kirişteki eğilme gerilmesi denklem 2.121'deki gibi bulunur.

Eğilmeye bağlı çökme(w), aşağıdaki difarensiyel denklemin çözümü ile belirlenir (Kaw, 2006).



Şekil 14: Kirişteki Eğilme (Kaw, 2006)



Şekil 15: Eğik Kirişteki Eğrilik (Kaw, 2006)

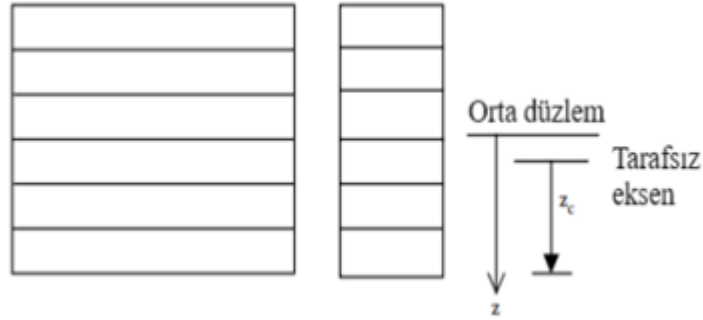
$$EI \frac{d^2w}{dx^2} = -M \quad (2.128)$$

Burada E , kiriş malzemesinin elastisite modülünü temsil etmektedir (Kaw, 2006)

$\frac{d^2w}{dx^2}$ terimi eğrilik olarak tanımlanmaktadır (Kaw, 2006).

$$\kappa_x = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (2.139)$$

$$EI\kappa_x = M \quad (2.140)$$



Şekil 16: Orta Düzlem ve Tarafsız Eksenin Belirtildiği Tabakalı Kiriş (Kaw, 2006)

Eğilme gerilmesi formülü yalnızca izotropik malzemeler için geçerlidir. Bu durumda, kirişin elastik modüllerinin homojen olduğu kabul edilir ancak tabakalı malzemelerde elastik modüller, her bir tabaka arasında farklılık gösterir (Kaw, 2006).

2.3.1. Simetrik Kirişlerde Eğilme Davranışı

Basitlik açısından, öncelikle dikdörtgen kesitli ve simetrik kirişler ele alınacaktır (Şekil 16). Kirişin simetrik olması nedeniyle denklem 2.129'daki yükler ve momentler ayrı ayrı incelenecektir (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = [D] \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.141)$$

Veya

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = [D]^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.142)$$

Yazılır. Eğer eğilme sadece x doğrultusunda mevcutsa

$$M_y=0 \quad (2.143)$$

$$M_{xy}=0 \quad (2.144)$$

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = [D]^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.145)$$

$$\kappa_x = D_{11}^* M_x \quad (2.146)$$

$$\kappa_y = D_{12}^* M_x \quad (2.147)$$

$$\kappa_{xy} = D_{16}^* M_x \quad (2.148)$$

Burada $[D_{ij}]^*$, verilen $[D]^{-1}$ matrisinin elemanıdır. Orta düzlemin eğriliğini tanımlarken

$$\kappa_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (2.149)$$

$$\kappa_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (2.150)$$

$$\kappa_{xy} = -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (2.151)$$

Olduğu için orta düzlemin çökmesi w_0 , y den bağımsız değildir ancak dar bir kirişte, yani uzunluğun genişliğe oranının (L/b) yeterince yüksek olduğu kirişlerde $w_0=w_0(x)$ kabul edilebilir.

$$\kappa_x = -\frac{d^2 w_0}{dx^2} = D_{11}^* M_x \quad (2.152)$$

İzotropik kirişler için geçerli denklem 2.128'e benzer biçimde yazılırsa;

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = -\frac{M_x b}{E_x I} \quad (2.153)$$

Elde edilir. Burada;

b =Kiriş genişliği

E_x = Kirişin geçerli eğilme modülü

I = xy atalet momenti'dir.

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} \quad (2.154)$$

İfadesi elde edilir. Aynı zamanda

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (2.155)$$

$$M = M_x b \quad (2.156)$$

Şekil değiştirmeleri bulmak için aşağıdaki denklemler kullanılır.

$$\varepsilon_x = z\kappa_x \quad (2.157)$$

$$\varepsilon_y = z\kappa_y \quad (2.158)$$

$$\gamma_{xy} = z\kappa_{xy} \quad (2.159)$$

Buradaki global şekil değiştirmeler lokal şekil değiştirmelere dönüştürülebilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_k = [R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_k \quad (2.160)$$

Her tabakadaki lokal gerilmeler ise aşağıdaki denklem ile ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_k = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_k \quad (2.161)$$

Daha sonra global gerilmeler aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_k \quad (2.162)$$

$$w = \frac{5qL^4}{384E_x I} \quad (2.163)$$

Kirişte meydana gelen maksimum çökme w yukarıdaki izotropik kiriş formülü ile bulunur (Kaw, 2006).

2.3.2. Simetrik Olmayan Kirişlerde Eğilme Davranışı

Simetrik olmayan kirişlerde yükler ve momentler birbirinden ayrılamaz. Denklem 2.129'dan yola çıkarak

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \quad (2.164)$$

Yukarıdaki denklemde 6x6'lık matrisin tersi $[J]$ ile ifade edilirse

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} = [J] \quad (2.165)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} & J_{14} & J_{15} & J_{16} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} & J_{24} & J_{25} & J_{26} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} & J_{34} & J_{35} & J_{36} \\ J_{41} & J_{42} & J_{43} & J_{44} & J_{45} & J_{46} \\ J_{51} & J_{52} & J_{53} & J_{54} & J_{55} & J_{56} \\ J_{61} & J_{62} & J_{63} & J_{64} & J_{65} & J_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.166)$$

Eğer yalnızca x-yönünde bir eğilme varsa, o zaman yalnızca M_x sıfırdan farklı olacaktır.

$$\varepsilon_x^0 = J_{14} M_x \quad (2.167)$$

$$\varepsilon_y^0 = J_{24} M_x \quad (2.168)$$

$$\gamma_{xy}^0 = J_{34} M_x \quad (2.169)$$

$$\kappa_x = J_{44} M_x \quad (2.170)$$

$$\kappa_y = J_{54} M_x \quad (2.171)$$

$$\kappa_{xy} = J_{64}M_{xy} \quad (2.172)$$

Kiriş içerisindeki şekil değiştirme dağılımı;

$$\varepsilon_x = \varepsilon_x^0 + z\kappa_x \quad (2.173)$$

$$\varepsilon_y = \varepsilon_y^0 + z\kappa_y \quad (2.174)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{xy}^0 + z\kappa_{xy} \quad (2.175)$$

Kiriş simetrik olmadığından tarafsız eksen orta düzlemle çakışmamaktadır. Tarafsız eksenin konumu olan z_n de $\varepsilon_x = 0$ 'dır (Kaw, 2006).

$$0 = \varepsilon_x^0 + z_n\kappa_x \quad (2.176)$$

$$0 = J_{14}M_x + z_nJ_{44}M_x \quad (2.177)$$

Buradanda,

$$z_n = -\frac{J_{14}}{J_{44}} \quad (2.178)$$

Elde edilir. Ayrıca denklem 2.188, 2.189 ve 2.190'daki eşitliklerden yola çıkacak olursak orta düzlemin çökmesi w_0 , y ile bağıntılıdır kanısına ulaşırız ancak, dar bir kirişte, yani uzunluğun genişliğe oranı (L/b) yeterince büyük olduğunda, $w_0 = w_0(x)$ olarak kabul edilmesi mümkündür.

$$\kappa_x = \frac{d^2w_0}{dx^2} = -J_{14}M_x \quad (2.179)$$

Denklem 2.153 buradada geçerli olur.

Burada simetrik olmayan kiriş için yukarıdaki denklemlere göre E elastisite modülü denklemi aşağıda belirtildiği gibi bulunmaktadır.

$$E_x = \frac{12}{h^3J_{44}} \quad (2.180)$$

I atalet momenti denklem 2.155 ve M moment değerleri denklem 2.156'da elde edildiği gibi bulunur (Kaw, 2006).

2.4. KOMPOZİT KİRİŞLERDE TİTREŞİM DAVRANIŞLARI

Dinamik sistemlerde ve bileşenlerindeki küçük hareketler titreşim olarak adlandırılır. Titreşim analizi açısından köprüler, gemiler, uzay araçları, otomobiller ve diğer iskelet yapılar, titreşim sistemleri olarak değerlendirilir. Son yıllarda, teknolojik gelişmelerle birlikte demir, alüminyum gibi izotrop malzemelerin yanı sıra kompozitlerin de makine ve dinamik sistem

sanayisinde kullanımı artmış, bu da daha hafif ve hızlı çalışan makinelerin ortaya çıkmasına yol açmıştır. Günümüzde, uzay çağı olarak adlandırılan dönemde hafiflik ve yüksek hız, sistemlerin hem işlevsellik hem de ekonomik açıdan en çok aranan özellikleri haline gelmiştir. Hafiflik, sistemlerin daha kompakt ve verimli olmasını sağlamaktadır (Atılğan, 2010).

Tabakalı kompozit kirişlerin mühendislik uygulamalarında yapısal taşıyıcı elemanlar olarak kullanımı giderek artmaktadır. Bu durum, bu tür malzemelerin karmaşık hasar mekanizmalarının anlaşılmasını ve zamanında tespit için güvenilir, uygulanması kolay hasar tespit yöntemlerinin geliştirilmesini zorunlu kılmaktadır. Bu bağlamda, uygulaması basit ve maliyet açısından uygun olan titreşim verilerine dayalı hasar tespit yöntemlerinin, güçlü hesaplama algoritmaları ile birlikte bu malzemelerde kullanılması oldukça cazip bir seçenek olarak öne çıkmaktadır. Konuyla ilgili araştırmaların son dönemde hız kazandığı ve dünya genelinde endüstriyel ve bilimsel alanlarda ilgi uyandırdığı gözlemlenmektedir. Ancak, titreşim verilerine dayalı hasar tespitinde optimizasyon yöntemlerinin kompozitlerdeki pratik uygulamaları hala sınırlıdır (Türkkan, 2023).

Şekil 17'deki basit menteşeli kirişte, uçlardan biri sabit diğeri kayıcıdır. Bu durum nedeniyle, mesnetlerin bulunduğu noktalarda, yani iki ucta çökme ve moment sıfırdır (Türkkan, 2023).



Şekil 17: Basit Mesnetli Kiriş

$$y(x, t)|_{x=0,L} = 0 \quad (2.181)$$

$$M|_{x=0,L} = 0 \quad (2.182)$$

Moment eğrilik ilişkisi üzerinden

$$EI(x) \frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} = M \quad (2.183)$$

$$EI(x) \frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} |_{x=0,L} = 0 \quad (2.184)$$

Basit mesnetli kiriş için denklem 2.181 ve 2.182 numaralı denklemler şu şekilde yeniden ifade edilebilir:

$$\frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} = (-A \cos(\beta x) - B \sin(\beta x) + C \cosh(\beta x) + D \sinh(\beta x)) \beta^2 (\cos(\omega t - \varphi)) \quad (2.185)$$

Sınır koşulları uygulandığında;

$$y(0,t) = 0 \rightarrow (A + C) \cos(\omega t - \varphi) = 0 \quad (2.186)$$

$$y(L,t) = 0 \rightarrow (A \cos(\beta L) + B \sin(\beta L) + C \cosh(\beta L) + D \sinh(\beta L)) \cos(\omega t - \varphi) \quad (2.187)$$

$$EI \frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} \Big|_{x=0} = 0 \rightarrow (-A + C) \beta^2 (\cos(\omega t - \varphi)) = 0 \quad (2.188)$$

$$EI \frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} \Big|_{x=L} = 0 \quad (2.189)$$

$$(-A \cos(\beta L) - B \sin(\beta L) + C \cosh(\beta L) + D \sinh(\beta L)) \beta^2 \cos(\omega t - \varphi) = 0 \quad (2.190)$$

El ifadesi malzeme ve kirişe (βL) ait özellik olduğundan dolayı sıfır olamayacağı için (2.188) ve (2.189) numaralı denklemlerde belirtilmemiştir.

$\cos(\omega t - \varphi)$ ifadesi sıfır olamayacağından dolayı (2.186) ve (2.187) numaralı denklemler kullanılarak;

$$-A + C = 0 \text{ ve } A + C = 0 \Rightarrow A = C = 0 \quad (2.191)$$

Elde edilir.

(2.187) ve (2.190) numaralı denklemlere, (2.191) numaralı denklem uygulanır ve toplanırsa;

$$(A \cos(\beta L) + B \sin(\beta L) + C \cosh(\beta L) + D \sinh(\beta L)) \cos(\omega t - \varphi) = 0 \quad (2.192)$$

$$(-A \cos(\beta L) - B \sin(\beta L) + C \cosh(\beta L) + D \sinh(\beta L)) \beta^2 \cos(\omega t - \varphi) = 0 \quad (2.193)$$

(2.192) ve (2.193) numaralı denklemler toplanırsa,

$$2D \sin(\beta L) = 0 \quad (2.194)$$

(2.192)-(2.194) numaralı denklemler hiperbolik olduğundan dolayı sadece sonsuzda sıfır olabilir bu nedenle $\beta > 0$ olmalıdır. Bu durumda;

$$\sinh(\beta L) \neq 0 \Rightarrow D = 0 \quad (2.195)$$

Böylece (2.190) numaralı denklem;

$$B \sin(\beta L) = 0 \quad (2.196)$$

2.196 numaralı denklemde $B = 0$ sıfır olması durumunda $y(x,t) = 0$ olur ve bu da titreşimin olmadığı anlamına gelir. Bu nedenle;

$$B \neq 0 \Rightarrow \sin(\beta L) = 0 \quad (2.197)$$

Sinüs ifadesini sıfır yapan değerler göz önünde bulundurulduğunda,

$$\beta_n L = n\pi \quad n \in \mathbb{N}^+ \quad (2.198)$$

β_n eşitliğin karşı tarafının L 'ye bölünmesi ile yalnız bırakılabilir. Bu durumda eşitlik aşağıdaki şekli alır;

$$\beta_n = \frac{n\pi}{L} \quad (2.199)$$

$\beta L = 0$ durumunda $\beta = 0$ olabilirdi ancak bu durumda orijinal diferansiyel denklem değişeceği için bu durum bizim problemimizin bir çözümü olamaz.

Bu durumda sistemin titreşiminin n . modunun doğal frekansı aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \beta_n^2 = \left(\frac{n\pi}{L}\right)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A}}, n = 1, 2, 3, \dots \quad (2.200)$$

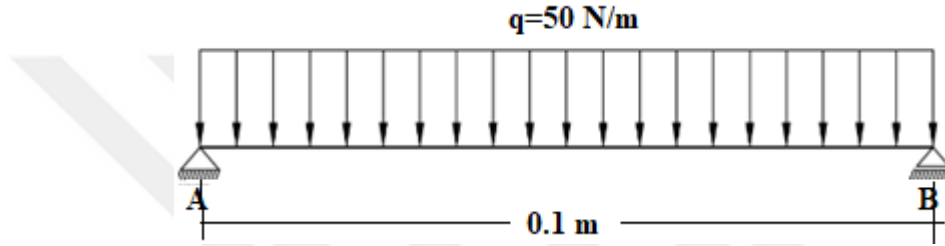
2.200 nolu denklemde E değeri simetrik kiriş için 2.154 nolu denklemden elde edilirken, asimetrik kiriş için 2.180 nolu denklemden elde edilir (Türkkal, 2023).

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

3. YÖNTEM

3.1. ANALİTİK ÇÖZÜM

Yapılan çalışmada malzeme olarak Grafit/Epoksi ve Boron/Epoksi fiberler kullanılmıştır. Kompozit plaka 10 tabakadan oluştuğu düşünülmüş ve bütün tabakalar literatürde kullanılan en yaygın tabaka açılarıyla dizilmiştir. Düzgün yayılı yük etkileyen A’da basit mesnet ile B’de ise hareketli mesnet olan bir yükleme şekli düşünülmüştür. q yayılı yük miktarı ise 50 N/m değerinde alınmıştır. Kiriş uzunluğu 0.1 m olarak alınmış ve genişliği ise 5 mm olarak belirlenmiştir. Şekil 18’de yükleme yapılan kompozit kirişe ait bir görsel verilmiştir.



Şekil 18: Yükleme Yapılan Kompozit Kiriş

Yapılan çalışmada hatalı tabaka senaryosu oluşturulmuştur. Bu senaryoda; hatalı tabakadaki E_1 , E_2 ve G_{12} değerleri hatasız tabakaya göre %30 azaltılıp hesaplara dahil edilmiştir. Hatalı ve hatasız tabaka olarak ifade edilen tabakaların malzeme özellikleri Tablo 1 ve 2’de gösterilmiştir. Bütün işlemlerin daha hızlı gerçekleşmesi için önceki bölümlerde verilen analitik hesaplamaları yapmak amacıyla MATLAB’de bir kodlama oluşturulmuştur. Bu kodlama ile her kullanıcı kendi için verilen değerlere göre hesaplamalarını basitçe yapabilecektir. Ayrıca aynı hesaplamaları sonlu elemanlar yöntemi ile çözmek için ANSYS paket programı kullanılmıştır. Daha sonra Analitik çözümler ile ANSYS’den elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır.

Tablo 1: Hatasız Tabakanın Malzeme Özellikleri

Hatasız Tabaka Malzeme Özellikleri					
Malzeme/Özellik	$E_1(\text{GPa})$	$E_2(\text{GPa})$	ν_{12}	$G_{12}(\text{GPa})$	Yoğunluk (kg/m^3)
Grafit/Epoksi	181	10.30	0.28	7.17	1620
Boron/Epoksi	204	18.50	0.23	5.59	1850

Tablo 2: Hatalı Tabakanın Malzeme Özellikleri

Hatalı Tabaka Malzeme Özellikleri					
Malzeme/Özellik	E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	ν_{12}	G ₁₂ (Gpa)	Yoğunluk (kg/m ³)
Grafit/Epoksi	126.7	7.21	0.28	5.019	1620
Boron/Epoksi	142.8	12.95	0.23	3.913	1850

Tablo 3: Çalışmada Kullanılan Dizilimler ve Özellikleri

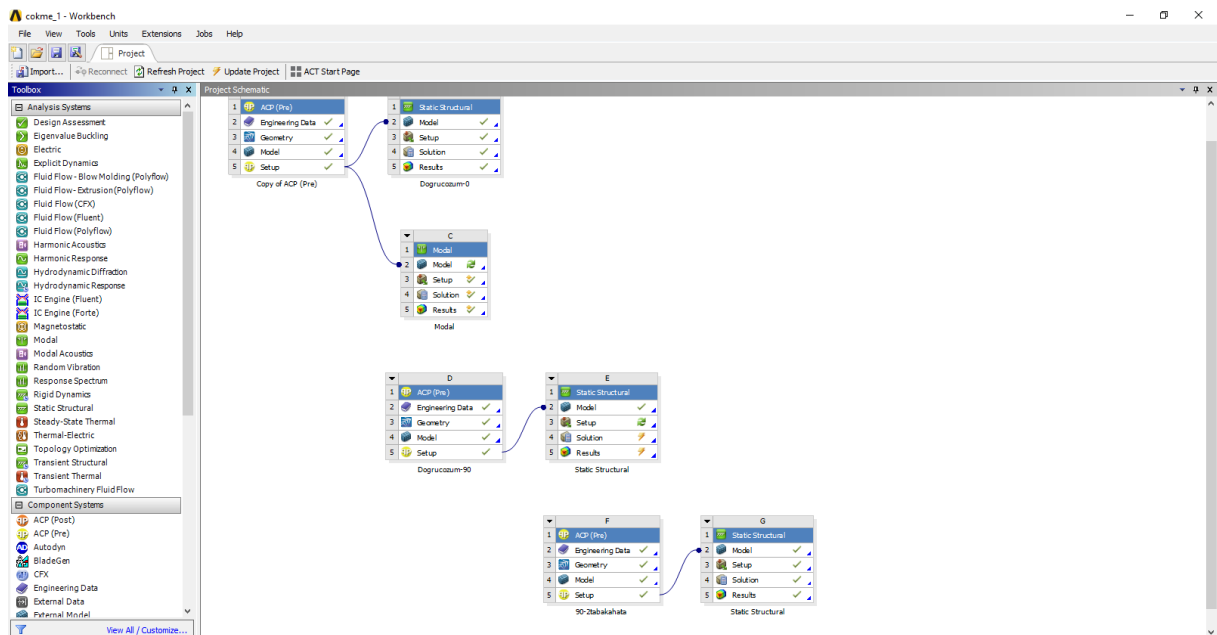
Tezde Kullanılan Kısaltma	Çalışmada Dizilimler	Kullanılan Özellikler
S ₁	[0] ₁₀	
S ₂	[90] ₁₀	
S ₃	[0/90/0/90/0] _s	Cross-Ply Dizilim: Yüksek aksenel ve eğilme rijitliği sağlar.
S ₄	[0/45/-45/90/0] _s	Angle-Ply Dizilim: Burulma ve eğilme rijitliğini dengeler.
S ₅	[+/-45/0/90/0] _s	Quasi-Isotropic Dizilim: Her yönde eşit rijitlik sağlar, eğilme ve burulmada dengeli davranır.
A ₁	[0/45/90/-45/0/45/90/-45/45/0]	Custom Angle-Ply Dizilim: Farklı yükler altında esneklik sağlar, kuplaj etkisi yaratır.
A ₂	[0/30/60/90/-30/-60/0/45/-45/0]	Gradient Dizilim (Açı Geçişli): Farklı yükleme yönlerine göre kademeli rijitlik sağlar.
A ₃	[0/90/45/0/-45/90/0/45/-45/0]	Eğilme-Burulma Kuplaj Dizilimi: Eğilme ve burulma arasında güçlü bir kuplaj etkisi yaratır.

3.2. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE ÇÖZÜM

Bu tezdeki çalışmalar ANSYS Workbench Academic 19.2 programı kullanılarak yapılmıştır.

3.2.1. Eğilme (Çökme) için Oluşturulan ACP Modül

ACP modül ANSYS'te bulunan kompozit malzeme analizlerinin gerçekleştirildiği alandır. Eğilme analizleri için oluşturulan projenin görüntüsü Şekil 19'da gösterilmiştir.



Şekil 19: Eğilme (Çökme) için Oluşturulan ACP Modül

3.2.2. Malzeme Tanımlanması

ANSYS Workbench programında Engineering Data bölümü malzeme özelliklerinin tanımlanmasının yapıldığı bölümdür. Burada Grafit/epoksi, Boron/epoksi, Hatalı Grafit/Epoksi ve Hatalı Boron/Epoksi olmak üzere dört farklı malzeme tanımlanması yapıldı. Malzemeler ortotropik elastik olduğu için bu özelliği tanımlayarak malzeme özelliklerine Tablo 1’de belirtilen değerler tanımlandı. Hatalı olarak oluşturulan tabaka özellikleri için Tablo 2’de belirtilen malzeme özellikleri sisteme tanımlatıldı. Malzeme tanımlamasının yapıldığı ekran görüntüsü Şekil 20’de gösterilmiştir.

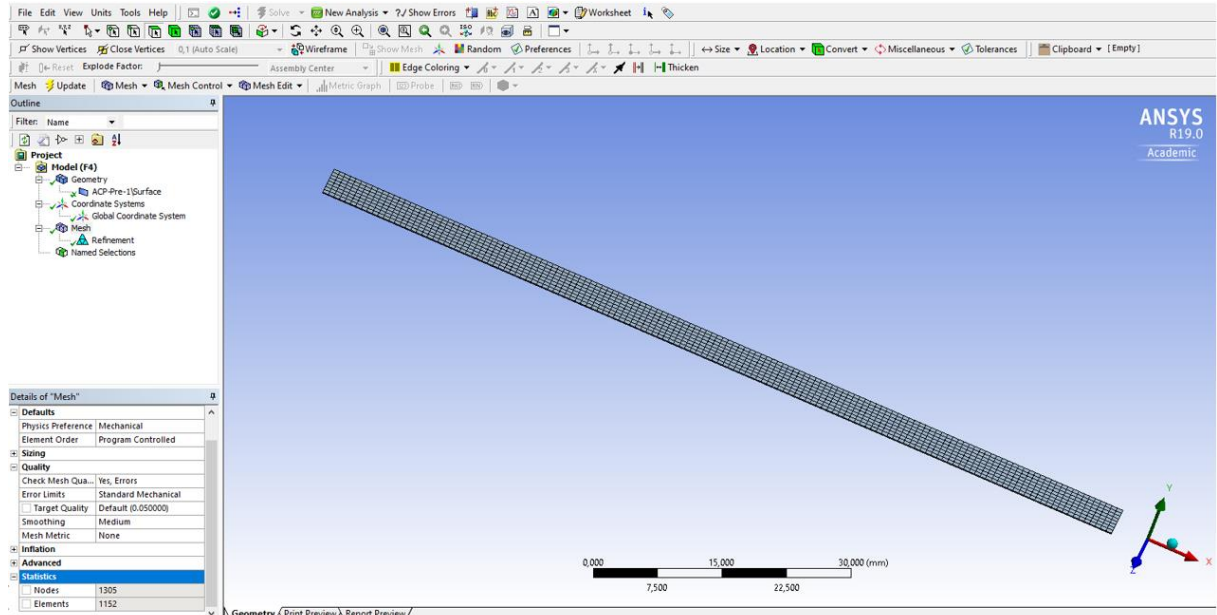
Outline of Schematic F2: Engineering Data				
	A	B	C	D
1	Contents of Engineering Data		Source	Description
2	Material			
3	Boronepoksi			
4	grafitepoksi			
5	hatalboronepoksi			
6	Hataligrafitepoksi			
7	Structural Steel			Fatigue Data at zero mean stress comes from 1998 ASME BPV Code, Section 8, Div 2, Table 5-110.1
*	Click here to add a new material			

Properties of Outline Row 5: hatalboronepoksi				
	A	B	C	D
1	Property	Value	Unit	
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	1850	kg m ⁻³	
4	Orthotropic Elasticity			
5	Young's Modulus X direction	1,428E+05	MPa	
6	Young's Modulus Y direction	12950	MPa	
7	Young's Modulus Z direction	12950	MPa	
8	Poisson's Ratio XY	0,23		
9	Poisson's Ratio YZ	0,25		
10	Poisson's Ratio XZ	0,23		
11	Shear Modulus XY	2898	MPa	
12	Shear Modulus YZ	2450	MPa	
13	Shear Modulus XZ	2898	MPa	

Şekil 20: Malzeme Tanımlanması

3.2.3. Modelin Oluşturulması

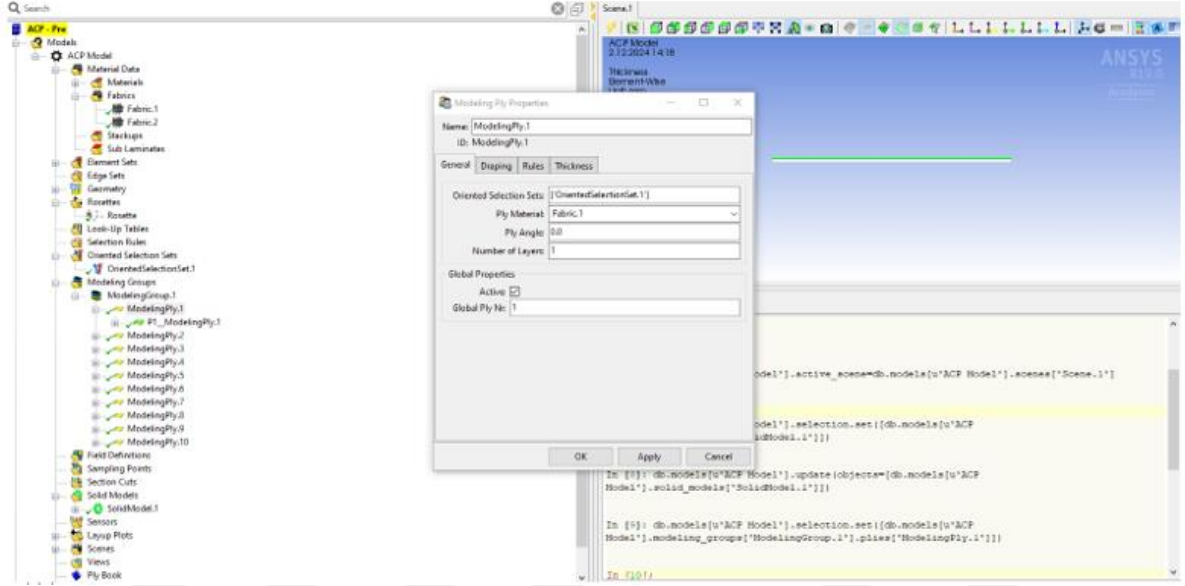
Malzeme özelliklerinin tanımlanmasının ardından geçilen bu bölümde Şekil 21'de ekran görüntüsü verilen Geometry seçeneği seçilerek problemde verilen kiriş boyutlarıyla model oluşturuldu.



Şekil 21: Modelin Oluşturulması

3.2.4. ACP(Pre)-Kompozit Malzeme Özelliklerinin Girişi ve Katı Model Oluşturulması

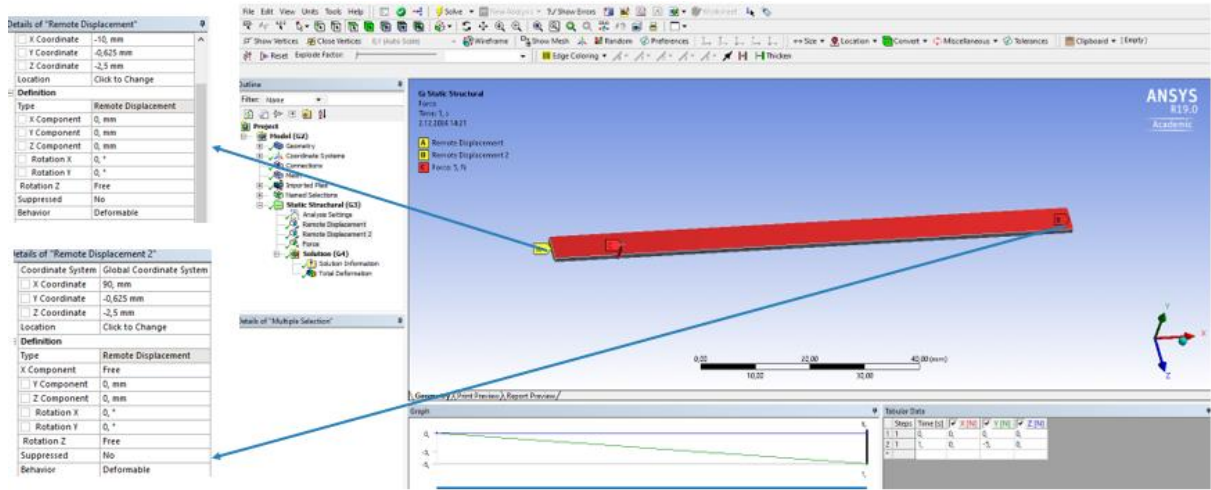
Setup bölümüyle başlayan bu bölümde ilk önce burada bulunan 10 adet tabakaya tek tek malzeme özellikleri girildi (Şekil 22). Bu aşamada Fabric 1 ve Fabric 2 diye tanımlanan tabakalar sırasıyla hatasız ve hatalı tabakayı simgeledi. Her tabaka için bu özellikler ilk önce hatasız tabakadaki eğilme (çökme) ve titreşimin elde edilmesi için bütün tabakaların Fabric 1 seçilmesiyle daha sonra ilgili hatalı tabakanın Fabric 2 seçilmesiyle hatalı tabakada oluşan eğilme (çökme) ve titreşim değerleri bulundu.



Şekil 22: ACP(Pre)-Kompozit Malzeme Özelliklerinin Girişi ve Katı Model Oluşturulması

3.2.5. Static Structural-Çökme Değerlerinin Elde Edilmesi

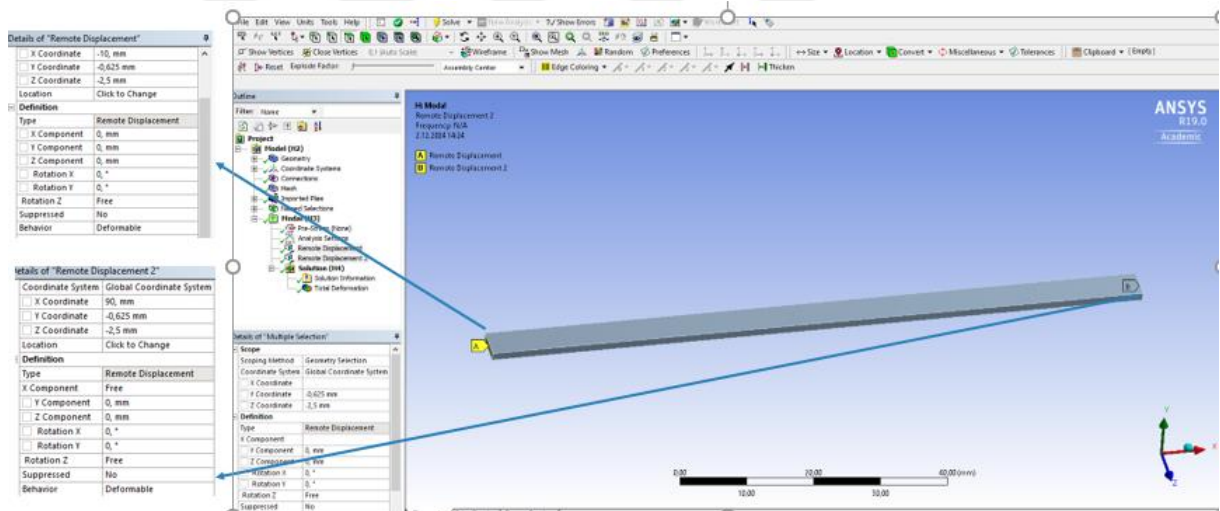
Oluşturulan modelin sol tarafında bulunan sabit mesnetten ötürü kiriş hareketi oluşmadı ve bu özelliği sağlamak için x-y-z eksenlerindeki deplasman değerleri 0 seçildi (Remote Displacement). x ve y’de dönme değerleri 0 girilirken, z ekseninde dönme serbest bırakıldı. Oluşturulan modelin sağ tarafında bulunan hareketli mesnetten ötürü kiriş hareketi sadece z eksenine doğrultusunda serbest bir hareket kazandı ve bu özelliği sağlamak için z’ye serbestlik verildi. x ve y eksenlerindeki hareketler kısıtlılığını sağlamak için x ile y’ye 0 yazıldı (Remote Displacement 2). x ve y’de dönme değerleri 0 girilirken, z ekseninde dönme serbest bırakıldı. Kiriş yüzeyinde Şekil 23’te kırmızı gösterilen alan yüzeye kuvvet uygulanarak ve problemimizdeki koşullar sağlandı.



Şekil 23: Çökme Değerlerini Bulurken Kullanılan Sınır Şartları ve Yükleme Durumu

3.2.6. Modal Analiz-Doğal Frekans Değerlerinin Elde Edilmesi

Burada sabit (Remote Displacement) ve hareketli mesnet (Remote Displacement 2) özellikleri çökmede olduğu gibi sırasıyla mesnetin sol ve sağ tarafına tanımlandı. (Şekil 24).



Şekil 24: Doğal Frekans Değerlerini Bulurken Kullanılan Sınır Şartları

Yukarıdaki işlemler yapılarak bulunan eğilme (çökme) ve titreşim değerleri aşağıdaki tablolarda verilmiştir. Ayrıyeten işlemlerde kullanılan yöntemler başka çalışmalarda da kullanılarak yapılan işlemin diğer çalışmalardaki sonuçları ile uyumluluğu tablolar ile sizlere sunulmuştur.

DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

4. BULGULAR

4.1. LİTERATÜRLE ÇÖZÜMLERİN DOĞRULANMASI

Yapılan çalışmanın doğrulaması için literatürdeki bazı çalışmalar, analitik çözüm yöntemimizle çözümlenmesi yapılmış ve Tablo 4’de verilen çökme değerleri bulunmuştur. w inç cinsinden çökme değerleridir. Kıyaslama yapıldığında elde edilen çözümlerin literatürdeki çözümlerle oldukça yakın olduğu ve yapılan çalışmada uygulanan analitik çözüm yönteminin doğru olduğunu göstermektedir göstermektedir.

Tablo 4: Eğilme Sonuçlarının Kıyas Tablosu

Tabakalar	Bu çalışma(w)	Saraçoğlu H. (w)	Staab(w)
[0°] ₅	0.00186	0.00186	0.00186
[90°] ₅	0.03091	0.03110	0.03086
[0°/45°/90°/45°/0°]	0.00231	0.00231	0.00219
[90°/0°/45°/0°/90°]	0.00723	0.00723	0.00721
[0°/90°/45°/0°/90°]	0.00232	0.00233	0.00231

Titreşim sonuçlarını doğrulamak için yapılan kıyaslama ise Tablo 5’de verilmiştir. 6 mod türü için elde edilen doğal frekans değerlerinin literatürdeki çalışmalara oldukça yakın olduğu ve yapılan çalışmada uygulanan analitik çözüm yönteminin doğru olduğunu göstermektedir.

Tablo 5: Titreşim Sonuçlarının Kıyas Tablosu

MOD	Bu Çalışma Analitik [Hz]	Türkkal B. [Hz]	Türkkal B. ANSYS [Hz]
1	21.979	21.979	21.978
2	87.914	87.916	87.893
3	197.807	197.812	197.68
4	351.657	351.665	351.19
5	549.464	549.477	548.05
6	791.228	791.247	787.22

4.2. EĞİLME BULGULARI

4.2.1. Grafit/Epoksi için Eğilme Bulguları

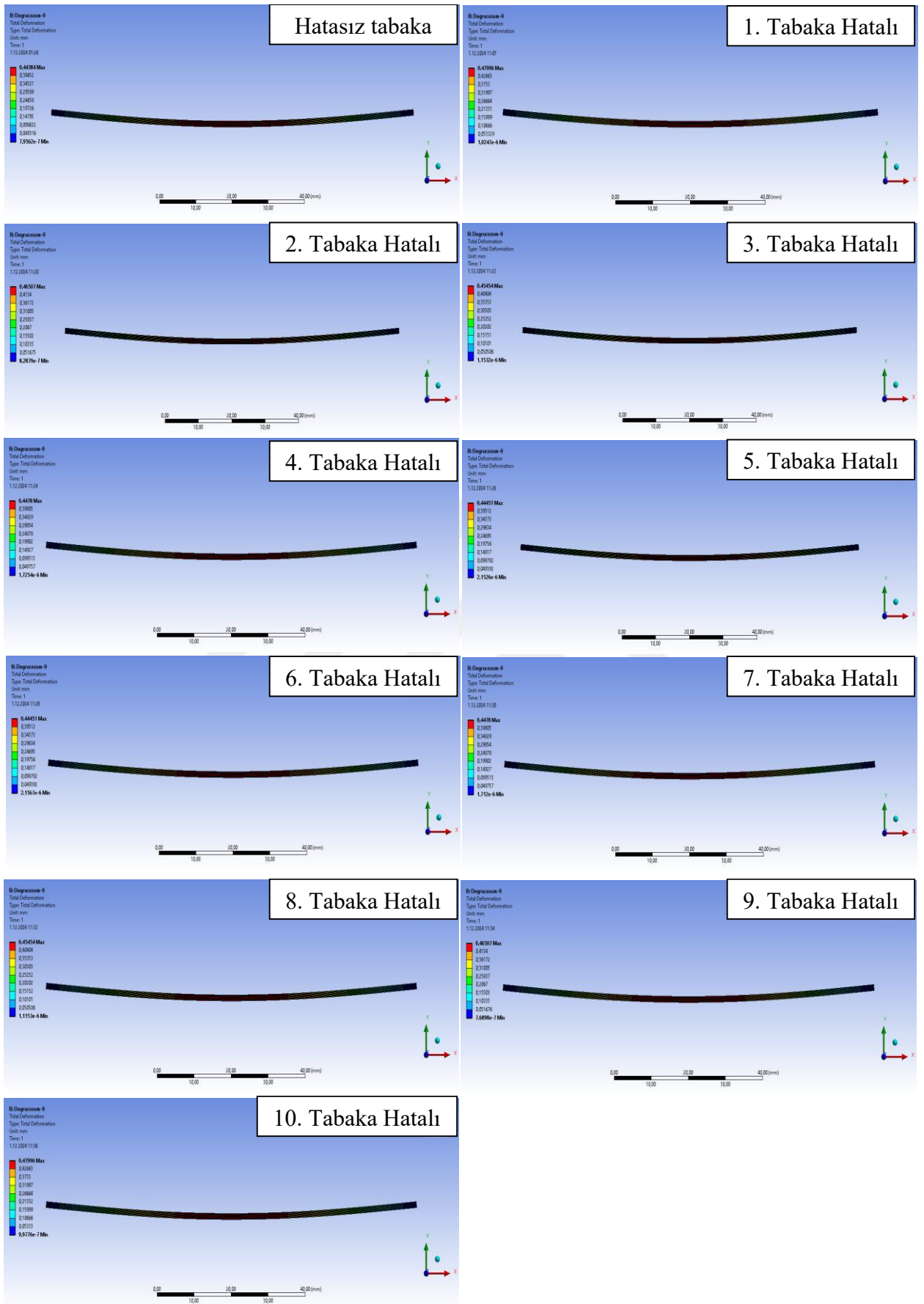
Grafit/Epoksi malzeme için yapılan analitik çözümler ve ANSYS analizleri sonucunda S_1 , S_2 , S_3 , S_4 ve S_5 simetri dizilimleri ile A_1 , A_2 ve A_3 asimetrik dizilimlerde elde edilen çökme değerleri sırasıyla tablo 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 ve 13’de verilmiştir. ANSYS analizleri sonucunda yine aynı dizilimler için alınan ekran görüntüleri sırasıyla şekil 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31 ve 32’de verilmiştir.

Tablo 6: Grafit/Epoksi S_1 Dizilimi için Eğilme Analizleri

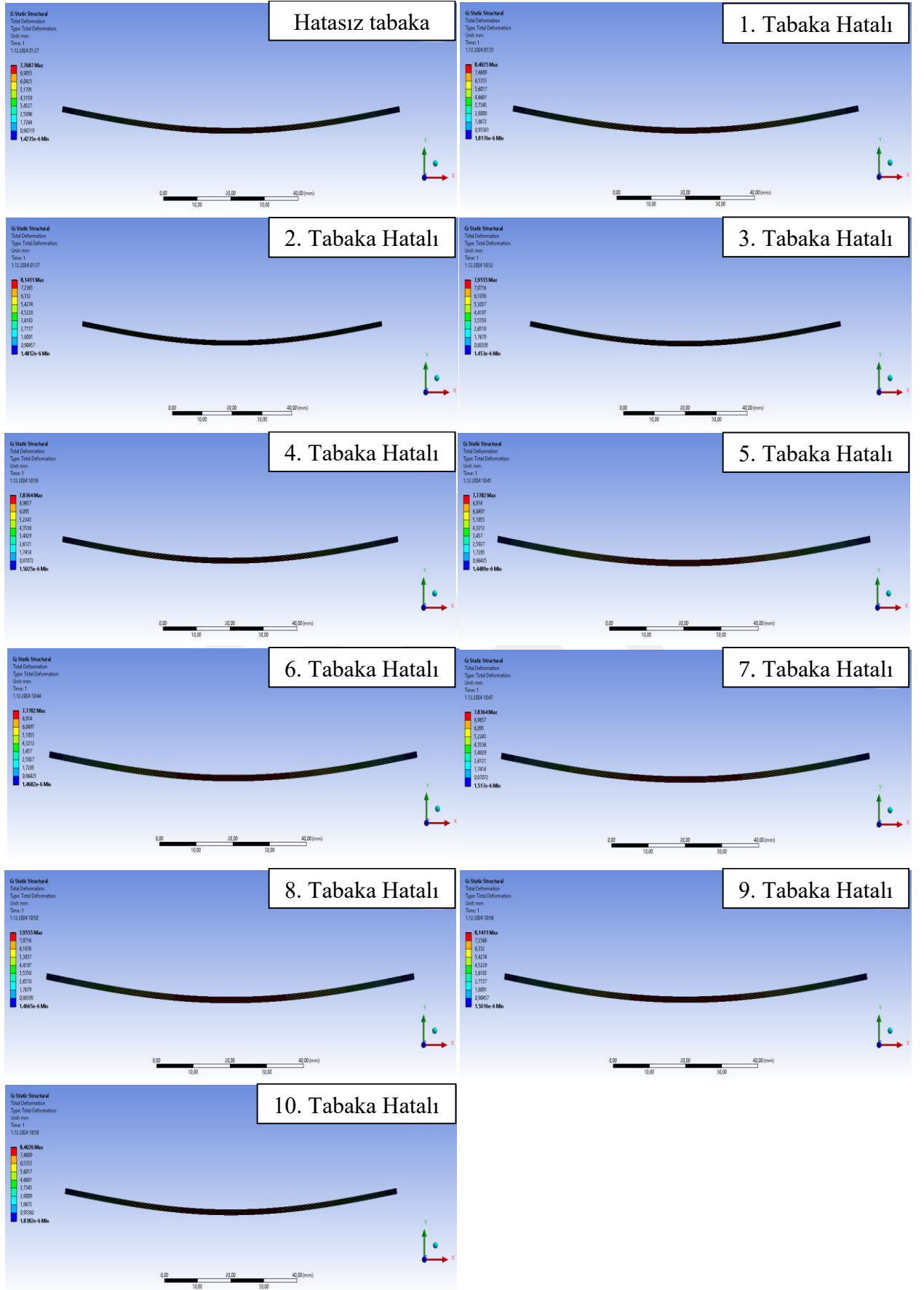
S_1		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.4420	0.4438
1.Tabaka hatalı	0.4769	0.4799
2.Tabaka hatalı	0.4625	0.4651
3.Tabaka hatalı	0.4523	0.4545
4.Tabaka hatalı	0.4457	0.4478
5.Tabaka hatalı	0.4425	0.4445
6.Tabaka hatalı	0.4425	0.4445
7.Tabaka hatalı	0.4457	0.4478
8.Tabaka hatalı	0.4523	0.4545
9.Tabaka hatalı	0.4625	0.4650
10.Tabaka hatalı	0.4769	0.4799

Tablo 7: Grafit/Epoksi S_2 Dizilimi için Eğilme Analizleri

S_2		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	7.7670	7.7687
1.Tabaka hatalı	8.3804	8.4025
2.Tabaka hatalı	8.1279	8.1411
3.Tabaka hatalı	7.9482	7.955
4.Tabaka hatalı	7.8328	7.8364
5.Tabaka hatalı	7.7763	7.7782
6.Tabaka hatalı	7.7763	7.7782
7.Tabaka hatalı	7.8328	7.8364
8.Tabaka hatalı	7.9482	7.955
9.Tabaka hatalı	8.1279	8.1411
10.Tabaka hatalı	8.3804	8.4025



Şekil 25: Grafit/Epoksi S₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



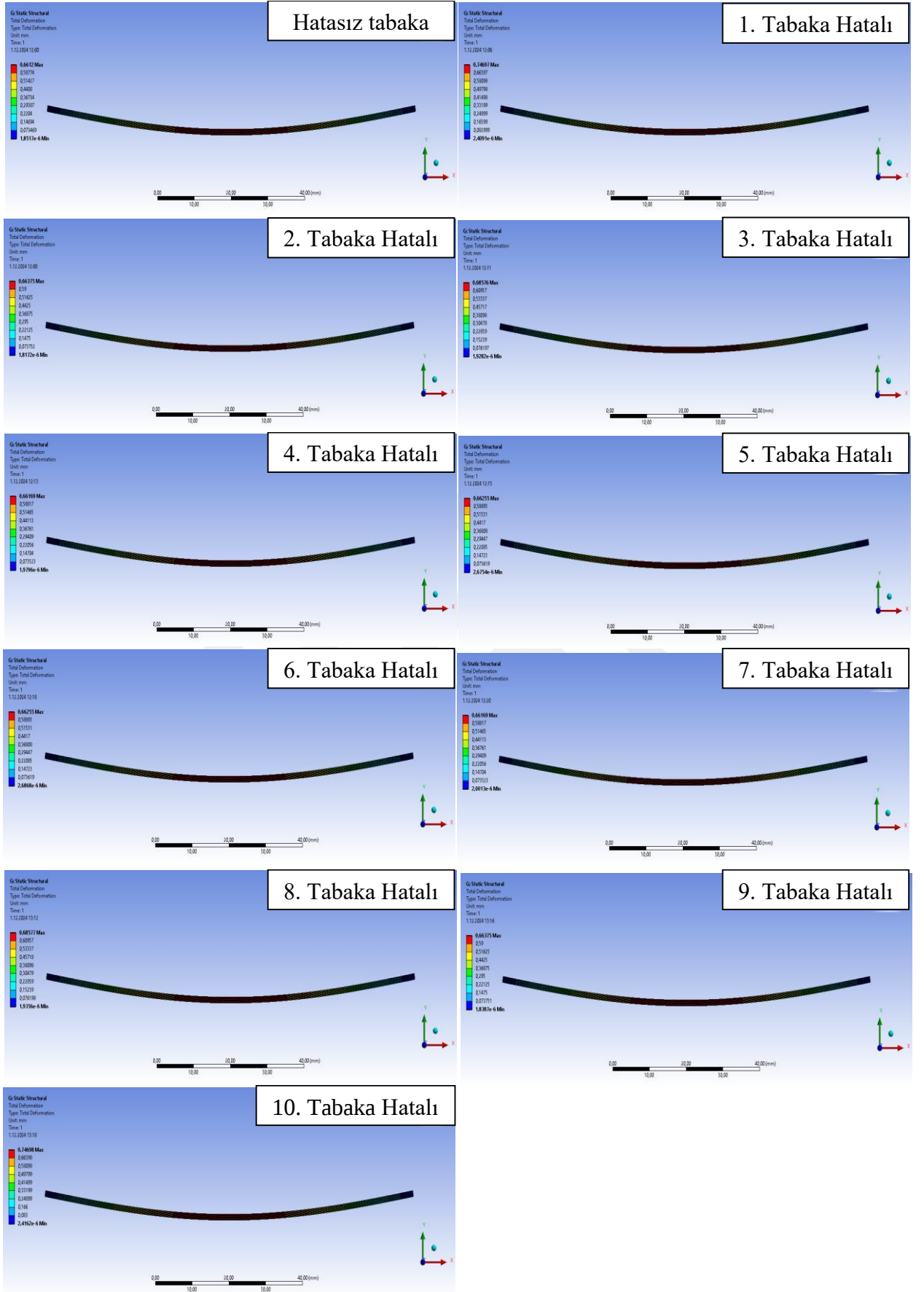
Şekil 26: Grafit/Epoksi S₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 8: Grafit/Epoksi S₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri

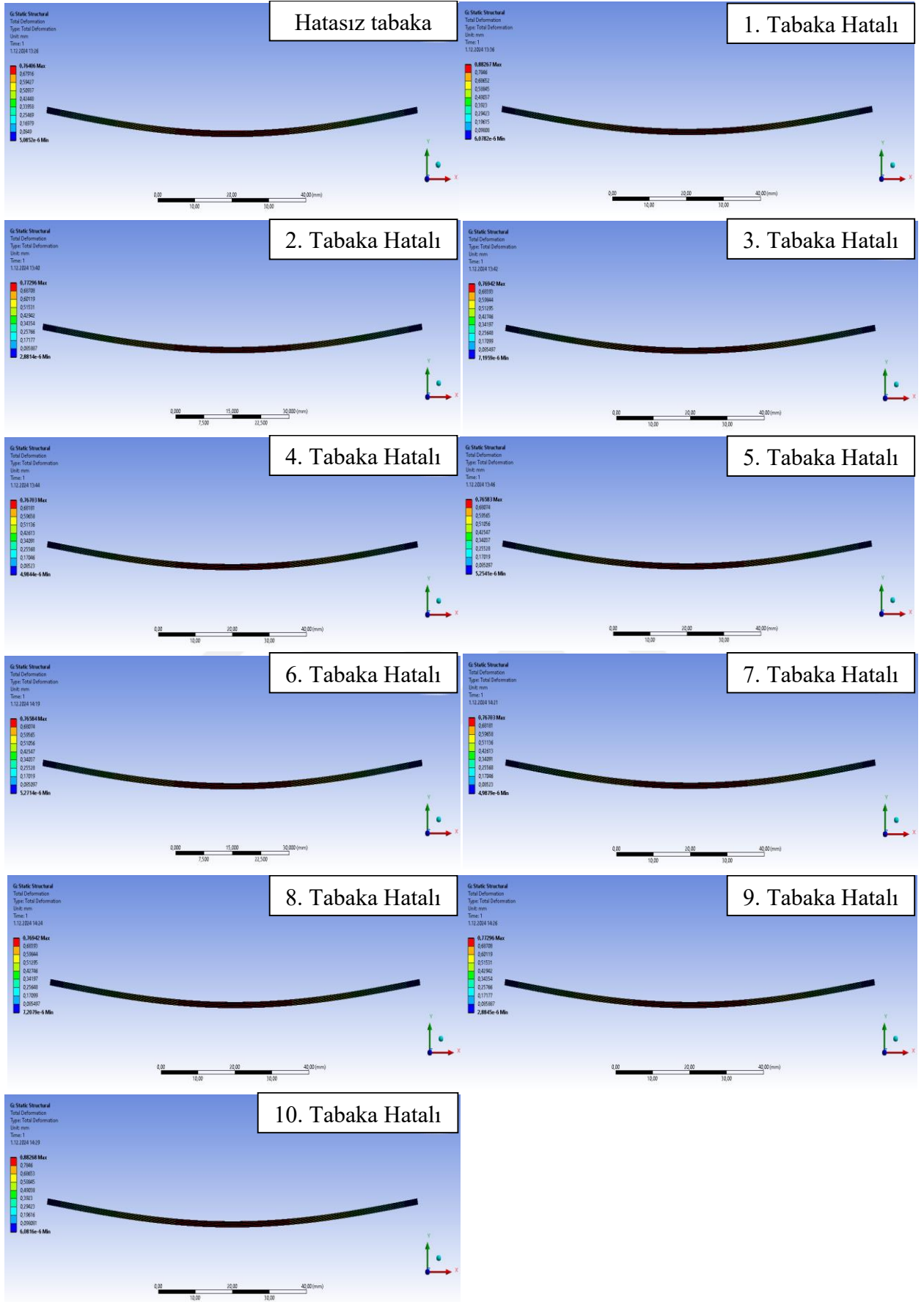
S ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.6593	0.6612
1.Tabaka hatalı	0.7404	0.74697
2.Tabaka hatalı	0.6618	0.66375
3.Tabaka hatalı	0.6826	0.68576
4.Tabaka hatalı	0.6598	0.66169
5.Tabaka hatalı	0.6605	0.66255
6.Tabaka hatalı	0.6605	0.66255
7.Tabaka hatalı	0.6598	0.66169
8.Tabaka hatalı	0.6826	0.68576
9.Tabaka hatalı	0.6618	0.66375
10.Tabaka hatalı	0.7404	0.74697

Tablo 9: Grafit/Epoksi S₄ Dizilimi için Eğilme Analizleri

S ₄		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.7593	0.76406
1.Tabaka hatalı	0.8689	0.88267
2.Tabaka hatalı	0.7672	0.77296
3.Tabaka hatalı	0.7653	0.76942
4.Tabaka hatalı	0.7624	0.76703
5.Tabaka hatalı	0.7608	0.76583
6.Tabaka hatalı	0.7608	0.76583
7.Tabaka hatalı	0.7624	0.76703
8.Tabaka hatalı	0.7653	0.76942
9.Tabaka hatalı	0.7672	0.77296
10.Tabaka hatalı	0.8698	0.88268



Şekil 27: Grafit/Epoksi S₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



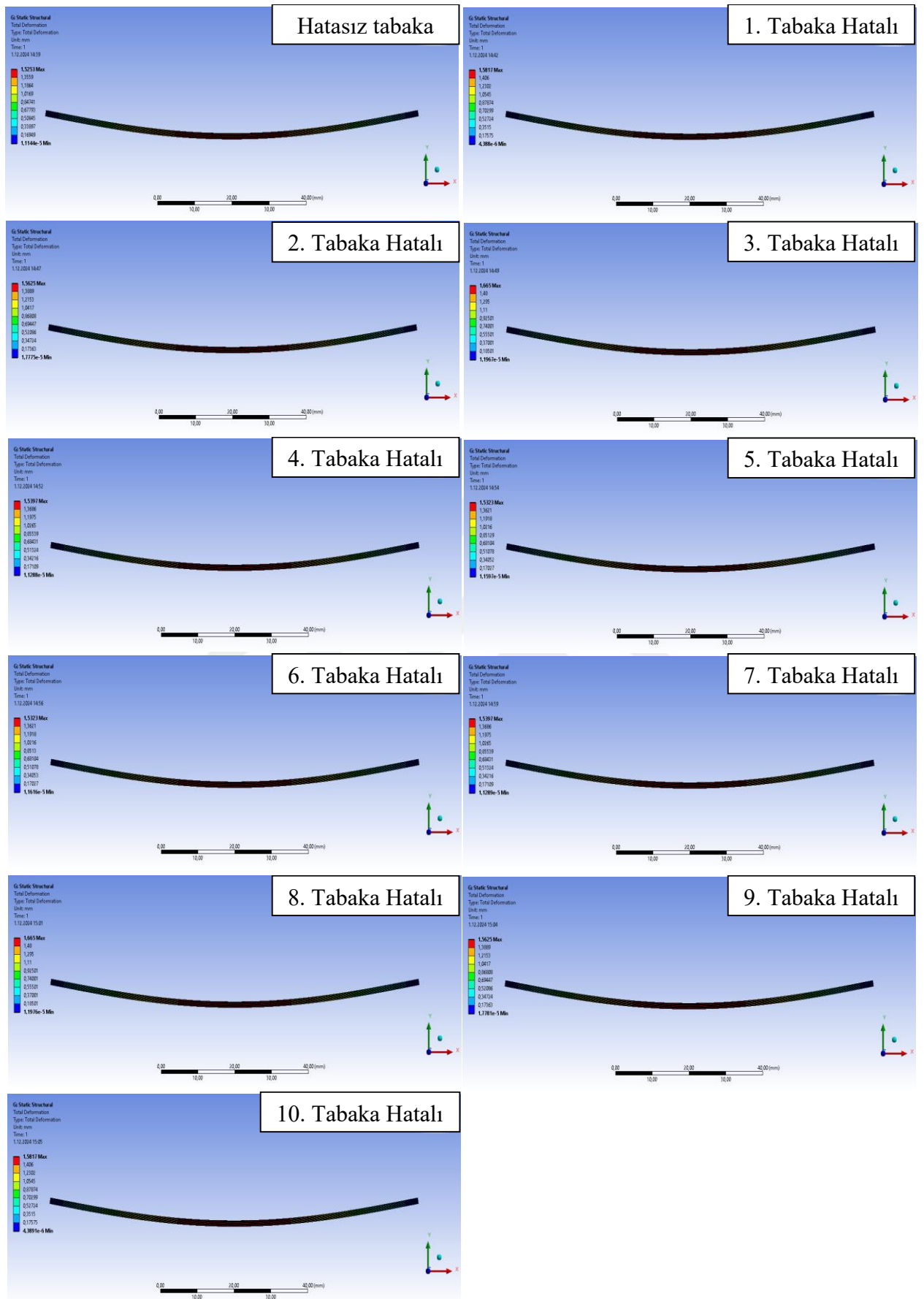
Şekil 28: Grafit/Epoksi S₄ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 10: Grafit/Epoksi S₅ Dizilimi için Eğilme Analizleri

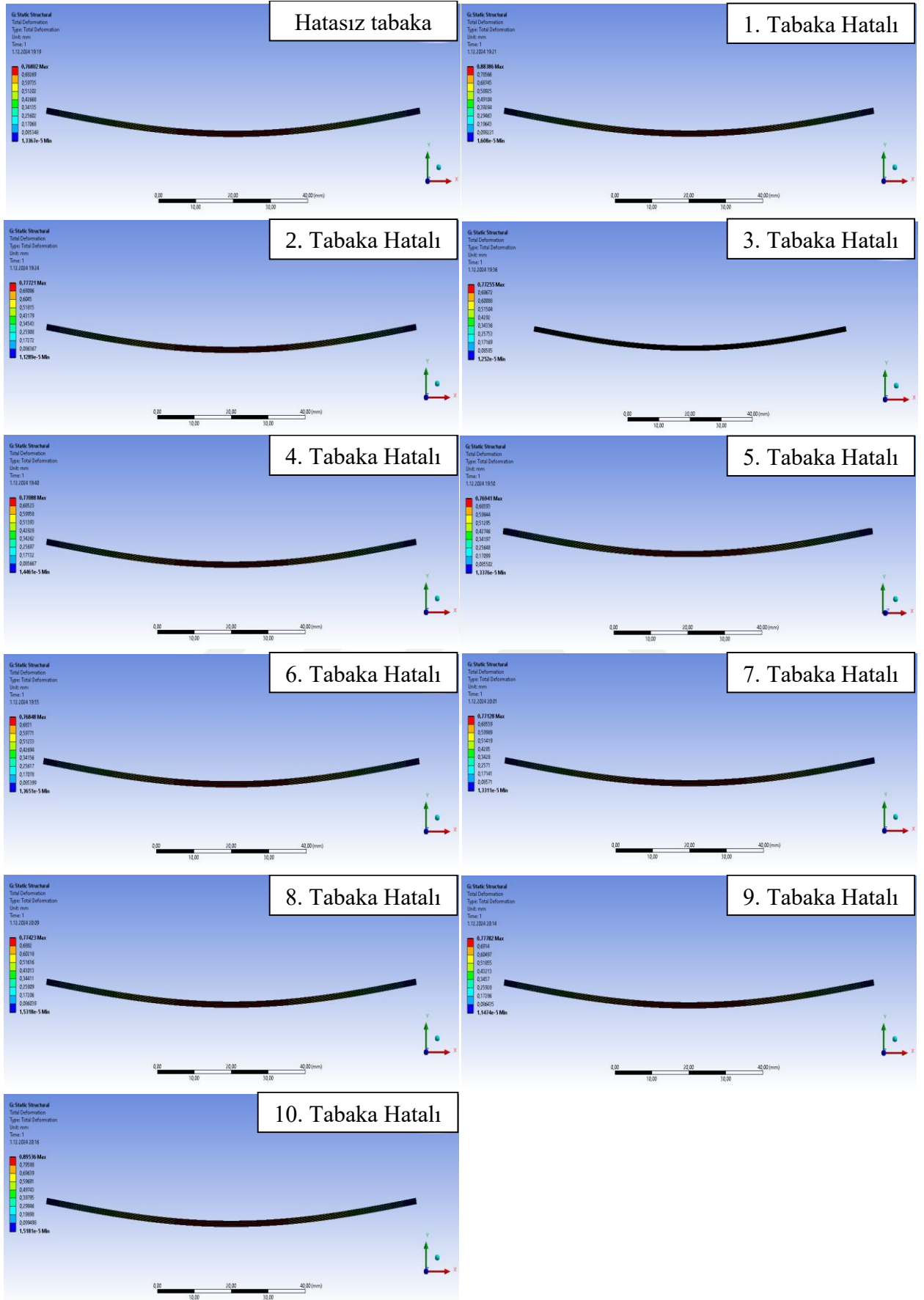
S ₅		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	1.4957	1.5253
1.Tabaka hatalı	1.5468	1.5817
2.Tabaka hatalı	1.5351	1.5625
3.Tabaka hatalı	1.6216	1.6650
4.Tabaka hatalı	1.5127	1.5397
5.Tabaka hatalı	1.5019	1.5323
6.Tabaka hatalı	1.5019	1.5323
7.Tabaka hatalı	1.5127	1.5397
8.Tabaka hatalı	1.6216	1.6650
9.Tabaka hatalı	1.5351	1.5625
10.Tabaka hatalı	1.5468	1.5817

Tablo 11: Grafit/Epoksi A₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri

A ₁		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.7663	0.7680
1.Tabaka hatalı	0.8829	0.8839
2.Tabaka hatalı	0.7739	0.7772
3.Tabaka hatalı	0.7709	0.7726
4.Tabaka hatalı	0.7703	0.7709
5.Tabaka hatalı	0.7676	0.7694
6.Tabaka hatalı	0.7666	0.7685
7.Tabaka hatalı	0.7699	0.7713
8.Tabaka hatalı	0.7746	0.7742
9.Tabaka hatalı	0.7748	0.7778
10.Tabaka hatalı	0.8980	0.8954



Şekil 29: Grafit/Epoksi S5 Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



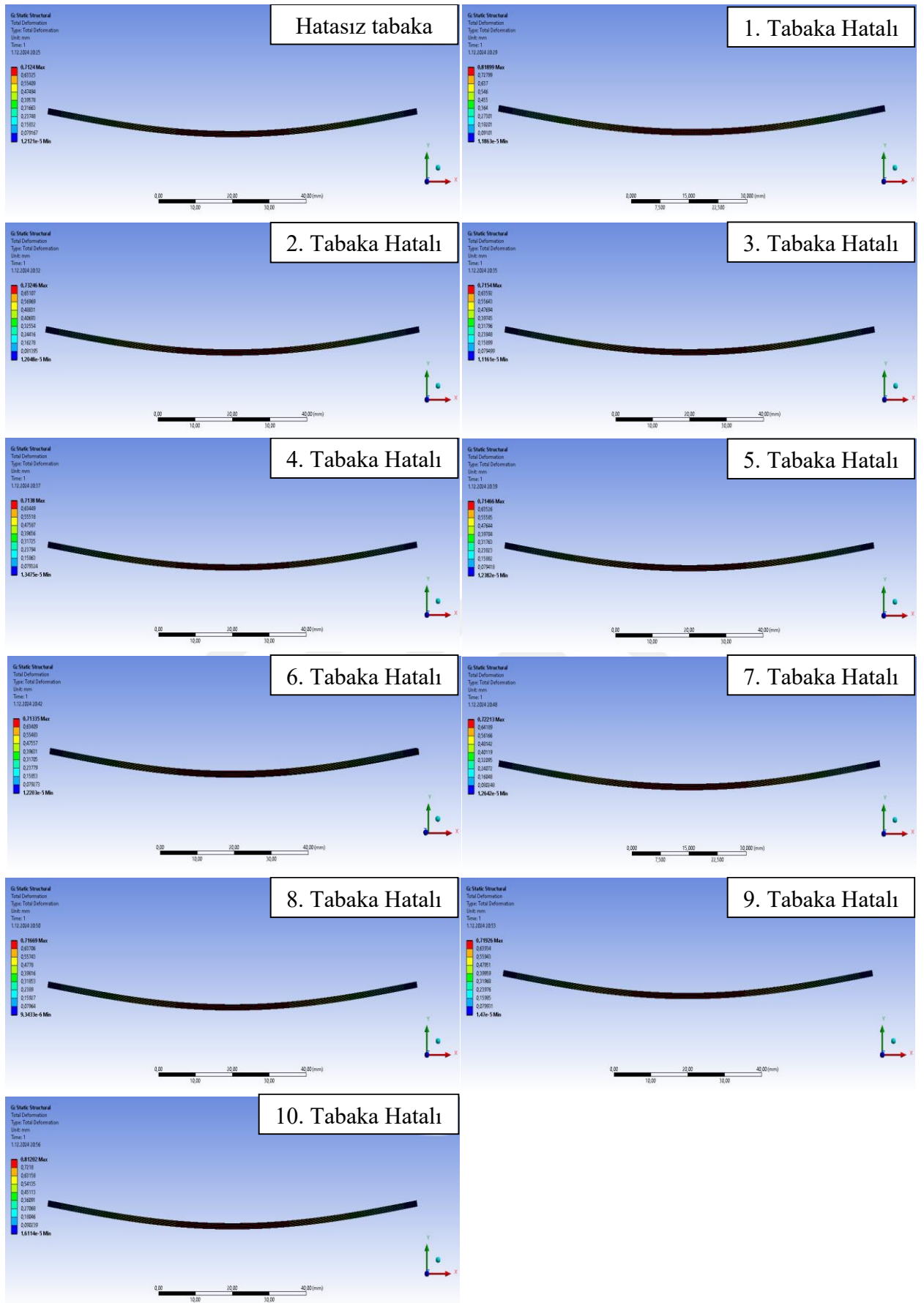
Şekil 30: Grafit/Epoksi A1 dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 12: Grafit/Epoksi A₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri

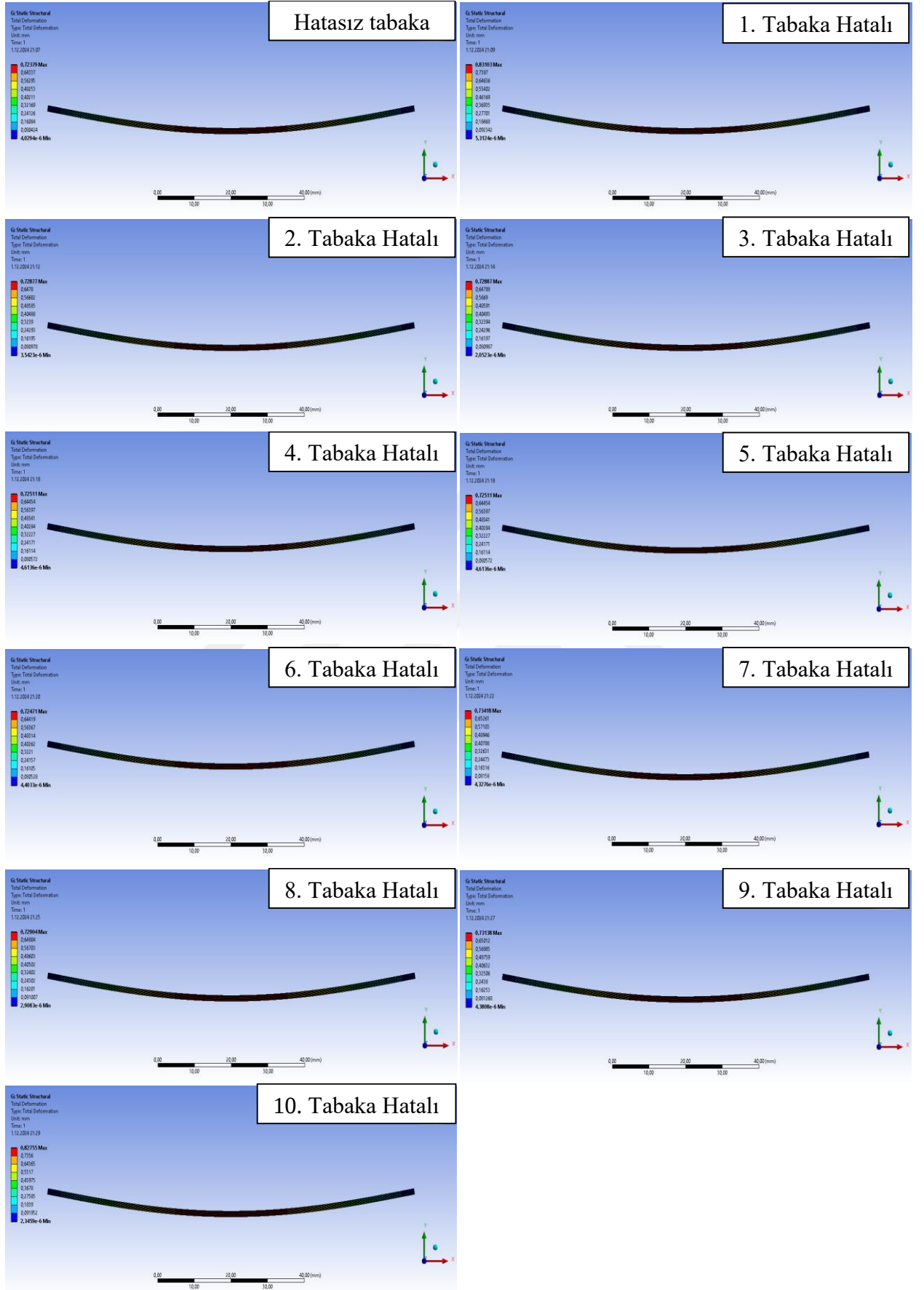
A ₂		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.7102	0.7124
1.Tabaka hatalı	0.8175	0.8190
2.Tabaka hatalı	0.7284	0.7325
3.Tabaka hatalı	0.7135	0.7154
4.Tabaka hatalı	0.7115	0.7138
5.Tabaka hatalı	0.7132	0.7147
6.Tabaka hatalı	0.7117	0.7134
7.Tabaka hatalı	0.7197	0.7221
8.Tabaka hatalı	0.7137	0.7167
9.Tabaka hatalı	0.7192	0.7193
10.Tabaka hatalı	0.8093	0.8120

Tablo 13: Grafit/Epoksi A₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri

A ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.7154	0.7238
1.Tabaka hatalı	0.8213	0.8310
2.Tabaka hatalı	0.7212	0.7288
3.Tabaka hatalı	0.7208	0.7289
4.Tabaka hatalı	0.7268	0.7353
5.Tabaka hatalı	0.7175	0.7251
6.Tabaka hatalı	0.7171	0.7247
7.Tabaka hatalı	0.7257	0.7342
8.Tabaka hatalı	0.7211	0.7290
9.Tabaka hatalı	0.7243	0.7314
10.Tabaka hatalı	0.8170	0.8276



Şekil 31: Grafit/Epoksi A₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



Şekil 32: Grafit/Epoksi A₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

4.2.2. Boron/Epoksi için Eğilme Bulguları

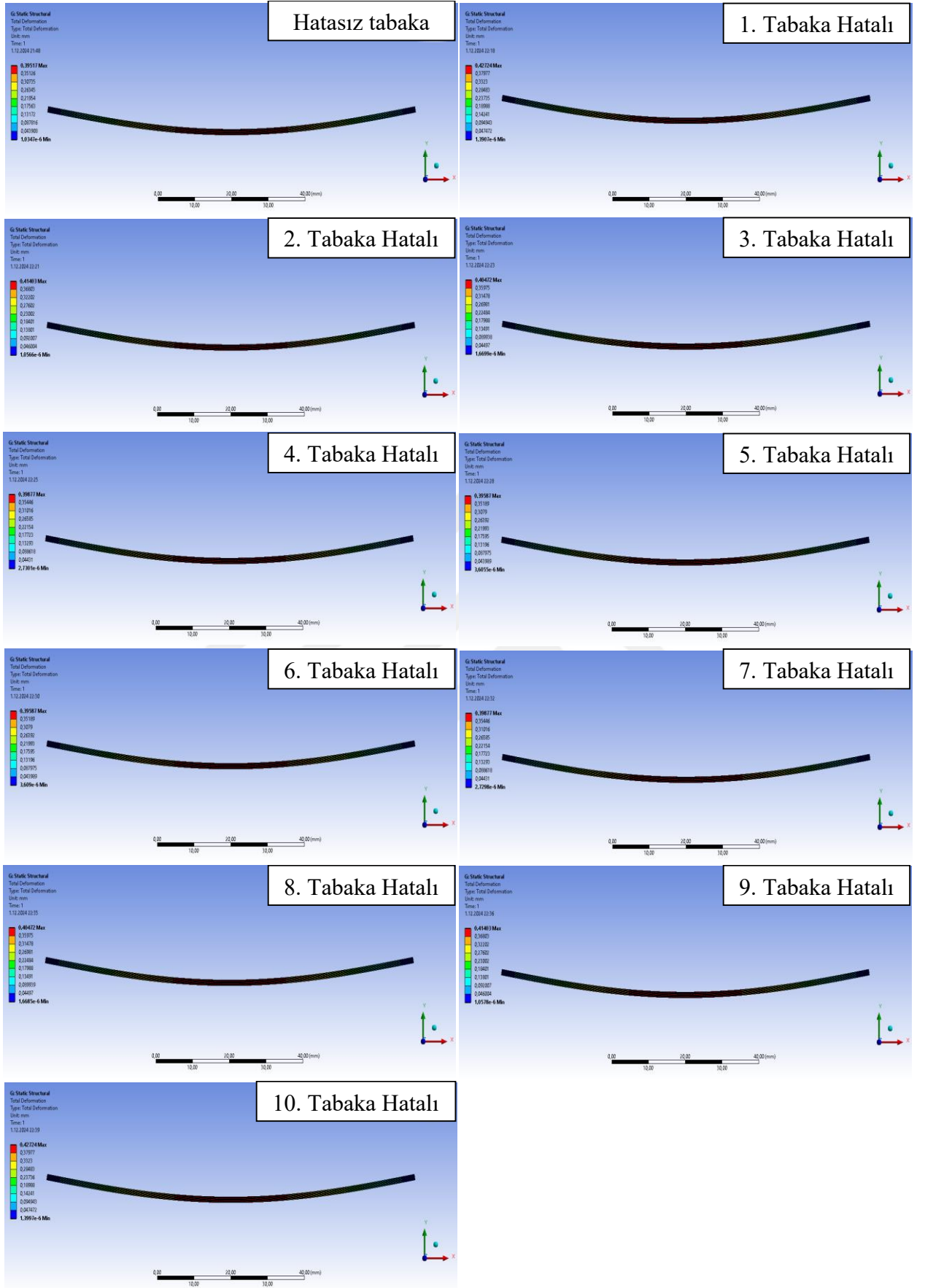
Boron/Epoksi malzeme için yapılan analitik çözümler ve ANSYS analizleri sonucunda S_1 , S_2 , S_3 , S_4 ve S_5 simetri dizilimleri ile A_1 , A_2 ve A_3 asimetrik dizilimlerde elde edilen çökme değerleri sırasıyla tablo 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20 ve 21’de verilmiştir. ANSYS analizleri sonucunda yine aynı dizilimler için alınan ekran görüntüleri sırasıyla şekil 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39 ve 40’ta verilmiştir.

Tablo 14: Boron/Epoksi S_1 Dizilimi için Eğilme Analizleri

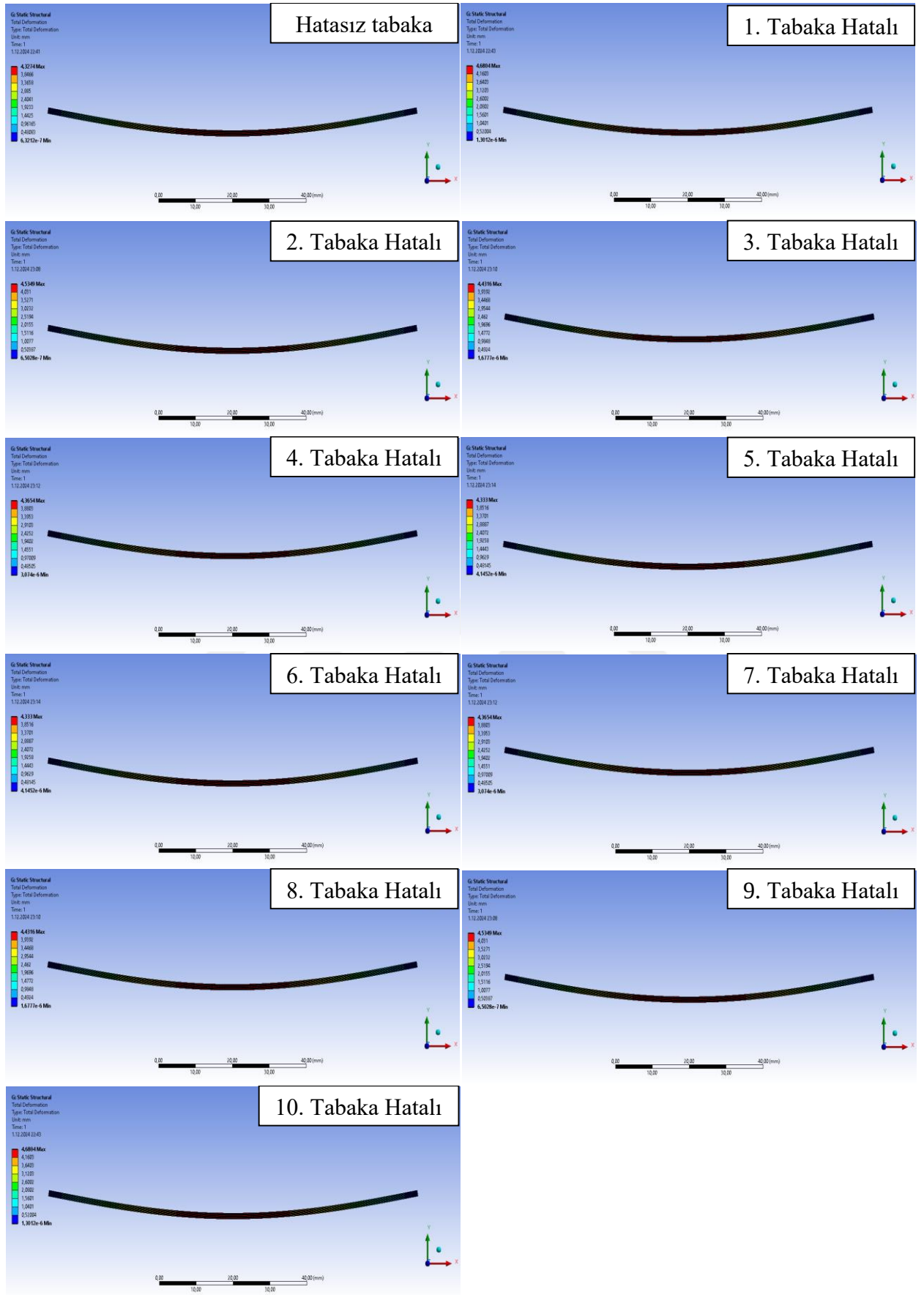
S_1		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.3922	0.3952
1.Tabaka hatalı	0.4231	0.4272
2.Tabaka hatalı	0.4104	0.4140
3.Tabaka hatalı	0.4013	0.4047
4.Tabaka hatalı	0.3955	0.3988
5.Tabaka hatalı	0.3926	0.3959
6.Tabaka hatalı	0.3926	0.3959
7.Tabaka hatalı	0.3955	0.3988
8.Tabaka hatalı	0.4013	0.4047
9.Tabaka hatalı	0.4104	0.4140
10.Tabaka hatalı	0.4231	0.4272

Tablo 15: Boron/Epoksi S_2 Dizilimi için Eğilme Analizleri

S_2		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	4.3243	4.3274
1.Tabaka hatalı	4.6659	4.6804
2.Tabaka hatalı	4.5252	4.5349
3.Tabaka hatalı	4.4252	4.4316
4.Tabaka hatalı	4.3610	4.3654
5.Tabaka hatalı	4.3295	4.3330
6.Tabaka hatalı	4.3295	4.3330
7.Tabaka hatalı	4.3610	4.3654
8.Tabaka hatalı	4.4252	4.4316
9.Tabaka hatalı	4.5252	4.5349
10.Tabaka hatalı	4.6659	4.6804



Şekil 33: Boron/Epoxy S₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



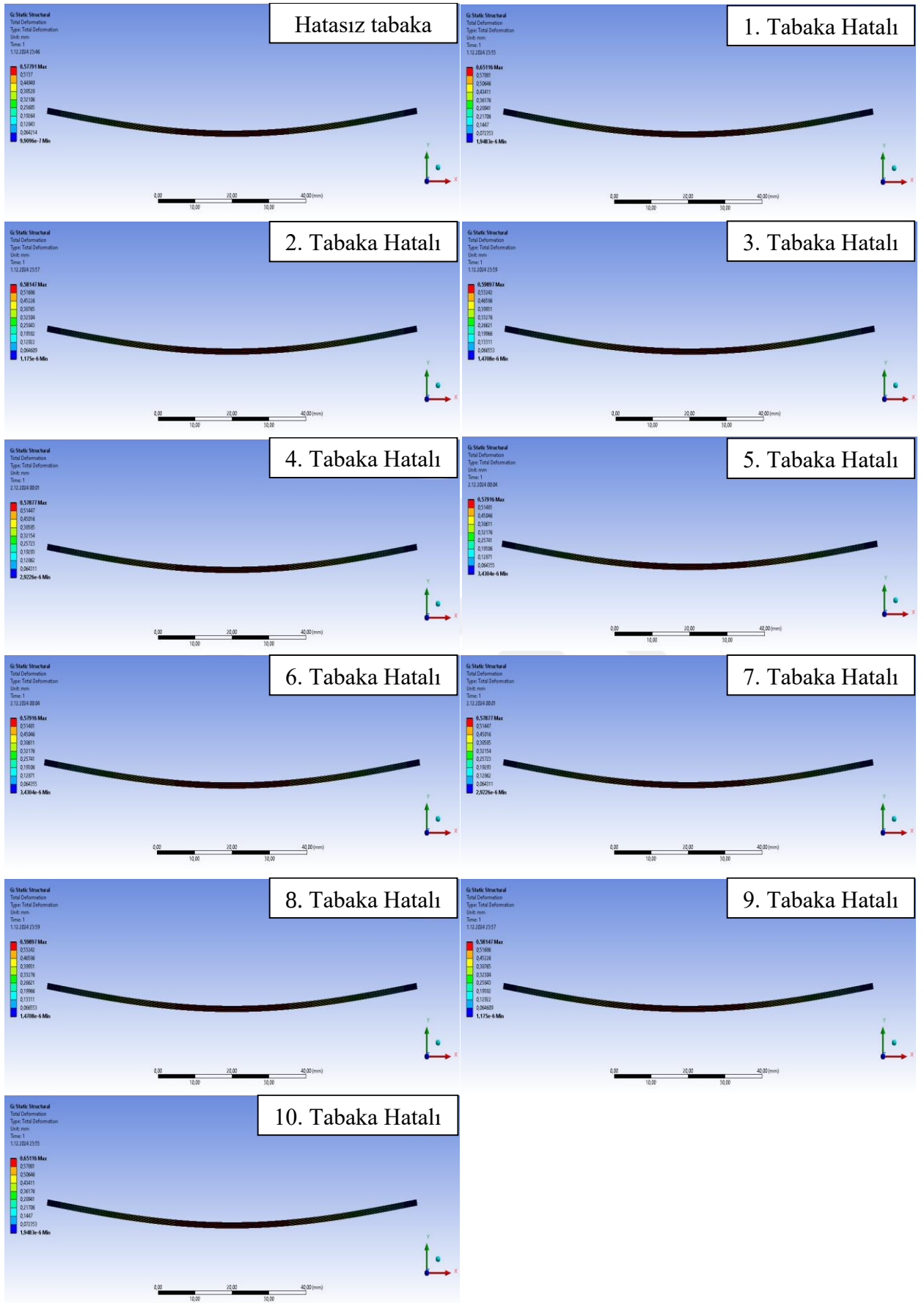
Şekil 34: Boron/Epoksi S₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 16: Boron/Epoksi S₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri

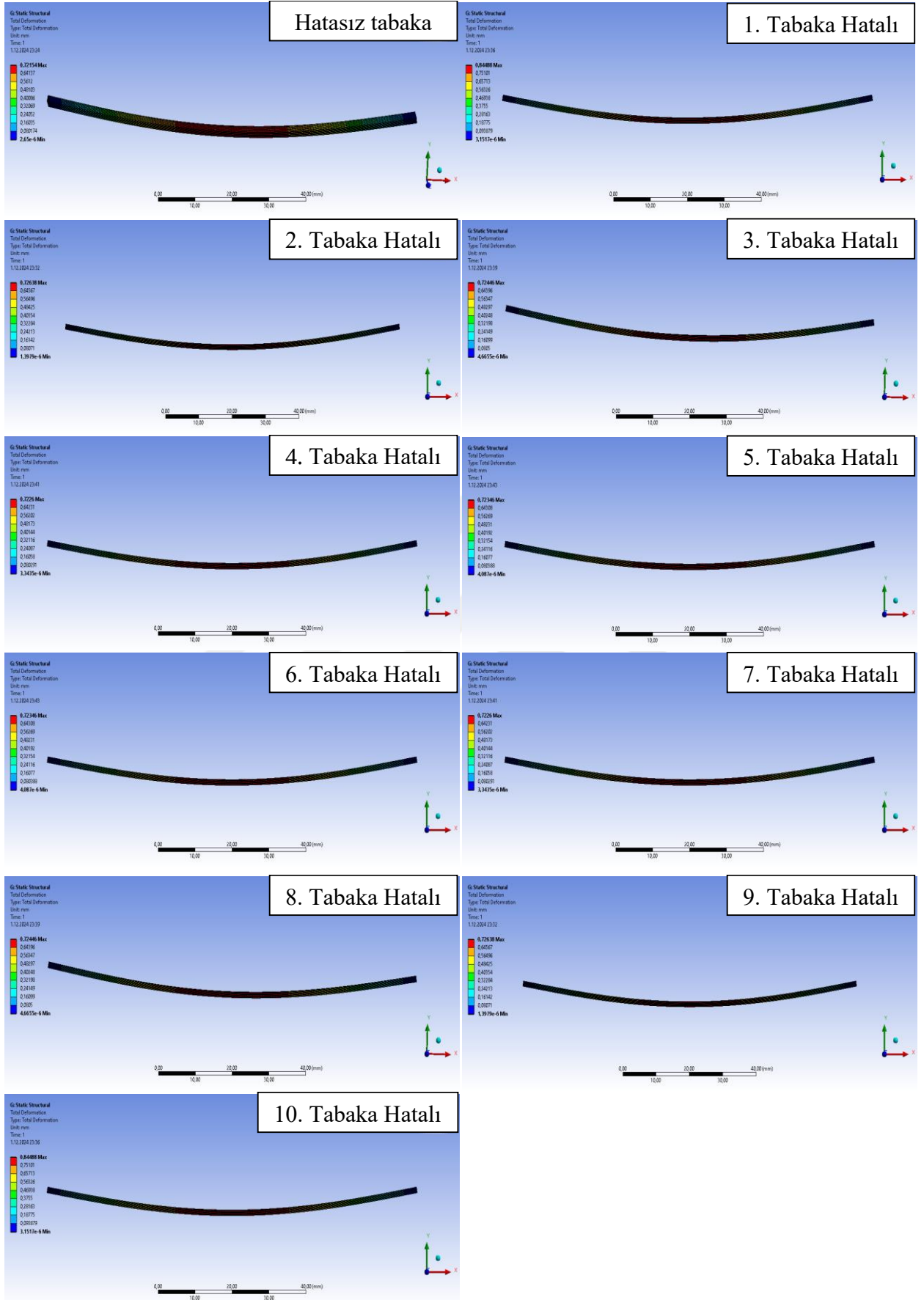
S ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.5749	0.5780
1.Tabaka hatalı	0.6442	0.6512
2.Tabaka hatalı	0.5783	0.5815
3.Tabaka hatalı	0.5948	0.5990
4.Tabaka hatalı	0.5755	0.5788
5.Tabaka hatalı	0.5759	0.5792
6.Tabaka hatalı	0.5759	0.5792
7.Tabaka hatalı	0.5755	0.5788
8.Tabaka hatalı	0.5948	0.5990
9.Tabaka hatalı	0.5783	0.5815
10.Tabaka hatalı	0.6442	0.6512

Tablo 17: Boron/Epoksi S₄ Dizilimi için Eğilme Analizleri

S ₄		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.7036	0.7215
1.Tabaka hatalı	0.8123	0.8448
2.Tabaka hatalı	0.7090	0.7263
3.Tabaka hatalı	0.7074	0.7245
4.Tabaka hatalı	0.7046	0.7226
5.Tabaka hatalı	0.7052	0.7235
6.Tabaka hatalı	0.7052	0.7235
7.Tabaka hatalı	0.7046	0.7226
8.Tabaka hatalı	0.7074	0.7245
9.Tabaka hatalı	0.7090	0.7263
10.Tabaka hatalı	0.8123	0.8448



Şekil 35: Boron/Epoksi S₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



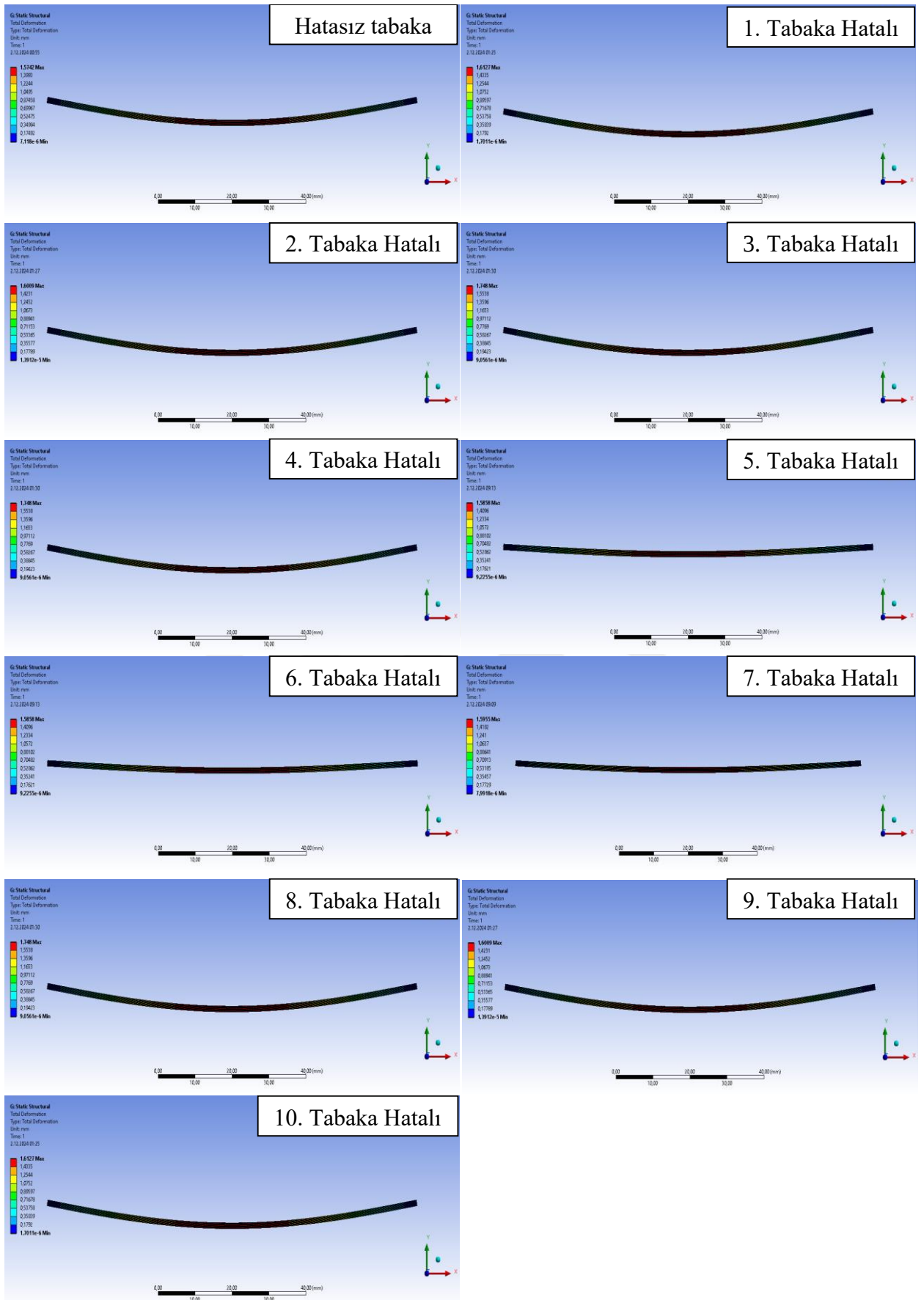
Şekil 36: Boron/Epoksi S4 Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 18: Boron/Epoksi S₅ Dizilimi için Eğilme Analizleri

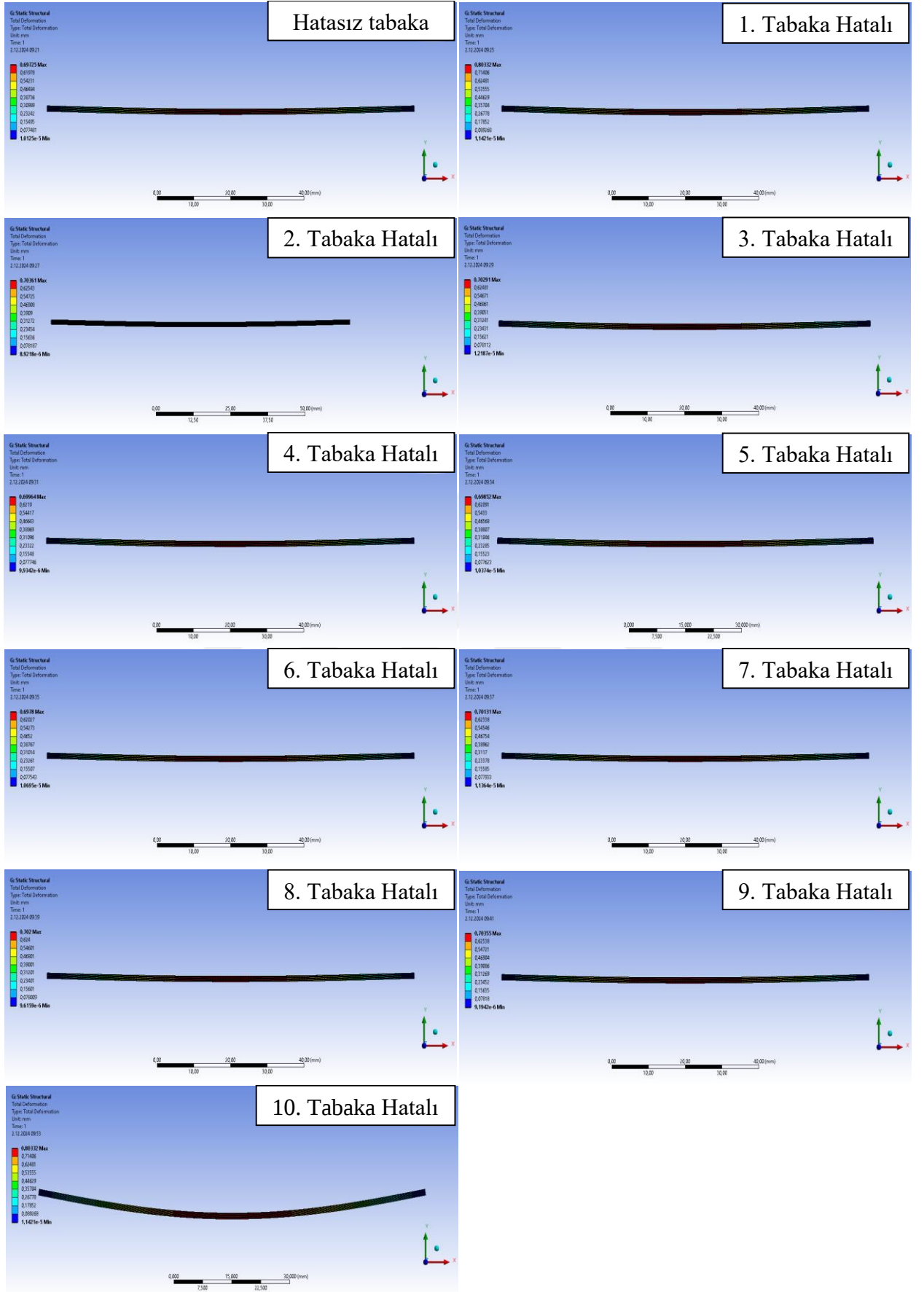
S ₅		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	1.4281	1.5742
1.Tabaka hatalı	1.4677	1.6127
2.Tabaka hatalı	1.4581	1.6009
3.Tabaka hatalı	1.5596	1.748
4.Tabaka hatalı	1.4498	1.5996
5.Tabaka hatalı	1.4344	1.5858
6.Tabaka hatalı	1.4344	1.5858
7.Tabaka hatalı	1.4498	1.5996
8.Tabaka hatalı	1.5596	1.748
9.Tabaka hatalı	1.4581	1.6009
10.Tabaka hatalı	1.4677	1.6127

Tablo 19: Boron/Epoksi A₁ Dizilimi için Eğilme Analizleri

A ₁		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.6845	0.6973
1.Tabaka hatalı	0.7883	0.8033
2.Tabaka hatalı	0.6904	0.7036
3.Tabaka hatalı	0.6897	0.7029
4.Tabaka hatalı	0.6877	0.6996
5.Tabaka hatalı	0.6856	0.6985
6.Tabaka hatalı	0.6856	0.6978
7.Tabaka hatalı	0.6877	0.7013
8.Tabaka hatalı	0.6897	0.7020
9.Tabaka hatalı	0.6904	0.7036
10.Tabaka hatalı	0.7883	0.8033



Şekil 37: Boron/Epoksi S5 Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



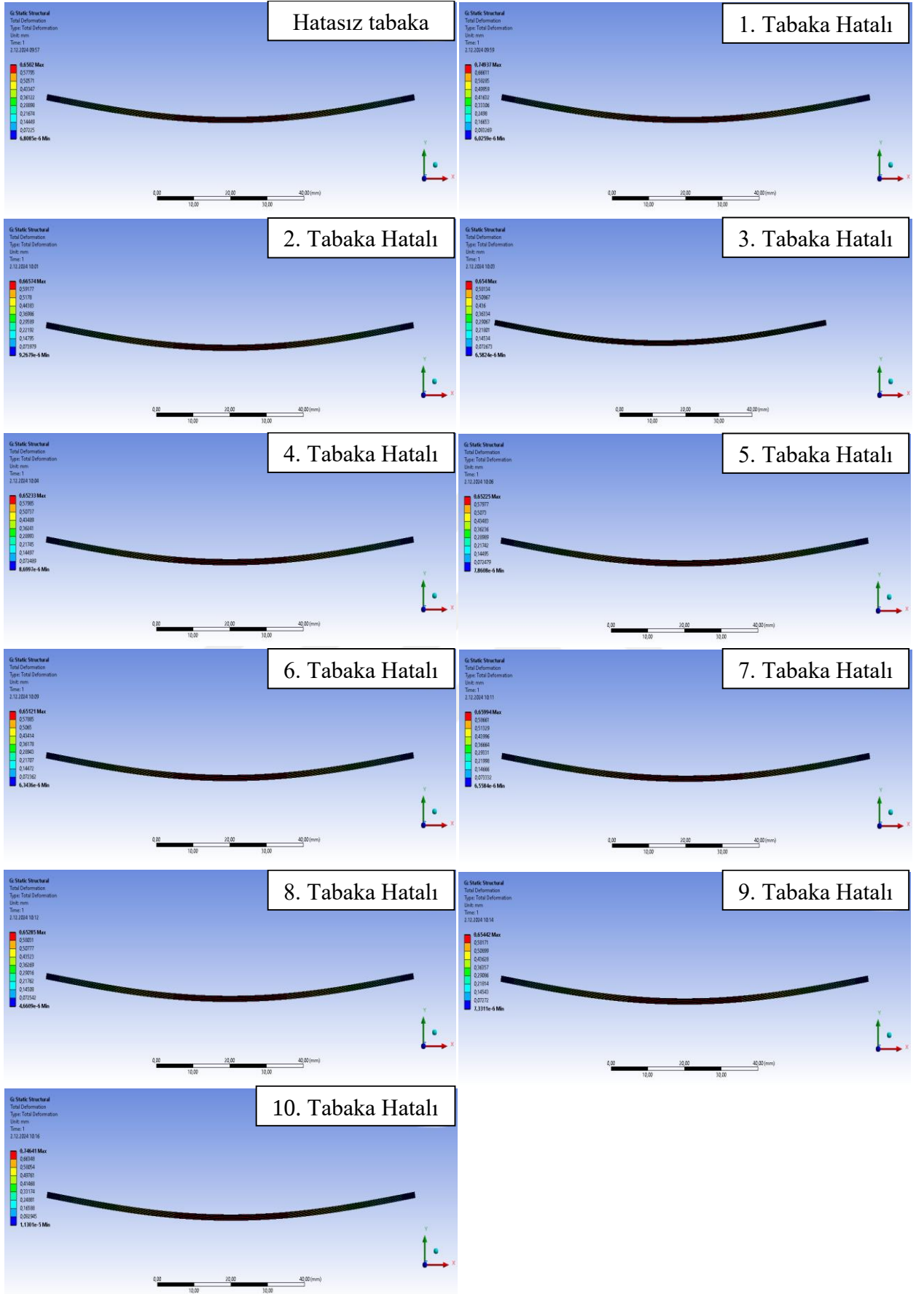
Şekil 38: Boron/Epoksi A₁ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

Tablo 20: Boron/Epoksi A₂ Dizilimi için Eğilme Analizleri

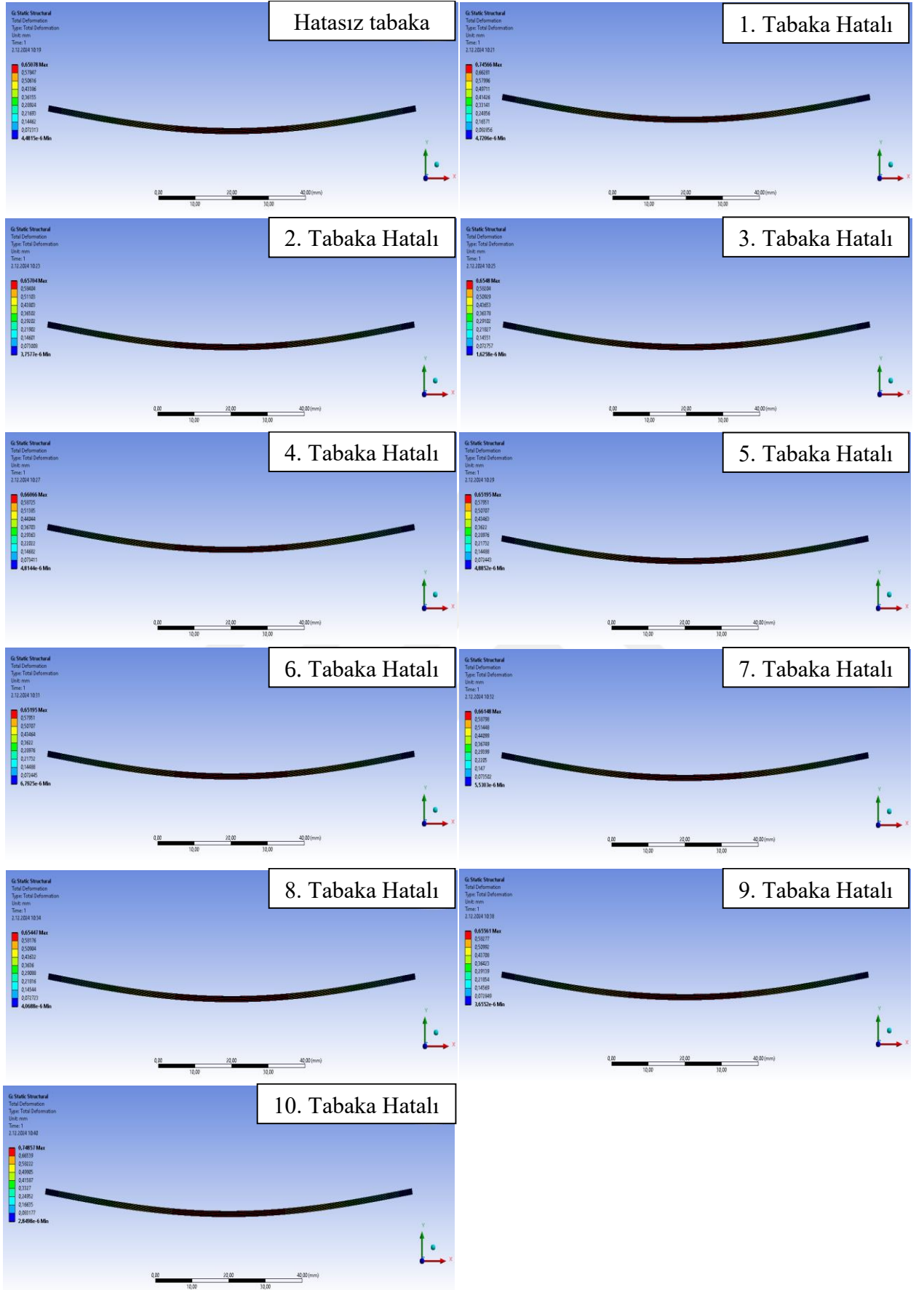
A ₂		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.6368	0.6502
1.Tabaka hatalı	0.7328	0.7493
2.Tabaka hatalı	0.6517	0.6657
3.Tabaka hatalı	0.6403	0.6540
4.Tabaka hatalı	0.6383	0.6523
5.Tabaka hatalı	0.6393	0.6522
6.Tabaka hatalı	0.6381	0.6512
7.Tabaka hatalı	0.6459	0.6599
8.Tabaka hatalı	0.6392	0.6528
9.Tabaka hatalı	0.6437	0.6544
10.Tabaka hatalı	1.4677	1.6127

Tablo 21: Boron/Epoksi A₃ Dizilimi için Eğilme Analizleri

A ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w (mm)	ANSYS w (mm)
Hatasız	0.6351	0.6508
1.Tabaka hatalı	0.7270	0.7457
2.Tabaka hatalı	0.6417	0.6570
3.Tabaka hatalı	0.6392	0.6548
4.Tabaka hatalı	0.6445	0.6607
5.Tabaka hatalı	0.6397	0.6519
6.Tabaka hatalı	0.6366	0.6520
7.Tabaka hatalı	0.6445	0.6615
8.Tabaka hatalı	0.6392	0.6545
9.Tabaka hatalı	0.6418	0.6554
10.Tabaka hatalı	0.7271	0.7485



Şekil 39: Boron/Epoksi A₂ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri



Şekil 40: Boron/Epoksi A₃ Dizilimi için ANSYS Eğilme Analizleri

4.3. TİTREŞİM BULGULARI

4.3.1. Grafit/Epoksi için Titreşim Bulguları

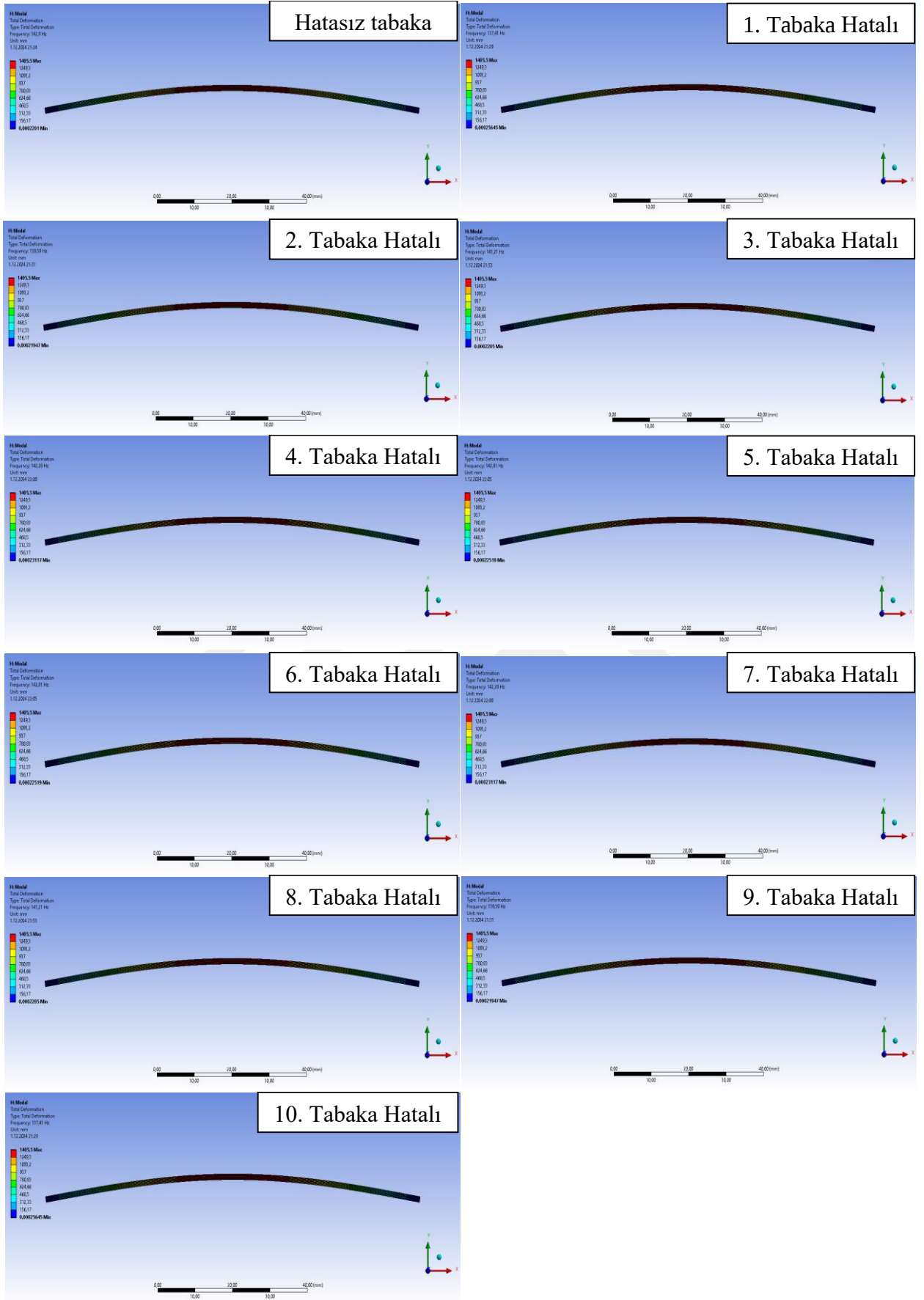
Garift/Epoksi malzeme için yapılan analitik çözümler ve ANSYS analizleri sonucunda S_1 , S_2 , S_3 , S_4 ve S_5 simetri dizilimleri ile A_1 , A_2 ve A_3 asimetrik dizilimlerde elde edilen 1. mod doğal frekans değerleri sırasıyla Tablo 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28 ve 29’da verilmiştir. ANSYS analizleri sonucunda yine aynı dizilimler için 1.mod doğal frekans mod şekilleri için alınan ekran görüntüleri sırasıyla Şekil 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47 ve 48’de verilmiştir.

Tablo 22: Grafit/Epoksi S_1 Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

S_1		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	599	597
1.Tabaka hatalı	577	575.04
2.Tabaka hatalı	586	584.17
3.Tabaka hatalı	592	590.9
4.Tabaka hatalı	597	595.33
5.Tabaka hatalı	599	597.53
6.Tabaka hatalı	599	597.53
7.Tabaka hatalı	597	595.33
8.Tabaka hatalı	592	590.9
9.Tabaka hatalı	586	584.17
10.Tabaka hatalı	577	575.04

Tablo 23: Grafit/Epoksi S_2 Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

S_2		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	142.9	142.9
1.Tabaka hatalı	137.6	137.41
2.Tabaka hatalı	139.7	139.59
3.Tabaka hatalı	141.3	141.21
4.Tabaka hatalı	142.3	142.28
5.Tabaka hatalı	142.8	142.81
6.Tabaka hatalı	142.9	142.81
7.Tabaka hatalı	137.6	142.28
8.Tabaka hatalı	139.7	141.21
9.Tabaka hatalı	141.3	139.59
10.Tabaka hatalı	142.3	137.41



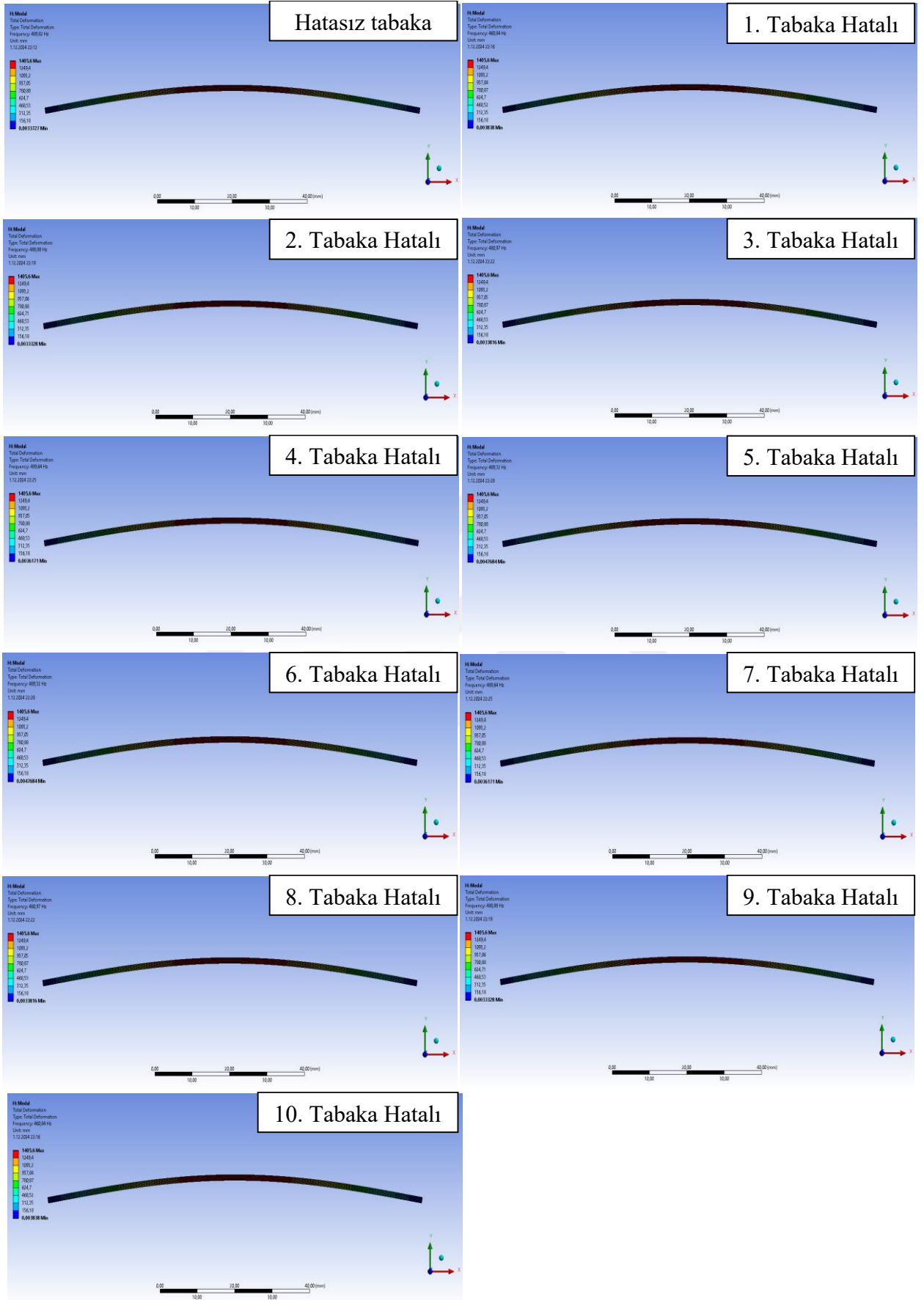
Şekil 42: Grafit/Epoksi S₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 24: Grafit/Epoksi S₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

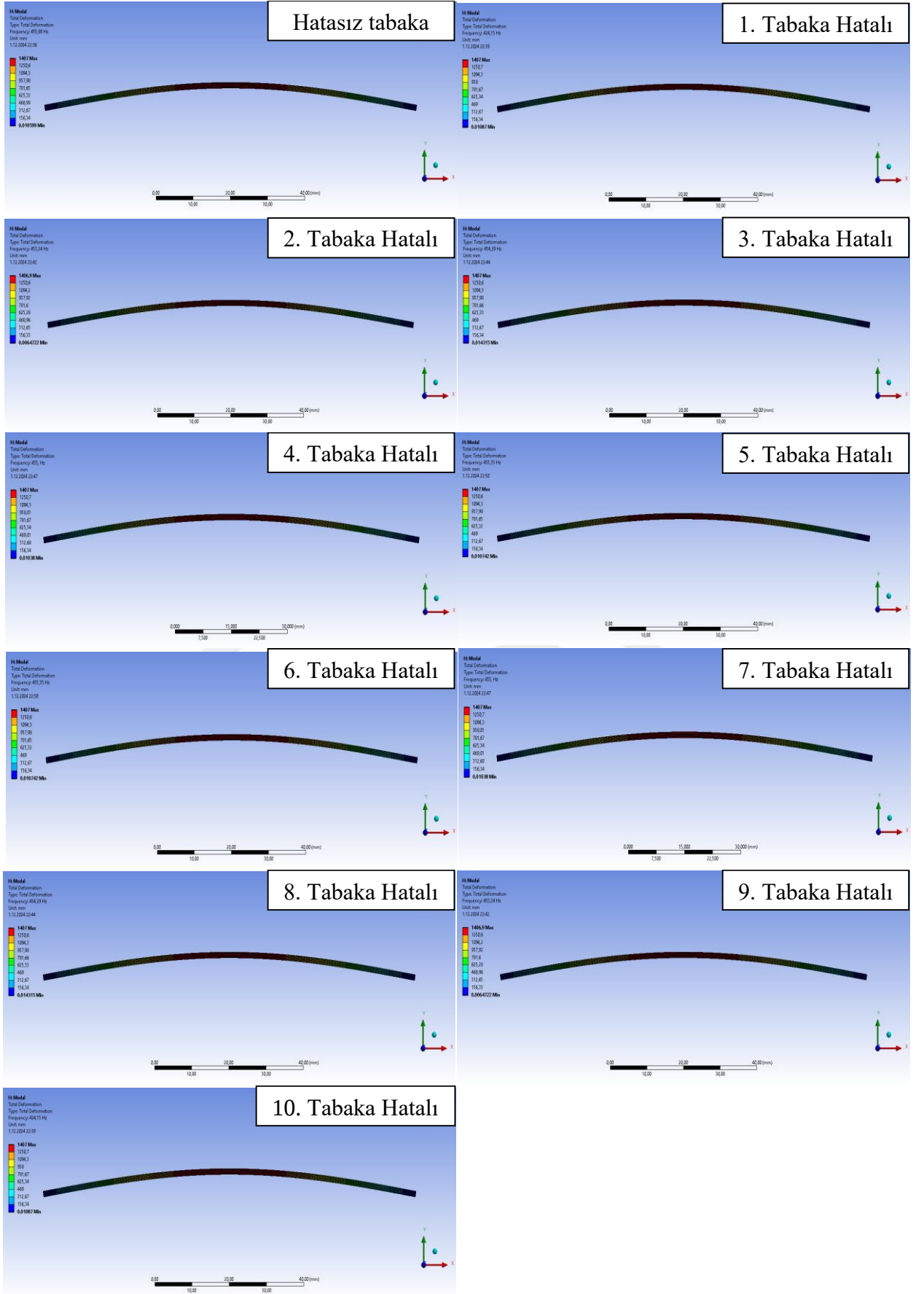
S ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	491	489.82
1.Tabaka hatalı	463	460.84
2.Tabaka hatalı	490	488.88
3.Tabaka hatalı	482	480.97
4.Tabaka hatalı	490	489.64
5.Tabaka hatalı	490	489.32
6.Tabaka hatalı	490	489.32
7.Tabaka hatalı	490	489.64
8.Tabaka hatalı	482	480.97
9.Tabaka hatalı	490	488.88
10.Tabaka hatalı	463	460.84

Tablo 25: Grafit/Epoksi S₄ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

S ₄		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	457	455.88
1.Tabaka hatalı	411	424.15
2.Tabaka hatalı	455	453.24
3.Tabaka hatalı	455	454.29
4.Tabaka hatalı	456	455
5.Tabaka hatalı	457	455.35
6.Tabaka hatalı	457	455.35
7.Tabaka hatalı	456	455
8.Tabaka hatalı	455	454.29
9.Tabaka hatalı	455	453.24
10.Tabaka hatalı	411	424.15



Şekil 43: Grafit/Epoksi S_3 Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



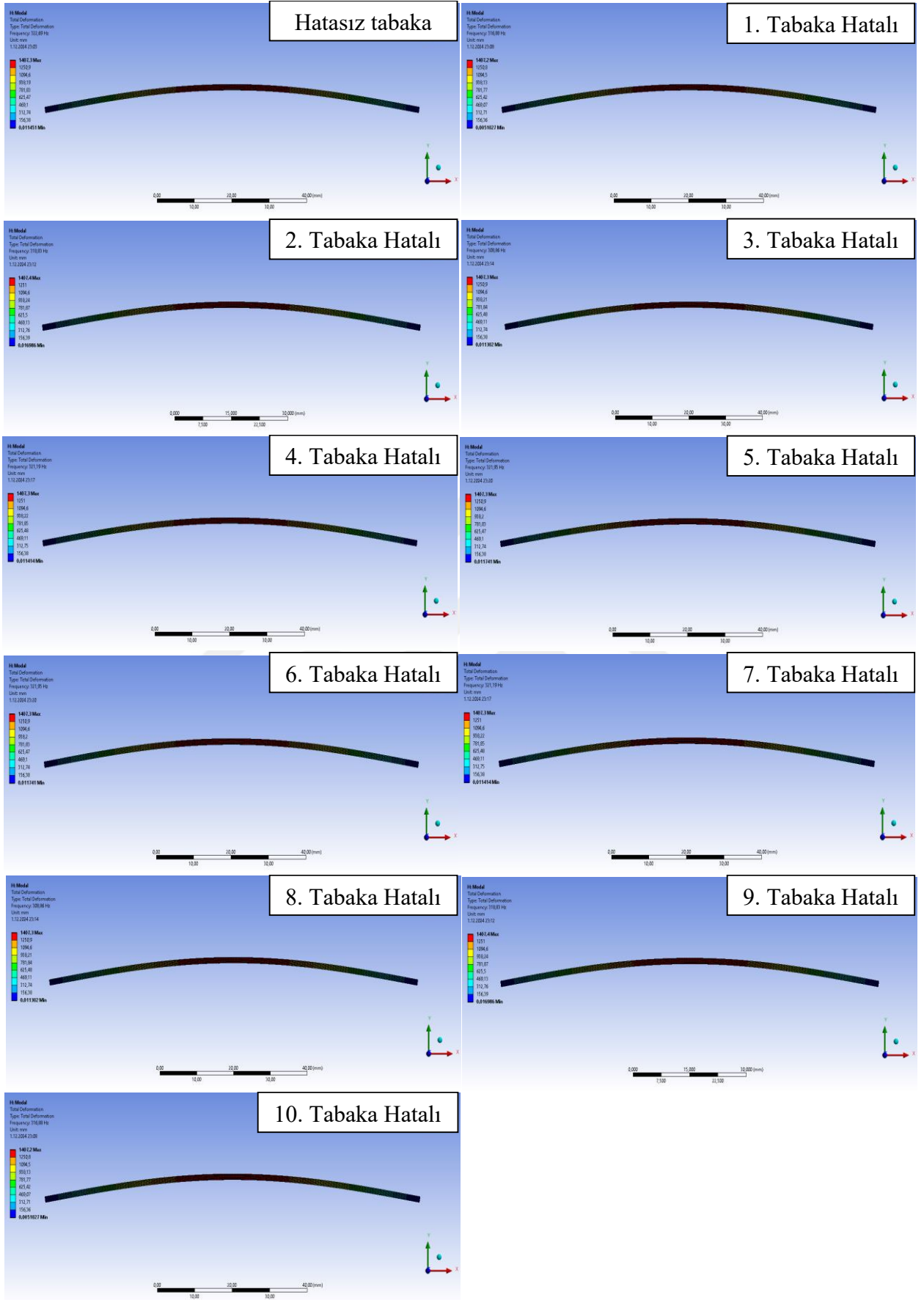
Şekil 44: Grafit/Epoksi S4 Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 26: Grafit/Epoksi S₅ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

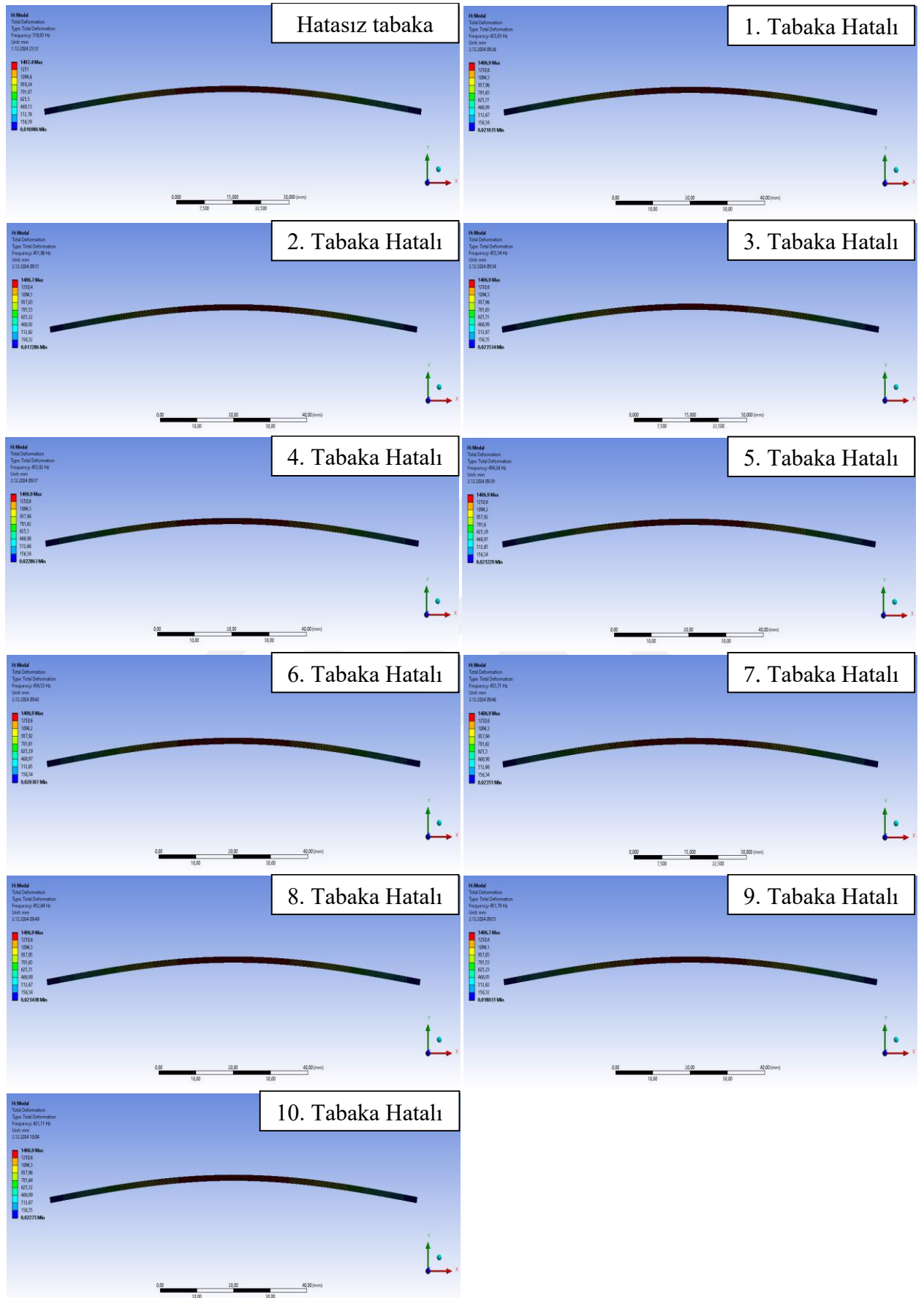
S ₅		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	326	322.69
1.Tabaka hatalı	320	316.88
2.Tabaka hatalı	321	318.83
3.Tabaka hatalı	313	308.86
4.Tabaka hatalı	324	321.19
5.Tabaka hatalı	325	321.95
6.Tabaka hatalı	325	321.95
7.Tabaka hatalı	324	321.19
8.Tabaka hatalı	313	308.86
9.Tabaka hatalı	321	318.83
10.Tabaka hatalı	320	316.88

Tablo 27: Grafit/Epoksi A₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

A ₁		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	455	454.67
1.Tabaka hatalı	424	423.83
2.Tabaka hatalı	453	451.96
3.Tabaka hatalı	454	453.34
4.Tabaka hatalı	454	453.82
5.Tabaka hatalı	455	454.26
6.Tabaka hatalı	455	454.53
7.Tabaka hatalı	454	453.71
8.Tabaka hatalı	453	452.84
9.Tabaka hatalı	453	451.78
10.Tabaka hatalı	422	421.11



Şekil 45: Grafit/Epoksi S₅ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



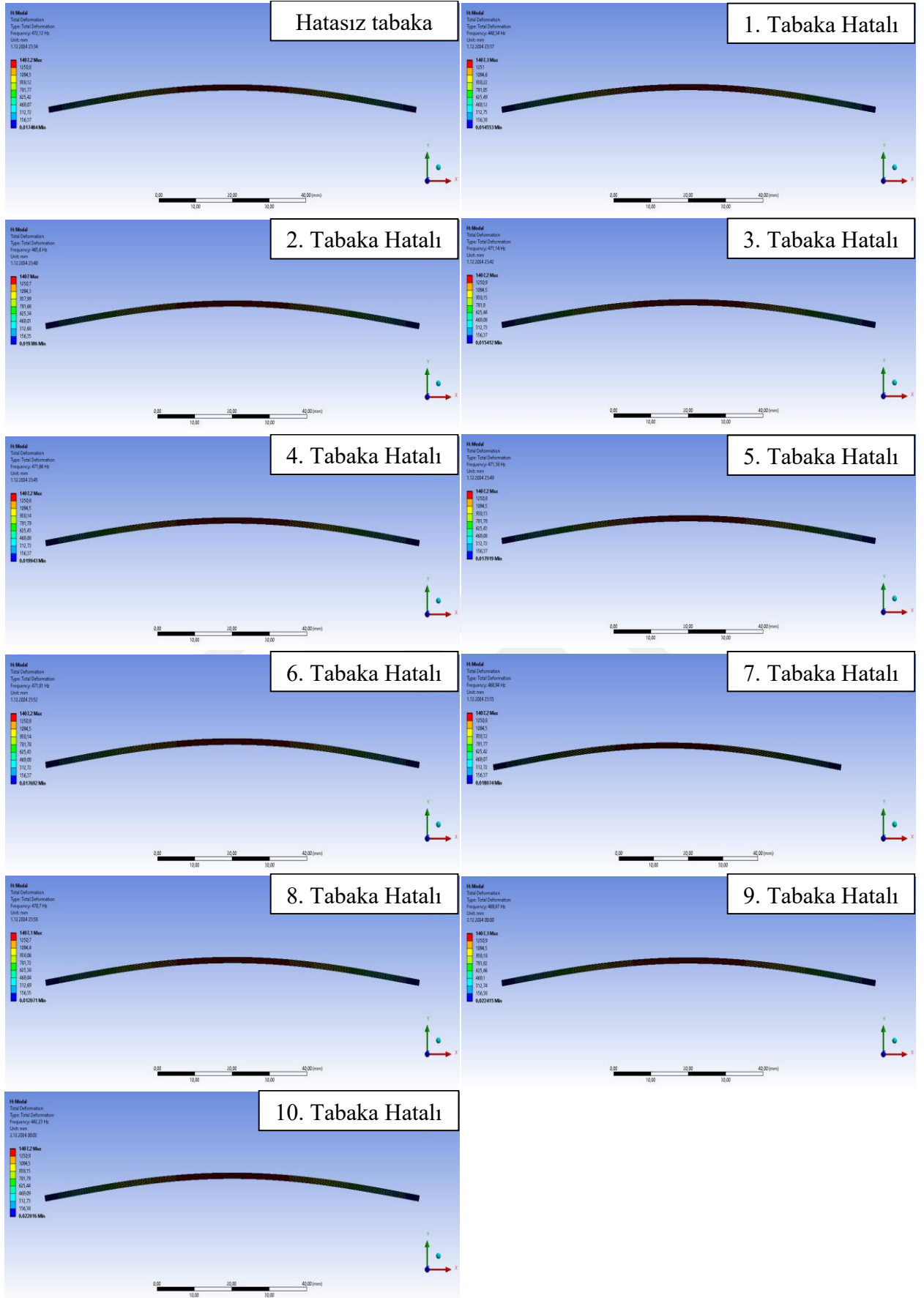
Şekil 46: Grafit/Epoksi A_1 Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 28: Grafit/Epoksi A₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

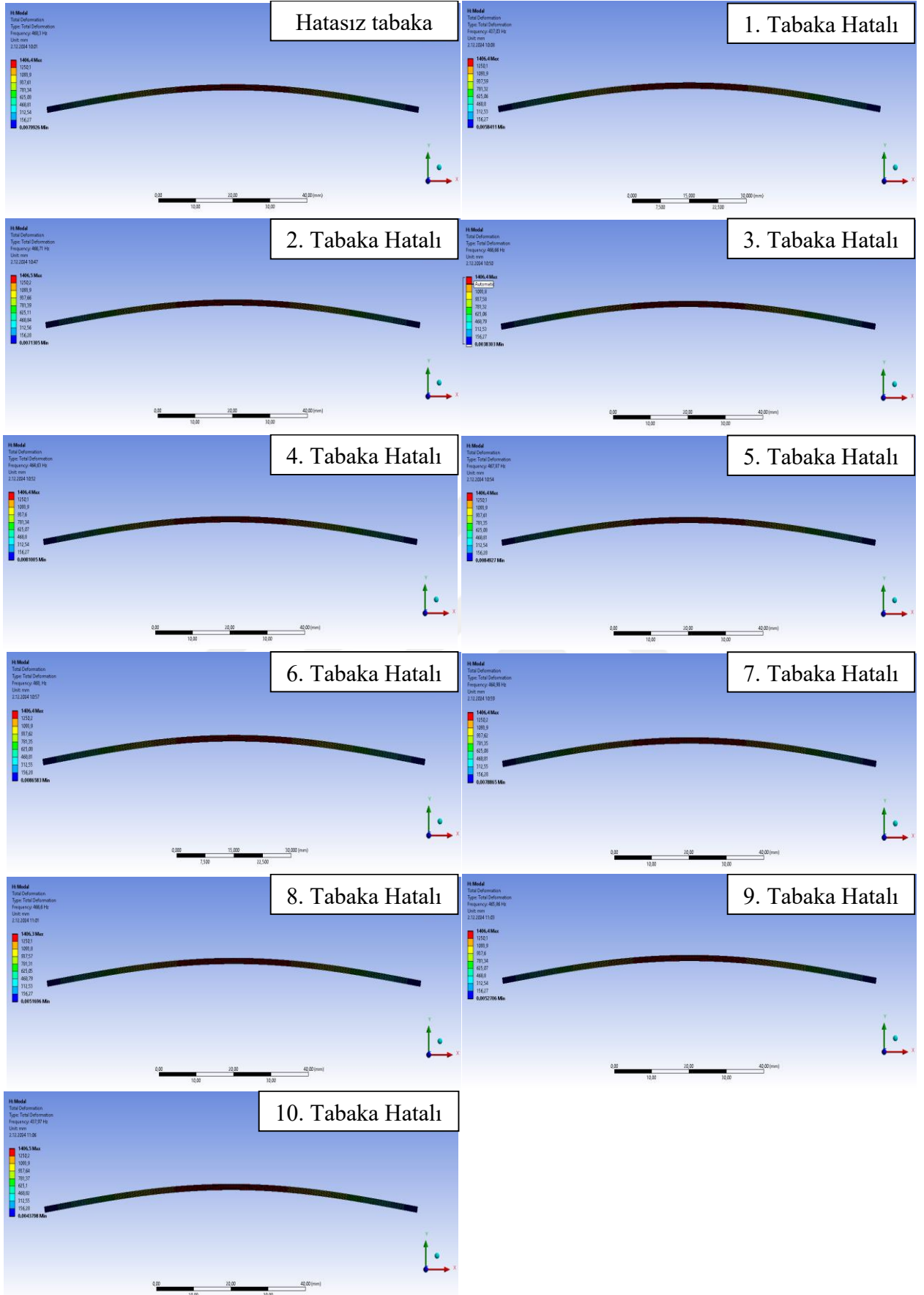
A ₂		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	473	472.12
1.Tabaka hatalı	411	440.34
2.Tabaka hatalı	467	465.6
3.Tabaka hatalı	472	471.14
4.Tabaka hatalı	472	471.66
5.Tabaka hatalı	472	471.38
6.Tabaka hatalı	472	471.81
7.Tabaka hatalı	470	468.94
8.Tabaka hatalı	471	470.7
9.Tabaka hatalı	470	469.87
10.Tabaka hatalı	443	442.23

Tablo 29: Grafit/Epoksi A₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

A ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	471	468.3
1.Tabaka hatalı	440	437.03
2.Tabaka hatalı	469	466.71
3.Tabaka hatalı	469	466.66
4.Tabaka hatalı	467	464.63
5.Tabaka hatalı	470	467.87
6.Tabaka hatalı	470	468
7.Tabaka hatalı	468	464.98
8.Tabaka hatalı	469	466.6
9.Tabaka hatalı	468	465.86
10.Tabaka hatalı	441	437.97



Şekil 47: Grafit/Epoksi A₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



Şekil 48: Grafit/Epoksi A₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

4.3.2. Boron/Epoksi için Titreşim Bulguları

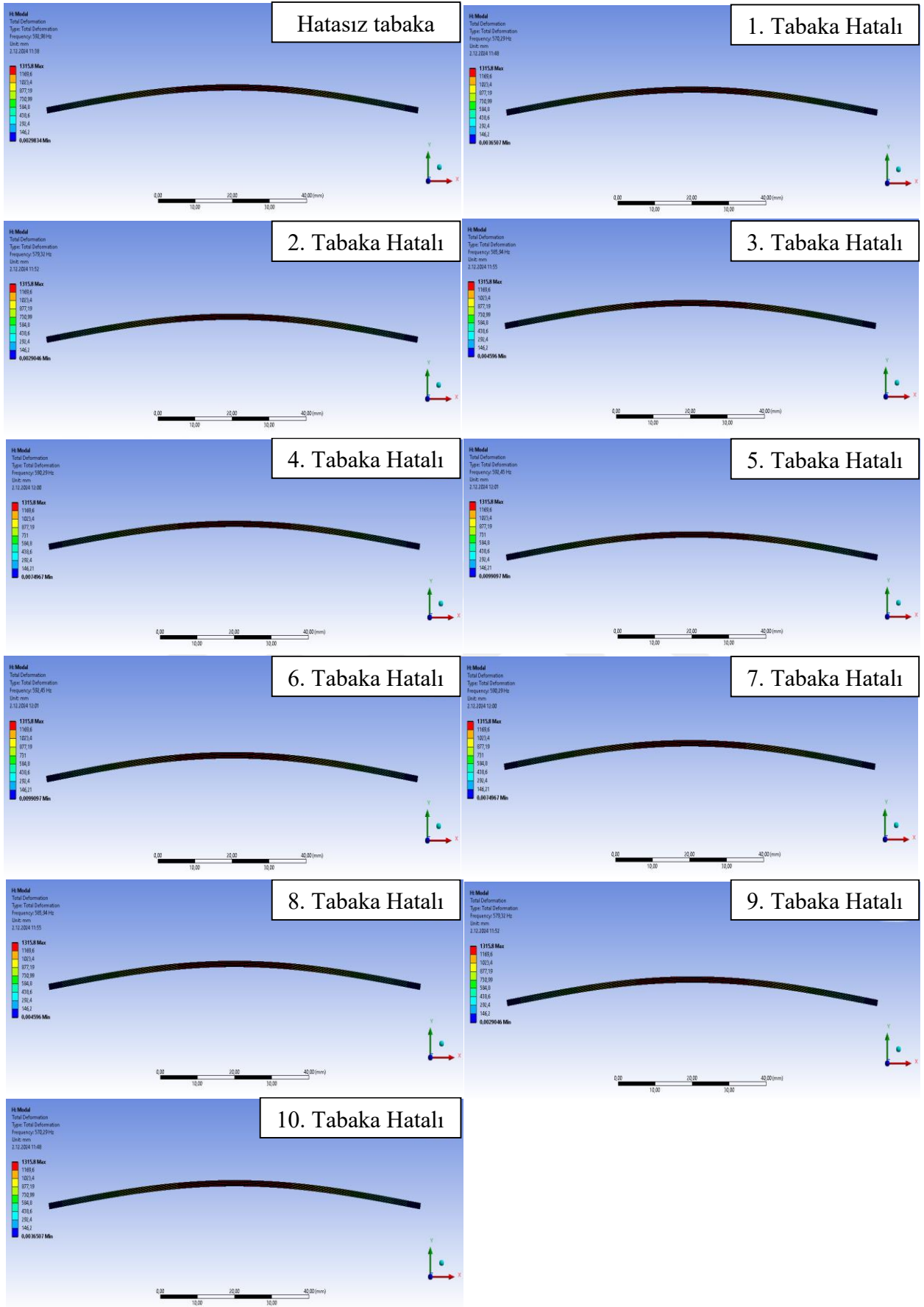
Garift/Epoksi malzeme için yapılan analitik çözümler ve ANSYS analizleri sonucunda S_1 , S_2 , S_3 , S_4 ve S_5 simetri dizilimleri ile A_1 , A_2 ve A_3 asimetrik dizilimlerde elde edilen 1. mod doğal frekans değerleri sırasıyla Tablo 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36 ve 37’de verilmiştir. ANSYS analizleri sonucunda yine aynı dizilimler için 1.mod doğal frekans mod şekilleri için alınan ekran görüntüleri sırasıyla Şekil 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55 ve 56’da verilmiştir.

Tablo 30: Boron/Epoksi S_1 Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

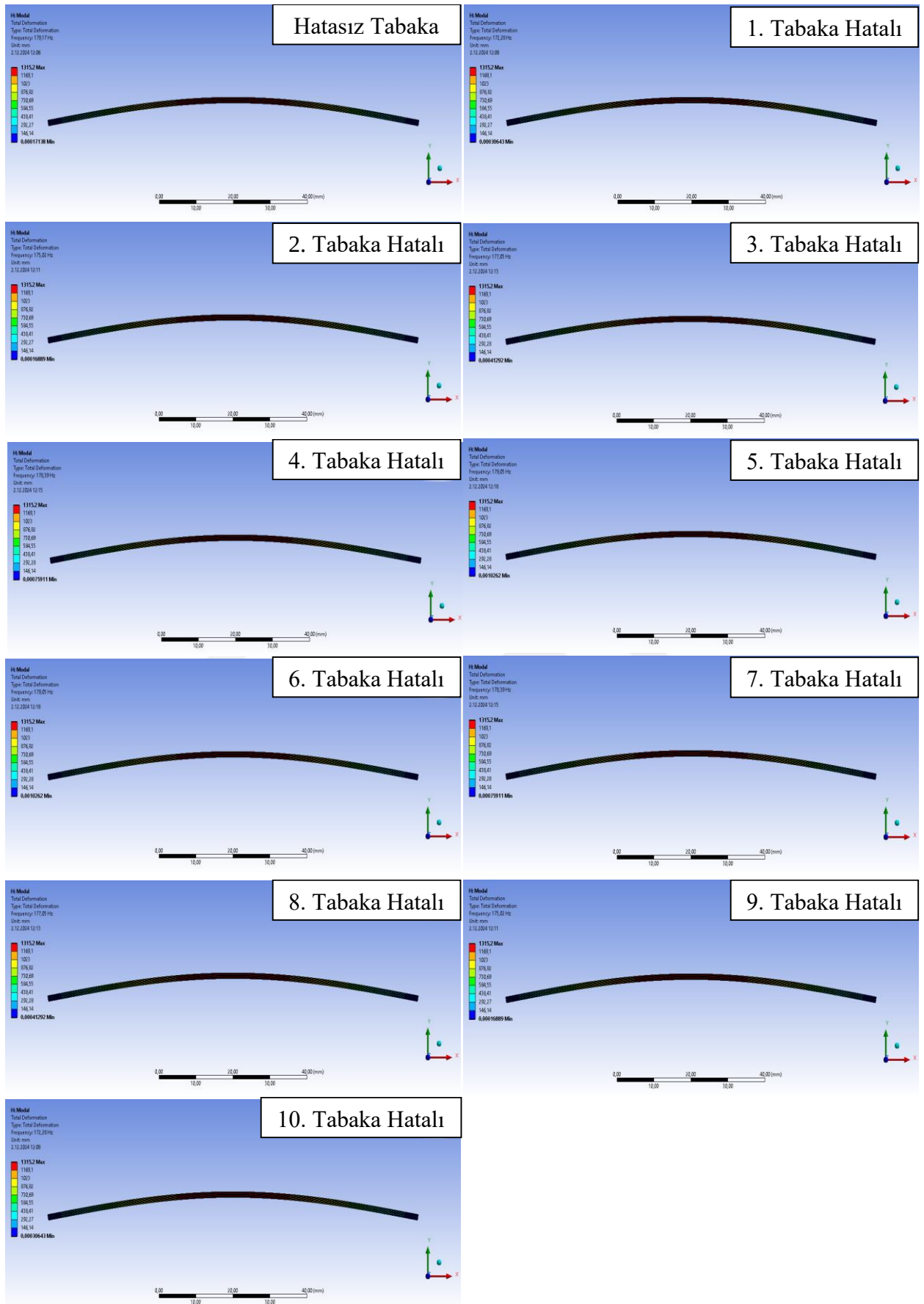
S_1		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	595	592.98
1.Tabaka hatalı	573	570.29
2.Tabaka hatalı	582	579.32
3.Tabaka hatalı	588	585.94
4.Tabaka hatalı	593	590.29
5.Tabaka hatalı	595	592.45
6.Tabaka hatalı	595	592.45
7.Tabaka hatalı	593	590.29
8.Tabaka hatalı	588	585.94
9.Tabaka hatalı	582	579.32
10.Tabaka hatalı	573	570.29

Tablo 31: Boron/Epoksi S_2 Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

S_2		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	179.2	179.17
1.Tabaka hatalı	172.6	172.28
2.Tabaka hatalı	177.2	175.02
3.Tabaka hatalı	177.2	177.05
4.Tabaka hatalı	178.5	178.39
5.Tabaka hatalı	179.1	179.35
6.Tabaka hatalı	179.1	179.35
7.Tabaka hatalı	178.5	178.39
8.Tabaka hatalı	177.2	177.05
9.Tabaka hatalı	177.2	175.02
10.Tabaka hatalı	172.6	172.28



Şekil 49: Boron/Epoksi S_1 Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



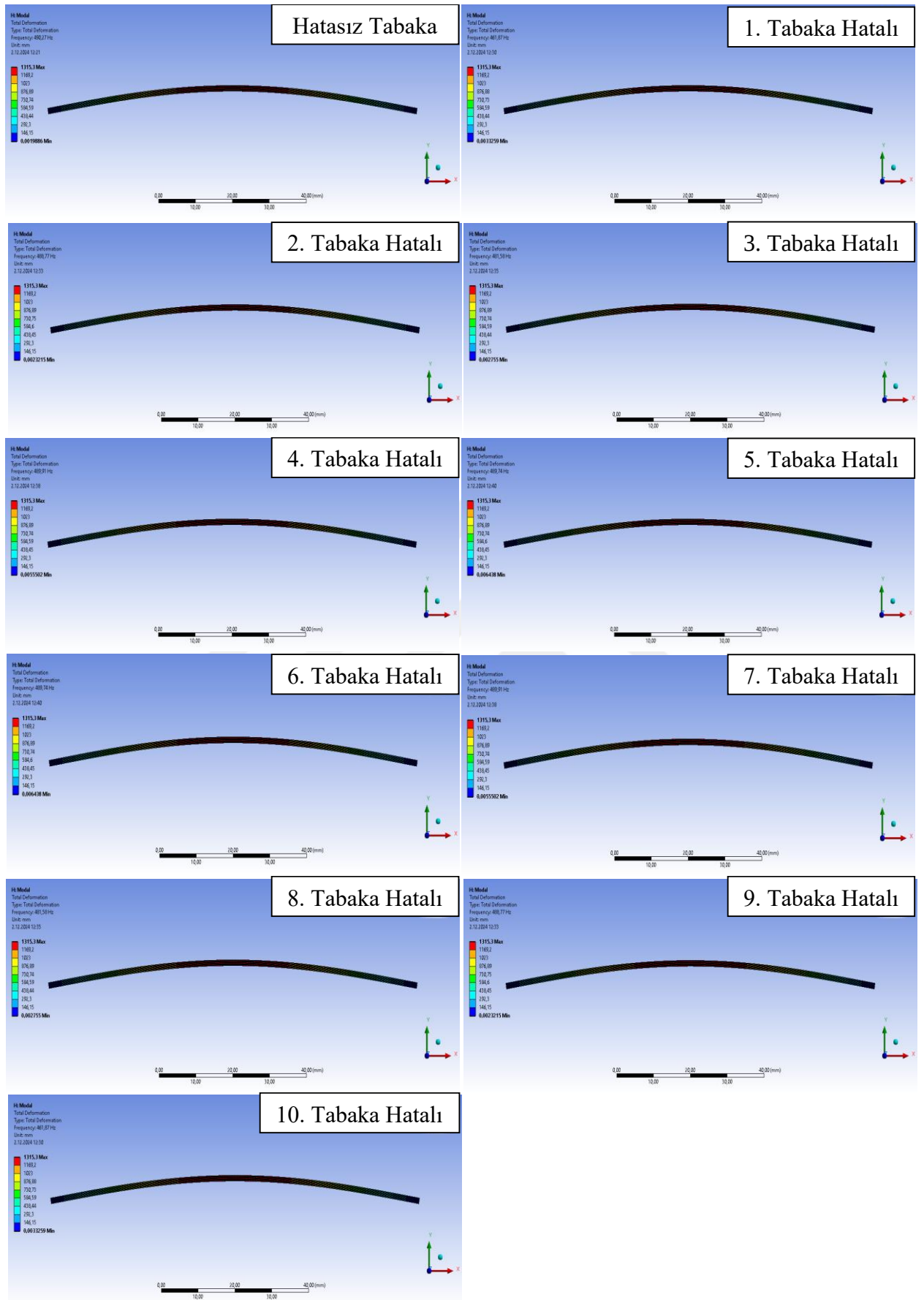
Şekil 50: Boron/Epoksi S₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 32: Boron/Epoksi S₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

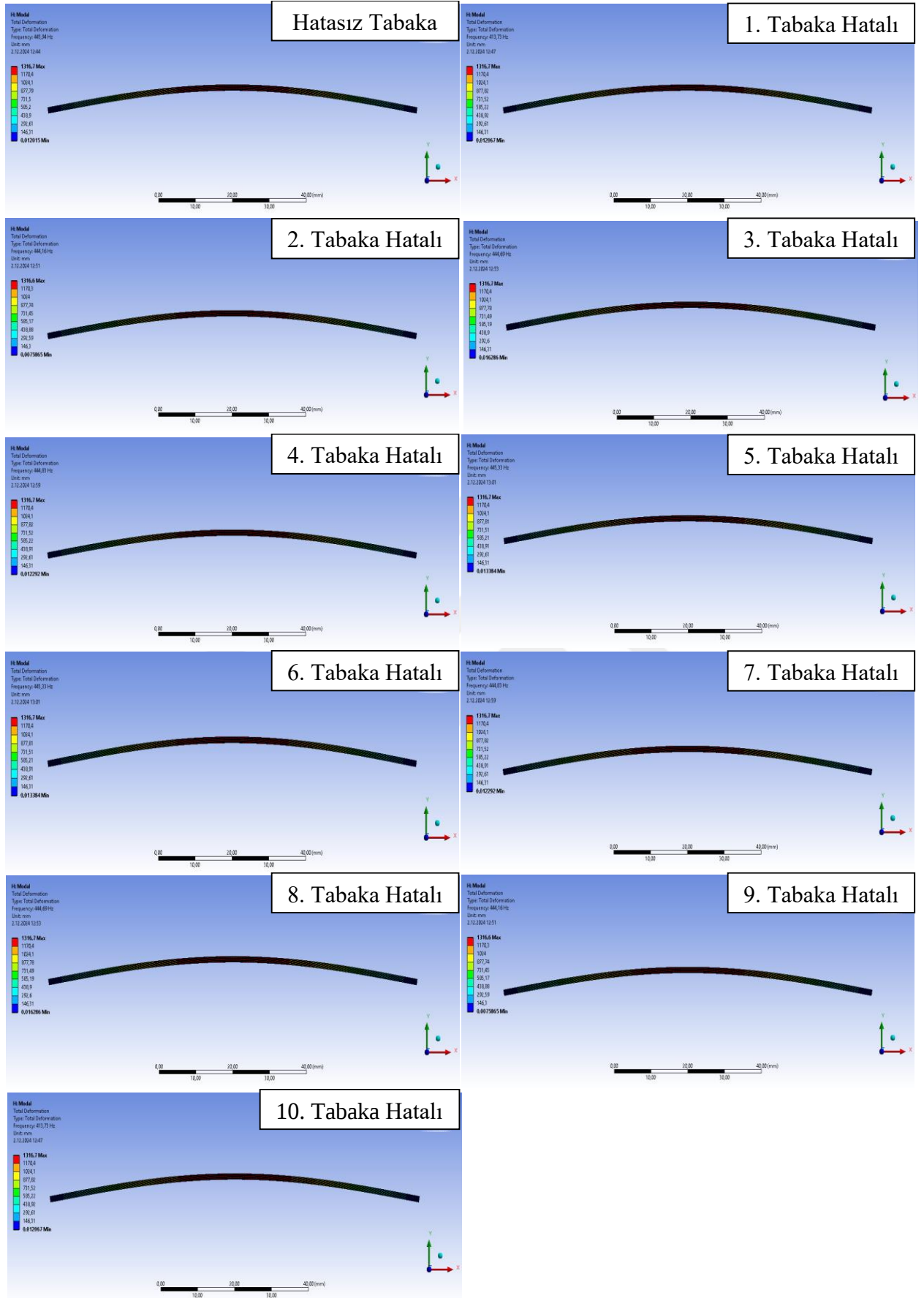
S ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	492	490.27
1.Tabaka hatalı	464	461.87
2.Tabaka hatalı	490	488.77
3.Tabaka hatalı	483	481.58
4.Tabaka hatalı	491	489.91
5.Tabaka hatalı	491	489.74
6.Tabaka hatalı	491	489.74
7.Tabaka hatalı	491	489.91
8.Tabaka hatalı	483	481.58
9.Tabaka hatalı	490	488.77
10.Tabaka hatalı	464	461.87

Tablo 33: Boron/Epoksi S₄ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

S ₄		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	451	445.94
1.Tabaka hatalı	421	413.73
2.Tabaka hatalı	449	444.16
3.Tabaka hatalı	450	444.69
4.Tabaka hatalı	450	444.83
5.Tabaka hatalı	451	455.33
6.Tabaka hatalı	451	455.33
7.Tabaka hatalı	450	444.83
8.Tabaka hatalı	450	444.69
9.Tabaka hatalı	449	444.16
10.Tabaka hatalı	421	413.73



Şekil 51: Boron/Epoksi S₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



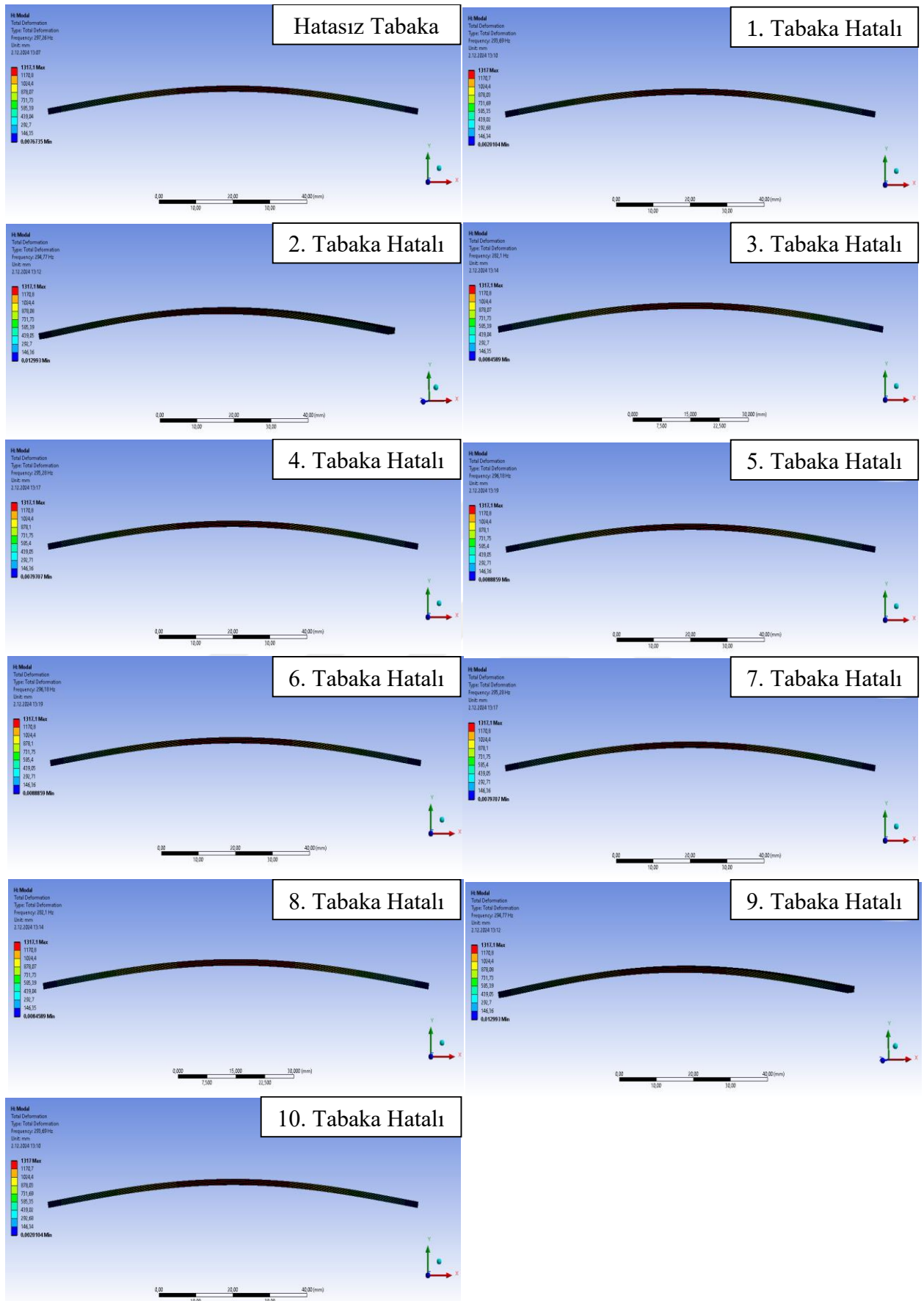
Şekil 52: Boron/Epoksi S₄ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 34: Boron/Epoksi S₅ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

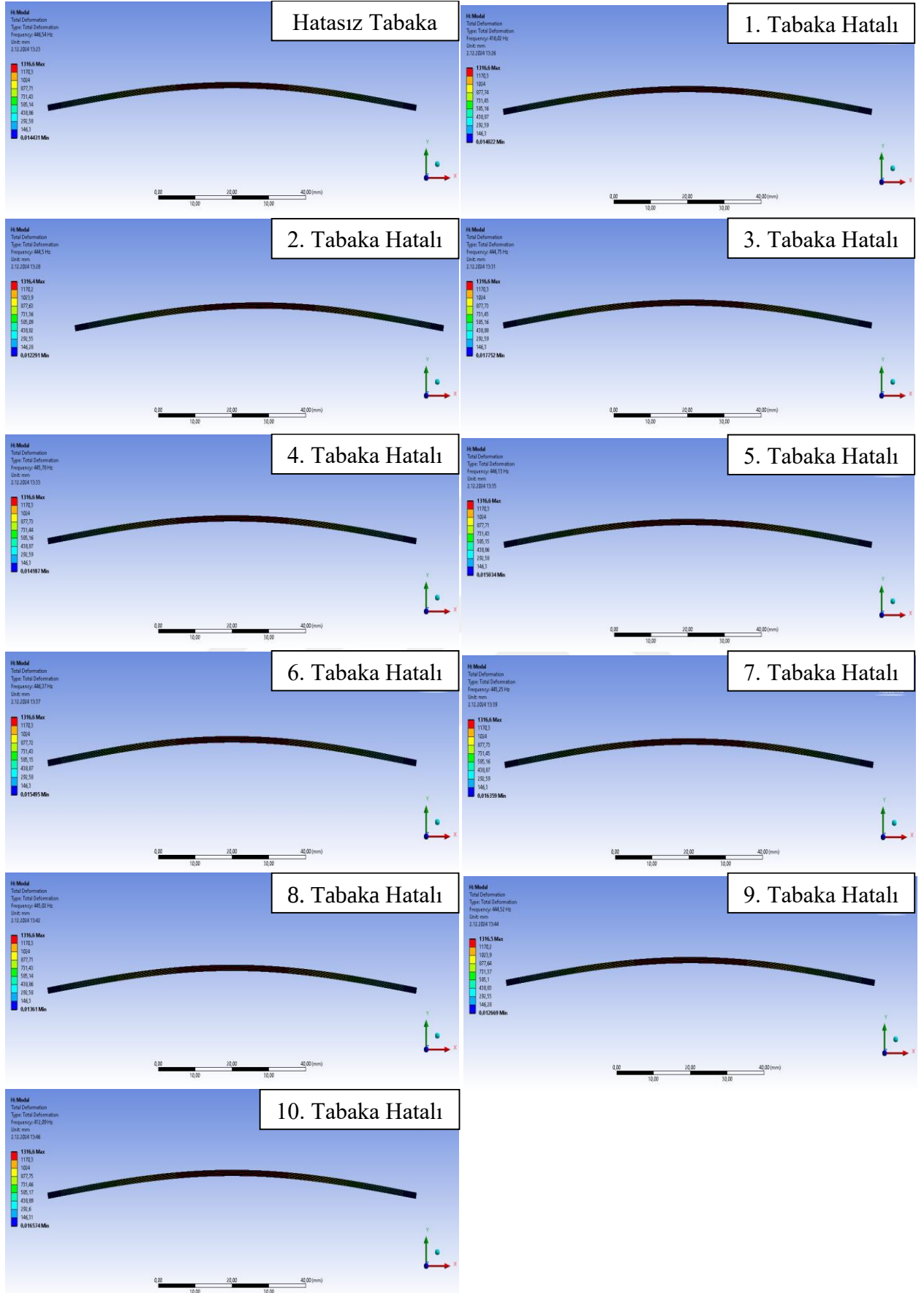
S ₅		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	312	297.26
1.Tabaka hatalı	308	293.69
2.Tabaka hatalı	309	294.77
3.Tabaka hatalı	298	282.1
4.Tabaka hatalı	310	295.28
5.Tabaka hatalı	311	296.18
6.Tabaka hatalı	311	296.18
7.Tabaka hatalı	310	295.28
8.Tabaka hatalı	298	282.1
9.Tabaka hatalı	309	294.77
10.Tabaka hatalı	308	293.69

Tablo 35: Boron/Epoksi A₁ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

A ₁		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	451	446.54
1.Tabaka hatalı	420	416.02
2.Tabaka hatalı	449	444.5
3.Tabaka hatalı	449	444.75
4.Tabaka hatalı	449	445.78
5.Tabaka hatalı	450	446.13
6.Tabaka hatalı	450	446.37
7.Tabaka hatalı	449	445.25
8.Tabaka hatalı	448	445.02
9.Tabaka hatalı	448	444.52
10.Tabaka hatalı	417	412.09



Şekil 53: Boron/Epoksi S5 Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



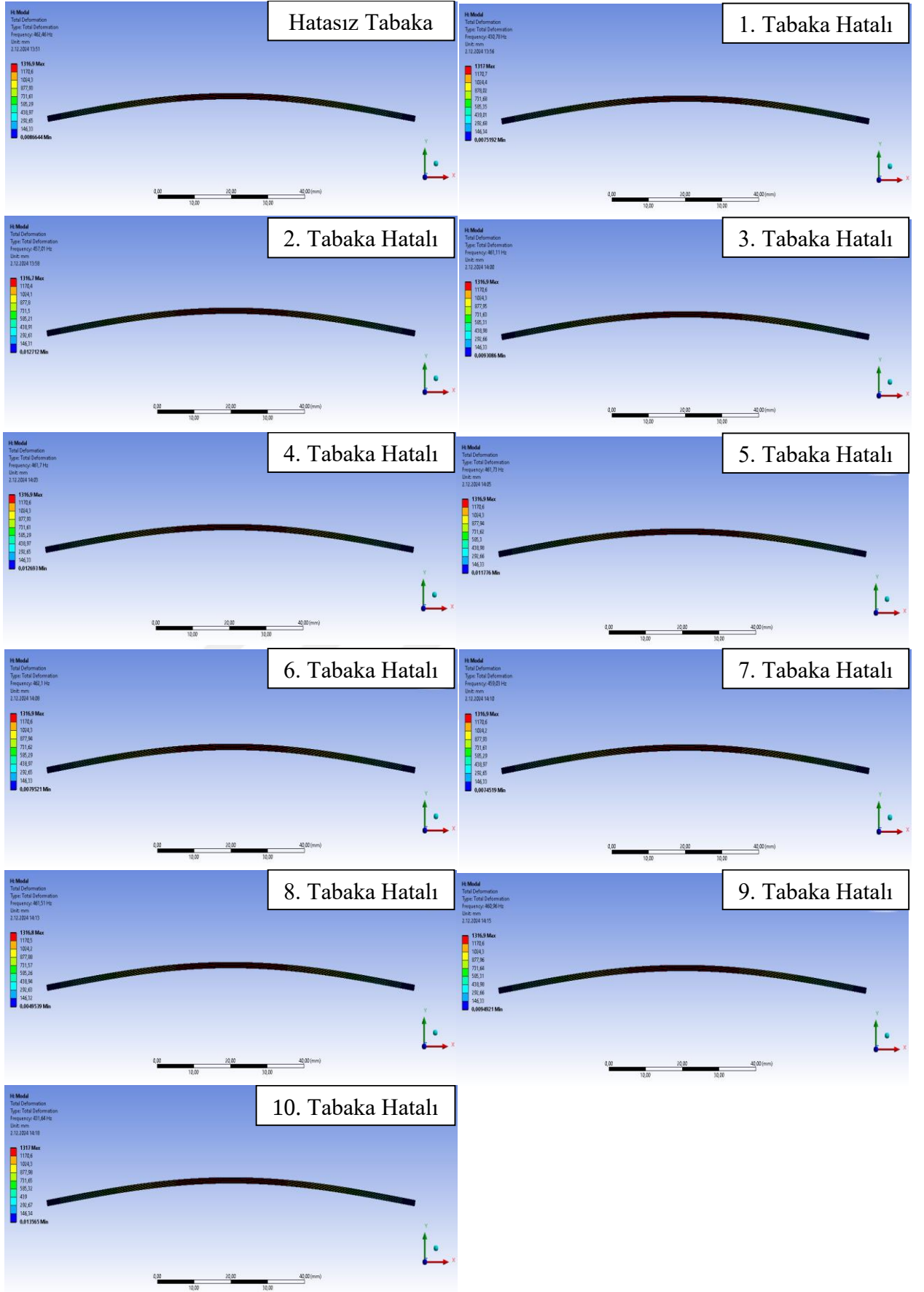
Şekil 54: Boron/Epoksi A₁ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

Tablo 36: Boron/Epoksi A₂ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

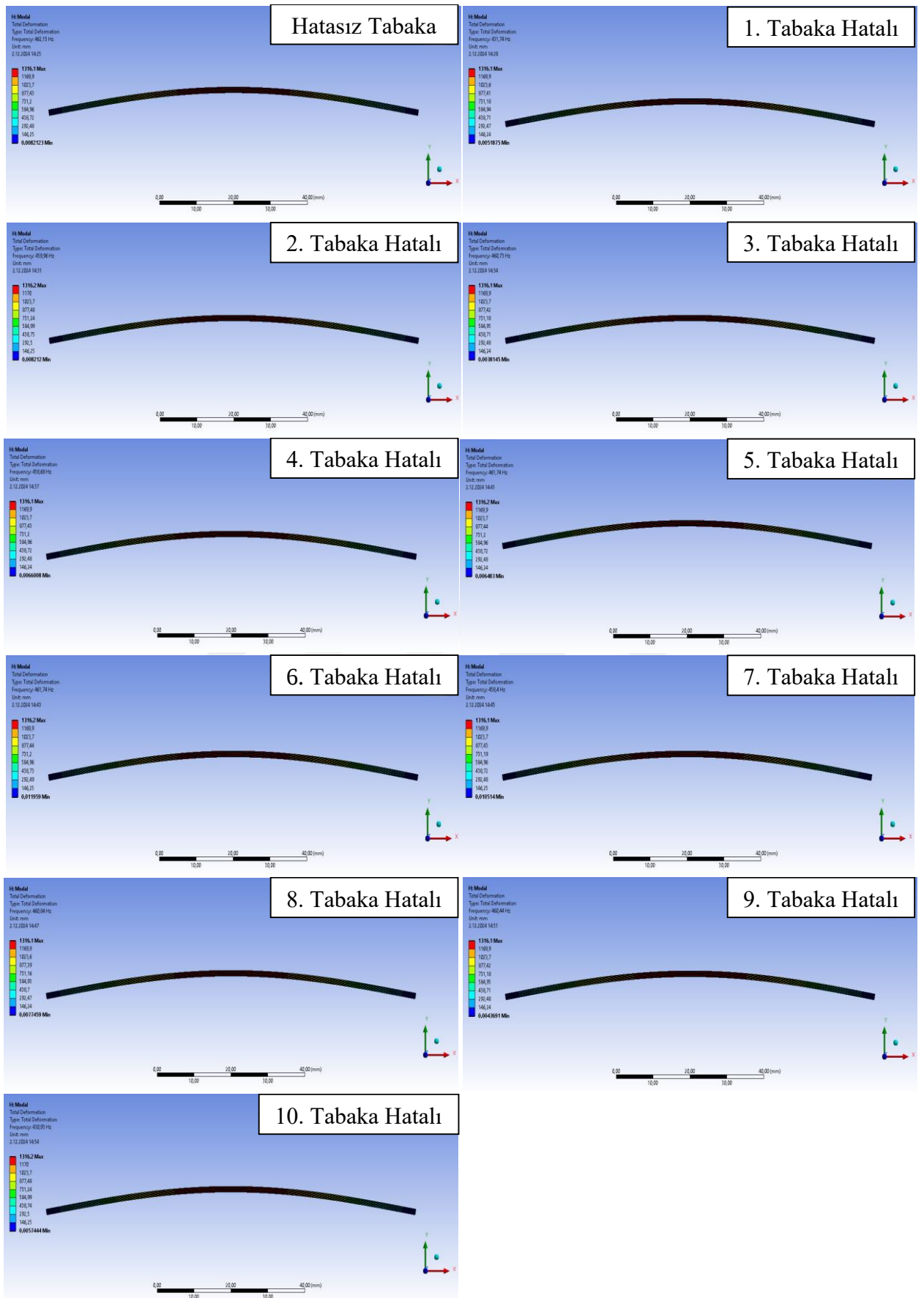
A ₂		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	467	462.46
1.Tabaka hatalı	434	430.78
2.Tabaka hatalı	462	457.01
3.Tabaka hatalı	466	461.11
4.Tabaka hatalı	467	461.7
5.Tabaka hatalı	466	461.73
6.Tabaka hatalı	467	462.1
7.Tabaka hatalı	464	459.03
8.Tabaka hatalı	466	461.51
9.Tabaka hatalı	465	460.96
10.Tabaka hatalı	437	431.64

Tablo 37: Boron/Epoksi A₃ Dizilimi için 1. Mod Doğal Frekansları

A ₃		
Tabaka Durumu	Analitik w_n (Hz)	ANSYS w_n (Hz)
Hatasız	468	462.15
1.Tabaka hatalı	437	431.74
2.Tabaka hatalı	465	459.96
3.Tabaka hatalı	466	460.73
4.Tabaka hatalı	464	458.68
5.Tabaka hatalı	467	461.74
6.Tabaka hatalı	467	461.74
7.Tabaka hatalı	464	458.4
8.Tabaka hatalı	466	460.84
9.Tabaka hatalı	465	460.44
10.Tabaka hatalı	437	430.93



Şekil 55: Boron/Epoksi A₂ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)



Şekil 56: Boron/Epoksi A₃ Dizilimi için 1. Mod Şekilleri (ANSYS)

SONUÇ, TARTIŞMA VE ÖNERİLER

Sonuç

- Yapılan çalışmada sonuçlar ve grafiklerden de anlaşılabacağı üzere analitik çözümler ile ANSYS analiz sonuçları oldukça birbirine yakın gelmiştir.
- Yapılan çalışma sonucunda hem grafit/epoksi hem de boron/epoksi için tabakalı kompozit kirişe hatalı tabaka eklendiğinde maksimum çökme değeri artmaktadır.
- Hem grafit/epoksi hemde boron/epoksi için S_1 , S_2 , S_3 ve S_4 , simetri dizilimlerde 1.tabaka ve 10. Tabakanın hatalı olması durumunda maksimum çökme değeri en yüksek değeri almaktadır. Hatalı tabaka tarafsız düzleme yaklaştıkça çökme değerindeki artış giderek azalmaktadır. Hem grafit/epoksi hemde boron/epoksi için S_5 diziliminde ise maksimum çökme değeri 3. ve 8. Tabakalarda hata olması durumunda gelmektedir.
- Simetri dizilimlerde her iki malzeme türü için hatalı tabakanın simetri karşılıklarında hata olması durumunda çökme değerleri aynı olmaktadır (Örneğin hatanın 1. veya 10. tabakada bulunması durumunda çökme değerleri aynı olmakta/ hatanın 2. veya 9. tabakada bulunması durumunda çökme değerleri aynı olmakta/ hatanın 3. veya 8. tabakada bulunması durumunda çökme değerleri aynı olmakta/ hatanın 4. veya 7. tabakada bulunması durumunda çökme değerleri aynı olmakta/ hatanın 5. veya 6. tabakada bulunması durumunda çökme değerleri aynı olmakta).
- A_1 , A_2 ve A_3 dizilimlerinde tıpkı simetrik düzlemlerde olduğu gibi 1. Tabaka ve 10. tabaka da hata olması durumunda maksimum çökme değerleri gelmektedir.
- Grafit/epoksi için en düşük çökme değerleri S_1 dizilimde gerçekleşirken, en yüksek çökme değeri S_2 diziliminde gerçekleşmiştir. Açılı dizilimler de ise simetrikler için en düşük maksimum çökme değeri S_3 diziliminde gerçekleşmiştir.
- Boron/epoksi için en düşük çökme değerleri S_1 dizilimde gerçekleşirken, en yüksek çökme değeri S_2 diziliminde gerçekleşmiştir. Açılı dizilimler de ise simetrikler için en düşük maksimum çökme değeri S_3 diziliminde gerçekleşmiştir.
- Asimetrik dizilimler kendi aralarında kıyaslandığında hatalı tabakanın konumuna göre değişkenlikler göstermektedir.
- Doğal frekans değerleri incelendiğinde ise dizilime hatalı tabaka eklendiğinde doğal frekans değeri azalmaktadır.
- Simetri dizilimlerde her iki malzeme türü için hatalı tabakanın simetri karşılıklarında hata olması durumunda doğal frekans değeri aynı olmaktadır (Örneğin hatanın 1. veya 10. tabakada bulunması durumunda doğal frekans değeri değerleri aynı olmakta/ hatanın

- 2. veya 9. tabakada bulunması durumunda doğal frekans değeri aynı olmakta/ hatanın
- 3. veya 8. tabakada bulunması durumunda doğal frekans değeri aynı olmakta/ hatanın
- 4. veya 7. tabakada bulunması durumunda doğal frekans değeri aynı olmakta/ hatanın
- 5. veya 6. tabakada bulunması durumunda doğal frekans değeri aynı olmakta).
- Hem grafit/epoksi hemde boron/epoksi için S_1 , S_2 , S_3 ve S_4 simetri dizilimlerde 1.tabaka ve 10. Tabakanın hatalı olması durumunda doğal frekans değeri en düşük değeri almaktadır. Hatalı tabaka tarafsız düzleme yaklaştıkça doğal frekans değerindeki azalış giderek azalmaktadır. Hem grafit/epoksi hemde boron/epoksi için S_5 diziliminde ise doğal frekans değeri en düşük 3. ve 8. Tabakalarda hata olması durumunda gelmektedir.

Tartışma

Yapılan çalışma da elde edilen sonuçların bulunması noktasında kullanılan yöntemler literatürle kıyaslanarak doğrulanmıştır. Çalışma sonucunda elde edilen veriler hatalı tabakanın konumunun eğilme ve titreşim değerlerine oldukça önemli düzeyde etki ettiği sonucua varılmıştır. Özellikle beklenmedik sorunlarla karşılaşılan durumlarda hangi tabakalarda hata yapıldığına dair araştırmacıların bir kanıya varmalarında bu çalışma yardımcı olacaktır.

Öneriler

- Yapılacak çalışmalar ile farklı yükleme türleri (eğilme ve burulma birlikte) bir arada uygulanarak gerçekleştirilebilir.
- Yapılacak çalışmalarla sınır koşulları değiştirilerek sonuçlar incelenebilir.
- Yapılacak olan çalışmalarla yapılan ve teorik olarak hesaplanan bu işlemlerin deneysel doğrulanması yapılabilir.

KAYNAKÇA

- Abd El-baky, M, A., & Attia, M, A, (2019), Water absorption effect on the in-plane shear properties of jute-glass-carbon-reinforced composites using Iosipescu test. *Journal of Composite Materials*, 53(21), 3033-3045.
- Abdullah, S, S., Bokti, S, K., Wong, K, J., Johar, M., Chong, W, W, F., & Dong, Y. (2024), Mode II and mode III delamination of carbon fiber/epoxy composite laminates subjected to a four-point bending mechanism. *Composites Part B: Engineering*, 270, 111110.
- Ahn, H, S., Kweon, J, H., & Choi, J, H, (2005), Failure of unidirectional-woven composite laminated pin-loaded joints. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 24(7), 735-752.
- Aktaş, M., & Karakuzu, R. (2009). Determination of mechanical properties of glass-epoxy composites in high temperatures. *Polymer Composites*, 30(10), 1437-1441.
- Alsaadi, M., Bulut, M., Erklığ, A., & Jabbar, A. (2018), Nano-silica inclusion effects on mechanical and dynamic behavior of fiber reinforced carbon/Kevlar with epoxy resin hybrid composites. *Composites Part B: Engineering*, 152, 169-179.
- Atlıhan, G. (2010). *Süreksizlik bölgesine sahip tabakalı kompozit kirişlerin titreşim analizi* (Doktora Tezi). Yükseköğretim Kurulu Ulusal Tez Merkezi'nden edinilmiştir. (Tez No: 260015).
- Autar K, Kaw (2006) Mechanics of composite materials (Kompozit malzeme mekaniği) Buket Okutan Baba Ramazan Karakuzu Ankara: Elif yayınevi, s:2,18-27,67-83,207-216,274-275,280-281,319-326,328-329.
- Baltacı, A., & Sarıkanat, A, (2006), Değişik fiber oryantasyonlarına sahip tabakalı kompozit kirişlerin sonlu elemanlar yöntemiyle titreşim analizi. *Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Fen ve Mühendislik Dergisi*, 8(3), 85-97.
- Bazhenov, S, L, (1995), Bending failure of aramid fibre-reinforced composite. *Composites*, 26(11), 757-765.
- Belal, S. M., Anwar, M. S., Islam, M. S., Arifuzzaman, M., & Al Bari, M. A. (2023). Numerical study on the design of flax/bamboo fiber reinforced hybrid composites under bending load. *Hybrid Advances*, 4, 100112.
- Bulut, M., Erklığ, A., Alsaadi, M., & Kchany, S, (2017), Effects of stacking sequence on mechanical properties of hybrid composites reinforced with carbon, Kevlar and S-glass fibers. *Materials Testing* 59(5), 472-479.
- Dhar Malingam, S., Subramaniam, K., Lin Feng, N., Fadzullah, S, H, S, M., & Subramonian, S, (2019), Mechanical properties of plain woven kenaf/glass fiber reinforced polypropylene hybrid composites. *Materials Testing*, 61(11), 1095-1100.
- Durão, L. M., Magalhães, A. G., Marques, A. T., & Tavares, J. M. R. (2008). Damage assessment of drilled hybrid composite laminates. In *ECCM-13-13th European Conference on Composite Materials* (pp. 1-10). ESCM-European Society for Composite Materials.

- Franz, G., & Hassan, M. H. (2023). Structural Health Monitoring of Laminated Materials for Aerospace Application. In *Structural Integrity and Monitoring for Composite Materials* (pp. 1-26). Singapore: Springer Nature Singapore. 294-295.
- GuruRaja, M. N., & HariRao, A. N. (2013). Hybrid effects on tensile properties of carbon/glass angle ply composites. *Advances in Materials*, 12(2), 36-41.
- Gustin, J., Joneson, A., Mahinfalah, M., & Stone, J. (2005). Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites. *Composite Structures*, 69(4), 396-406.
- Gustin, J., Joneson, A., Mahinfalah, M., & Stone, J. (2005). Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites. *Composite Structures*, 69(4), 396-406.
- Habibi, T., Rhode-Barbarigos, L., & Keller, T. (2024). Short-term behavior of glass fiber-polymer composite bending-active elastica beam under service load application. *Composite Structures*, 337, 118080.
- Halit Yaşa Ersoy (2001) Kompozit malzeme İstanbul: *Literatür Yayıncılık*, s:175-191.
- Hosur, M. V., Adbullah, M., & Jeelani, S. (2005). Studies on the low-velocity impact response of woven hybrid composites. *Composite Structures*, 67(3), 253-262.
- Hwang, S. F., & Mao, C. P. (2001). Failure of delaminated interply hybrid composite plates under compression. *Composites Science and Technology*, 61(11), 1513-1527.
- Ji, M., Huang, L., Zhang, R., Wang, S., Sun, F., Wang, C., & Geng, L. (2024). Microstructure evolution and bending fracture mechanism of as-rolled gradient-laminated network titanium matrix composites. *Materials Characterization*, 113976.
- Kaboglu, C., Eken, T. Y., & Guney, S. (2023). Effect of curvature and stacking sequence on flexural strength in glass fiber reinforced composites. *Materials Testing*, 65(8), 1273-1280.
- Kalnin, I. L. (1972, January). Evaluation of unidirectional glass-graphite fiber/epoxy resin composites. In *Composite Materials: Testing and Design (Second Conference)*. ASTM International.
- Kitano, T., Haghani, E., Tanegashima, T., & Sáha, P. (2000). Mechanical properties of glass fiber/organic fiber mixed-mat reinforced thermoplastic composites. *Polymer composites*, 21(4), 493-505.
- Liu, Z., Ge, J., He, C., Liu, C., Zhang, B., Liu, K., & Liang, J. (2024). A direct prediction method for 3D woven composites bending properties based on unit-cell finite element model. *Composites Science and Technology*, 110474.
- Marom, G., Drukker, E., Weinberg, A., & Banbaji, J. (1986). Impact behaviour of carbon/Kevlar hybrid composites. *Composites*, 17(2), 150-153.
- Önal, G. (2006). Mechanical buckling behavior of hybrid laminated composite plates with inclined crack. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 25(14), 1535-1544.

- Ram, K. S., & Sinha, P. K. (1992), Hygrothermal effects on the buckling of laminated composite plates. *Composite Structures*, 21(4), 233-247.
- Saraçoğlu, M. H., & Gürlek, M. E. (2020). Tabakalı kompozit kirişlerin eğilme analizi. *Journal of Scientific Reports-B*, (001), 19-33.
- Shaari, N., Wahab, M. A., Shaari, N. S., & Jumahat, A. (2021), Unhole and open hole tensile properties of hybrid Kevlar/glass fiber polymer composites with different stacking sequence. *Materials Today: Proceedings*, 46, 1595-1599.
- Shen, F., Wang, B., Zhuge, P., & Qi, H. (2024), Flexural performance investigation of steel-concrete composite beams strengthened with prestressed CFRP tendons in the negative bending moment region. In *Structures* (Vol, 61, p, 106025), Elsevier.
- Siyajeu, Y., Xu, Z., Jiang, S., Li, H., Wen, B., & Li, H. (2024), Vibrations characteristics analysis of metal composite 17–4PH material extrusion additively manufactured parts under amplitude dependence property. *Materials Today Communications*, 39, 108848.
- Stephen, C., Shivamurthy, B., Mohan, M., Mourad, A. H. I., Selvam, R., & Thimmappa, B. H. S. (2022). Low velocity impact behavior of fabric reinforced polymer composites—A review. *Engineered Science*, 18(8), 75-97.
- Sun, X., Tong, L., & Chen, H. (2001), Progressive failure analysis of laminated plates with delamination. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 20(16), 1370-1389.
- Türkkan, B. (2023) *Daralan kesitli katmanlı kompozit kirişlerin serbest titreşim analizi* (Yüksek lisans tezi). Yükseköğretim Kurulu Ulusal Tez Merkezi'nden edinilmiştir. (Tez No: 783238).
- Wang, Q., Wang, L., & Wu, Y. (2024), Study on Tensile Properties of Copper/Graphene/2D-SiC Composite Materials: A Molecular Dynamics Simulation. *Materials Today Communications*, 109512.
- Yadav, S. N., Kumar, V., & Verma, S. K. (2006), Fracture toughness behaviour of carbon fibre epoxy composite with Kevlar reinforced interleave. *Materials Science and Engineering: B*, 132(1-2), 108-112.
- Yanen, C., Tani, M. C., & Solmaz, M. Y. (2021), Eğrisel yüzeyli tabakalı kompozit plakların kritik burkulma yüklerine etki eden parametrelerin belirlenmesi. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (28), 1077-1082.
- Yang, X., Gao, W., Liu, W., & Zhang, X. (2024), Coupling four-parameters bond-based peridynamic and finite elements for damage analysis of composite structures. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 129, 104230.
- Yousif, B. F., Shalwan, A., Chin, C. W., & Ming, K. C. (2012). Flexural properties of treated and untreated kenaf/epoxy composites. *Materials & Design*, 40, 378-385.
- Zou, G. P., & Lam, S. S. E. (2002), Buckling analysis of composite laminates under end shortening by higher order shear deformable finite strips. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 55(10), 1239-1254.

ÖZ GEÇMİŞ

Yunus Emre BOZAT, doğdu. İlköğrenimini Mahmut Kemal Yanbeğ İlköğretim Okulu'nda, orta öğrenimini ise Sebahattin Bozo Anadolu Lisesi'nde tamamladı. 2015 yılında Bayburt Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nü kazandı ve 2019 yılında bu bölümden mezun oldu. 2021 yılında Bayburt Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı.

