



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



PEKİŞTİRİLMİŞ PANELLERİN PLAKA
KALINLIĞI, PEKİŞTİRİCİ SAYISI VE
PEKİŞTİRİCİ TİPİNE GÖRE BURKULMAYA
KARŞI TASARIM VE OPTİMİZASYONU

Nur YILDIRIM

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Eylül-2024
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Nur Yıldırım tarafından hazırlanan “PEKİŞTİRİLMİŞ PANELLERİN PLAKA KALINLIĞI, PEKİŞTİRİCİ SAYISI VE PEKİŞTİRİCİ TİPİNE GÖRE BURKULMAYA KARŞI TASARIM VE OPTİMİZASYONU” adlı tez çalışması 13/09/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Danışman

Prof. Dr. Mesut UYANER

Üye

Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Okan DEMİR

İmza

.....

.....

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun/.../20.. gün ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Havvanur UÇBEYİAY
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Nur YILDIRIM

Tarih: 30/07/2024

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

PEKİŞTİRİLMİŞ PANELLERİN PLAKA KALINLIĞI, PEKİŞTİRİCİ SAYISI VE PEKİŞTİRİCİ TİPİNE GÖRE BURKULMAYA KARŞI TASARIM VE OPTİMİZASYONU

Nur YILDIRIM

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mesut UYANER

2024, 71 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mesut UYANER

Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Dr. Öğr. Üyesi Okan DEMİR

Pekiştirilmiş panellerin doğasını incelemenin yollarından biri burkulma analizidir. Bu analiz çeşitli titreşim modlarını vermektedir. Pekiştirilmiş paneller yüksek dayanım/ağırlığa sahip olduklarından birçok yapısal uygulamada aktif olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada pekiştirilmiş panellerin plaka kalınlıkları, pekiştirici tipleri ve pekiştirici sayıları değiştirilerek ilk aşamada uzunlamasına yönde burkulma uygulanmıştır. Ardından burkulmuş panellerde çökme gözlenene kadar deformasyon verilmiştir. Çökme yükleri kıyaslanmıştır. Malzeme olarak karbon fiber kompozit malzeme seçilmiştir. Pekiştiriciler, plakaya herhangi bir yapıştırma yöntemiyle (perçin, yapıştırıcı kimyasallar) bağlanmayıp entegre olarak modellenmiştir. Pekiştirici sayısının artışı ve plaka kalınlığının artışı çökme yüklerinde artışa sebep olmuştur. Kıyası yapılan seçeneklerden burkulmaya karşı dayanıma en etkili olanı belirlenmiştir. Analizler sonucunda çökme yükleri kıyaslandığında I tipi pekiştirilmiş paneller en yüksek çökme yükünü vermiştir. İlk burkulma yüklerine göre karşılaştırıldığında ise J tipi pekiştirilmiş paneller en yüksek değeri vermiştir.

Anahtar Kelimeler: Burkulma Analizi, Doğrusal Olmayan Sonlu Eleman Analizi, Kompozit Yapılar, Ortotropik Yapılar, Pekiştirilmiş Panel

ABSTRACT

MS THESIS

DESIGN AND OPTIMIZATION OF STIFFENED PANELS AGAINST ACCORDING TO PLATE THICKNESS, NUMBER OF STIFFENERS AND STIFFENER TYPES

Nur YILDIRIM

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE PHILOSOPHY
IN AIRCRAFT ENGINEERING**

Advisor: Prof. Dr. Mesut UYANER

2024, 71 Pages

Jury

Prof. Dr. Mesut UYANER

Assoc. Prof. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Assist. Prof. Dr. Okan DEMİR

One of the ways to examine the nature of stiffened panels is buckling analysis. This analysis gives various vibration modes. Stiffened panels are actively used in many structural applications since they have high strength/weight ratio. In this study, longitudinal buckling was applied in the first stage by changing the plate thickness, stiffener types and stiffener numbers of the stiffened panels. Then, the buckled panels were deformed until collapse was observed. Collapse loads were compared. Carbon fiber composite material was chosen as the material. Stiffeners are not attached to the plate by any bonding method (rivets, adhesive chemicals) but are modeled as integrated. The increase in the number of stiffeners and the increase in plate thickness caused an increase in collapse loads. Among the compared options, the most effective one in terms of resistance to buckling was determined. As a result of the analysis, when the collapse loads were compared, the I type stiffened panels gave the highest collapse load. When compared according to the first buckling loads, the J type stiffened panels gave the highest value.

Keywords: Buckling Analysis, Composite Structures, Nonlinear Finite Element Analysis, Orthotropic Structures, Stiffened Panel

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın fikir aşamasından son aşamasına kadar yardım, zaman ve desteklerini esirgemeyen öğrencisi olmaktan her zaman gurur duyacağım sayın Prof. Dr. Mesut Uyaner'e sonsuz teşekkür ederim.

Babam Ramazan Yıldırım ve ailemin diğer üyeleri tez çalışmam sürecinde sonsuz sevgi ve motivasyonla destek olmuşlardır.

Kardeşim İzzet Yıldırım, tez sürecimde gerek bana farklı bakış açıları katarak gerekse olumlu düşünceleriyle her an yanımda olmuştur.

Bu süreçte bana yardımcı olan herkese çok teşekkür eder saygılarımı sunarım.

Nur YILDIRIM
KONYA-2024

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
TABLolar LİSTESİ	xi
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	2
2.1. Kompozitlerde Burkulma Teorisi	18
3. MATERYAL VE YÖNTEM	23
3.1. Model Geometrisinin Belirlenmesi ve Mesh Yapısı.....	23
3.1.1. T-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi.....	23
3.1.2. I-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi.....	25
3.1.3. J-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi.....	27
3.2. Materyal Özelliklerinin Belirlenmesi	28
3.3. Panele Burkulma Yükünün Uygulanması.....	28
3.4. Sınır Koşullarının Belirlenmesi	29
3.5. Doğrusal Olmayan Analizin Modül İskeleti	30
3.6. Analiz Metodu ve Sonuçlarının Doğrulanması	30
4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA	32
4.1. Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığının Değişiminin Burkulma Yükü Üzerinde Etkisinin İncelenmesi	32
4.1.1. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması.....	32
4.1.2. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması.....	34
4.1.3. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması.....	36
4.2. Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısının Değişiminin Burkulma Üzerinde Etkisinin İncelenmesi.....	39
4.2.1. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması	39
4.2.2. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması	41
4.2.3. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması	44

4.3. Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Tipinin Değişiminin Burkulma Üzerinde Etkisinin İncelenmesi.....	46
4.4. Analiz Sonuçları	48
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	49
5.1 Sonuçlar	49
5.2 Öneriler	50
6. KAYNAKLAR	51



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Uçak Gövdesinde Kullanılan Pekiştirilmiş Panel	3
Şekil 2. Uçak Kanadında Kullanılan Pekiştirilmiş Panel (B. Li vd., 2022)	4
Şekil 3. A350 Gövde Yapısı (Linde, 2012)	4
Şekil 4. Gemi Gövdesinde Kullanılan Pekiştirilmiş Panel (Graafship Construction in Steel and Aluminium - shop15320.tinerahbek.com, y.y.)	5
Şekil 5. Gemi Yapılarının Silindirik Kavisli Plaka Paneli	5
Şekil 6. Kesit Görünümlerine Göre Pekiştiricilerin Adlandırılması.....	6
Şekil 7. Boeing 787 Uçağında Kullanılan Malzemeler ve Oranları	9
Şekil 8. Uçaklarda Kompozit İçeriği (Yapısal Ağırlık Yüzdesi).....	9
Şekil 9. Direngenlik Matris Elemanlarının Laminat Elemanın Deformasyonu Üzerindeki Etkisi (Cuntze, 2014)	11
Şekil 10. Air France Flight 447 Kazası Kalıntıları.....	16
Şekil 11. American Airlines Flight 587 Kazası Kalıntıları	17
Şekil 12. Burkulma Yükünün Plaka En Boy Oranına göre İlişkisi	19
Şekil 13. Eşit Kalınlıktaki Alüminyum ve Yarı İzotropik Kompozit Plakalar (Uzunluk=508 mm) İçin Burkulma Yüklerinin Karşılaştırılması.....	20
Şekil 14.Sınır Koşullarının Kare Kompozit Plakanın Basınç Altındaki Burkulma Yüküne Etkisi	23
Şekil 15. T-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi ..	24
Şekil 16. T-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	24
Şekil 17. T-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	24
Şekil 18. T-Tipi 5 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	25
Şekil 19. I-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi ...	25
Şekil 20. I-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	26
Şekil 21. I-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	26
Şekil 22. I-Tipi 5 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	26
Şekil 23. J-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi ...	27
Şekil 24. J-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	27
Şekil 25. J-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü	28
Şekil 26. Parçaya Uygulanan Burkulma Yükleri.....	29
Şekil 27. Panellere Uygulanan Sınır Koşulları	30
Şekil 28. ANSYS Analiz Gerçekleştirilen Modül Düzeni	30
Şekil 29. Doğrulama Yapılan Çalışmanın Sonuçları ile Analiz Sonuçlarının Kıyaslanması (a-Referans Çalışma, b-Gerçekleştirilen Analiz).....	31
Şekil 30. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	32
Şekil 31. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	33
Şekil 32. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	33

Şekil 33. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yüğü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	34
Şekil 34. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	34
Şekil 35. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	35
Şekil 36. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	35
Şekil 37. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yüğü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	36
Şekil 38. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	36
Şekil 39. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	37
Şekil 40. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm).....	37
Şekil 41. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Gerilme Dağılımları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	38
Şekil 42. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yüğü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)	38
Şekil 43. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	39
Şekil 44. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	40
Şekil 45. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	40
Şekil 46. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Yüğünde Toplam Deformasyon Dağılımları (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	41
Şekil 47. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	41
Şekil 48. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	42
Şekil 49. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	42
Şekil 50. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	43
Şekil 51. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Gerilim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	43
Şekil 52. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip).....	43

Şekil 53. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip).....	44
Şekil 54. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip).....	44
Şekil 55. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)....	45
Şekil 56. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Gerilim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip).....	45
Şekil 57. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip).....	46
Şekil 58. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi).....	46
Şekil 59. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi).....	47
Şekil 60. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Eşdeğer Gerilme Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi).....	47
Şekil 61. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi).....	48
Şekil 62. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi).....	48

TABLolar LİSTESİ

Tablo 1. Çeşitli Sınır Koşulları ve Yük Kombinasyonları İçin Burkulma Yükleri(Kassapoglou, y.y.)	21
Tablo 2. Karbon Kompozit Malzemenin Özellikleri	28
Tablo 3. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları	48
Tablo 4. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları	49
Tablo 5. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları	49



1. GİRİŞ

Havacılık sektörü son yıllarda hızlı bir gelişim göstermektedir. Bu gelişim, hafif ve yüksek mukavemetli malzeme gereksinimlerini karşılamak için kompozit malzemelerin kullanımının artmasına dayanmaktadır. Kompozit malzemelerin havacılık sektöründe kullanımının artmasıyla pekiştirilmiş paneller üzerine çalışmalar önem kazanmıştır. Pekiştirilmiş paneller, temelde uzunlamasına pekiştiricilerin bir plaka üzerinde birleştirilmesiyle oluşmaktadır ve hava araçlarının yapı taşlarının büyük bir bölümünü oluşturmaktadır. Kullanım alanları, savunma sanayii, havacılık-uzay sanayii, gemicilik ve inşaat sektörünü kapsamaktadır.

Pekiştirilmiş panellerin plakayla birleşimi nokta kaynak, perçinleme, yapısal yapıştırıcı kullanımı, silikon dolgu kullanımı ve akrilik köpük bant kullanımı gibi birçok yöntemle yapılabilmektedir. Bu çalışmada yeni nesil üretim teknolojilerinden ek bir malzeme kullanımına gerek duyulmayan tek bir parça halinde plakanın ve pekiştiricilerin üretimi gerçekleştirilebilen bütünleşmiş (entegre) yapı tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Pekiştirilmiş panellerin tasarımı plaka kalınlığı, pekiştirici tipi, pekiştirici yüksekliği ve kalınlığı ve pekiştiricilerin yönelim şekline bağlı olarak oldukça fazla parametreye bağlıdır. Bu çalışmada ise plaka kalınlığı, pekiştirici sayısı ve pekiştirici tipleri değiştirilerek plaka tasarımı gerçekleştirilmiştir. ANSYS yazılımında pekiştirilmiş panellere yük uygulanarak incelenmiştir.

Tez çalışmasından elde edilecek sonuçların pekiştirilmiş panellerin tasarım parametrelerinin anlaşılması, pekiştirici tipinin, sayısının ve plaka kalınlığının burkulma probleminde karşı davranışının anlaşılması konusunda yardımcı olması hedeflenmiştir.

Pekiştiriciler ve plaka aynı tip kompozit malzemenin farklı açılarda yerleşimleriyle oluşturulmuştur. Kompozit malzeme seçimi ise havacılıkta kullanım oranına ve malzemenin dayanımına göre belirlenmiştir.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Havacılıkta birincil yapıların ağırlıklarının azaltılması, işletme maliyetlerinin düşürülmesi açısından önemli bir konudur. Hava araçlarının yarı-monokok gövde yapılarında temel bileşen olan pekiştirilmiş panellerin bölgesel burkulmasına izin verilerek önemli ağırlık kazanımları sağlanabilmektedir (Cengiz, 2018). Pekiştirilmiş paneller, pekiştirici adı verilen yanal ve boyuna takviye kolonları ile plakanın birleşiminden oluşan elemanlardır (Quinn vd., 2009). Plaka, pekiştiricileri bir arada tutan elemandır. Pekiştiriciler, plakaların yüke dayanımını artırmak ve düzlem dışı deformasyonlara karşı yapıyı güçlendirmek için eklenmektedir (Sohan vd., 2022), (*Stiffeners - SteelConstruction.info*, y.y.). Bu tür yapılar, kullanım ömrü boyunca çeşitli türlerde düzlem içi ve düzlem dışı yüklemelere maruz kalmaktadır.

Havacılık endüstrisi, uçak tasarımı ve üretiminde sürekli olarak yenilik ve iyileştirme arayışındadır. Bu bağlamda, pekiştirilmiş paneller önemli bir teknolojik gelişme olarak öne çıkmaktadır. Pekiştirilmiş paneller, hafiflik, dayanıklılık ve güvenlik gibi kritik özellikler sunduğundan, havacılıkta giderek daha fazla tercih edilmektedir.

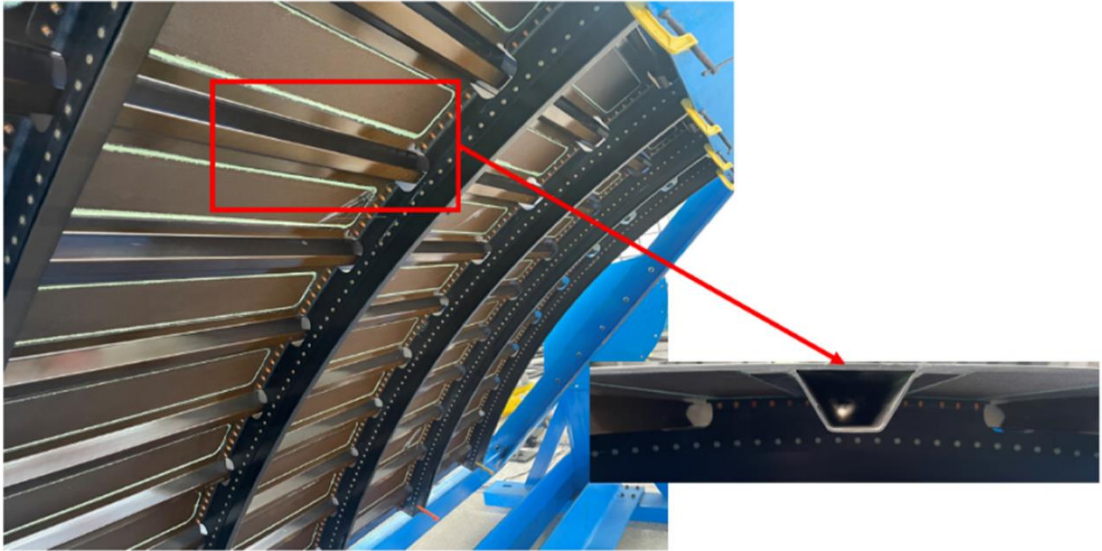
Pekiştirilmiş paneller, yapısal dayanıklılığı artırmak amacıyla kullanılan malzemelerin bir kombinasyonudur. Bu yapı, uçakların yapısal bütünlüğünü korurken aynı zamanda çarpma ve darbelere karşı direnç sağlar. Dolayısıyla, güvenlik standartlarını artırarak yolcu ve mürettebatın güvenliğini sağlamada kritik bir rol oynar. Havacılıkta, ağırlık neredeyse bütün performans özelliklerini etkilemektedir. Pekiştirilmiş panellerin hafif yapısı, uçakların toplam ağırlığını azaltır, bu da yakıt tüketimini doğrudan etkiler. Daha az ağırlık, daha az yakıt tüketimi ve daha yüksek yakıt verimliliği anlamına gelir. Bu durum hem operasyonel maliyetleri düşürür hem de çevresel etkiyi azaltır, çünkü daha az yakıt tüketimi daha düşük emisyon anlamına gelmektedir. Uçakların iç kısımlarındaki konforu artırmak için, ses geçişini ve ısı kaybını minimumda tutan paneller kullanılmaktadır. Bu, yolcular için daha sessiz ve konforlu bir uçuş ortamı sağlar ve aynı zamanda uçak içindeki ekipmanların verimliliğini artırmaktadır. Pekiştirilmiş paneller, çeşitli şekil ve boyutlarda üretilebilir, bu da uçak tasarımında büyük esneklik sağlamaktadır. Bu paneller, kompleks geometrilere ve aerodinamik şekillere uyum sağlama kapasitesine sahiptir, bu da mühendislerin ve tasarımcıların daha yenilikçi ve verimli uçak tasarımları yapabilmelerini mümkün kılmaktadır.

Pekiştirilmiş panellerin dayanıklı yapısı, uçakların uzun ömürlü olmasına katkı sağlamaktadır. Bu paneller, aşınma ve yıpranma karşısında dirençlidir, bu da bakım

sıklığını ve maliyetini azaltır. Uzun süreli dayanıklılık, bakım süreçlerini daha verimli hale getirir ve uçakların sürekli olarak yüksek performans göstermesini sağlar. Modern havacılık, çevresel etkileri azaltma konusuna büyük önem vermektedir. Pekiştirilmiş panellerin kullanımı, uçakların ağırlığını azaltarak yakıt tüketimini ve dolayısıyla karbon salınımını düşürür. Bu, havacılık endüstrisinin sürdürülebilirlik hedeflerine ulaşmasına katkıda bulunur ve çevresel etkileri minimize eder.

Sonuç olarak, pekiştirilmiş paneller havacılık endüstrisinde önemli bir teknolojik gelişmeyi temsil etmektedir. Sağladıkları hafiflik, dayanıklılık, ısı ve ses yalıtımı gibi avantajlar, uçakların performansını ve güvenliğini artırırken maliyetleri düşürür. Ayrıca, tasarım esnekliği ve çevresel etkilere yönelik katkıları ile havacılıkta sürdürülebilir bir geleceğin inşasında önemli bir rol oynar. Bu nedenle, pekiştirilmiş paneller, havacılık endüstrisinin geleceği için kritik bir bileşen olarak kabul edilmektedir.

Pekiştirilmiş paneller, uçak gövdelerinin ve kanatlarının iskeletlerinin yapıları, bölmeleri, çerçeveleri ve diyaframlarında aktif olarak kullanılmaktadır. Uçak gövdelerinde pekiştirilmiş panel kullanımına ait görsel Şekil 1’de (*Composites above the clouds / Plastics, y.y.*) gösterilmiştir.



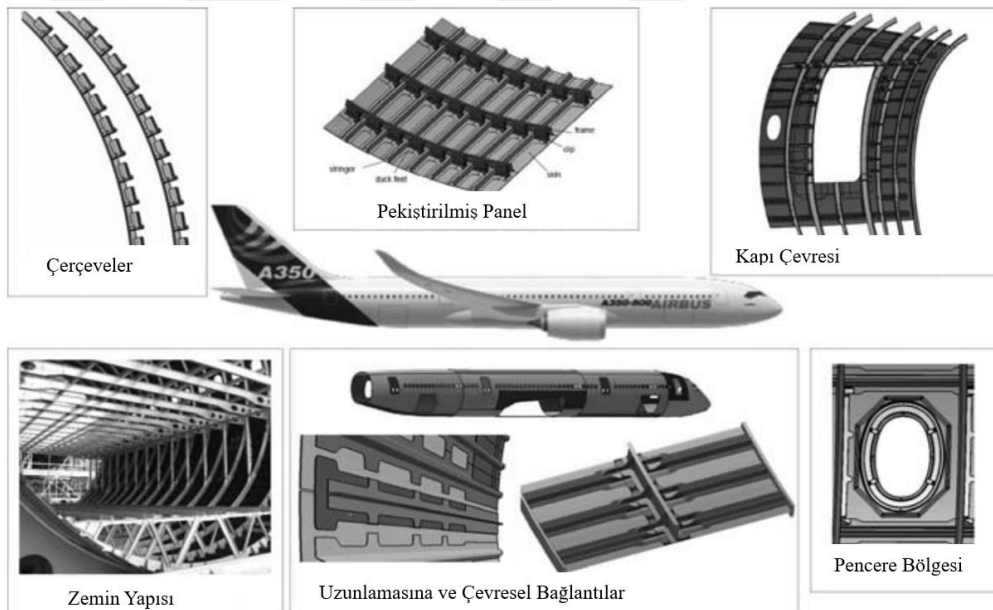
Şekil 1. Uçak Gövdesinde Kullanılan Pekiştirilmiş Panel

Aşağıdaki şekillerde uçaklarda kullanılan pekiştirilmiş panellere ait görseller gösterilmiştir. Şekil 2’de bir uçak kanadında kullanılan pekiştirilmiş panel gösterilmiştir. Şekil 3 çerçeveler, pekiştirilmiş paneller, kapı yapısı, uzunlamasına ve çevresel

bağlantılar ve pencere alanları dahil olmak üzere esas olarak kompozitlerden oluşan A350 XWB'nin gövdesine kapsamlı bir genel bakış sunmaktadır.



Şekil 2. Uçak Kanadında Kullanılan Pekiştirilmiş Panel (B. Li vd., 2022)



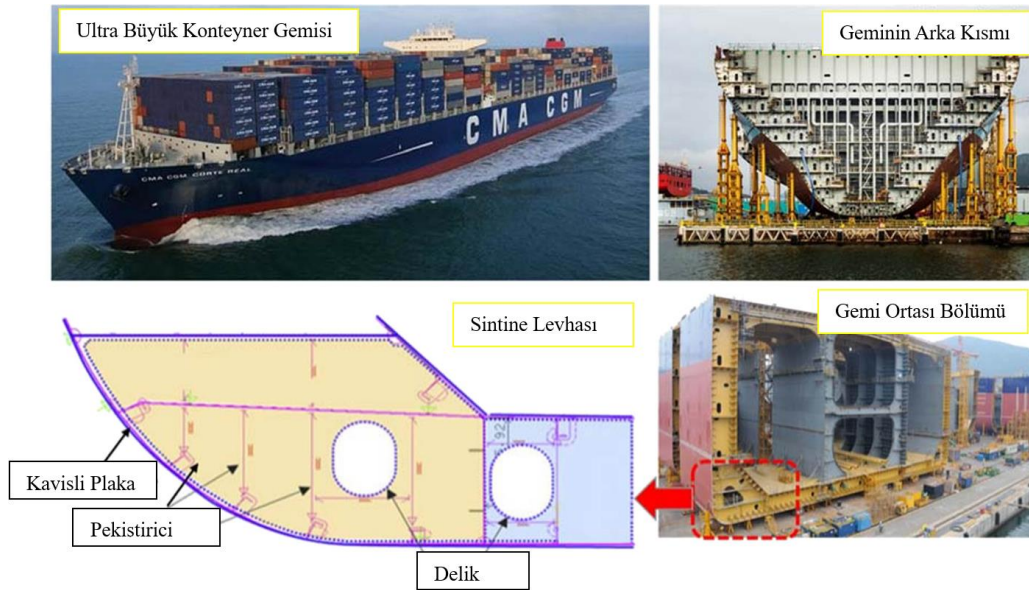
Şekil 3. A350 Gövde Yapısı (Linde, 2012)

Gemilerde gövdenin yapısal elemanı olarak mukavemeti artırmak için pekiştirilmiş panellerin birçok tipi kullanılmaktadır ve bu dayanımı artırmaya yönelik literatürde birçok çalışma mevcuttur (N. Z. Chen & Guedes Soares, 2007),(Benson vd., 2015),(Kim vd., 2020),(Phong vd., 2015) . Pekiştirilmiş panel yapıları, büyük bir enerji yayma kapasitesine sahip olduğundan inşaat sektöründe sismik koruma amacıyla da çalışmalar yürütülmüştür (De Matteis vd., 2008). Bu paneller enerjiyi sönümlediklerinden dolayı patlamaya dayanıklı yapılarda da kullanılmaktadırlar (W. Chen & Hao, 2013a),(W. Chen & Hao, 2013b). Şekil 4'te gemi gövdesinde kullanılan pekiştirilmiş panel

gösterilmiştir. Şekil 5'te gösterildiği gibi sertleştirilmiş kavisli paneller, güverte alanları ve gövde yanları gibi gemi gövdesi kiriş yapılarında bulunan takviye yapılarıdır. Kavisli sertleştirilmiş paneller üzerine yapılan araştırmalar, güçlendirilmemiş kavisli plakalara, değişen plaka eğrilğine odaklanan ve çeşitli yükleme koşullarını inceleyen çalışmalarla sınırlıdır (Firdaus & Adiputra, 2024).



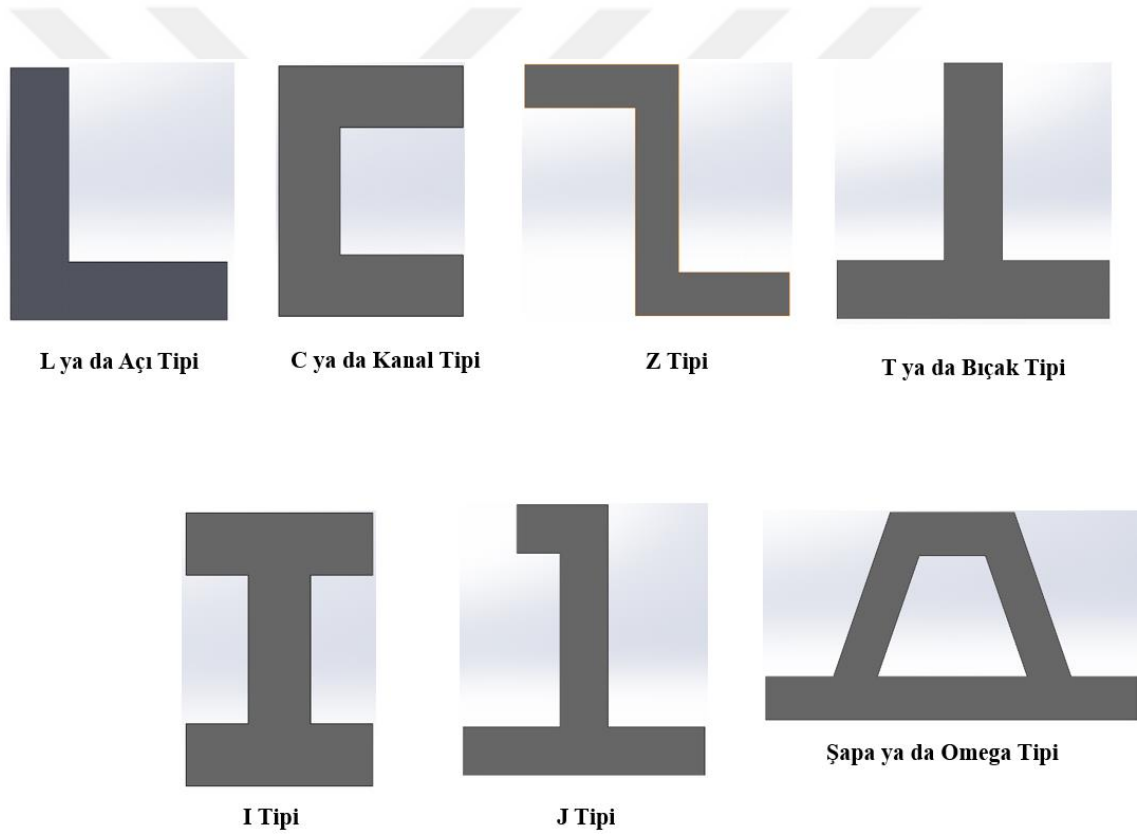
Şekil 4. Gemi Gövdesinde Kullanılan Pekiştirilmiş Panel (Graafship | Construction in Steel and Aluminium - shop15320.tinerahbek.com, y.y.)



Şekil 5. Gemi Yapılarının Silindirik Kavisli Plaka Paneli

Pekiştirilmiş paneller düz levhalar ile kıyaslandığında tek eksenli yüklemelerde beş kat, çift eksenli yüklemelerde yedi kat ve kesme yüklemesinde iki kat yük taşıma kapasitesinde artış sağlanabilmektedir (*Stability Analysis of Composite Panels with Stiffeners and Circular Cutouts-Web of Science Core Collection, y.y.*). Bu panellerin tasarımında en önemli faktörler, eleman düzleminde rijitlik ve gerilmedir (Niu, 1988). Ancak bu paneller yanıl yük taşımak için yetersiz kalabilmektedirler.

Pekiştirici denilen takviye kolonlarının yönlenmeleri, pekiştirilmiş panelin kullanım alanına göre istenen özelliğe bağı olarak değışmektedir. Pekiştiriciler, kesit geometrilerinin şekillerine göre isimlendirilmektedir (Kassapoglou, y.y.). Pekiştirici tiplerine Z-tipi, C-tipi, T-tipi, J-tipi, Y-tipi I-tipi ve Şapka-tipi örnek olarak verilebilir. Şekil 6'da kesit geometrilerine göre pekiştiricilerin adlandırılması gösterilmiştir.



Şekil 6. Kesit Görünümlerine Göre Pekiştiricilerin Adlandırılması

Z-tipi, J-tipi ve Şapka-tipi pekiştiriciler, havacılık sektöründe en yaygın kullanımda olan pekiştiricilerdir (Büyükkoyuncu vd., 2020). Z-tipi pekiştiriciler yüksek yapısal verimli ve kolay montaj yapılmasından kaynaklı tercih edilmektedir. J-tipi pekiştiriciler, yüksek güvenlik katsayısına sahip olduklarından dolayı kullanılmaktadırlar. Y ve I-tipi pekiştiriciler, yüksek yapısal verimliliğe sahip olmalarına karşın korozyon davranışlarının yetersiz kalmasından dolayı havacılık araçlarında

kullanımları sınırlıdır. Şapka-tipi pekiştiriciler, modern uçaklarda korozyona ve basınca karşı ek korumanın gerektiği kanattaki yakıt tankları gibi bölgelerde kullanılmaktadır. Bıçak-tipi, T-tipi, J-tipi ve Şapka-tipi pekiştiriciler ile burkulma dayanımlarının incelendiği bir çalışmada Şapka-tipinin burkulma dayanımı açısından en uygunu olduğuna ulaşılmıştır (Cankurt, 2013). T-tipi ve Z-tipi pekiştirilmiş panellerde burkulmada çökme yüklerinin incelendiği bir çalışmada T-tipi pekiştirilmiş panelin burkulma yükünün pekiştirici sayısının artışıyla arttığına; Z-tipi pekiştirilmiş panelde ise belli bir seviyeye kadar artıp sonrasında hemen hemen değişmediğine ulaşılmıştır (Shao vd., 2012),(Jain & Upadhyay, 2010). Pekiştirilmiş panelin burkulması ve kırılmasında pekiştiriciler büyük bir rol almaktadır. Aynı zamanda hasar görmüş pekiştiriciye sahip panelde çökme aniden gerçekleşmektedir (W. Sun vd., 2018),(Bisagni & Giavotto, 2009)(Paul & Sinha, 1992).

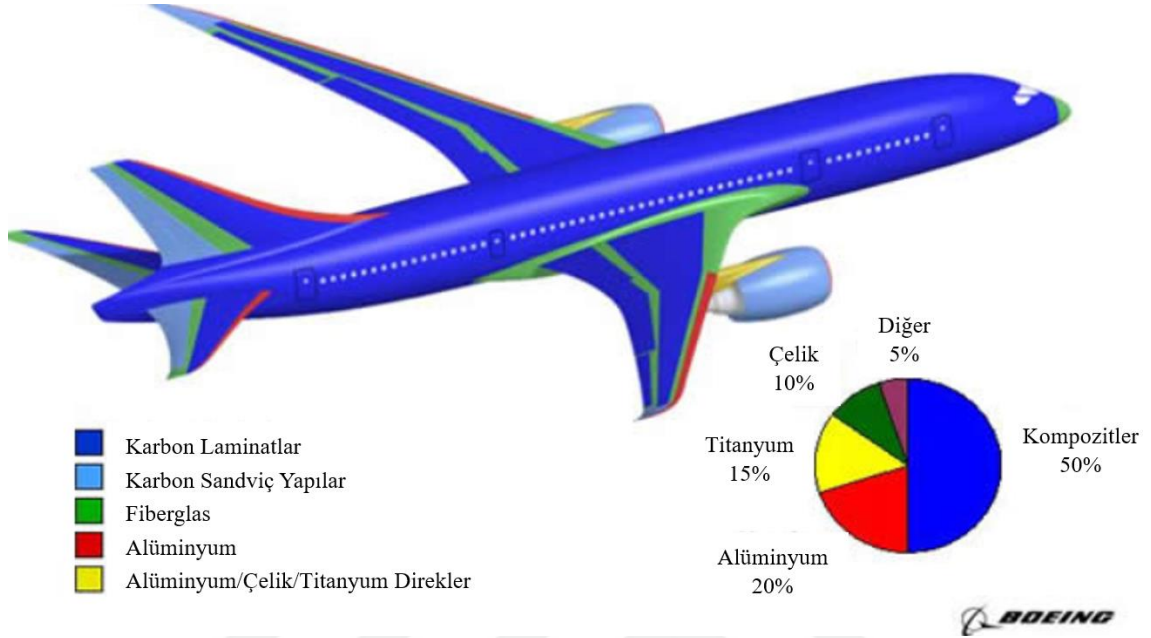
Pekiştirilmiş panel tasarımı, aynı anda birçok parametreye bağlı olan çok disiplinli yürütülmesi gereken bir süreçtir. Bu boylamda pekiştirici tipleri, kalınlıkları, sayısı, plaka kalınlığı, plaka ve pekiştiricilerin malzeme seçimleri ve seçilen malzemelerin oryantasyon açıları oldukça önemlidir. Kavramsal tasarım aşamasında yapısal bileşenlerin ön boyutlandırılması çok sayıda yapısal optimizasyon gerektirmektedir (Lamberti vd., 2003). Düz yerleşimli pekiştiricilerin yerine eğik takviye kullanımı halinde eğik takviyelerin güçlendirme etkilerinin, uygun konumlarda yerleştirilmiş iki dik düzgün takviyeye ayrılacağı de bulunmuştur (Y. Liu & Wang, 2012a),(Y. Liu & Wang, 2012b). Pekiştirilmiş panel kalınlığının ve pekiştiricilerin istifleme sıralarının optimize edildiği çalışmalar halen yürütülmektedir. Pekiştirilmiş panel tasarımında, temel pekiştiricilerin yanı sıra ara-pekiştiriciler kullanılarak da burkulma yüklerinin yüksek oranında arttığına dair çalışmalar vardır (Ye vd., 2020). Boyuna pekiştiriciler, sıkıştırma elemanları olduğundan, efektif uzunluğu kontrol etmek için enine pekiştiriciler gereklidir (Lee vd., 2013). Enine yerleşimli pekiştiriciler eklenmesi durumunda pekiştiriciler, levhanın uzunluğunu, genişliğine eşit veya daha az kısımlara bölmelidir. Panelde alt pekiştiricilerin eklenmesi, pekiştirilmiş panellerin yerel stabilitesi ve yorulma çatlağının büyüme performansında büyük değişimlere sebep olmaktadır (Quinn vd., 2013). Düzgün olmayan pekiştiricilerin kullanılması, orta derecede pekiştirilmiş paneller için daha fazla verim sağlamaktadır (Sadeghifar vd., 2010). Pekiştirici sayısının artışının ilk ve çökme burkulma yüklerinin üzerinde etkisinin incelendiği bir çalışmada üç pekiştiriciye sahip panelin davranışının tahmin edildiği gibi iken dört pekiştiriciye sahip panelde tahmin

edilen değerlerden farklı sonuçlara ulaşılmıştır (Butler vd., 2001). Bu durum da bu tür çalışmalarda gerçeğe kıyasla bazı önemli öngörülemelikler olduğunu göstermektedir.

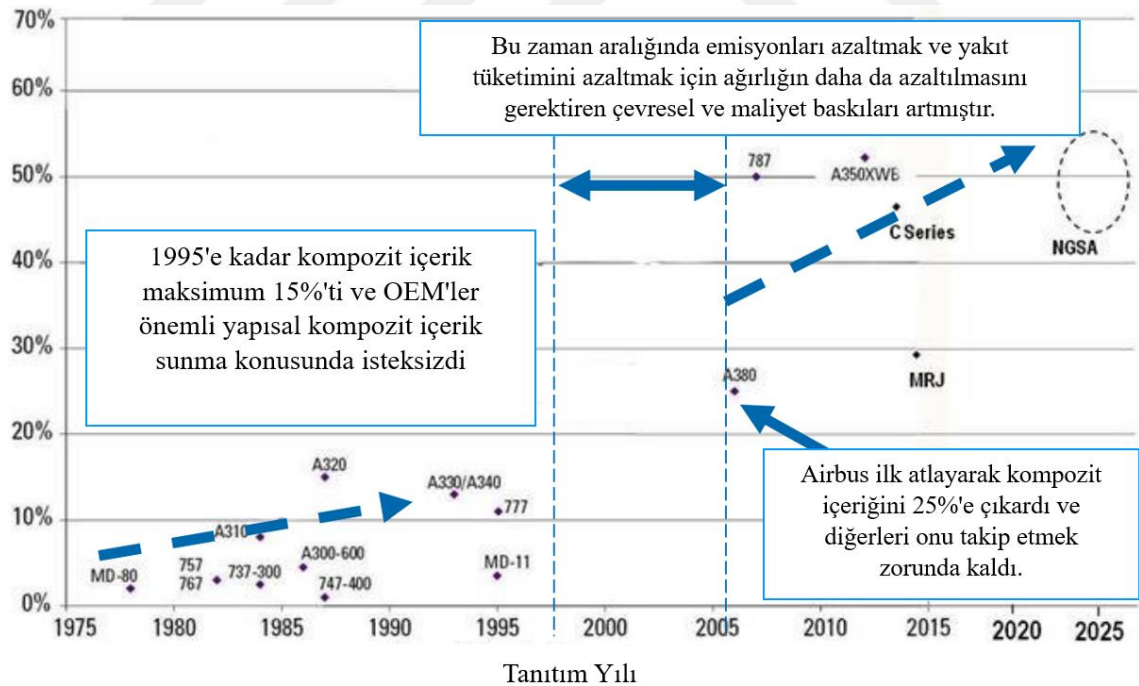
Havacılıkta ve endüstriyel uygulamalarda maliyet ve yapısal verimlilik birinci kaygıdır (N. J. Kumar vd., 2014). Bu da güçlü ve hafif malzeme ihtiyacını beraberinde getirmektedir. Bu nedenle günümüzde gerçekleştirilen çalışmalarda ve bu çalışmada da kompozit malzemelerin kullanımı tercih edilmiştir. Kullanılacak kompozit malzemenin seçiminde karbon fiber ve cam elyaf kıyaslandığında karbon fiber, mekanik özellikleri bakımından daha güçlü bir kompozit olsa da burkulma dayanımı için cam elyafın daha doğru bir seçim olduğu görülmüştür (Elumalai vd., 2020).

Karbon fiber kompozitler, hafif olmalarına rağmen yüksek dayanıklılık ve mukavemet sunar (Sanchez-Carmona & Cuerno-Rejado, 2018). Bu özellik, uçakların daha az ağırlıkla daha yüksek performans göstermesine olanak tanımaktadır. Uçaklar, yakıt tasarrufu sağlamak ve taşıma kapasitesini artırmak amacıyla mümkün olan en hafif malzemelerle inşa edilmelidir. Karbon fiber kompozitlerin hafifliği, bu hedeflere ulaşılmasına yardımcı olur. Düşük ağırlık, yakıt tüketimini doğrudan etkilemektedir. Daha hafif uçaklar, daha az yakıt tüketir ve dolayısıyla çevresel etkiler de azalır. Karbon fiber kompozitlerin kullanımı, uçakların genel yakıt verimliliğini artırır ve operasyonel maliyetleri düşürür. Bu hem ticari havayolu şirketleri hem de askeri uçaklar için önemli bir avantajdır. Karbon fiber kompozitler, korozyona karşı yüksek direnç gösterir. Metal parçaların aksine, karbon fiber kompozitler hava koşullarından, kimyasal maddelerden ve diğer dış etkenlerden etkilenmez. Bu özellik, uçakların ömrünü uzatır ve bakım maliyetlerini azaltmaktadır. Karbon fiber kompozitlerin esnekliği, daha karmaşık ve aerodinamik tasarımlar yapabilmeyi mümkün kılar. Geleneksel malzemelere kıyasla daha ince ve şekil verilebilir olması, uçakların daha verimli hava akışı ve performans özellikleri sunmasını sağlar. Bu da havacılık mühendisliğinde yenilikçi tasarımların önünü açmaktadır. Kompozit malzemeler, yüksek mukavemet-ağırlık oranları sayesinde uçakların güvenlik standartlarını artırır. Çatlama ve deforme olma riskleri daha düşüktür ve bu da uçakların güvenilirliğini artırır. Ayrıca, karbon fiber kompozitlerin yüksek dayanıklılığı, uçakların yüksek hızlarda ve zorlu koşullarda bile performansını korumasını sağlamaktadır. Sonuç olarak, karbon fiber kompozitler havacılığın geleceğinde vazgeçilmez bir malzeme olarak ön plana çıkmaktadır. Bu malzemelerin sağladığı hafiflik, dayanıklılık, korozyon direnci ve tasarım esnekliği, havacılık endüstrisinin daha verimli, ekonomik ve güvenli olmasına katkıda bulunur. Teknolojinin ilerlemesiyle birlikte, karbon fiber kompozitlerin havacılıkta kullanımının artması ve

daha yenilikçi uygulamaların ortaya çıkması beklenmektedir. Şekil 7’de bir Boeing 787 uçağında kullanılan malzemelerin oranları gösterilmiştir (*Aircraft and Aerospace Fields*, y.y.). Şekil 8’de ise yıllara göre ticari uçaklarda kompozitlerin kullanım oranlarının eğrisi gösterilmiştir (Smith, 2016).



Şekil 7. Boeing 787 Uçağında Kullanılan Malzemeler ve Oranları



Şekil 8. Uçaklarda Kompozit İçeriği (Yapısal Ağırlık Yüzdesi)

Bu çalışmada malzeme olarak ilerleyen teknolojinin getirdiği kompozit malzemelerin kullanılmasıyla kompozit yönelimleri de önem kazanmaktadır. Bağlama (Coupling) etkileri, bir kompozit malzemenin farklı bileşenlerinin (örneğin, matris ve

takviye) etkileşimleri nedeniyle ortaya çıkan karmaşık davranışları ifade etmektedir. Bu etkiler, matris ve takviye malzemelerinin mekanik ve fiziksel özelliklerinin birbirini nasıl etkilediğini belirler. Özellikle, bu etkiler, kompozitlerin yük taşıma kapasitelerini ve genel performanslarını etkilemektedir.

Temelde üç bağlama etkisi türü vardır. İlk olarak elastik bağlama, matris ve takviye malzemelerinin farklı elastik modülleri arasındaki etkileşimlerle ilgilidir. Farklı modüller arasındaki bu etkileşim, kompozit malzemenin genel elastikiyetini ve deformasyon davranışını etkilemektedir. İkinci bağlama etkisi termal bağlamadır. Kompozit malzemeler, sıcaklık değişimlerine karşı farklı tepkiler verebilir. Matris ve takviye arasındaki termal genişleme oranlarındaki farklılıklar, iç gerilmelere ve deformasyonlara yol açabilir. Bu, malzemenin termal stabilitesini etkilemektedir. Üçüncü etki ise hidrodinamik bağlamadır. Kompozitler, su veya diğer sıvılarla etkileşime girdiğinde, takviye ve matris arasındaki etkileşimler sıvı ile ilgili özelliklerde değişikliklere neden olmaktadır. Bu, malzemenin korozyon direnci veya sıvı emme özelliklerini etkilemektedir.

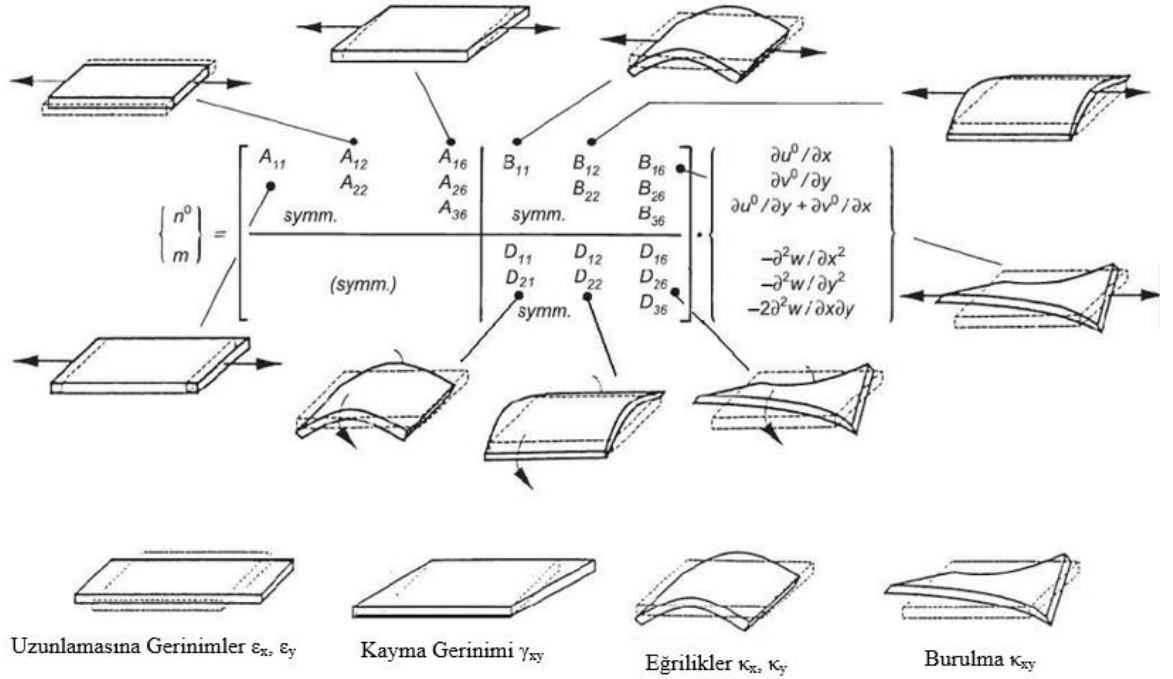
Bağlama etkileri, kompozit malzemelerin genel performansını ve dayanıklılığını etkilemektedir. Özellikle yüksek performanslı uygulamalarda, bu etkilerin iyi anlaşılması ve yönetilmesi gerekmektedir. Mühendisler, kompozit malzemelerin tasarımında bağlama etkilerini dikkate alarak daha verimli ve etkili malzemeler üretir. Bu, malzemelerin performansını ve güvenilirliğini artırabilmektedir. Havacılık, otomotiv ve uzay endüstrisi gibi yüksek performans gerektiren alanlarda, bağlama etkilerini doğru bir şekilde yönetmek, ürünlerin güvenliğini ve verimliliğini artırır.

Uygun matris ve takviye malzemeleri seçilerek bağlama etkileri minimize edilebilir. Özellikle, uyumlu termal ve elastik özelliklere sahip malzemeler tercih edilmelidir. İleri düzey tasarım araçları ve analiz yöntemleri, bağlama etkilerini anlamak ve optimize etmek için kullanılır. Bu, bilgisayar destekli mühendislik (CAE) yazılımları ve deneysel testler yoluyla yapılabilir. Üretim aşamasında dikkatli kontrol ve yönetim, bağlama etkilerinin olumsuz etkilerini azaltabilir. Özellikle, malzemelerin homojen bir şekilde dağıtılması ve işlenmesi sağlanmalıdır.

Sonuç olarak, kompozit malzemelerde bağlama etkileri, matris ve takviye malzemeleri arasındaki etkileşimlerin neden olduğu karmaşık davranışları ifade eder. Bu etkilerin anlaşılması ve yönetilmesi, kompozitlerin performansını ve güvenilirliğini optimize etmek için kritik öneme sahiptir. Gelişmiş malzeme bilimi ve mühendislik uygulamaları, bu etkilerin daha iyi anlaşılmasını ve kontrol edilmesini sağlayarak,

kompozit malzemelerin çeşitli endüstriyel uygulamalarda daha etkili bir şekilde kullanılmasını mümkün kılar.

Kompozit yönelimlerinin belirlenmesinde ve dirençlik matrisinin oluşturulmasında bağlama etkileri göz önüne alınmaktadır. Bağlama etkileri, kompozitlerin dirençlik matrislerinin oluşumları esnasında kompozitin deformasyonlara nasıl karşılık vereceklerini göstermektedir (Cuntze, 2014). Şekil 9'da kompozitin dirençlik matrisinin oluşumundaki yerleşimlerin hangi tür deformasyonlara karşılık vereceği gösterilmiştir.



Şekil 9. Dirençlik Matris Elemanlarının Laminat Elemanın Deformasyonu Üzerindeki Etkisi (Cuntze, 2014)

Kompozit malzemelerde yerleşim açılarının (veya fiber yönlerinin) önemi, malzemenin mekanik özelliklerini, performansını ve genel verimliliğini doğrudan etkileyen kritik bir faktördür. Fiberlerin yerleşim açıları, kompozit malzemenin yük taşıma kapasitesini belirler. Fiberler genellikle yüklerin en iyi şekilde taşınabilmesi için özel açılarda yerleştirilir. Örneğin, fiberler yük yönüne paralel yerleştirildiğinde, kompozit malzeme en yüksek çekme ve basma dayanımını gösterir. Bir uçak kanadında fiberlerin ana yük yönüne paralel olması, kanadın yüksek rüzgâr ve kaldırma kuvvetlerine dayanmasını sağlar. Fiberlerin yerleşim açıları, malzemenin termal şoklara karşı direncini etkileyebilir. İyi seçilmiş fiber yönleri, termal genleşme ve büzülme karşı malzemenin dayanıklılığını artırabilir. Uzay araçlarında, yüksek sıcaklık değişimlerine dayanıklı

kompozitler kullanılır. Burada, fiberlerin termal genişleme özellikleri dikkate alınarak yerleşim açıları optimize edilir. Fiberlerin çeşitli açılarda yerleştirilmesi, kompozit malzemenin farklı yönlerdeki yükleri taşıma kapasitesini artırır. Bu, özellikle karmaşık yüklerin etkisi altındaki yapılar için önemlidir. Bir otomobil şasisinde fiberlerin farklı açılarda yerleştirilmesi, şasiye uygulanan karmaşık yüklerin etkili bir şekilde dağıtılmasını sağlar. Fiberlerin yerleşim açıları, kompozit malzemenin sertliğini etkiler. Belirli açılarda yerleştirilmiş fiberler, malzemenin eğilme ve burulma sertliğini artırabilir. Esnekliği artırmak için fiberler genellikle çeşitli açılarda yerleştirilir. Bu, malzemenin belirli bir yönde esnemesine izin verirken diğer yönlerde daha dayanıklı olmasını sağlar. Fiberlerin doğru açıyla yerleştirilmesi, kompozitlerin korozyon ve aşınma direncini etkileyebilir. Özellikle dış ortamda kullanılan kompozitlerde, fiber yönleri malzemenin dayanıklılığını artırabilir. Deniz koşullarına maruz kalan kompozit yapılar, fiberlerin yönlerinin korozyon ve aşınma direncini artıracak şekilde düzenlenmesini gerektirir. Fiberlerin çeşitli açılarda yerleştirilmesi, tasarımcılara daha fazla esneklik sağlar. Bu, çeşitli yük ve çevresel koşullara göre performansı optimize etmeyi mümkün kılar. Yerleşim açıları, kompozitlerin çeşitli performans özelliklerini optimize etmeye yardımcı olabilir. Örneğin, bir havacılık uygulamasında, fiber yönleri aerodinamik performansı artıracak şekilde düzenlenebilir. Fiberlerin yerleşim açıları, kompozit malzemelerin üretim sürecini etkileyebilir. Özellikle fiberlerin doğru şekilde yerleştirilmesi ve yönlendirilmesi, kompozit malzemelerin homojenliğini ve kalitesini artırabilir.

Sonuç olarak, kompozit malzemelerde fiber yerleşim açıları, malzemenin performansını ve özelliklerini belirleyen temel bir faktördür. Doğru yerleşim açılarının seçilmesi, kompozitlerin mekanik, termal ve çevresel performansını optimize ederken, tasarım esnekliğini ve üretim kalitesini de artırır. Bu nedenle, mühendisler ve tasarımcılar, kompozit malzemelerin çeşitli uygulamalar için en iyi performansı göstermesi amacıyla fiber yönlerini dikkatli bir şekilde planlamalı ve optimize etmelidir.

Kompozit yerleşim açılarının incelendiği çalışmalarda dengeli ve simetrik açılı yerleşime ($45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ$) sahip panelin lineer olmayan dinamik burkulma yükünün; dengeli ve simetrik çapraz katlı ($0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$) panele göre daha yüksek olduğuna ulaşılmıştır (Keshav vd., 2021),(D. Kumar vd., 2013). Düşük hızlı darbe incelemeleri yapıldığında ise $[Al/(0,90)_4/Al]$ ve $[Al/(\pm 45)/(0,90)_2/(\pm 45)/Al]$ yerleşimlerinin $[Al/(\pm 45)_4/Al]$ ve $[Al/(0,90)/(\pm 45)_2/(0,90)/Al]$ yerleşimlerinden daha iyi performansa sahip olduğuna ulaşılmıştır (P. Li vd., 2017)(Jakubczak vd., 2017)(An vd., 2018b)(An vd., 2018a). Pekiştirilmiş panellerin darbe etkileri incelendiğinde en az

deformasyon oluşumunun I-tipi pekiştirilmiş panelde olduğu gözlemlenmiştir (Y. Zhang vd., 2022)(Setyabudi vd., 2019)(Sharma vd., 2019)(Mouhat vd., 2019)(Khan vd., 2019)(Bunea vd., 2021)(Meziere vd., 2007). Darbe hasarı, yapısal yüklem kapasitesini büyük ölçüde etkilemektedir (Z. Sun vd., 2012). Kompozit bileşenleri üzerine polimerik kaplama yapılmasıyla darbe özelliklerinde de önemli bir azalmaya ulaşılmıştır (Rizzo vd., 2021).

Pekiştiriciler ile plaka arasındaki bağlantıyı birçok farklı yapıştırma yöntemiyle yapmak mümkündür. Yapıştırma yöntemlerine örnek olarak kaynak, nokta kaynak, yapısal yapıştırıcı kullanımı, silikon dolgu kullanımı ve akrilik köpük bant ile yapıştırma verilebilir. Pekiştiriciler ile kaynak ve nokta kaynak yöntemleri, kullanılacak malzemeleri alüminyum, çelik ve metaller olarak sınırlandırmaktadır (*An Evaluation of Stiffener Attachment Methods*, y.y.). Alüminyum, hava ile temasından hemen sonra üst katmanında bir tabaka oluşturmaktadır. Oluşan tabakanın erime sıcaklığı saf alüminyumun erime sıcaklığının neredeyse üç katıdır (*How to properly weld aluminum*, y.y.). Bu sebeplerden ötürü alüminyuma kaynak yapılması oksitlenme, gözeneklilik ve kirlilik sorunlarından kaynaklı maliyetlidir. Kaynaklama ve perçinleme yöntemlerinin pekiştirilmiş panellerin statik performansları üzerinde etkisinin incelendiği çalışmada kaynak yöntemiyle birleştirilmiş panellerin burkulma yüklerinin perçinli panellerinkinden daha düşük olduğuna ulaşılmıştır (Shao vd., 2014). Yapısal yapıştırıcı kullanımı, en güçlü yapıştırma yöntemi olmasına karşın yapıştırıcı malzemenin seçimi ve analize yapıştırma bağlantısının eklenmesi zordur. Silikon dolgu ile yapıştırma, katı parçaların esnek şekilde yapışmasını sağlamak için kullanılmaktadır. Akrilik köpük bant ile yapıştırma yöntemi ise kayma gerilmelerine diğer yöntemlere göre daha az dayanıklıdır. Kompozit üretim tekniklerinin kıyaslandığı bir çalışmada geniş kompozit bantlarının sarmal olarak katmanlayarak üretildiğinde bu teknolojinin sadece düz şekiller için kullanılmasının doğru sonuca ulaştığı gözlemlenmiştir (Kulhavý & Lepšik, 2017). Yapıştırma yöntemlerine gerek duyulmayan bütünleşmiş (entegre) konfigürasyonda ise pekiştiriciler plakaya sabitlenmek yerine tek kalıplı olarak üretilmektedir. Bu yöntem, yapıştırma yöntemlerinin kayma gerilmelerine, darbeye ve normal yüklemelere karşı dezavantajlarını yok ederek pekiştiricinin plakadan ayrılmasını en aza indirmek amacıyla tercih edilmektedir. Günümüzde havacılıkta kullanılan yapılar entegre yapılar, eklemeli imalat ile üretilen 3D parçalar ve kompozitlerdir (Makalesi vd., 2020). Aynı zamanda entegre konfigürasyon, burkulma mukavemetinde artış sağlamaktadır. Pekiştirici ve panel malzemesinin tek parça metal yerine kompozit olmasıyla yük

dayanımı da artış göstermektedir. Entegre oluşturulmuş pekiştirilmiş panellerin açık kesitli boncuklarla pekiştirilmesi durumunda termoplastik kompozit paneller için, pekiştiriciler arası mesafe ve pekiştiricilerin kesit geometrilerinin etkilerinin incelendiği çalışmalar yer almaktadır (Renze & Laananen, 1994).

Hava araçları, çeşitli yüklere maruz kalır ve bu yüklerin yönü ve şiddeti, yapısal hasar riskini doğrudan etkilemektedir. Kuvvetlerin hava aracına nasıl hasar verebileceğini anlamak için, ana kuvvet türlerini ve bu kuvvetlerin hava aracının yapısal bileşenleri üzerindeki etkilerini incelemek faydalıdır.

Hava araçları çekme kuvvetine, uçağın uzunluğu boyunca, genellikle uçak kanatlarının ve gövdesinin uzantısı boyunca maruz kalmaktadır. Kompozit malzemelerde, çekme kuvvetleri fiberlerin ayrılmasına veya matrisin fiberlerden ayrılmasına neden olabilir. Metal yapılar çekme kuvvetlerine maruz kaldığında, metalin plastik deformasyonu veya çekme çatlakları oluşabilir. Örneğin uçak kanatları rüzgârın etkisiyle yukarı doğru çekildiğinde, fazla çekme kuvveti kanat köklerinde çatlamalara yol açabilmektedir (Chu vd., 2021).

Basma kuvveti uçağın uzunluğu boyunca, genellikle kanatların üst kısmına veya gövdeye uygulanan kuvvetlerdir. Basma kuvvetleri malzemede ezilmelere ve çatlamalara neden olabilir. Yüksek basma kuvvetleri, özellikle uzun ve ince yapılar olan kanatlarda, burkulma ve yer değiştirme sorunlarına yol açabilir. Örneğin bir uçağın iniş takımlarının yere vurması sırasında meydana gelen yüksek basma kuvvetleri, iniş takımlarında deformasyona veya çatlaklara yol açabilmektedir (Djerrad vd., 2019).

Pekiştirilmiş panellerin tasarım ve optimizasyon sürecinde burkulma kuvveti oldukça önemlidir (Maurya, 2021)(L. Y. Li & Bettess, 1997)(Ahmer Wadee & Farsi, 2014)(Khosravi & Sedaghati, 2012)(Perry vd., 2007)(N. Liu vd., 2018). Bu çalışmada yapıldığı gibi pekiştirilmiş panellerde gerçekleştirilen literatürdeki diğer çalışmalarda da pekiştirici sayıları, pekiştirici kalınlığı gibi etkiler burkulma kuvvetinin uygulanmasıyla karar verilmiştir (Zhao vd., 2019)(Möcker & Reimerdes, 2006)(Sridharan vd., 2012)(Hughes vd., 2004)(Buermann vd., 2006)(Houston vd., 2017)(Gulizzi vd., 2019). Bu konuda literatürde geçmişten bu yana birçok çalışma gerçekleştirilmiştir (Bisagni & Vescovini, 2009)(Coburn vd., 2014)(Jaunky vd., 2012)(Ambur & Jaunky, 2001)(B. Zhang & Sun, 2011).

Eğilme kuvveti kanat veya gövde boyunca, kuvvetin genellikle uçak eksenine dik yönde uygulandığı yerlerde meydana gelmektedir. Eğilme kuvvetleri, özellikle malzeme büküldüğünde, çatlakların veya deformasyonların oluşmasına neden olabilir. Eğilme,

malzemenin şeklini değiştirebilir ve yapısal zayıflamalara yol açabilir. Örneğin bir uçak manevra yaparken veya hava akımlarına maruz kaldığında kanatlarda meydana gelen eğilme kuvvetleri, kanat uçlarında veya köklerinde çatlaklara yol açabilmektedir.

Burulma kuvveti yapının eksenini etrafında döndürülmeye çalışılan kuvvetler, genellikle uçağın gövdesi veya kanatları boyunca meydana gelmektedir. Burulma kuvvetleri, kompozit malzemelerde veya metal yapılar üzerinde burulma çatlaklarına ve deformasyonlara neden olabilir. Uzun süreli burulma kuvvetleri, malzemede yorulma ve zamanla yorgunluk hasarına yol açabilir. Bir uçak yüksek hızlı dönüşlerde burulma kuvvetlerine maruz kalabilir, bu da kanat veya gövde üzerindeki burulma hasarlarına yol açabilmektedir.

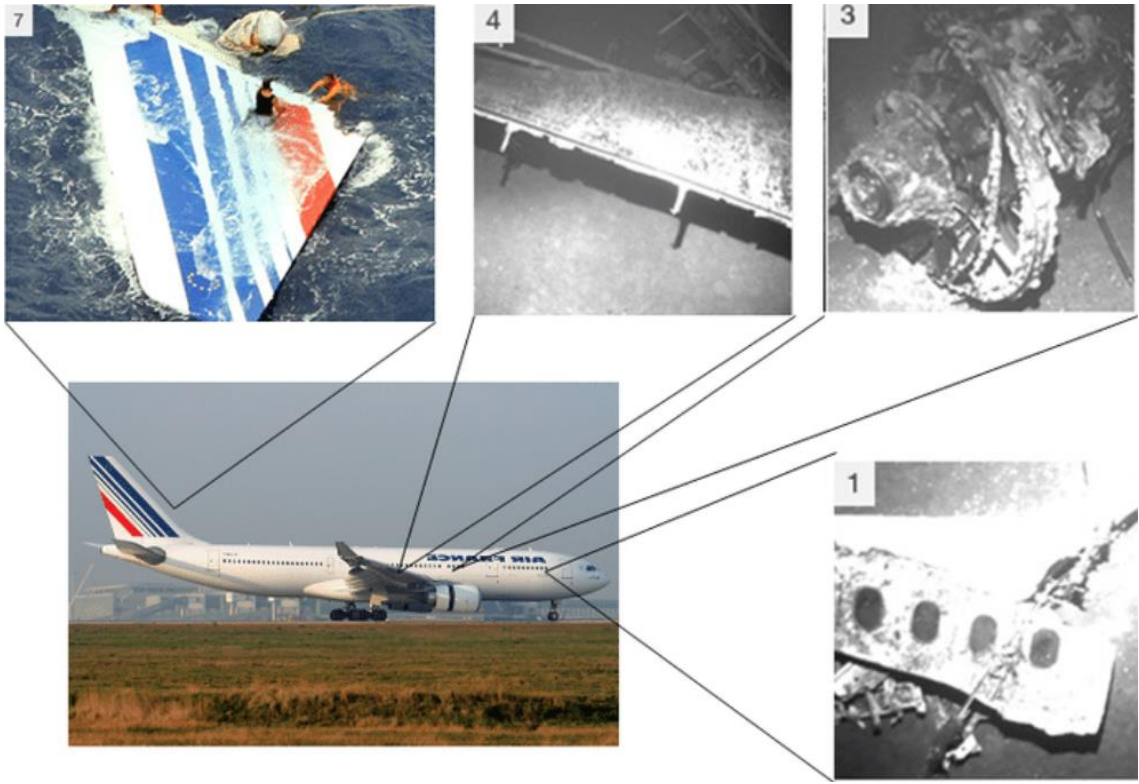
Kesme kuvveti iki paralel yüzey arasındaki kuvvetler, genellikle uçak kanatlarında veya gövdesinde meydana gelmektedir (Xing vd., 2021)(Alinia, 2005). Kesme kuvvetleri, malzemede yatay çatlakların oluşmasına neden olabilir. Kesme kuvvetleri, özellikle bağlı yapılar arasında, bağlantı yerlerinde zayıflamalara neden olabilir. Bir uçak havadayken yüksek hızda yön değiştirirse, kanat bağlantı noktalarında kesme kuvvetleri artabilir ve bağlantı elemanlarında hasara yol açabilir.

Sürtünme kuvveti yüzeyler arasındaki sürtünme kuvvetleri, genellikle hareket eden parçalar arasında oluşmaktadır. Sürekli sürtünme, malzemelerin yüzeylerinde aşınmaya neden olabilir. Sürtünme kuvvetleri, özellikle hareketli parçalar arasında, yüzeylerde bozulmalara ve deformasyonlara yol açabilir. Uçak iniş takımlarının pistle teması sırasında sürtünme kuvvetleri, lastiklerin ve iniş takımlarının aşınmasına neden olabilir.

Hava araçları, çeşitli kuvvetlere maruz kaldığında, bu kuvvetlerin yönü ve şiddeti, yapı üzerinde farklı türde hasar oluşturabilir. Çekme, basma, eğilme, burulma, kesme ve sürtünme kuvvetlerinin her biri, malzeme ve yapının performansını etkiler ve hasar riskini belirler. Hava araçlarının tasarımında bu kuvvetlerin etkilerini dikkate almak, yapısal güvenliği sağlamak ve performansı optimize etmek için kritik öneme sahiptir. Bu nedenle mühendisler, kuvvetlerin doğru bir şekilde hesaplanması ve yapının bu kuvvetlere dayanacak şekilde tasarlanması konusunda büyük bir özen gösterilmektedir.

1 Haziran 2009 tarihinde bir Airbus A330-203 uçağı olan Air France Flight 447, Rio de Janeiro'dan Paris'e doğru uçuş gerçekleştiriyordu. Uçak, Atlantik Okyanusu üzerinde seyir halindeyken, şiddetli hava koşulları ve yoğun türbülansa maruz kaldı. Bu tür koşullar, uçak üzerinde büyük miktarda kuvvet uygulamaktadır ve yapısal olarak uçakta gerilme yaratmaktadır. Hız göstergelerinde yaşanan donma sorunu nedeniyle de

uçuş ekibi yanlış bir şekilde uçak hızını değerlendirdi ve kontrol kaybı yaşandı. Yoğun türbülans ve değişken hava koşulları, uçak üzerindeki yapısal gerilimi artırdı. Uçak bu kuvvetler karşısında dayanıklılığını yitirdi ve sonunda yapısal bir çöküş yaşandı. AF447 kazası, hava koşullarının uçak üzerindeki etkilerinin ve uçuş kontrol sistemlerinin önemini altını çizdi. Kazadan sonra yapılan araştırmalar, hava koşullarına dayanıklı yapıların ve gelişmiş uçuş kontrol sistemlerinin ne kadar kritik olduğunu ortaya koydu. Ayrıca, uçuş ekibinin eğitim ve durum tespiti süreçlerinin geliştirilmesi gerektiği sonucuna varıldı. Şekil 10'daki görselde bu kazanın ardından uçağın bulunan parçalarının görselleri gösterilmiştir (2. Air France Flight 447 crash / Download Scientific Diagram, y.y.).



Şekil 10. Air France Flight 447 Kazası Kalıntıları

12 Kasım 2001 tarihinde bir Airbus A300-605R uçağı olan American Airlines Flight 587 New York'taki John F. Kennedy Uluslararası Havalimanı'ndan kalktıktan kısa bir süre sonra düşerek Queens, New York'ta bir mahalleye çakıldı. Kazada toplam 265 kişi hayatını kaybetmiştir. Kalkış sonrası uçak, diğer uçakların bıraktığı türbülanslı hava akımlarına maruz kaldı. Bu türbülans, özellikle uçuşun ilk birkaç dakikasında etkili oldu ve uçağın kontrolünü zorlaştırdı. Türbülansın etkisiyle, uçağın kanatlarının ve kuyruk yüzeylerinin üzerindeki kuvvetler arttı, bu da uçak üzerinde ciddi yapısal strese neden oldu. Özellikle kuyruk yüzeyindeki (stabilizatör) kuvvetlerin aşırı bir şekilde artmasına

neden olan türbülansa maruz kaldı. Bu kuvvetler, uçağın stabilizatörünü aşırı şekilde yükledi. Stabilizatörün kontrolünü sağlayan hidrolik sistem, aşırı yükler altında başarısız oldu ve bu da uçağın kontrolünü kaybetmesine yol açmıştır. Şekil 11’de bu kazanın ardından uçağın bulunan parçalarının görselleri gösterilmiştir (*What Caused The Crash Of American Airlines Flight 587?, y.y.*).



Şekil 11. American Airlines Flight 587 Kazası Kalıntıları

Sınır koşulları (boundary conditions), mühendislik ve bilimsel analizlerde, bir sistemin veya yapının fiziksel ve matematiksel modelleme süreçlerinde temel bir rol oynamaktadır. Bu koşullar, analiz edilen sistemin sınırlarında veya etrafında belirli kısıtlamaların ve davranışların nasıl olduğunu tanımlar. Sınır koşulları, fiziksel ve matematiksel modelleme süreçlerinde sistemin sınırlarını belirler ve analizin doğruluğunu sağlamak için gereklidir. Bu koşullar, modelin gerçek dünya davranışlarını doğru bir şekilde yansıtmasını sağlar. Yapısal mühendislikte, sınır koşulları, yapının üzerine etki eden kuvvetler ve yükler gibi faktörlerin analiz edilmesine yardımcı olur. Bu koşullar, yapısal dayanıklılığı ve güvenliği belirlemek için kritik öneme sahiptir. Sınır koşulları, bir sistemin veya yapının performansını ve güvenliğini değerlendirmek için kullanılır. Performans kriterlerinin ve güvenlik standartlarının sağlanabilmesi için bu koşullar dikkate alınır. Dinamik analizlerde, sınır koşulları, sistemin zaman içindeki

davranışlarını ve tepkilerini belirler. Bu, sistemin dinamik stabilitesini ve performansını anlamak için gereklidir.

Proje yönetiminde kritik bir görev olan yapısal analiz, projenin genel verimliliğini, güvenilirliğini ve genel performansını değerlendirmeye odaklanır. ANSYS, Abaqus, SAP2000, ETABS, RFEM, COMSOL Multiphysics, STAAD.Pro ve Tekla Structures dahil olmak üzere çeşitli yazılım programlarını kullanır. ANSYS, doğrusal ve doğrusal olmayan analiz, dinamik analiz, dinamik analiz ve çeşitli modelleme tekniklerini destekleyen kapsamlı bir yönetim yazılımıdır. Abaqus, Dassault Systèmes tarafından geliştirilen ve karmaşık problem çözme sorunlarının belirlenmesine yardımcı olan güçlü bir FEEA aracıdır. SAP2000, spektral, kinematik ve spektral analiz dahil olmak üzere çeşitli modelleme tekniklerini içeren kapsamlı bir analiz ve tasar analiz aracıdır. RFEM, çeşitli modelleme tekniklerini içeren ve çeşitli uygulamalarda kullanılabilen güçlü bir analiz paketidir. COMSOL Multiphysics çok çeşitli sonlu elemanlar ve model analiz araçları sunarken, STAAD.Pro çeşitli model türleri ve analiz yöntemleri için destek sağlar. Tekla Structures, ayrıntılı yapısal analiz sağlayan bir BIM modelidir. Bu çalışmada ANSYS yazılımı kullanılmıştır.

2.1. Kompozitlerde Burkulma Teorisi

Burkulma, genellikle uzun, ince yapılar üzerinde meydana gelen bir tür yapısal kararsızlıktır. Burkulma, yapının aksenal yükler altındaki davranışını ifade etmektedir. Kompozitler, matris ve takviye elemanlarının kombinasyonuna bağlı olarak farklı mekanik özellikler sergilemektedir.

Euler burkulma teorisi genellikle homojen ve izotropik malzemeler için geçerlidir. Kompozitlerde uygulamadan önce malzemenin anizotropik doğası göz önüne alınmalıdır (Qiao & Davalos, 2013). Timoshenko burkulma teorisi ise ince ve uzun elemanlar için geliştirilmiş bir teoridir ve kompozitlerin burkulma analizi için de uygundur. Burada hem eğilme hem de kayma deformasyonları dikkate alınmaktadır (Mohammad Abadi & Daneshmehr, 2014).

Burkulma direncini artırma yöntemlerinden biri liflerin yönelimi ve yerleşiminin burkulma direncini artıracak şekilde tasarlanmasıdır. Yapısal elemanların kalınlığını artırmak, burkulma direncini artırabilmektedir. Kompozite ek takviye malzemeleri veya dokular eklemek, burkulma direncini artırmaktadır.

Kompozit plakalar, basınç veya kesme yükü altında burkulma hasarlarına karşı hassastır. Kompozit plakaların burkulma sonrası yeteneği, hasar modları ve etkileşimleri hakkında doğru bilgi gerektirir. Burkulmaya yönelik tasarım yapmak ve burkulma sonrası

yeteneği kullanmak ekstra bir ihtiyatlılık olabilir. Farklı yükleme kombinasyonları ve sınır koşulları için burkulma yükünün doğru hesaplanması, burkulma sonrası panellerde çok önemlidir.

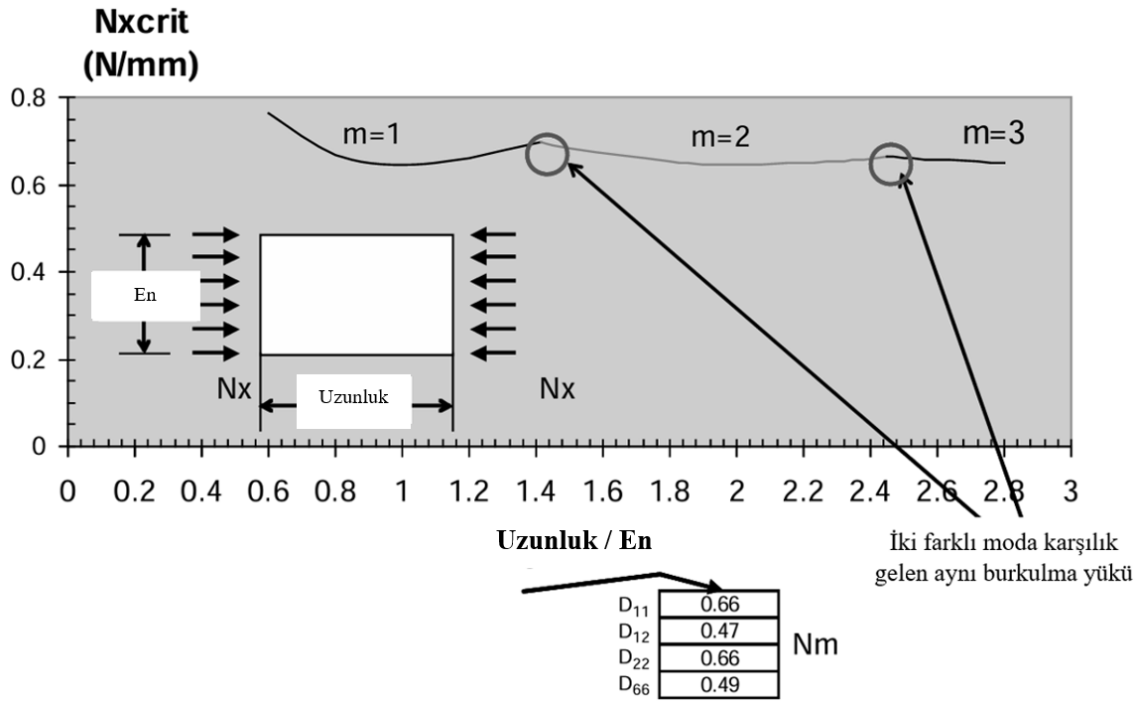
N_x ve N_y 'nin dikdörtgen kompozit plakaya birbirine dik eksenlerinde uygulanan kuvvetler olduğunu varsayarsak;

$$k = \frac{N_y}{N_x}$$

Olmaktadır. Dikdörtgen kompozit plakanın tek eksenli basınç altında burkulması durumunda $k = 0$ alınmaktadır. Plaka basınç altındayken burkulma yükü denklemi:

$$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2(AR)^2 + D_{22}n^4(AR)^4]}{a^2m^2}$$

Olmaktadır. AR, uzunluk/en oranıdır. Şekil 12'de burkulma yükünün plaka en boy oranına göre ilişkisi gösterilmiştir.



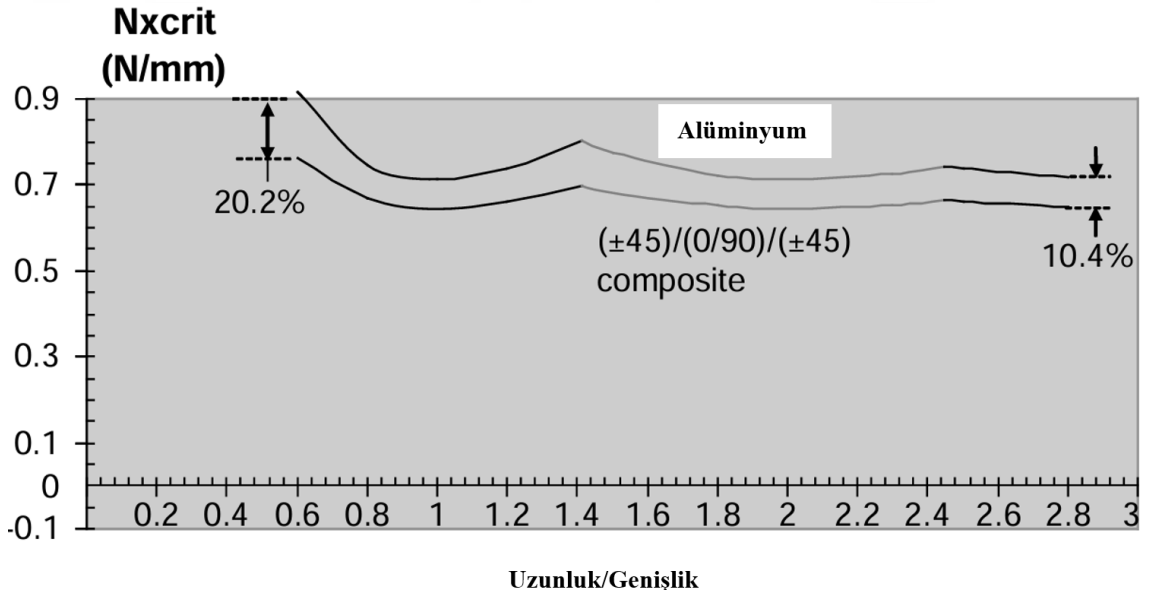
Şekil 12. Burkulma Yükünün Plaka En Boy Oranına göre İlişkisi

Denklemin sağ tarafındaki $n = 1$ olduğunda N_0 küçültülür, yani uygulanan yükün enine yönde yalnızca bir yarım dalga oluşur. $n = 1$ alınır ve formül yeniden düzenlenirse:

$$N_0 = \frac{\pi^2}{a^2} [D_{11}m^2 + 2(D_{12} + 2D_{66})(AR)^2 + D_{22}(AR)^4/m^2]$$

Ulaşılmaktadır. Yukarıdaki denklem basit mesnetli dikdörtgen kompozit plakanın basınç altındaki burkulma yükünü vermektedir. Denklemdaki m değeri küçültülerek burkulma yükü de azaltılabilir. Burkulma yükü eğilme direngenlikleri D_{11} , D_{12} , D_{22} ve

D_{66} 'ya ek olarak plakanın AR oranına bağlıdır. Bu bağımlılık, sabit uzunluğu 508 mm olan bir plaka için yukarıdaki şekilde gösterildiği gibidir. Şekilden çıkarılacağı üzere en-boy oranı arttıkça yük yönündeki yarım dalga m sayısı da artmaktadır. Tipik olarak her m değeri için burkulma yükünü en aza indiren bir AR değeri vardır. Ardışık m değerlerine karşılık gelen eğrilerin kesişme noktaları, plakanın iki moddan birinde burkulabileceğini ve aynı burkulma yüküne sahip olabileceğini gösterir. Plaka iki moddan birinde burkulma eğiliminde olacak ve diğerine geçmeyecektir. Bu şekildeki sonuçlar aynı D matris değerlerine sahip yarı-izotropik yerleşime (45)/(0/90)/(45) karşılık gelmektedir. Bunun laminat kalınlığı 0,5715 mm'dir. Aynı kalınlık, uzunluk ve AR 'ye sahip alüminyum levhada ise Şekil 13'te gösterilmiştir.



Şekil 13. Eşit Kalınlıktaki Alüminyum ve Yarı İzotropik Kompozit Plakalar (Uzunluk=508 mm) İçin Burkulma Yüklerinin Karşılaştırılması

Yukarıdaki şekilde görüldüğü gibi, aynı kalınlıktaki bir alüminyum levhanın burkulma yükü, eşit kalınlıktaki yarı izotropik kompozit levhanınkinden %20 kadar daha yüksek olmaktadır (AR 0.5 için). Bu hesaplamanın kat kalınlıklarının bir sonraki tamsayı katına yuvarlanması gerekecektir. Ön karşılaştırmaların yapılabilmesi için kompozit plakanın kalınlığının sürekliliği varsayılırsa, kompozit plaka için gerekli kalınlık artışı şu şekilde olacaktır:

$$\text{Kalınlık artışı} = (1.2)^{\frac{1}{3}} = 1.063$$

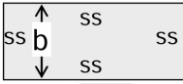
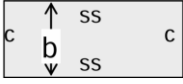
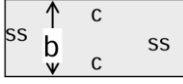
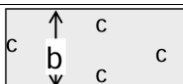
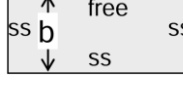
Bu nedenle aynı boyuttaki plaka için kompozit (grafit/epoksi) ile alüminyum panel arasındaki ağırlık oranı şu şekildedir:

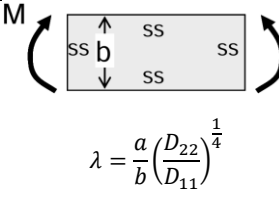
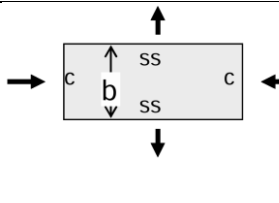
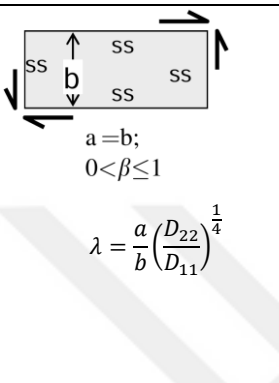
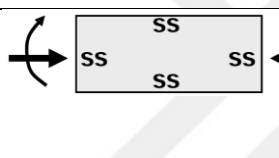
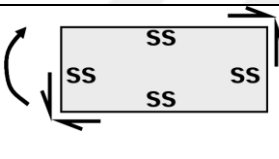
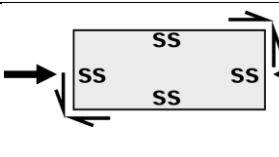
$$\frac{W_{Gr}}{W_{Al}} = 0.58 \left(\frac{1.063}{1} \right) = 0.616$$

Burada 0.58 yoğunluk oranıdır. Diğer çarpan ise kalınlık oranıdır. Yukarıdaki denklem, bir alüminyum plaka ile basma altında aynı burkulma yüküne sahip yarı izotropik bir kompozitin, alüminyum ağırlığından yaklaşık olarak %38 ağırlık tasarrufu sağlamaktadır. Bu sonucun elde edilmesinde kompozit malzeme ile her türlü kalınlığın elde edilebileceğini varsaydığımızı ve malzeme dağılımı, çevresel etkiler, çevre etkileri gibi tasarımı etkileyebilecek başka faktörlerin bulunmadığı varsayılmıştır.

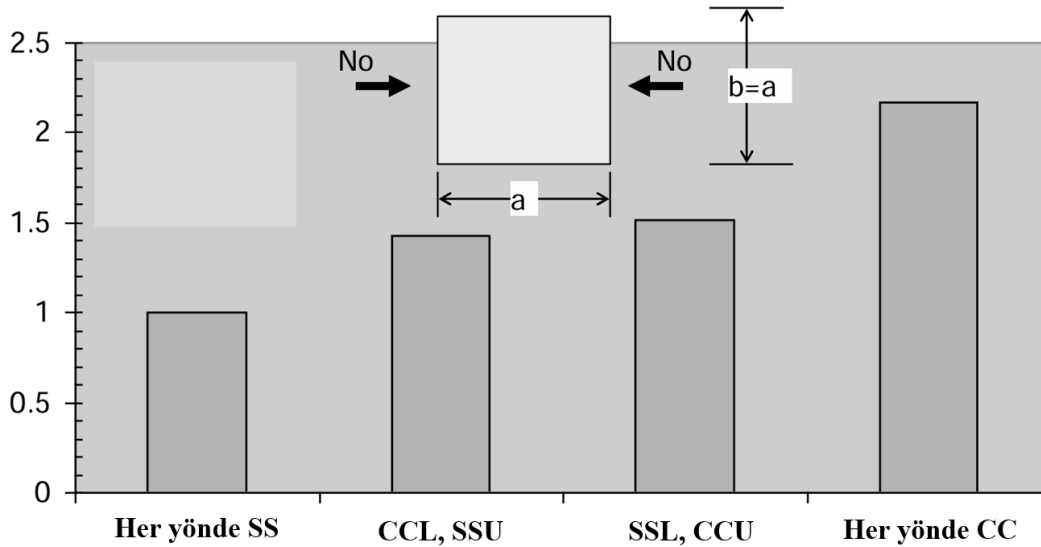
Bu bölümde anlatılanlara benzer yaklaşımlar, farklı sınır koşullarına ve/veya uygulanan yüklere sahip dikdörtgen kompozit panellerin burkulma yükleri için de kullanılabilir. Tablo 1’de en yaygın durumlar ve bu durumlara karşılık burkulma yükleri verilmiştir. Bu tablodaki değerlerde eğilme-döndürme birleşik etkilerinin olmadığı ($D_{16} = D_{26} = 0$) varsayılmıştır.

Tablo 1. Çeşitli Sınır Koşulları ve Yük Kombinasyonları İçin Burkulma Yükleri(Kassapoglou, y.y.)

	$N_o = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2(AR)^2 + D_{22}(AR)^4]}{a^2m^2}$
 $\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$	$N_o = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}}(K) \quad K = \frac{4}{\lambda^2} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{3}{4}\lambda^2 \quad 0 < \lambda < 1.662$ $K = \frac{m^4 + 8m^2 + 1}{\lambda^2(m^2 + 1)} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{\lambda^2}{m^2 + 1} \quad \lambda > 1.662$
 $\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$	$N_o = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}}(K) \quad K = \frac{m^2}{\lambda^2} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{16}{3} \frac{\lambda^2}{m^2}$
 $\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$	$N_o = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}}(K) \quad K = \frac{4}{\lambda^2} + \frac{8(D_{12} + 2D_{66})}{3\sqrt{D_{11}D_{22}}} + 4\lambda^2 \quad 0 < \lambda < 1.094$ $K = \frac{m^4 + 8m^2 + 1}{\lambda^2(m^2 + 1)} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{\lambda^2}{m^2 + 1} \quad \lambda > 1.094$
 $\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$	$N_o = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}}(K) \quad K = \frac{12}{\pi^2} \frac{D_{66}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{1}{\lambda^2}$

 <p style="text-align: center;">$\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$</p>	$M_o = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}} (K)$ $K = 0.047\pi^2 b^2 \sqrt{\left(\frac{m^2}{\lambda^2} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{\lambda^2}{m^2} \right) \left(\frac{m^2}{\lambda^2} + \frac{8(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + 16 \frac{\lambda^2}{m^2} \right)}$
	$N_o = \frac{\pi^2 \left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2(AR)^2 + D_{22}n^4(AR)^4 \right]}{a^2(m^2 + kn^2(AR)^2)}$
 <p style="text-align: center;">$\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{\frac{1}{4}}$</p> <p style="text-align: center;">$a=b;$ $0 < \beta \leq 1$</p>	$N_{xycrit} = \frac{4}{b^2} (D_{11}D_{22}^3)^{1/4} (K)$ $K = 8.2 + 5 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} \frac{1}{10 \left(\frac{A}{\beta} + B\beta \right)} \quad \beta = \left(\frac{D_{11}}{D_{22}} \right)^{1/4}$ $A = -0.27 + 0.185 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}$ $B = 0.82 + 0.46 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} - 0.2 \left(\frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} \right)^2$
	$R_b^{1.76} + R_c = 1$ $R_b = \frac{M}{M_{crit}}, \quad R_c = \frac{N_x}{N_{xcrit}}$
	$R_b^2 + R_s^2 = 1$ $R_b = \frac{M}{M_{crit}}, \quad R_s = \frac{N_{xy}}{N_{xycrit}}$
	$R_c + R_s^2 = 1$ $R_c = \frac{N}{N_{xcrit}}, \quad R_s = \frac{N_{xy}}{N_{xycrit}}$

Şekil 14'te gösterildiği gibi çepeçevre kenetlenmiş plaka en yüksek burkulma yüküne sahiptir. Beklendiği gibi, basit mesnetli plakalar ise en düşük burkulma yüküne sahiptir ve kenetlenmiş/basit mesnetli kombinasyonlar iki uç nokta arasında yer almaktadır. Bu şekilde CCL, yüklü tarafların sıkıştırıldığını belirtmektedir. CCU gösterimi, yüksüz tarafların sıkıştırıldığını belirtmektedir.



Şekil 14.Sınır Koşullarının Kare Kompozit Plakanın Basınç Altındaki Burkulma Yüküne Etkisi

3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde tez çalışmasında kullanılan model geometrileri, mesh düzeni, materyal özellikleri gibi analizleri gerçekleştirirken kullanılan veriler gösterilmiştir. Ayrıca analizin doğruluğunu ispatlamak için yapılan doğrulama çalışması da anlatılmıştır.

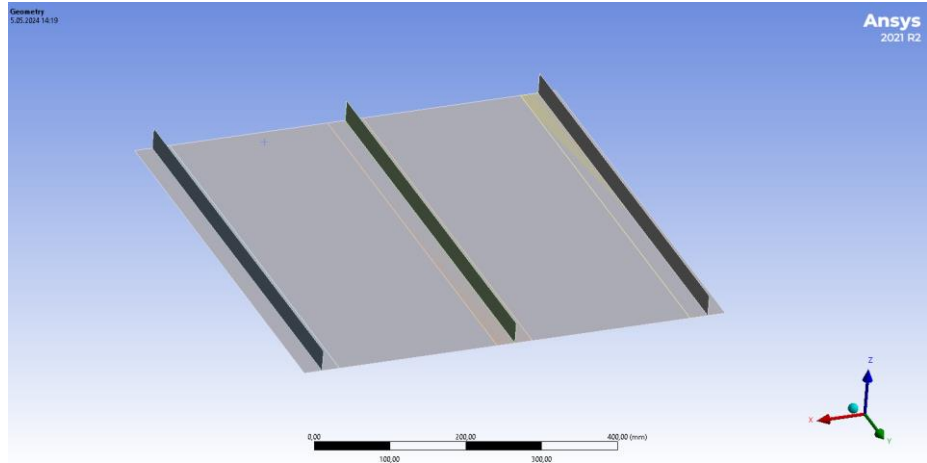
3.1. Model Geometrisinin Belirlenmesi ve Mesh Yapısı

Bu çalışma için pekiştiricileri bir arada tutan plaka 600 mm x 600 mm olarak belirlenmiştir. 5x5 mm'lik meshler atılmıştır. Pekiştiriciler, pekiştiricileri plakaya bağlayan düzlem ve pekiştiricileri bir arada tutan plaka kompozit olarak modellenmiştir. Kompozit modellemesi, ANSYS programında ACP (Pre) modülü ile gerçekleştirilmiştir. Plaka kalınlıkları her bir tür pekiştirilmiş panel için 2 mm, 3 mm, 4 mm ve 3,4,5 adet pekiştirici eşit aralıklarla yerleştirilerek analiz gerçekleştirilmiştir. Her bir yönelimdeki kompozit plaka için 0,50 mm kalınlık belirlenmiştir. Analizi gerçekleştirilen pekiştiriciler T, I ve J türleridir. Analiz sonuçlarında benzer artışlar gözlemlendikten sonra bazı kalınlık, pekiştirici sayısı ve pekiştirici tipindeki analizler gerçekleştirilmemiştir.

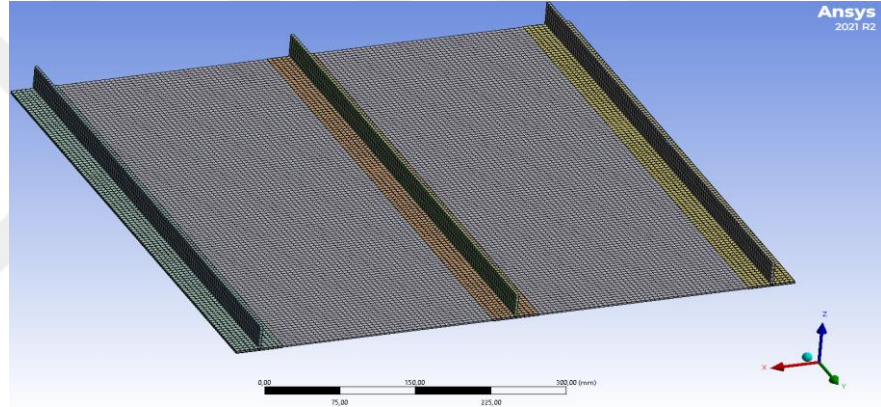
3.1.1. T-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi

T-tipi pekiştirilmiş panellerde 3, 4 ve 5 adet pekiştirici eşit aralıklarla yerleştirilmiştir. Bu tip panellerde bir diğer kıyas seçeneği olarak pekiştirici sayıları sabit tutularak plaka kalınlıkları 2 mm, 3 mm ve 4 mm olarak incelenmiştir. Pekiştiricinin yüksekliği 30 mm, kalınlığı 3 mm belirlenmiştir. Pekiştiricilerin plakaya (600x600 mm) bağlanmasını sağlayan pekiştiricilerin düzlemlerinin genişliği 50 mm ve kalınlıkları da 3

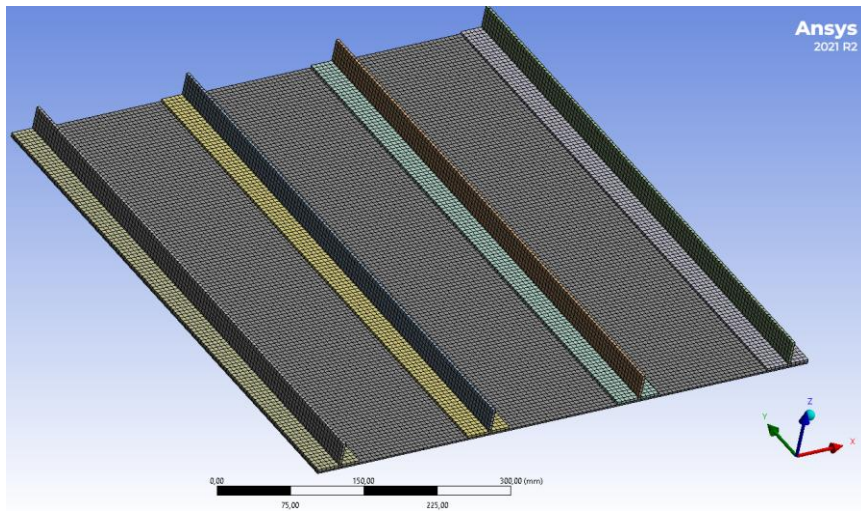
mm olarak modellenmiştir. Şekil 15, 16, 17 ve 18’de T-tipi pekiştirilmiş paneller için analizi gerçekleştirilen modellemeler gösterilmiştir.



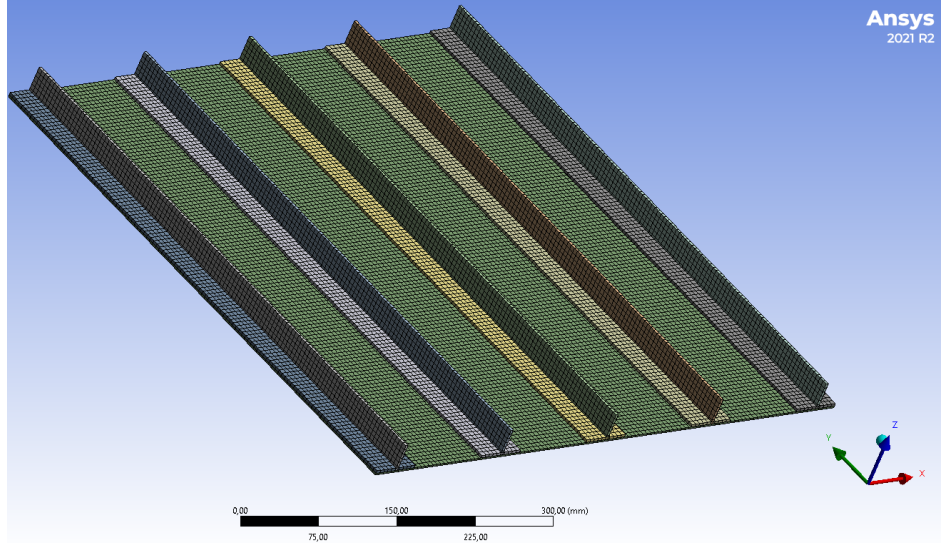
Şekil 15. T-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi



Şekil 16. T-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü



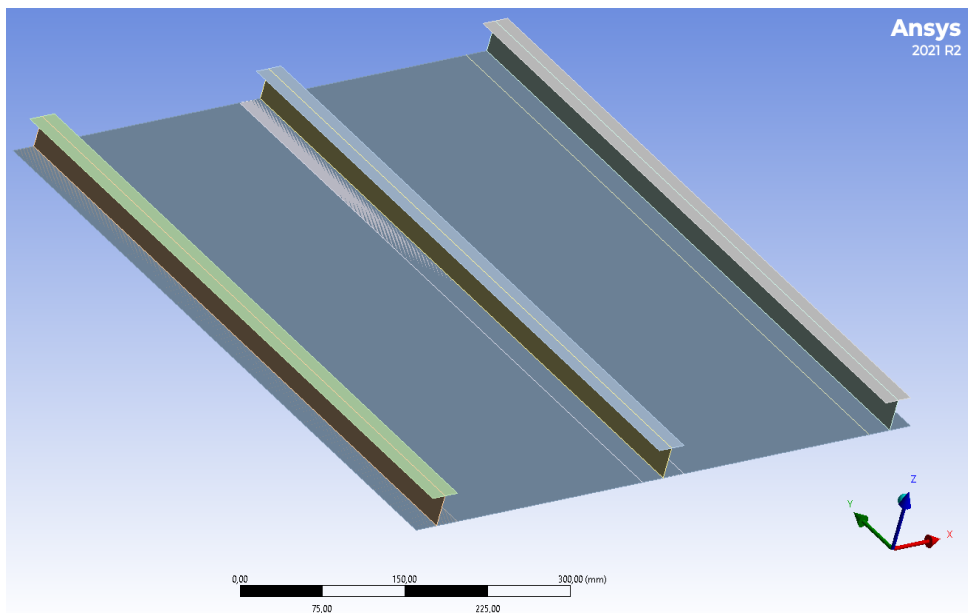
Şekil 17. T-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü



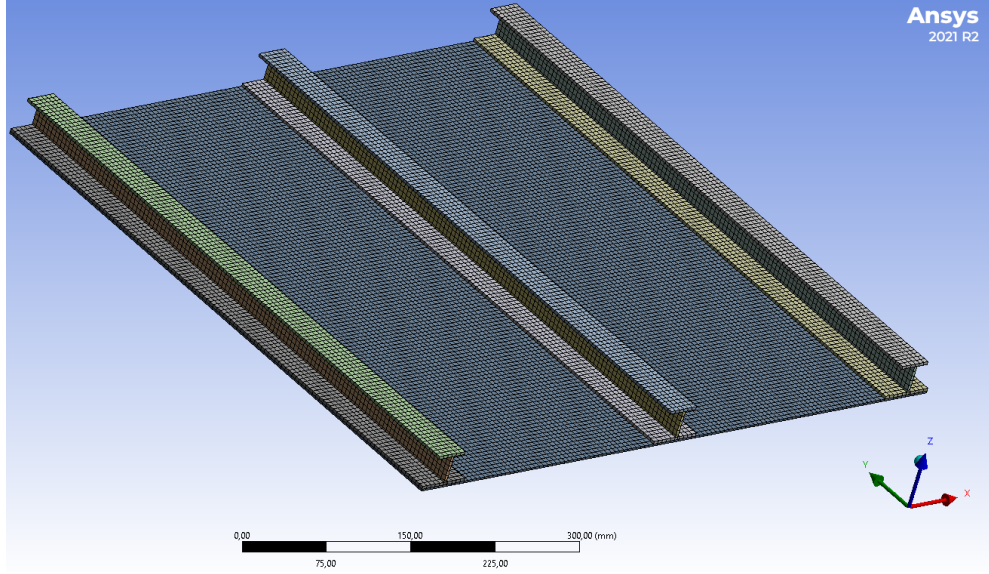
Şekil 18. T-Tipi 5 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü

3.1.2.I-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi

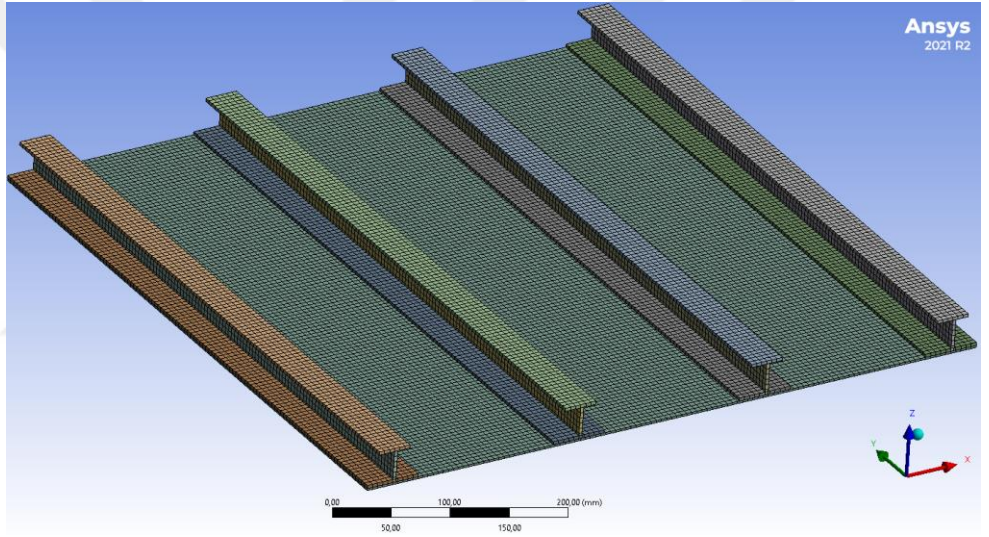
I-tipi pekiştirilmiş panellerde de T-tipi pekiştirilmiş panellerde yapılan kıyaslamalar (pekiştirici sayıları, plaka kalınlığı) gerçekleştirilmiştir. Pekiştiricinin yüksekliği 30 mm, kalınlığı 3 mm belirlenmiştir. Pekiştiricilerin plakaya (600x600 mm) bağlanmasını sağlayan düzlemlerinin genişliği 50 mm ve kalınlıkları da 3 mm olarak modellenmiştir. Pekiştiricinin üst genişliği 30 mm olarak ve kalınlığı da 3 mm olarak modellenmiştir. Şekil 19, 20, 21 ve 22’de I-tipi pekiştirilmiş paneller için analizi gerçekleştirilen modeller gösterilmiştir.



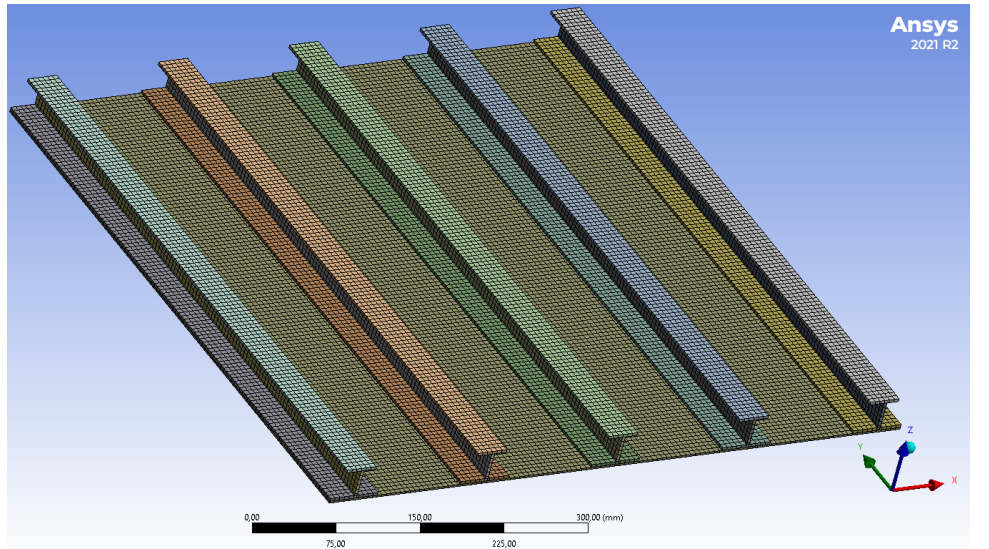
Şekil 19. I-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi



Şekil 20. I-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü



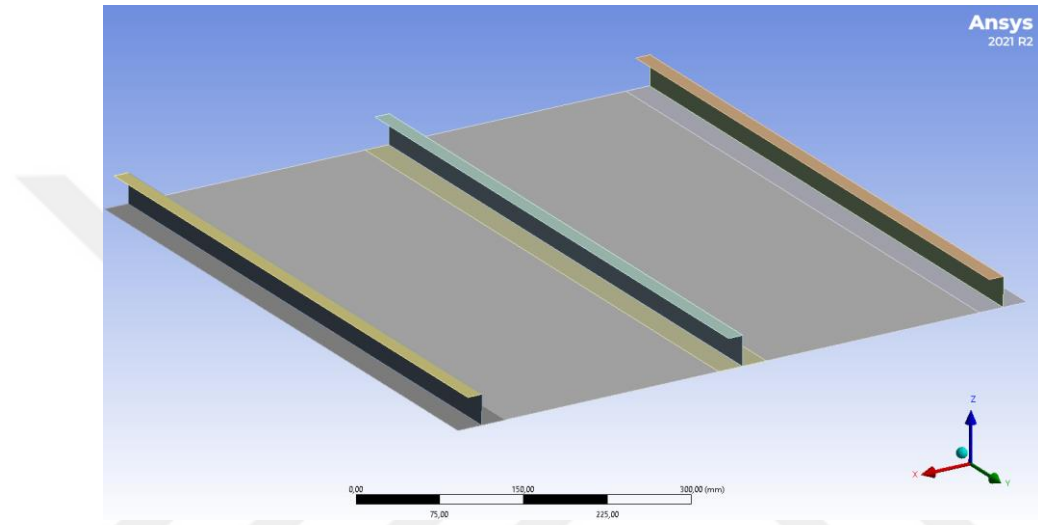
Şekil 21. I-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü



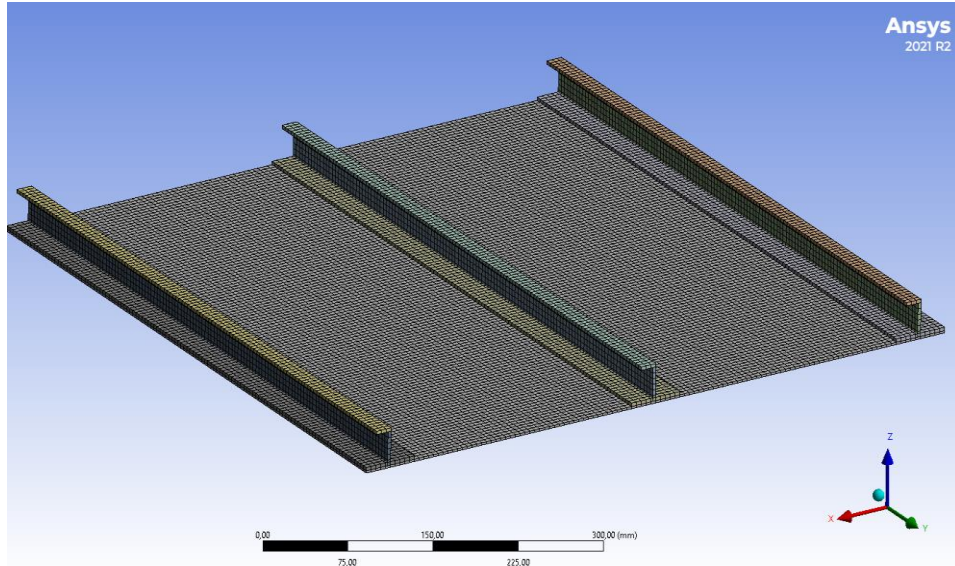
Şekil 22. I-Tipi 5 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü

3.1.3.J-Tipi Kompozit Pekiştirilmiş Panellerin Modellenmesi

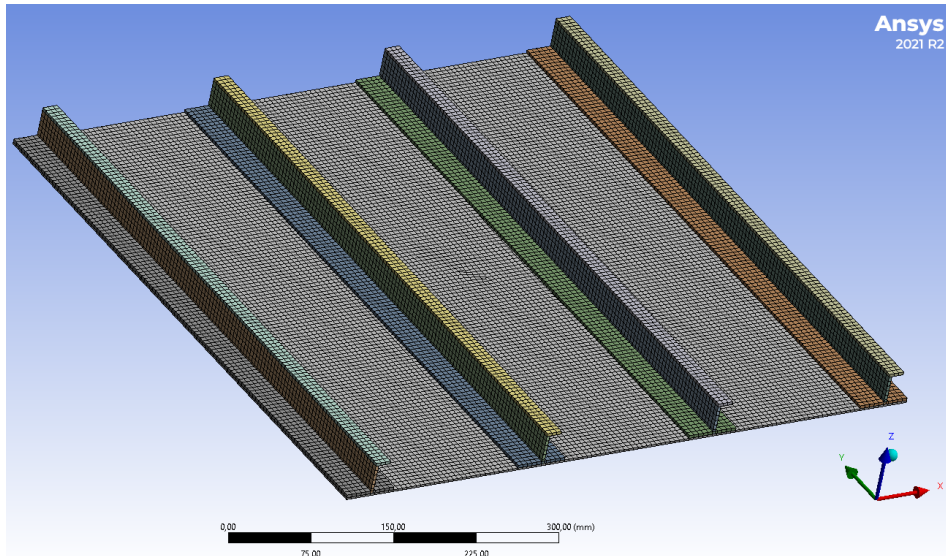
J-tipi pekiştirilmiş panellerde de T ve J tipi pekiştirilmiş panellerde yapılan kıyaslamalar (pekiştirici sayıları, plaka kalınlığı) gerçekleştirilmiştir. Pekiştiricilerin plakaya (600x600 mm) bağlanmasını sağlayan düzlemlerinin genişliği 50 mm ve kalınlıkları da 3 mm olarak modellenmiştir. Pekiştiricinin üst genişliği 15 mm olarak ve kalınlığı da 3 mm olarak modellenmiştir. Şekil 23, 24 ve 25'te J-tipi pekiştirilmiş paneller için analizi gerçekleştirilen modellemeler gösterilmiştir.



Şekil 23. J-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Model Geometrisi



Şekil 24. J-Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü



Şekil 25. J-Tipi 4 Pekiştiriciye Sahip 2 mm Kalınlığında Panelin Mesh Atılmış Görünümü

3.2. Materyal Özelliklerinin Belirlenmesi

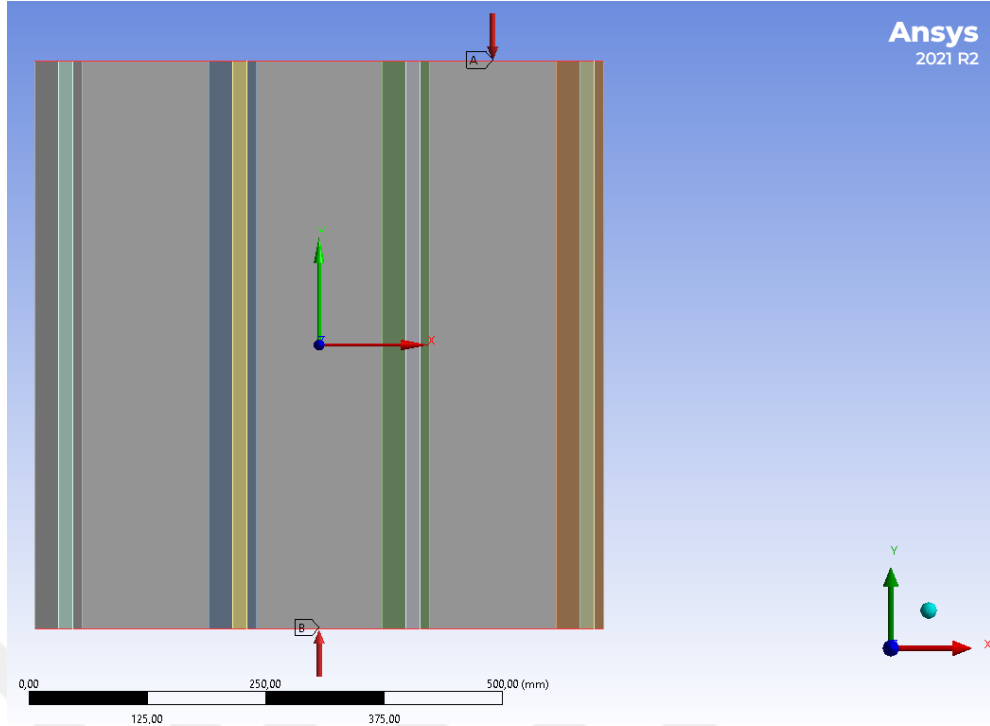
Havacılıkta kompozit uygulamaların oranının her geçen gün artması sebebiyle bu çalışmada malzeme olarak karbon fiber kompozit malzeme seçilmiştir. Tablo 2’de belirlenen karbon fiber kompozit malzemenin özellikleri verilmiştir. Malzemeye ortoplastik elastik olarak özellik verilmiştir.

Tablo 2. Karbon Kompozit Malzemenin Özellikleri

Malzeme Özelliği	Değer	Birim
X Yönünde Elastiklik Modülü	1,35 E+05	MPa
Y Yönünde Elastiklik Modülü	10000	MPa
Z Yönünde Elastiklik Modülü	10000	MPa
XY Yönünde Poisson Oranı	0,3	
YZ Yönünde Poisson Oranı	0,02222	
XZ Yönünde Poisson Oranı	0,02222	
XY Yönünde Kayma Modülü	5000	MPa
YZ Yönünde Kayma Modülü	5000	MPa
XZ Yönünde Kayma Modülü	5000	MPa

3.3. Panele Burkulma Yükünün Uygulanması

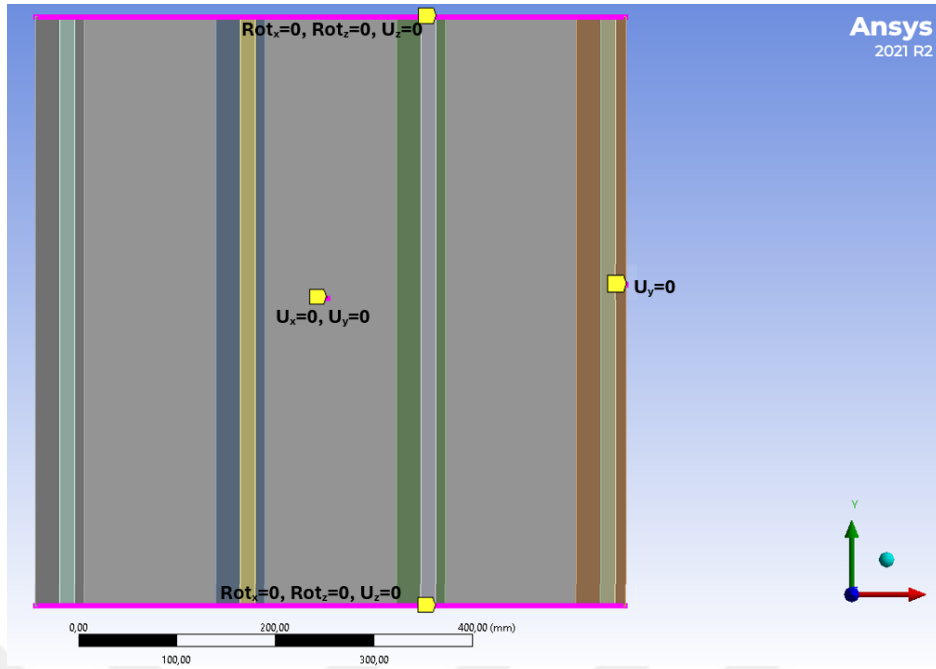
Burkulmaya meyilli yüzeylere parça boyu doğrultusunda kuvvet uygulanmasında özdeğer modülü kullanılmaktadır. Şekil 26’da görüldüğü gibi tüm geometrilere parçanın y eksenindeki iki kenarı boyunca 100 N/m kuvvet uygulanmıştır.



Şekil 26. Parçaya Uygulanan Burkulma Yükleri

3.4. Sınır Koşullarının Belirlenmesi

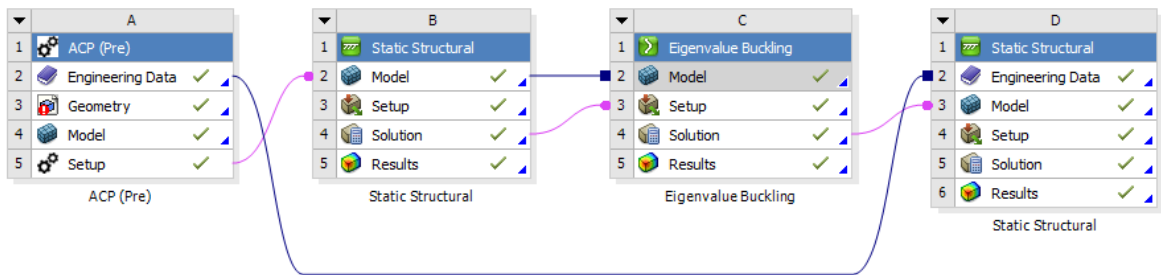
Analizin gerçekleştirilmesi için uygulanan sınır koşulları analiz çıktılarına doğrudan etkilemektedir. Bu nedenle çıktıların doğruluk payının artırılması için doğrulama çalışmasında alınan sınır koşulları kullanılmıştır. İlk aşamada özdeğer değerlerine ulaşmak için y-eksenindeki (kuvvetin uygulandığı eksenler boyunca) iki kenar boyunca $U_z=0$, $Rot_x=0$ ve $Rot_z=0$ olarak ayarlanmıştır. Plakanın tam orta noktasında $U_x=0$ ve $U_y=0$ olarak ayarlanmıştır. Son olarak plakanın orta noktasının paralelinde kenar orta noktasına $U_y=0$ olarak girilmiştir. Şekil 27’de sınır koşulları görsel olarak gösterilmiştir. Burkulmaya uğrayan pekiştirilmiş panellerde gerçekleştirilen ikinci analizde ilk aşamada kuvvetin uygulandığı eksenlerden birinde $Rot_x=0$, $Rot_z=0$, $U_y=0$, $U_z=0$ olarak belirlenmiştir. Diğer eksenlerde ise $Rot_x=0$, $Rot_z=0$ ve $U_z=0$, $U_y=0,0030$ m olarak belirlenmiştir. Plakanın tam orta noktasında $U_x=0$ ve $U_y=0$ olarak ayarlanmıştır. Plakanın orta noktasına paralel noktada ise $U_y=0$ koşulu verilmiştir.



Şekil 27. Panellere Uygulanan Sınır Koşulları

3.5. Doğrusal Olmayan Analizin Modül İskeleti

Uygulanan sınır koşullarına göre ilk burkulma gerçekleştirildikten sonra burkulmaya uğramış pekiştirilmiş panellere tekrardan burkulma yükleri uygulanmıştır. İkinci kez yük uygulanan pekiştirilmiş panelde doğrusal olmayan modunu aktif etmek için çözücü kontrollerinde büyük sapmalar aktif hale getirilip adım sayısı girilmiştir. ANSYS programında uygulanan modül sıralaması Şekil 28’de belirtilmiştir.

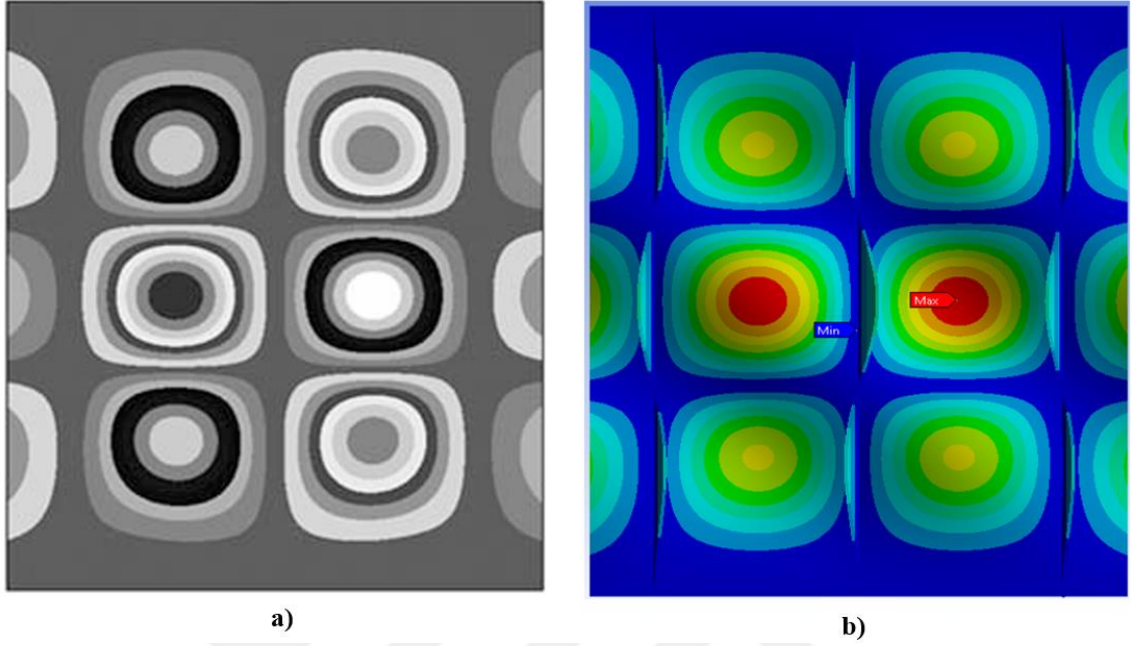


Şekil 28. ANSYS Analiz Gerçekleştirilen Modül Düzeni

3.6. Analiz Metodu ve Sonuçlarının Doğrulanması

Analiz sonuçlarının doğrulanması için D. Quinn, A. Murphy, W. McEwan ve F. Lemaitre tarafından daha önce gerçekleştirilmiş ‘Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening’ çalışmasındaki girdiler ile ANSYS programında aynı analiz gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analiz, doğrulama yapılan çalışmanın deney verileriyle kıyaslanmıştır. Sonuç doğrulamasında kullanılan çalışmada çökme yükü 216,6 kN ve gerçekleştirilen analizde çökme yükü 215,7 kN olarak

bulunmuştur. Sapma oranı %0,41'tir. Şekil 29'da görsel deformasyon sonuçlarının kıyaslanması gösterilmiştir.



Şekil 29. Doğrulama Yapılan Çalışmanın Sonuçları ile Analiz Sonuçlarının Kıyaslanması (a-Referans Çalışma, b-Gerçekleştirilen Analiz)

4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

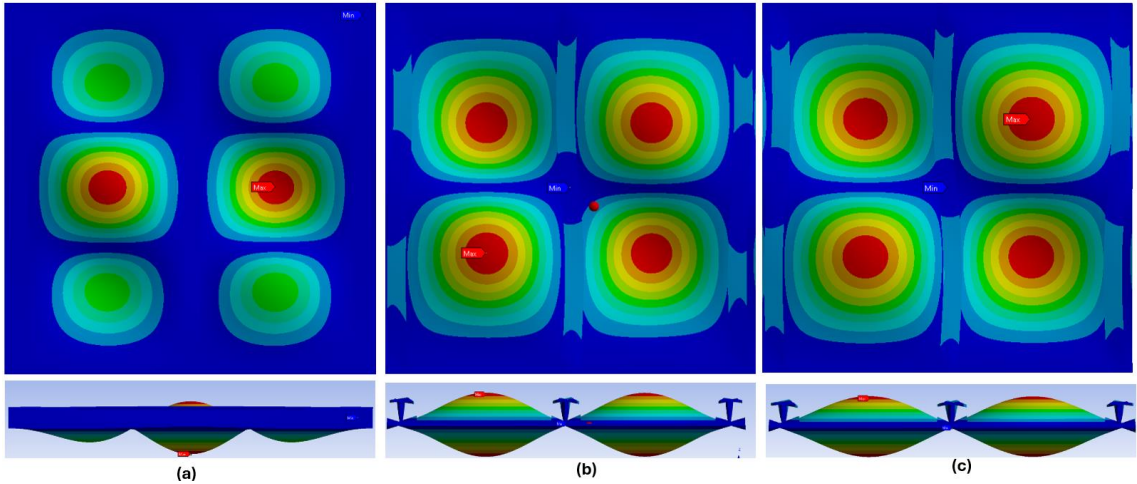
Bu bölümde plaka kalınlığının, pekiştirici türünün ve pekiştirici sayısının değişiminin pekiştirilmiş paneller üzerine etkilerinin analiz edilmesiyle elde edilen sonuçlar incelenmiştir.

4.1. Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığının Değişiminin Burkulma Yüğü Üzerinde Etkisinin İncelenmesi

Bu başlık altında sırasıyla T, J ve I tipi pekiştirilmiş panellerde pekiştirici sayısının 3 alındığı ve plaka kalınlıklarının arttığı analizlerin sonuçlarının kıyaslanması verilmiştir. Böylelikle pekiştirici sayısı ve türü sabit tutulurken plaka kalınlığının artışının etkileri ortaya çıkarılmıştır.

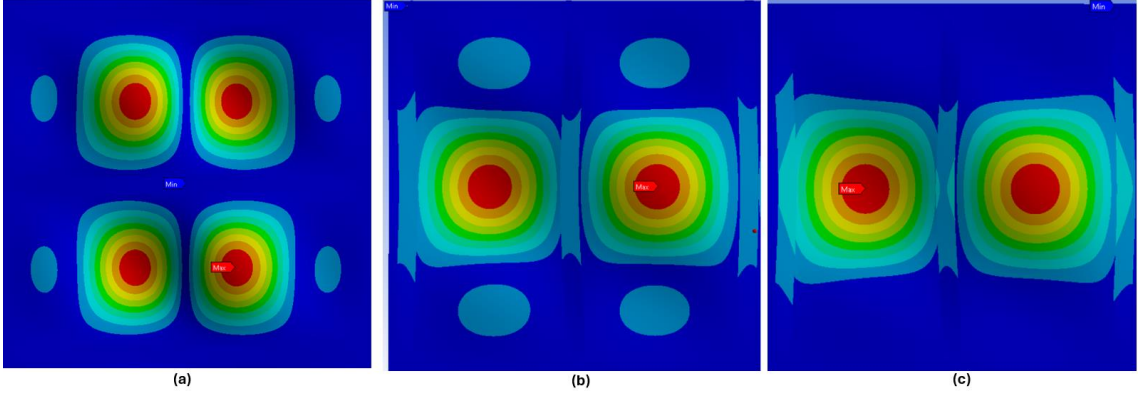
4.1.1. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması

I tipi 3 pekiştiriciye sahip 2 mm kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatılan analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



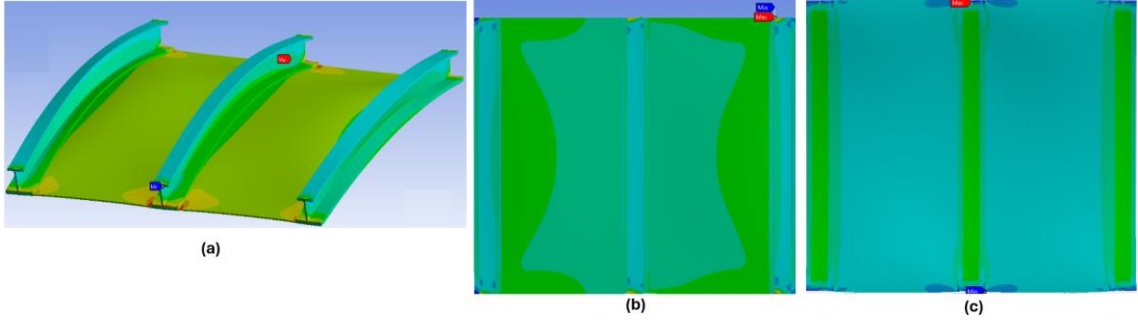
Şekil 30. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 30'da farklı kalınlıklardaki pekiştirilmiş panellerin ilk özdeğer değerlerinin kıyaslanması gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında iken ilk burkulma modu çarpanı 391,1'dir. 3 mm plaka kalınlığında ilk burkulma modu çarpanı 1062,3 ve 4 mm plaka kalınlığında ise bu değer 2037,2'dir. Görüldüğü üzere plaka kalınlığının artışı özdeğer değerlerinde artış göstermiştir.



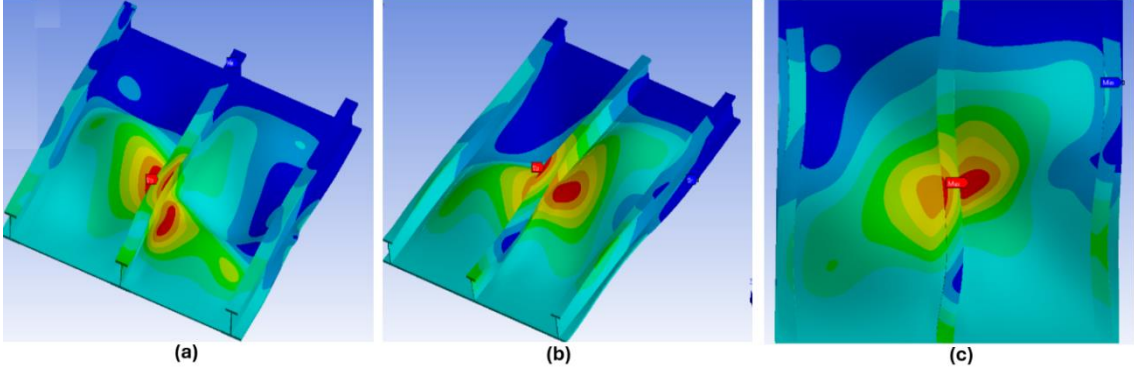
Şekil 31. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 31’de görüldüğü üzere ikinci özdeğer değerleri kıyaslandığında 2 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 401’dir. 3 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 1084,2 ve 4 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri ise 2141,1’dir. İkinci özdeğer değerleri de ilk özdeğer değerinde olduğu gibi plaka kalınlığı arttıkça artış göstermiştir.



Şekil 32. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 32’de eşdeğer elastik gerinim görünüşleri gösterilmiştir. Eşdeğer elastik gerinim, yükün kaldırılması üzerine nesnenin orijinal şekline geri döneceği gerinim değerlerinin sınırınıdır. Elastik sınır, gerilme-gerinim eğrisi üzerinde nesnenin elastik davranışını plastik davranışa değiştirdiği nokta olarak tanımlanmaktadır. 2 mm plaka kalınlığında maksimum eşdeğer elastik gerinim pekiştiricilerin plakayla bağlantı yerlerinde, panelin kenarı boyunca gözlemlenmiştir. 3 mm ve 4 mm plaka kalınlığında ise maksimum eşdeğer elastik gerinimler pekiştiricilerin plakayla bağlantı yerlerinde, daha küçük bir alanda meydana gelmiştir.

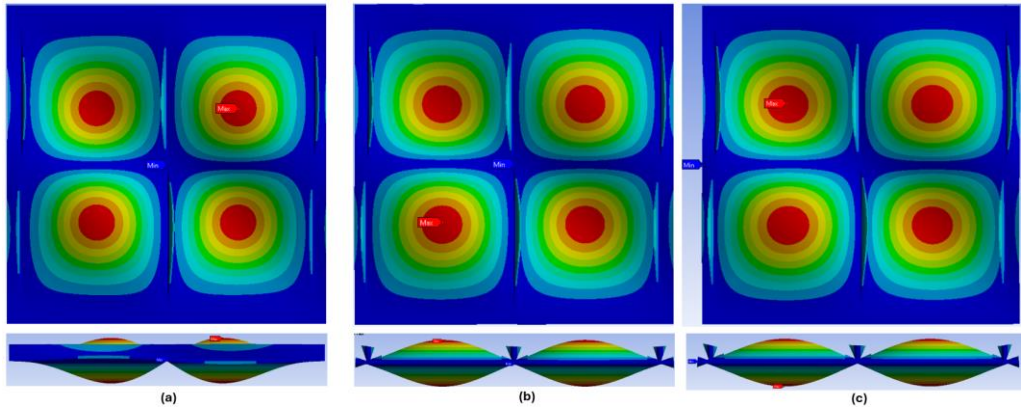


Şekil 33. I Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yüğü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Pekiştirilmiş panellere ikinci burkulma yükü uygulanmasının ardından çökme yükü değerine ulaşana kadar doğrusal olmayan analiz gerçekleştirilmiştir. Şekil 33'te çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında çökme yükü 303,3 kN, 3 mm plaka kalınlığında çökme yükü 349,7 kN ve 4 mm plaka kalınlığında çökme yükü 342 kN 'dur. Plaka kalınlığının artması çökme yüklerinde artış meydana getirmiştir. Çökme, pekiştirilmiş panellerin merkez noktalarına yakın bölgelerde oluşmuştur.

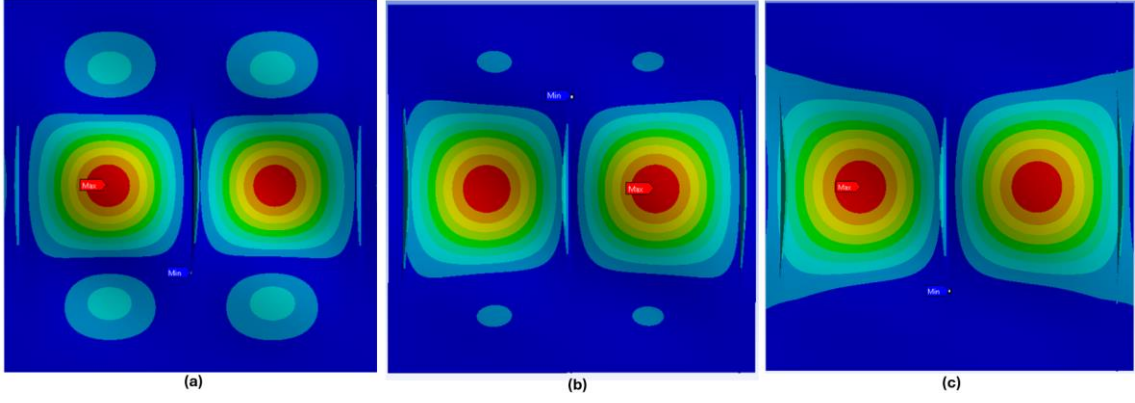
4.1.2. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması

T tipi 3 pekiştiriciye sahip 2 mm kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatıldığı şekilde analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



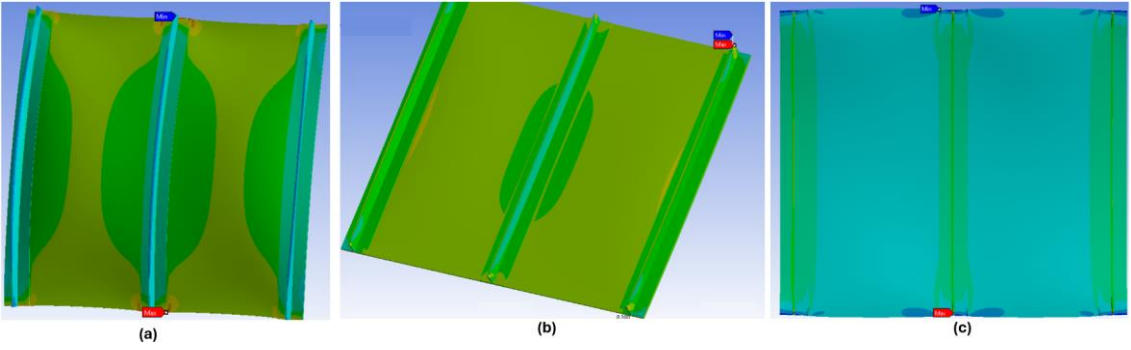
Şekil 34. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 34'te farklı kalınlıklardaki pekiştirilmiş panellerin ilk özdeğer değerleri gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında ilk burkulma modu çarpanı 306,3'tür. 3 mm plaka kalınlığında ilk burkulma modu çarpanı 830,7 ve 4 mm plaka kalınlığında ise bu değer 1732,2'dir. Görüldüğü üzere plaka kalınlığının artışı özdeğer değerlerinde artış göstermiştir.



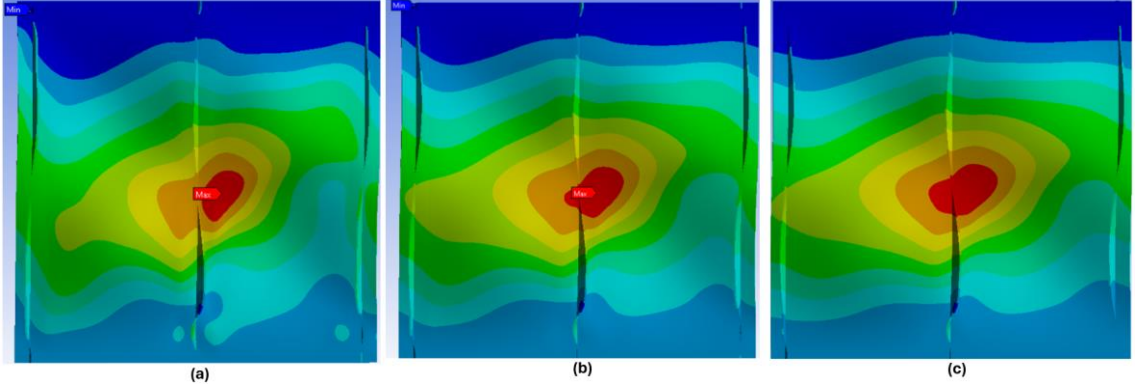
Şekil 35. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 35'te görüldüğü üzere ikinci özdeğer değerleri kıyaslandığında 2 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 319,9'dur. 3 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 897 ve 4 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri ise 1839'dur. İkinci özdeğer değerleri de ilk özdeğer değerinde olduğu gibi plaka kalınlığı arttıkça artış göstermiştir.



Şekil 36. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 36'da görüldüğü üzere 2 mm plaka kalınlığında maksimum elastik gerinim pekiştirici düzlemlerinin ana plakaya olan bağlantı noktalarında kenar boyunca ve plaka üzerinde gözlemlenmiştir. 3 mm ve 4 mm plaka kalınlığında eşdeğer elastik maksimum gerinim değeri pekiştirici üzerinde en üst uç noktada oluşmuştur.

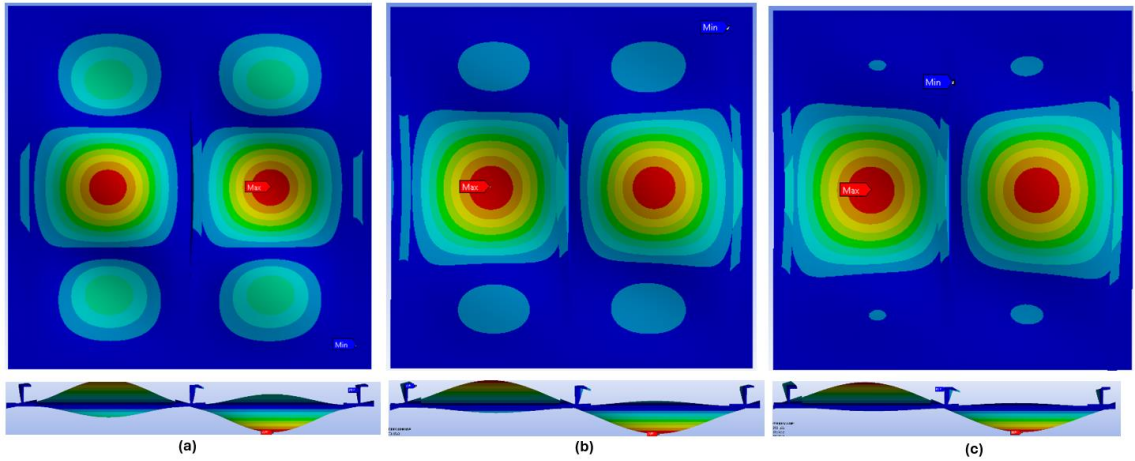


Şekil 37. T Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yükü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 37’de çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında çökme yükü 177,4 kN, 3 mm plaka kalınlığında çökme yükü 220,8 kN ve 4 mm plaka kalınlığında çökme yükü 269,2 kN ’dur. Plaka kalınlığı arttıkça pekiştirilmiş panelin çökme yükünde artış gözlemlenmiştir. Ve aynı zamanda kalınlığın artması daha büyük bir alanda çökme oluşmasına sebep olmuştur.

4.1.3. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısı Sabit Tutularak Kalınlığın Artırılması

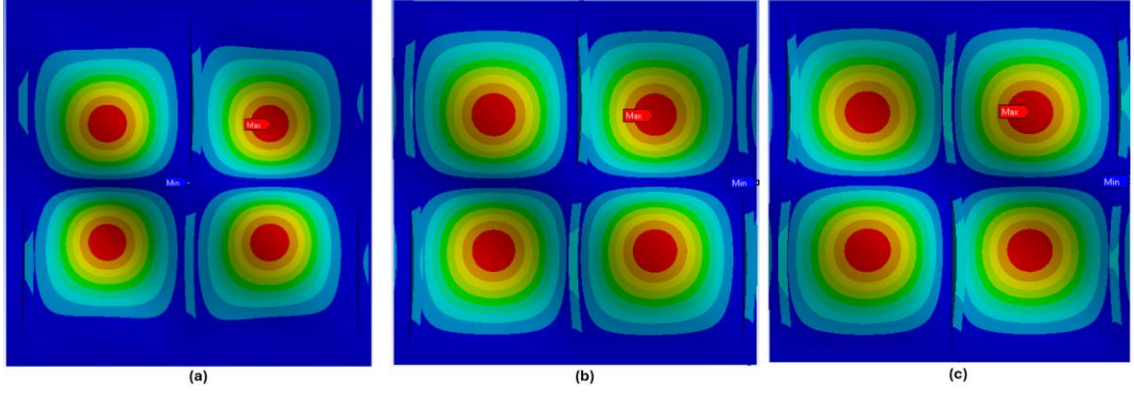
J tipi 3 pekiştiriciye sahip 2 mm kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatıldığı şekilde analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



Şekil 38. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

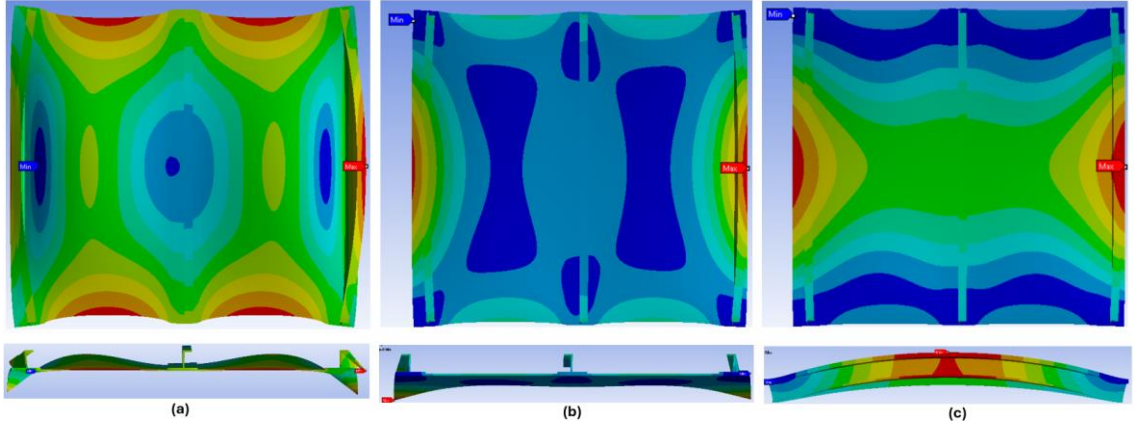
Şekil 38’de farklı kalınlıklardaki pekiştirilmiş panellerin ilk özdeğer değerleri gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında ilk burkulma modu çarpanı 392,5’tür. 3 mm plaka kalınlığında ilk burkulma modu çarpanı 1019,2 ve 4 mm plaka kalınlığında ise bu değer

2047,7'dir. Görüldüğü üzere plaka kalınlığının artışı özdeğer değerlerinde artış göstermiştir.



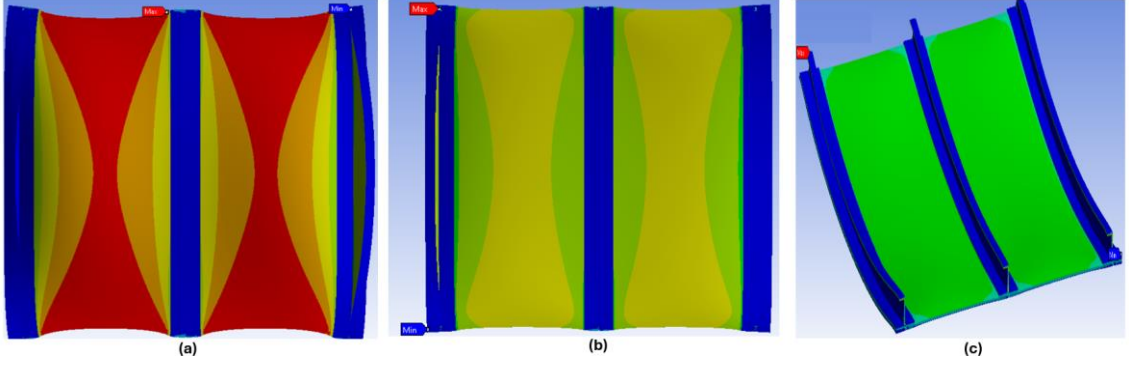
Şekil 39. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 39'da görüldüğü üzere ikinci özdeğer değerleri kıyaslandığında 2 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 393,7'dir. 3 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri 1097,5 ve 4 mm plaka kalınlığına sahip panelin değeri ise 2242'dir. İkinci özdeğer değerleri de ilk özdeğer değerinde olduğu gibi plaka kalınlığı arttıkça artış göstermiştir.



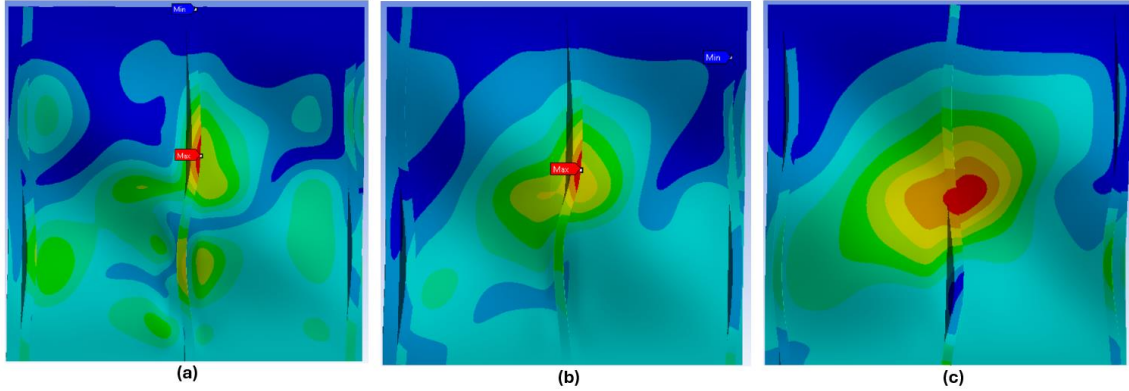
Şekil 40. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 40'ta J tipi 3 pekiştiriciye sahip farklı plaka kalınlıklarındaki panellerde toplam deformasyon değerleri gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında maksimum $20,68 \cdot 10^{-8}$ m , 3 mm plaka kalınlığında maksimum $23 \cdot 10^{-8}$ m ve 4 mm plaka kalınlığında maksimum $25,47 \cdot 10^{-8}$ m toplam deformasyon gözlemlenmiştir. 2 mm plaka kalınlığında panelin neredeyse tüm kenarlarında deformasyon gözlemlenmiştir. 3 ve 4 mm plaka kalınlığına geçildiğinde ise deformasyon kuvvet uygulanmayan kenarlarda oluşmuştur. Plaka kalınlığı arttıkça deformasyonun gözlemlendiği noktalar sınırlanmıştır.



Şekil 41. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Plaka Kalınlıklarındaki Panellerde Eşdeğer Gerilme Dağılımları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

Şekil 41’de J tipi 3 pekiştiriciye sahip farklı plaka kalınlıklarındaki panellerde eşdeğer gerilme dağılımları gösterilmiştir. Bu değer sünek malzemelerin belirli bir konumda akmaya başlayacağını göstermektedir. 2 mm plaka kalınlığında eşdeğer maksimum gerilme pekiştiricilerin aralarındaki alanlarda ve plakanın üzerinde gözlemlenmiştir. 3 mm plaka kalınlığında maksimum eşdeğer gerilme pekiştiricinin üzerinde gözlemlenmiş ve plakada da gerilme gerçekleşmiştir. 4 mm plaka kalınlığında ise maksimum eşdeğer gerilme pekiştiricinin üzerinde gözlemlenmiştir.



Şekil 42. J Tipi 3 Pekiştiriciye Sahip Farklı Kalınlıklarındaki Panellerde Çökme Yüğü Toplam Deformasyon Oranları (a=2mm, b=3mm, c=4mm)

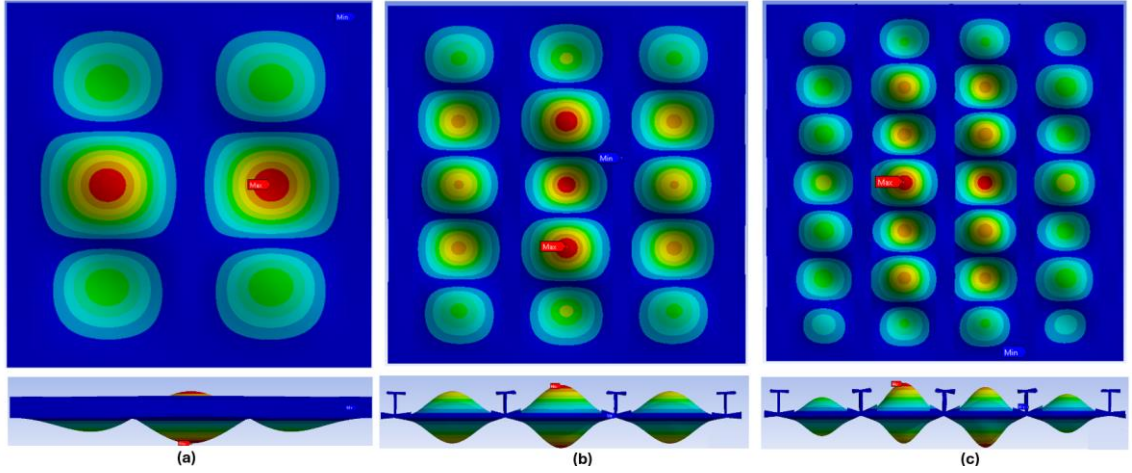
Şekil 42’de çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 2 mm plaka kalınlığında çökme yükü 289,14 kN , 3 mm plaka kalınlığında çökme yükü 340,14 kN ve 4 mm plaka kalınlığında çökme yükü 385,02 kN ’dur. Plaka kalınlığı arttıkça pekiştirilmiş panelin çökme yükünde artış gözlemlenmiştir. Aynı zamanda kalınlık artışıyla çökmenin meydana geldiği bölge pekiştiriciden plakaya kaymıştır.

4.2. Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Sayısının Değişiminin Burkulma Üzerinde Etkisinin İncelenmesi

T, J ve I tipi pekiştirilmiş panellerde plaka kalınlığının 2 mm alındığı ve pekiştirici sayılarının arttığı analizlerin sonuçlarının kıyaslanması bu bölümde verilmiştir. Böylelikle plaka kalınlığı ve türü sabit tutulurken pekiştirici sayısının artışının etkileri ortaya çıkarılmıştır.

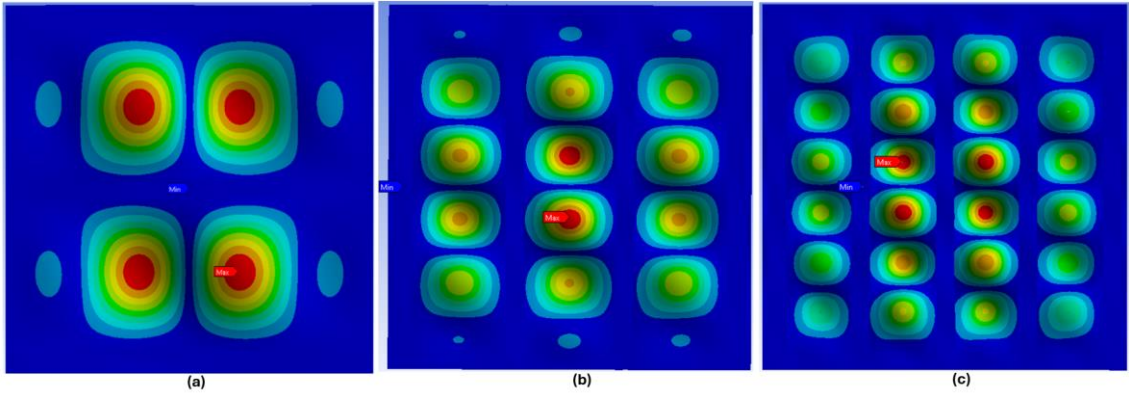
4.2.1. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması

I tipi pekiştiriciye sahip 2 mm plaka kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatıldığı şekilde analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



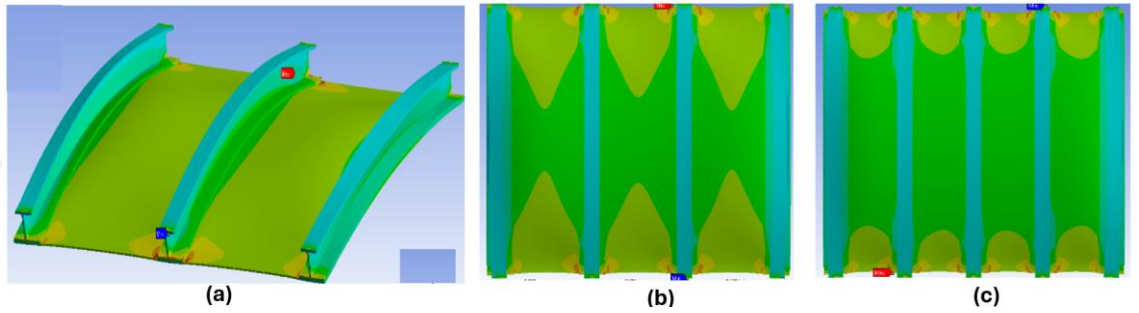
Şekil 43. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 43'te pekiştirici sayısının değişiminin ilk özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 391,13'tür. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 1012,2 ve 5 pekiştiriciye sahip panelde ise bu değer 2152,4'tür. Pekiştirici sayısının artışı özdeğer değerlerinde de artış ortaya çıkarmıştır.



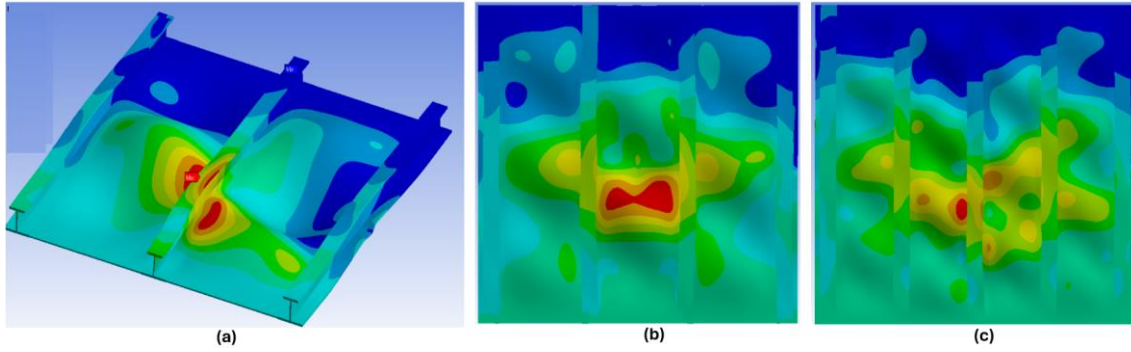
Şekil 44. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 44'te pekiştirici sayısının değişiminin ikinci özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 401'dir. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 1021,8 ve 5 pekiştiriciye sahip panelde ise bu değer 2157,7'dir. Pekiştirici sayısının artışı özdeğer değerlerinde de artış ortaya çıkarmıştır.



Şekil 45. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 45'te eşdeğer elastik gerinim görselleri verilmiştir. Eşdeğer maksimum elastik gerinimler, pekiştirici sayısının artışıyla benzer artışlar göstermiştir. Maksimum değer, incelenen 3 durumda da kuvvetin uygulandığı kenarda pekiştiricilerin bağlanma yerlerinde görülmüştür.

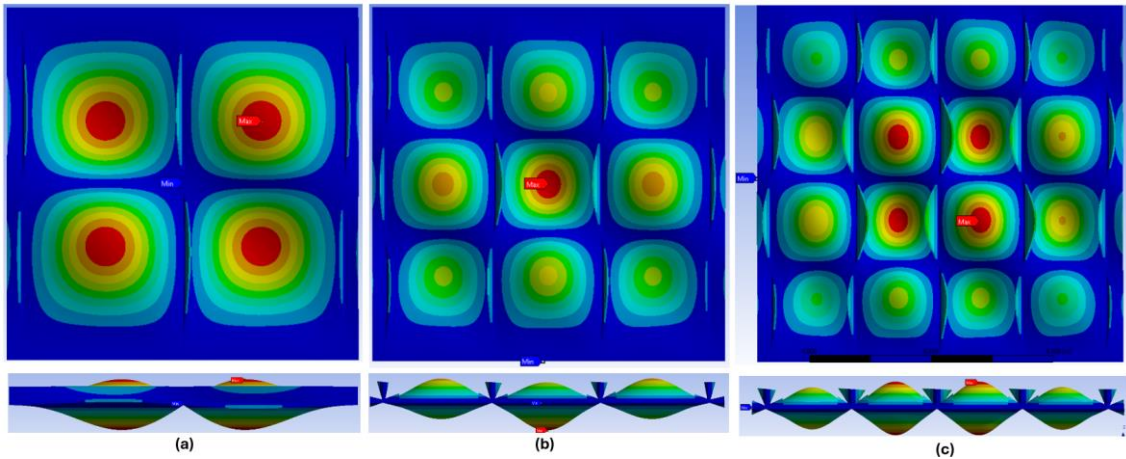


Şekil 46. I Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Yükünde Toplam Deformasyon Dağılımları (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 46'da çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 3 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 303,3 kN, 4 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 331,9 kN ve 5 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 475,2 kN 'dur. Pekiştirici sayısı arttıkça pekiştirilmiş panelin çökme yükünde artış gözlemlenmiştir. Pekiştirici sayısının artması çökmenin daha dar bir alanda meydana gelmesine sebep olmuştur.

4.2.2. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması

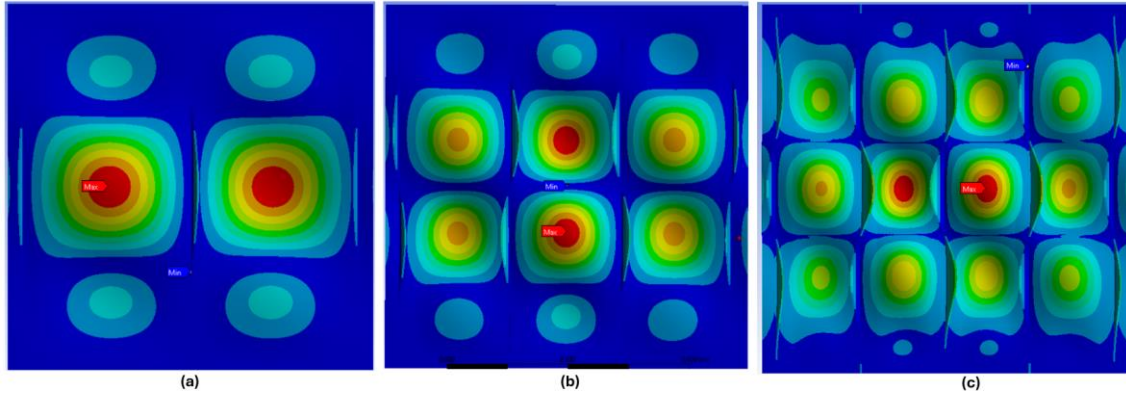
T tipi pekiştiriciye sahip 2 mm plaka kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatıldığı şekilde analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



Şekil 47. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

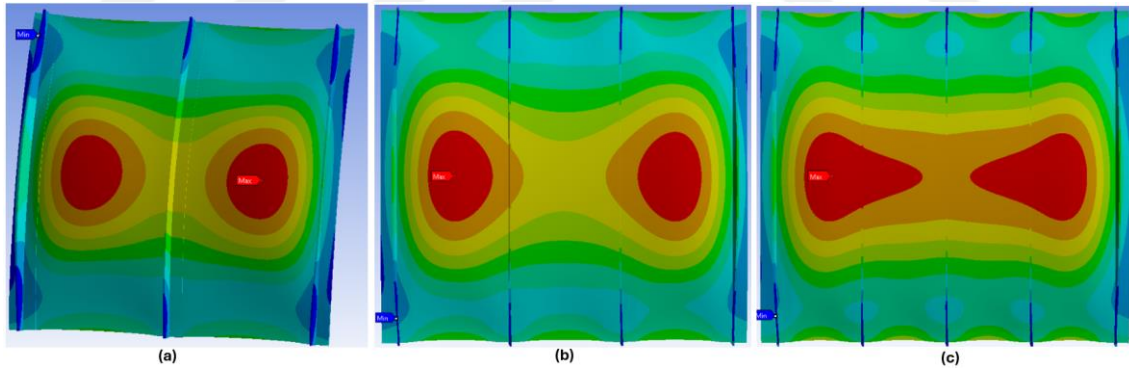
Şekil 47'de pekiştirici sayısının değişiminin ilk özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 306,3'tür. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 807,5 ve 5

pekiştiriciye sahip panelde ise bu değer 1696,7'tir. Pekiştirici sayısının artışı özdeğer değerlerinde de artış ortaya çıkarmıştır.



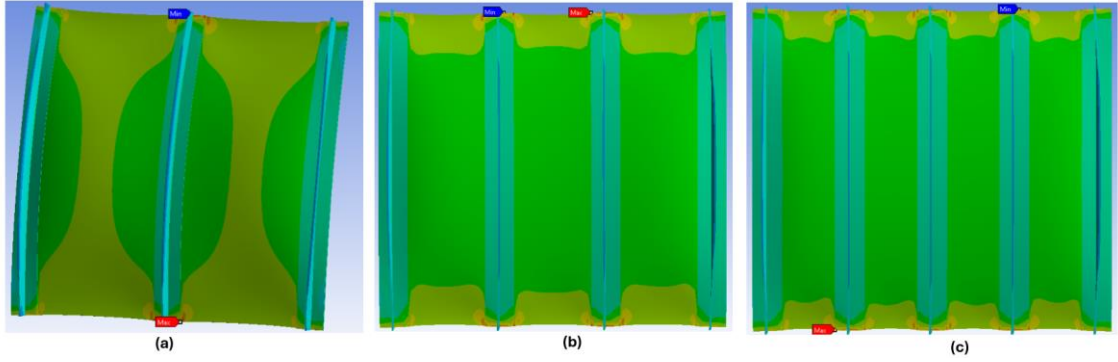
Şekil 48. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 48'de pekiştirici sayısının değişiminin ikinci özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 319,9'dir. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 812,3 ve 5 pekiştiriciye sahip panelde ise bu değer 1703,6'dır. Pekiştirici sayısının artışı özdeğer değerlerinde de artış ortaya çıkarmıştır.



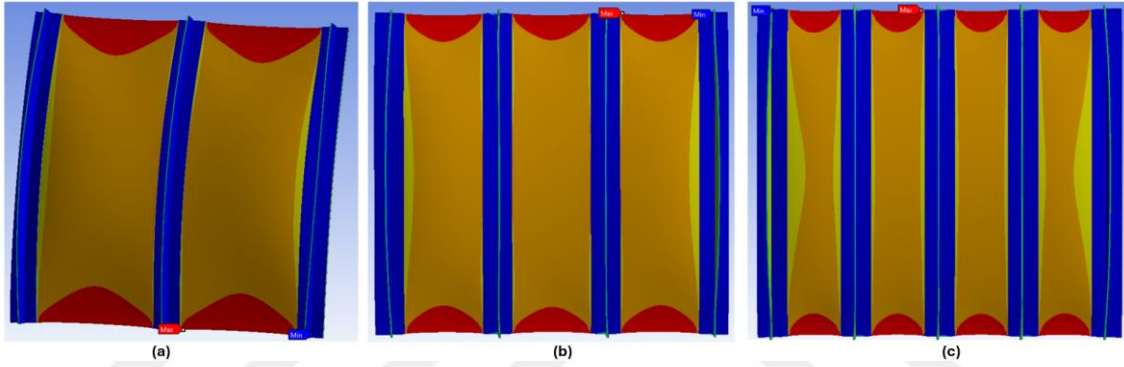
Şekil 49. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 49'da kıyaslanan pekiştirilmiş panellerin toplam deformasyon değerlerinin görsel gösterimleri verilmiştir. Toplam deformasyonların maksimum değerleri benzer bölgelerde gözlemlenmiştir. Pekiştirici sayısının artması bu bölgenin genişlemesine sebep olmuştur.



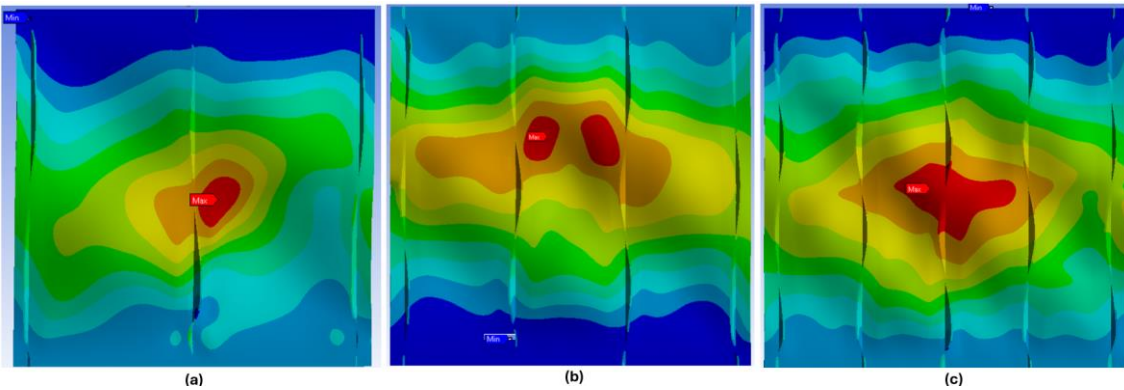
Şekil 50. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Elastik Gerinim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 50’de kıyaslanan panellerde eşdeğer elastik gerinim değerleri gösterilmiştir. Bu tip panellerde de I tipi panellere benzer sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 51. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Gerilim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 51’de eşdeğer gerilim değerleri görselleştirilmiştir. Maksimum değerler plaka üzerinde, minimum değerler ise pekiştiriciler üzerinde oluşmuştur.



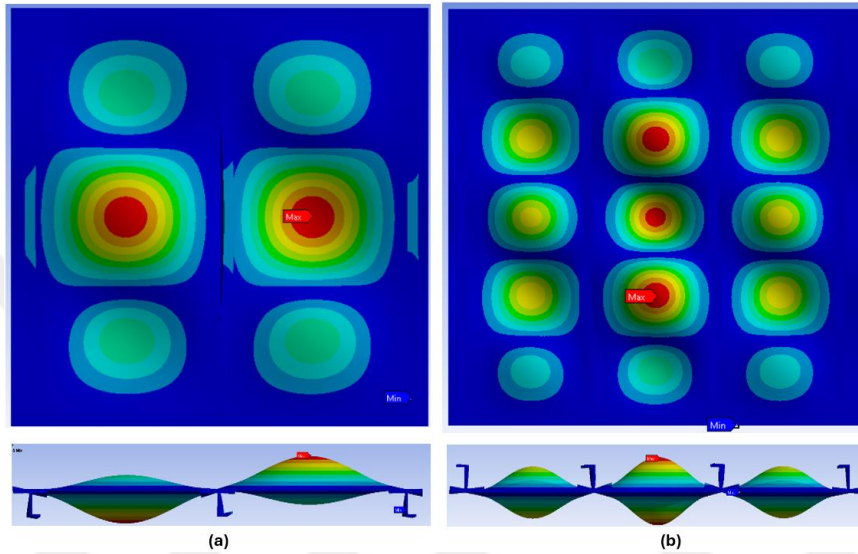
Şekil 52. T Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip, c= 5 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 52’de çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 3 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 177,4 kN, 4 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 174,5 kN ve 5 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 241,7 kN ’dur. Pekiştirici sayısı

artıkça pekiştirilmiş panelin çökme yükünde artış gözlemlenmiştir. Pekiştirici sayısının artması çökmenin daha geniş bir alanda meydana gelmesine sebep olmuştur.

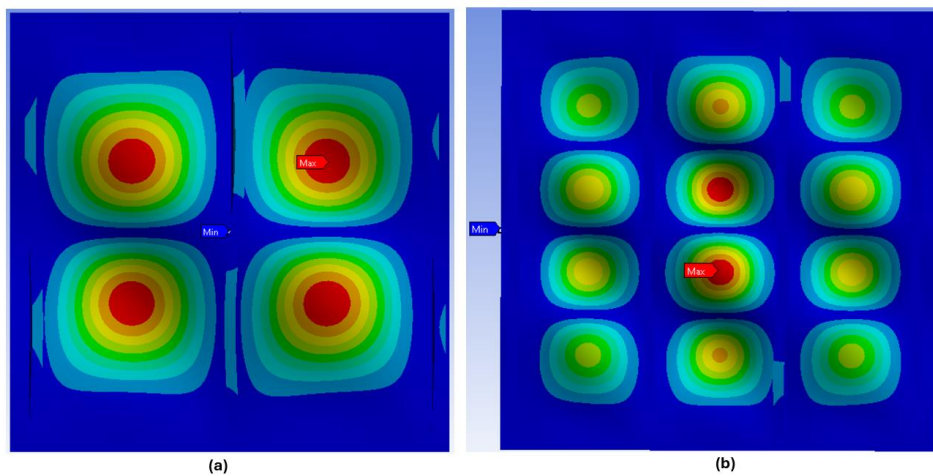
4.2.3. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Plaka Kalınlığı Sabit Tutularak Pekiştirici Sayısının Artırılması

J tipi pekiştiriciye sahip 2 mm plaka kalınlığındaki pekiştirilmiş panele önceki bölümlerde anlatıldığı şekilde analiz gerçekleştirildikten sonra aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.



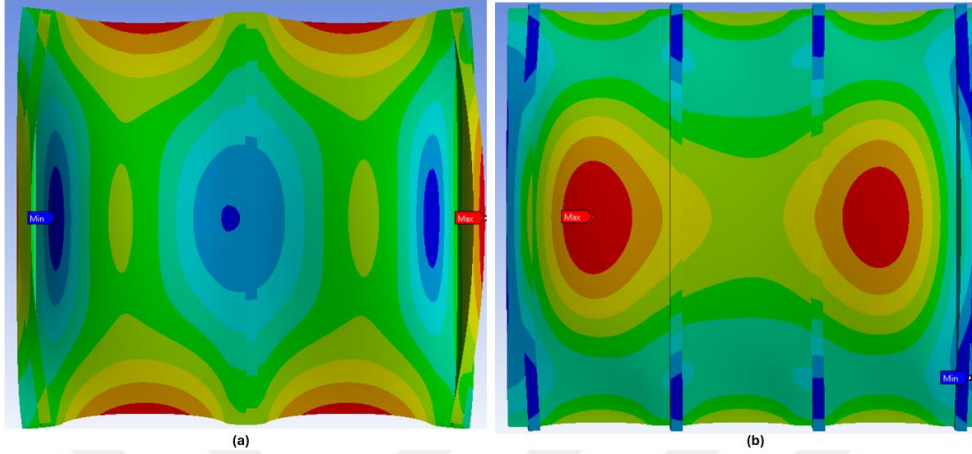
Şekil 53. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 53'te pekiştirici sayısının değişiminin ilk özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 392,5'tir. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ilk özdeğer değeri 981,1'dir. Pekiştirici sayısının artışı ilk özdeğer değerlerinde de artış ortaya çıkarmıştır.



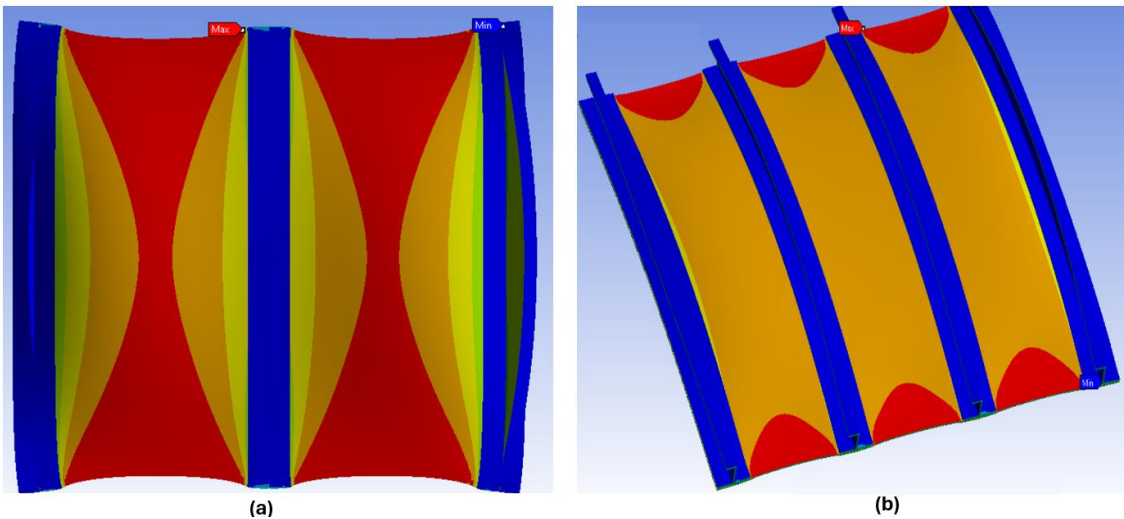
Şekil 54. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 54'te pekiştirici sayısının değişiminin ikinci özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. 3 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 393,7'dir. 4 pekiştiriciye sahip pekiştirilmiş panelin ikinci özdeğer değeri 986,3'tür. Pekiştirici sayısının artışı ikinci özdeğer değerlerinde de artış göstermiştir.



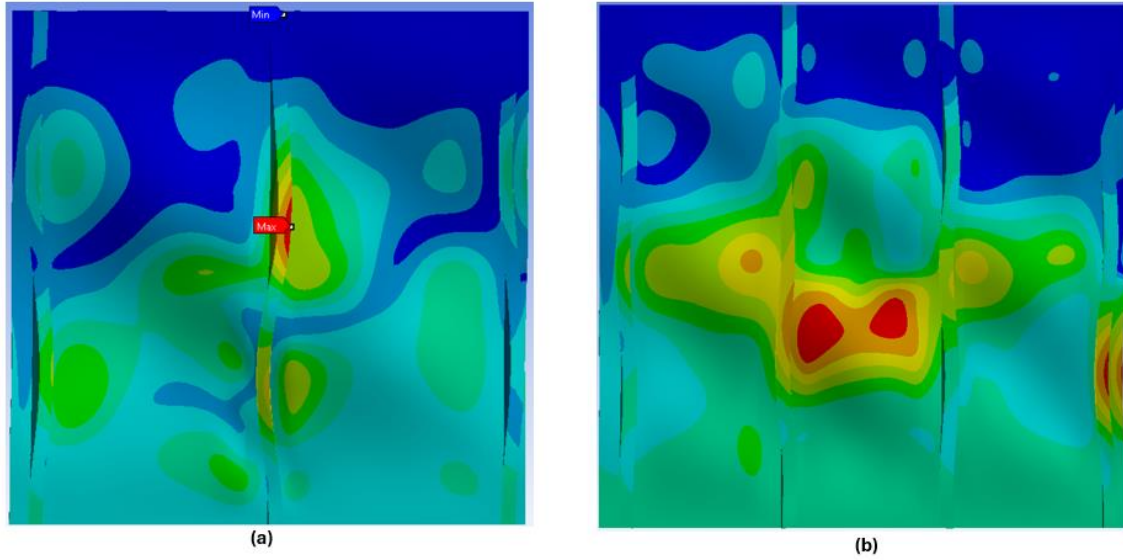
Şekil 55. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 55'te panellerde toplam deformasyonlar görselleştirilmiştir. 3 adet pekiştiriciye sahip panelde maksimum toplam deformasyonlar panelin tüm kenarları boyunca gözlemlenmiştir. 4 adet pekiştiriciye sahip panelde ise plakanın kenarlarında değil iç noktalarında gözlemlenmiştir.



Şekil 56. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Eşdeğer Gerilim Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 56'da eşdeğer gerilim değerleri görselleştirilmiştir. Maksimum değerler plaka üzerinde, minimum değerler ise pekiştiriciler üzerinde oluşmuştur. 3 adet pekiştiriciye sahip panelde maksimum eşdeğer gerilim çok daha geniş bir alanda oluşmuştur.

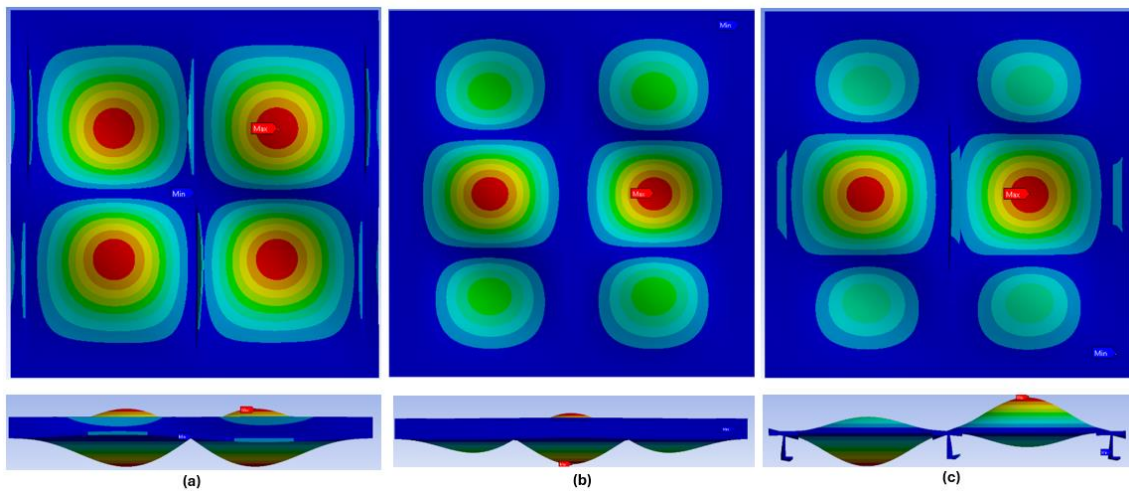


Şekil 57. J Tipi 2 mm Plaka Kalınlığında Farklı Sayıda Pekiştiriciye Sahip Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=3 Pekiştiriciye Sahip, b= 4 Pekiştiriciye Sahip)

Şekil 57’de çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. 3 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 289,1 kN, 4 adet pekiştiriciye sahip panelin çökme yükü 297,9 kN ‘dur. Pekiştirici sayısı arttıkça pekiştirilmiş panelin çökme yükünde artış gözlemlenmiştir. Pekiştirici sayısının artması çökmenin daha geniş bir alanda meydana gelmesine sebep olmuştur.

4.3. Pekiştirilmiş Panellerde Pekiştirici Tipinin Değişiminin Burkulma Üzerinde Etkisinin İncelenmesi

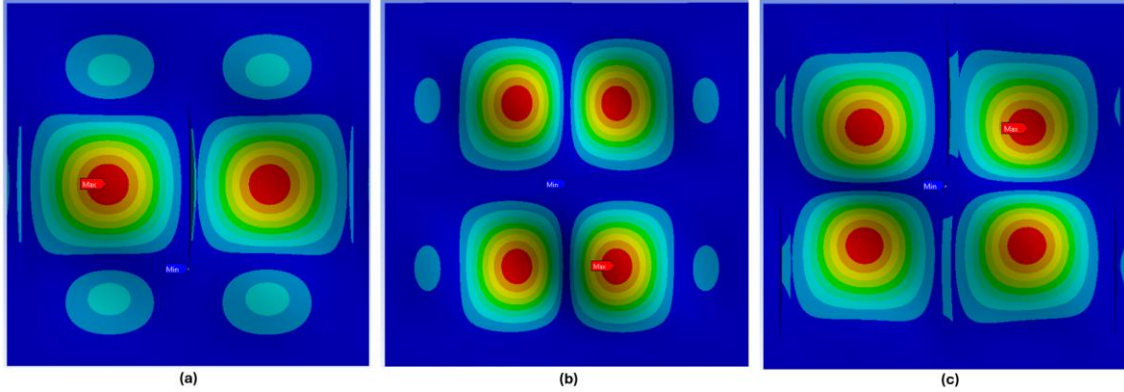
Bu bölümde pekiştirici sayıları ve plaka kalınlıkları sabit tutularak pekiştirici tiplerinin değişimi incelenmiştir.



Şekil 58. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde İlk Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi)

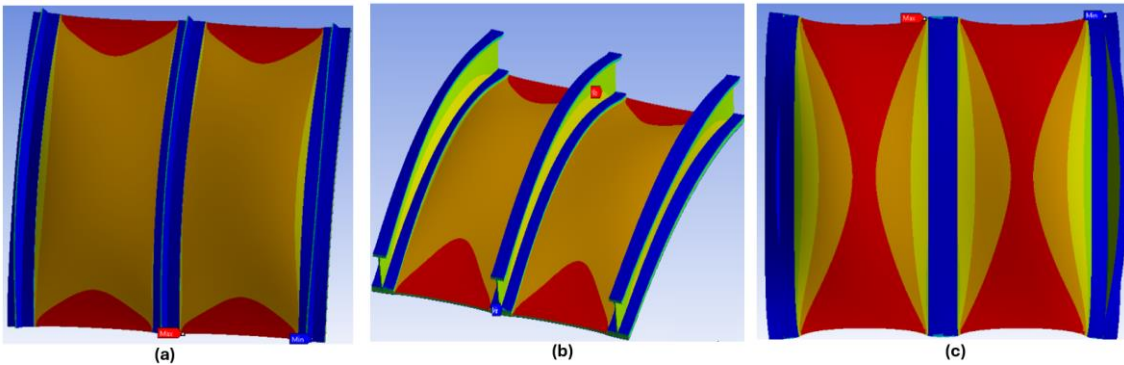
Şekil 58’de pekiştirici tiplerinin değişiminin ilk özdeğer toplam deformasyon değerlerine etkisi gösterilmiştir. T tipi pekiştirilmiş panellerde ilk özdeğer değeri

306,3'tür. I tipi pekiştirilmiş panellerde ilk özdeğer değeri 391,1 ve J tipi pekiştirilmiş panellerde ise bu değer 392,5'tir. İlk özdeğer değerleri kıyaslandığında en yüksek çarpanı J tipi pekiştirilmiş panellerde görülmüştür.



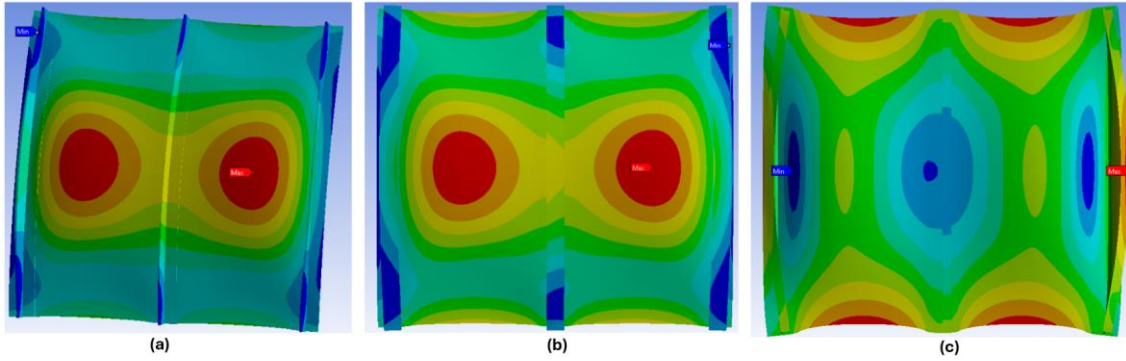
Şekil 59. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde İkinci Özdeğer Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi)

Şekil 59'da ikinci özdeğer değerlerinin kıyaslanması verilmiştir. T tipi pekiştirilmiş panellerde ikinci özdeğer değeri 319,9'dur. I tipi pekiştirilmiş panellerde ikinci özdeğer değeri 401'dir ve J tipi pekiştirilmiş panellerde ise bu değer 393,7'dir. İkinci özdeğer değerlerine bakıldığında en yüksek çarpan değerini I tipi pekiştirilmiş paneller vermiştir.



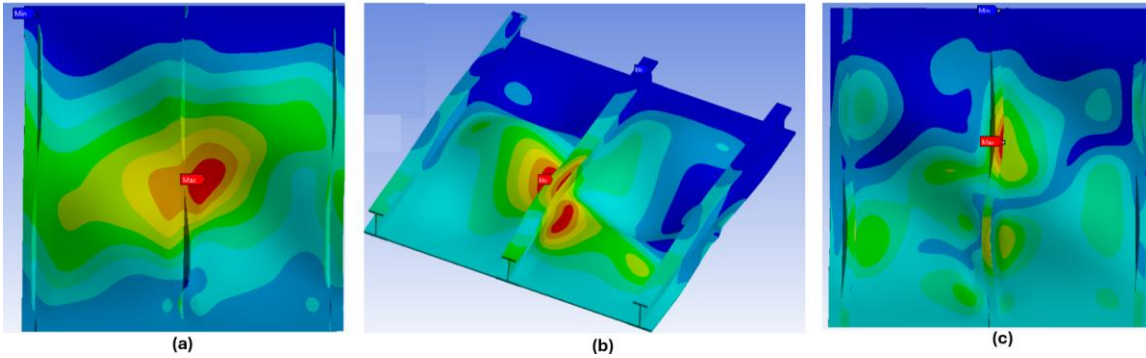
Şekil 60. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Eşdeğer Gerilme Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi)

Şekil 60'ta farklı tip pekiştirilmiş panellerde eşdeğer gerilme dağılımları gösterilmiştir. En yüksek maksimum eşdeğer gerilme dağılımı alanına J tipi paneller ve en az alana da T tipi paneller sahiptir.



Şekil 61. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi)

Şekil 61’de farklı tipteki pekiştirilmiş panellerin toplam deformasyon değerlerinin görsel gösterimleri verilmiştir. T ve I tipi panellerde toplam maksimum deformasyon değerleri plakanın iç bölgelerinde görülürken, J tipi panellerde plakanın kenarları boyunca görülmüştür.



Şekil 62. 2 mm Plaka Kalınlığında 3 Adet Pekiştiriciye Sahip Farklı Tip Pekiştirilmiş Panellerde Çökme Toplam Deformasyon Değerleri (a=T Tipi, b= I Tipi, c=J Tipi)

Şekil 62’de farklı tipte panellerdeki çökme toplam deformasyonları gösterilmiştir. T tipi panellerde çökme yükü 177,4 kN ‘dur. I tipi panellerde çökme yükü 303,3 kN ve J tipi panellerde de 289,1 kN ‘dur. Belirlenen koşullar altında çökme yüküne en dayanıklı panel tipi I tipi panellerin olduğuna ulaşılmıştır.

4.4. Analiz Sonuçları

Tablo 3, 4 ve 5’te gerçekleştirilen analizlerin sonuçları verilmiştir.

Tablo 3. T-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları

T TİPİ PEKİŞTİRİLMİŞ PANEL					
Pekiştirici Sayısı	Plaka Kalınlığı(mm)	İlk Burkulma Yükü (N)	İkinci Burkulma Yükü(N)	Çökme Yükü(N)	
3 Pekiştirici	2	30 626	31 986	177 360	
	3	83 066	89 697	220 800	
	4	173 720	183 850	269 190	
4 Pekiştirici	2	80 747	81 227	174 500	
	3	188 440	193 080	196 650	
5 Pekiştirici	2	169 670	170 360	241 690	

Tablo 4. I-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları

I TİPİ PEKİŞTİRİLMİŞ PANEL				
Pekiştirici Sayısı	Plaka Kalınlığı(mm)	İlk Burkulma Yüğü (N)	İkinci Burkulma Yüğü(N)	Çökme Yüğü(N)
3 Pekiştirici	2	39 113	40 097	303 290
	3	106 230	108 420	349 680
	4	203 720	214 110	341 980
4 Pekiştirici	2	101 220	102 180	331 870
	3	249 340	251 700	379 060
5 Pekiştirici	2	215 240	215 770	475 210
	3	459 140	462 330	556 170

Tablo 5. J-Tipi Pekiştirilmiş Panellerde Gerçekleştirilen Analiz Sonuçları

J TİPİ PEKİŞTİRİLMİŞ PANEL				
Pekiştirici Sayısı	Plaka Kalınlığı(mm)	İlk Burkulma Yüğü (N)	İkinci Burkulma Yüğü(N)	Çökme Yüğü(N)
3 Pekiştirici	2	39 253	39 372	289 140
	3	101 920	109 750	340 140
	4	204 770	224 200	385 020
4 Pekiştirici	2	98 113	98 631	297 930
	3	225 360	226 720	352 840

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu bölümde bu tez çalışmasında elde edilen verilerin sonuçları özetlenmiş ve gelecekte yapılacak çalışmalar için öneriler verilmiştir.

5.1 Sonuçlar

- Bu tez çalışmasında incelenen pekiştirilmiş panellerde plaka kalınlığının artışı ve pekiştirici sayısının artışı hem burkulma yükünde hem de çökme yükünde artış sağlamıştır.
- Plaka kalınlığının artışı, pekiştirici sayısının bir adet artırılmasından burkulma ve çökme yükünde daha fazla artış sağlamıştır.
- Burkulma yükleri, çökme yüklerine göre daha fazla oranda artış göstermiştir.
- Çökme yükleri kıyaslandığında (3 pekiştiriciye sahip ve 2 mm plaka kalınlığında) I tipi pekiştirilmiş paneller en yüksek çökme yükünü vermiştir.
- Aynı kıyaslama (3 pekiştiriciye sahip ve 2 mm plaka kalınlığında) ilk burkulma yüklerine göre karşılaştırıldığında ise J tipi pekiştirilmiş paneller en yüksek değeri vermiştir.

5.2 Öneriler

Bu tez çalışmasından yola çıkarak bazı analizler sonucu gerilmeler ve gerinimler doğrusal olarak pekiştirilmiş panel boyunca dağılmıştır. Aynı zamanda pekiştirici sayısının ve plaka kalınlığının en yüksek olduğu durumlarda analizler hata vermiştir. Gelecekteki çalışmalarda bu iki durumun sebeplerine odaklanılabilir. Güncel teknolojimiz kompozit panellerin entegre olarak imalatına izin vermemektedir. Gelecekteki çalışmalarda teknolojinin ilerlemesiyle bu tez çalışmasının kapsamı tekrardan değerlendirilebilir.



6. KAYNAKLAR

2. *Air France Flight 447 crash | Download Scientific Diagram.* (y.y.). Tarihinde 20 Temmuz 2024, adresinden erişildi https://www.researchgate.net/figure/Air-France-Flight-447-crash_fig2_346026765
- Ahmer Wadee, M., & Farsi, M. (2014). Cellular buckling in stiffened plates. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 470(2168). <https://doi.org/10.1098/RSPA.2014.0094>
- Aircraft and Aerospace Fields.* (y.y.). Tarihinde 20 Temmuz 2024, adresinden erişildi <https://www.carbonfiber.gr.jp/english/field/craft.html>
- Alinia, M. M. (2005). A study into optimization of stiffeners in plates subjected to shear loading. *Thin-Walled Structures*, 43(5), 845–860. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2004.10.008>
- Ambur, D. R., & Jaunky, N. (2001). Optimal design of grid-stiffened panels and shells with variable curvature. *Composite Structures*, 52(2), 173–180. [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(00\)00165-3](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(00)00165-3)
- An Evaluation of Stiffener Attachment Methods.* (y.y.).
- An, H., Chen, S., & Huang, H. (2018a). Multi-objective optimization of a composite stiffened panel for hybrid design of stiffener layout and laminate stacking sequence. *Structural and Multidisciplinary Optimization* 2018 57:4, 57(4), 1411–1426. <https://doi.org/10.1007/S00158-018-1918-2>
- An, H., Chen, S., & Huang, H. (2018b). Concurrent optimization of stacking sequence and stiffener layout of a composite stiffened panel. <https://doi.org/10.1080/0305215X.2018.1492570>, 51(4), 608–626. <https://doi.org/10.1080/0305215X.2018.1492570>
- Benson, S., Downes, J., & Dow, R. S. (2015). Overall buckling of lightweight stiffened panels using an adapted orthotropic plate method. *Engineering Structures*, 85, 107–117. <https://doi.org/10.1016/J.ENGSTRUCT.2014.12.017>
- Bisagni, C., & Giavotto, V. (2009). Experiments and analyses on postbuckling behavior of stringer-stiffened laminated composite helicopter tailplane. *Journal of the American Helicopter Society*, 54(2), 0220031–02200312. <https://doi.org/10.4050/JAHS.54.022003>
- Bisagni, C., & Vescovini, R. (2009). Analytical formulation for local buckling and post-buckling analysis of stiffened laminated panels. *Thin-Walled Structures*, 47(3), 318–334. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2008.07.006>

- Buermann, P., Rolfes, R., Tessmer, J., & Schagerl, M. (2006). A semi-analytical model for local post-buckling analysis of stringer- and frame-stiffened cylindrical panels. *Thin-Walled Structures*, 44(1), 102–114. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2005.08.010>
- Bunea, M., Bria, V., Silva, F. S., Bîrsan, I. G., & Buciumeanu, M. (2021). Influence of Fiber Orientation and Fillers on Low Velocity Impact Response of the Fabric Reinforced Epoxy Composites. *Applied Composite Materials 2021* 28:4, 28(4), 1277–1290. <https://doi.org/10.1007/S10443-021-09910-1>
- Butler, R., Lillico, M., Hunt, G. W., & McDonald, N. J. (2001). Experiments on interactive buckling in optimized stiffened panels. *Structural and Multidisciplinary Optimization* 2001 23:1, 23(1), 40–48. <https://doi.org/10.1007/S00158-001-0164-0>
- Büyükkoyuncu, M., Erdurmaz, B., Bekdaş, Y., & Gülbaş, B. (2020). *Optimization of Integrally Stiffened Panels in Aircraft Wings*. <https://doi.org/http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.2.31824.12807>
- Cankurt, A. (2013). *Optimum Design of Composite Stiffened Panels with Instability Considerations* [Middle East Technical University]. <https://open.metu.edu.tr/handle/11511/23011>
- Cengiz, İ. (2018). *Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Pekiştirilmiş Alüminyum Panel Plakaların Basma Yükü Altında Sayısal Ve Deneysel Analizi* [Başkent Üniversitesi]. https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezDetay.jsp?id=UnDAVDhmvHdAbj_FWiwzHw&no=YZSky90HtDS9opVvksSAmg
- Chen, N. Z., & Guedes Soares, C. (2007). Longitudinal strength analysis of ship hulls of composite materials under sagging moments. *Composite Structures*, 77(1), 36–44. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2005.06.002>
- Chen, W., & Hao, H. (2013a). Numerical Studies on the Blast-Resistant Capacity of Stiffened Multiple-Arch Panel. *Key Engineering Materials*, 535–536, 514–517. <https://doi.org/10.4028/WWW.SCIENTIFIC.NET/KEM.535-536.514>
- Chen, W., & Hao, H. (2013b). Numerical Simulations of Stiffened Multi-Arch Double-Layered Panels Subjected to Blast Loading. <http://dx.doi.org/10.1260/2041-4196.4.2.163>, 4(2), 163–187. <https://doi.org/10.1260/2041-4196.4.2.163>
- Chu, S., Featherston, C., & Kim, H. A. (2021). Design of stiffened panels for stress and buckling via topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64(5), 3123–3146. <https://doi.org/10.1007/S00158-021-03062-3/TABLES/4>
- Coburn, B. H., Wu, Z., & Weaver, P. M. (2014). Buckling analysis of stiffened variable

- angle tow panels. *Composite Structures*, 111(1), 259–270.
<https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2013.12.029>
- Composites above the clouds | Plastics*. (y.y.). Tarihinde 03 Mart 2023, adresinden erişildi <https://www.plastics.gl/automotive/composites-above-the-clouds/>
- Cuntze, R. (2014). *Classical Laminate Theory (CLT) For Laminates Composed Of Unidirectional (UD) Laminae, Analysis Flow Chart, And Related Topics*. D, 58.
- De Matteis, G., Formisano, A., Panico, S., & Mazzolani, F. M. (2008). Numerical and experimental analysis of pure aluminium shear panels with welded stiffeners. *Computers & Structures*, 86(6), 545–555.
<https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUC.2007.05.027>
- Djerrad, A., Fan, F., Zhi, X., & Wu, Q. (2019). Experimental and FEM analysis of AFRP strengthened short and long steel tube under axial compression. *Thin-Walled Structures*, 139, 9–23. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2019.02.032>
- Elumalai, E. S., Krishnaveni, G., Sarath Kumar, R., Dominic Xavier, D., Kavitha, G., Seralathan, S., Hariram, V., & Micha Premkumar, T. (2020). Buckling analysis of stiffened composite curved panels. *Materials Today: Proceedings*, 33, 3604–3611.
<https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2020.05.662>
- Firdaus, M. I., & Adiputra, R. (2024). Deterioration and imperfection of the ship structural components and its effects on the structural integrity: A review. *CLS*, 11(1), 20240008. <https://doi.org/10.1515/CLS-2024-0008>
- Graafship | Construction in Steel and Aluminium - shop15320.tinerahbek.com*. (y.y.). Tarihinde 04 Mart 2023, adresinden erişildi [https://shop15320.tinerahbek.com/content?c=steel ship hull construction&id=6](https://shop15320.tinerahbek.com/content?c=steel+ship+hull+construction&id=6)
- Gulizzi, V., Oliveri, V., & Milazzo, A. (2019). Buckling and post-buckling analysis of cracked stiffened panels via an X-Ritz method. *Aerospace Science and Technology*, 86, 268–282. <https://doi.org/10.1016/J.AST.2019.01.019>
- Houston, G., Quinn, D., Murphy, A., & Bron, F. (2017). Design rules for stiffened panel buckling containment features. *Thin-Walled Structures*, 116, 69–81.
<https://doi.org/10.1016/J.TWS.2017.03.006>
- How to properly weld aluminum*. (y.y.). Tarihinde 20 Mart 2022, adresinden erişildi <https://blog.binzel-abicor.com/how-to-properly-weld-aluminum>
- Hughes, O. F., Ghosh, B., & Chen, Y. (2004). Improved prediction of simultaneous local and overall buckling of stiffened panels. *Thin-Walled Structures*, 42(6), 827–856.
<https://doi.org/10.1016/J.TWS.2004.01.003>

- Jain, H. K., & Upadhyay, A. (2010). Buckling behavior of blade-, angle-, T-, and hat-stiffened FRP panels subjected to in-plane shear: <http://dx.doi.org/10.1177/0731684410383450>, 29(24), 3614–3623. <https://doi.org/10.1177/0731684410383450>
- Jakubczak, P., Bienias, J., & Surowska, B. (2017). The influence of fibre orientation in aluminium–carbon laminates on low-velocity impact resistance: <https://doi.org/10.1177/0021998317719569>, 52(8), 1005–1016. <https://doi.org/10.1177/0021998317719569>
- Jaunky, N., Knight, N. F., & Ambur, D. R. (2012). *Optimal Design of Grid-Stiffened Composite Panels*. 35(3), 478–486. <https://doi.org/10.2514/2.2321>
- Kassapoglou, C. (y.y.). *Design and analysis of composite structures : with applications to aerospace structures*.
- Keshav, V., Narayan Patel, S., & Kumar, R. (2021). Non-linear stability and failure of laminated composite stiffened cylindrical panels subjected to in-plane impulse loading. *Structures*, 29, 360–372. <https://doi.org/10.1016/J.ISTRUC.2020.11.021>
- Khan, S. H., Khan, A. A., & Husain, A. (2019). *Effect of fibre orientation on damage resistance of composite laminates*. 26(3), 270–282. <https://doi.org/10.1080/13588265.2019.1702412>
- Khosravi, P., & Sedaghati, R. (2012). Local Buckling and Mode Switching in the Optimum Design of Stiffened Panels. <https://doi.org/10.2514/1.34001>, 46(6), 1542–1548. <https://doi.org/10.2514/1.34001>
- Kim, D. K., Yu, S. Y., Lim, H. L., & Cho, N. K. (2020). Ultimate Compressive Strength of Stiffened Panel: An Empirical Formulation for Flat-Bar Type. *Journal of Marine Science and Engineering* 2020, Vol. 8, Page 605, 8(8), 605. <https://doi.org/10.3390/JMSE8080605>
- Kulhavý, P., & Lepšík, P. (2017). *Comparison Of Bending Properties For Winded And Wrapped Composites*.
- Kumar, D., Son, H.-G., Park, Y.-B., Kweon, J.-H., & Choi, J.-H. (2013). *Structural Design and Analysis of Composite Aircraft Fuselage Used to Develop AFP Technology*. 4.
- Kumar, N. J., Babu, P. R., & Pandu, R. (2014). Investigations on buckling behaviour of laminated curved composite stiffened panels. *Applied Composite Materials*, 21(2), 359–376. <https://doi.org/10.1007/S10443-013-9337-4/TABLES/15>
- Lamberti, L., Venkataraman, S., Haftka, R. T., & Johnson, T. F. (2003). Preliminary

- design optimization of stiffened panels using approximate analysis models. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 57(10), 1351–1380. <https://doi.org/10.1002/NME.781>
- Lee, K. C., Kang, J., & Yoo, C. H. (2013). Stiffness requirements for transverse stiffeners of rectangular CFT compression panels. *International Journal of Steel Structures* 2013 13:2, 13(2), 265–274. <https://doi.org/10.1007/S13296-013-2006-5>
- Li, B., Gong, Y., Gao, Y., Hou, M., & Li, L. (2022). Failure Analysis of Hat-Stringer-Stiffened Aircraft Composite Panels under Four-Point Bending Loading. *Materials* 2022, Vol. 15, Page 2430, 15(7), 2430. <https://doi.org/10.3390/MA15072430>
- Li, L. Y., & Bettess, P. (1997). Buckling of stiffened plates and design of stiffeners. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 74(3), 177–187. [https://doi.org/10.1016/S0308-0161\(97\)00072-0](https://doi.org/10.1016/S0308-0161(97)00072-0)
- Li, P., Zhao, M., & Wan, X. (2017). Finite element analysis of configuration and fiber orientation effects on fiber metal laminates subjected to low velocity impact. *2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2017*, 222–227. <https://doi.org/10.1109/ICMAE.2017.8038646>
- Linde, P. (2012). *Virtual Testing Of Stiffened Composite Panels At Airbus*. 10(4), 589–600. <https://doi.org/10.1142/S0219455410003634>
- Liu, N., Yu, W., & Hodges, D. H. (2018). Mechanics of structure genome-based global buckling analysis of stiffened composite panels. *Acta Mechanica* 2018 230:11, 230(11), 4109–4124. <https://doi.org/10.1007/S00707-018-2339-4>
- Liu, Y., & Wang, Q. (2012a). *Modeling And Simulation Of Performance Of Stiffened Plates During Strength Analysis*. <https://doi.org/http://dx.doi.org/10.1115/IMECE2012-85122>
- Liu, Y., & Wang, Q. (2012b). Computational study of strengthening effects of stiffeners on regular and arbitrarily stiffened plates. *Thin-Walled Structures*, 59, 78–86. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2012.05.001>
- Makalesi, A., Tekkanat, K., & Keleş, Ö. (2020). Uçak Kanadının Entegre Güçlendirilmiş Panel Yapıları Kullanılarak Yapısal Tasarımı **. *European Journal of Science and Technology Special Issue*, 64–71. <https://doi.org/10.31590/ejosat.araconf9>
- Maurya, S. (2021). Buckling Analysis of Stiffened Plate with Varying Stifenner and Various Load Position. *International Journal of Science and Research(IJSR)*, 10(4), 474–481. <https://www.ijsr.net/articlerating.php?paperid=SR21408203246>
- Meziere, Y. J. E., Millett, J. C. F., Bourne, N. K., Meziere, Y. J. E., Millett, J. C. F., &

- Bourne, N. K. (2007). The Effect of Fibre Orientation on the Shock Response of a Glass-Fibre Epoxy Composite. *AIPC*, 955, 715–718. <https://doi.org/10.1063/1.2833215>
- Möcker, T., & Reimerdes, H. G. (2006). Postbuckling simulation of curved stiffened composite panels by the use of strip elements. *Composite Structures*, 73(2), 237–243. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2005.11.061>
- Mohammad Abadi, M., & Daneshmehr, A. R. (2014). An investigation of modified couple stress theory in buckling analysis of micro composite laminated Euler–Bernoulli and Timoshenko beams. *International Journal of Engineering Science*, 75, 40–53. <https://doi.org/10.1016/J.IJENGSCI.2013.11.009>
- Mouhat, O., Bybi, A., El Bouhmidi, A., & Rougui, M. (2019). The Effects of Ply Orientation on Nonlinear Buckling of Aircraft composite Stiffened Panel. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 13(50), 126–140. <https://doi.org/10.3221/IGF-ESIS.50.12>
- Niu, M. C.-Y. (1988). *Airframe Structural Design*. Lockheed Aeronautical Systems Company. <https://air.flyingway.com/books/Airframe-Structural-Design.pdf>
- Paul, T. K., & Sinha, P. K. (1992). Design of hat-stiffened composite panels loaded in axial compression. *Composite Structures*, 21(4), 205–209. [https://doi.org/10.1016/0263-8223\(92\)90049-I](https://doi.org/10.1016/0263-8223(92)90049-I)
- Perry, C. A., Gürdal, Z., & Starnes, J. H. (2007). *Minimum-Weight Design Of Compressively Loaded Stiffened Panels For Postbuckling Response*. 28(3), 175–197. <https://doi.org/10.1080/03052159708941131>
- Phong, T. H., Tan, V. Van, & Giang, M. Van. (2015). Ultimate Strength Analysis of Stiffened Plate Under Longitudinal Compression, Transverse Compression and Lateral Pressure. *International Journal of Engineering Research*, 4(10), 562–565. <https://doi.org/10.17950/IJER/V4S10/1010>
- Qiao, P., & Davalos, J. F. (2013). Design of all-composite structures using fiber-reinforced polymer (FRP) composites. *Developments in Fiber-Reinforced Polymer (FRP) Composites for Civil Engineering*, 469–508. <https://doi.org/10.1533/9780857098955.2.469>
- Quinn, D., Murphy, A., & Glazebrook, C. (2013). *Aerospace Stiffened Panel Initial Sizing With Novel Skin Sub-Stiffening Features*. 12(5). <https://doi.org/10.1142/S0219455412500605>
- Quinn, D., Murphy, A., McEwan, W., & Lemaitre, F. (2009). Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening. *Thin-Walled*

- Structures*, 47(12), 1457–1468. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2009.07.004>
- Renze, S. P., & Laananen, D. H. (1994). Buckling behavior of bead-stiffened composite panels. *Composites Science and Technology*, 50(2), 157–166. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(94\)90137-6](https://doi.org/10.1016/0266-3538(94)90137-6)
- Rizzo, F., D'Agostino, T., Cuomo, S., Pinto, F., & Meo, M. (2021). High-velocity impact investigation on thermoplastic polyurethane/CFRP T-stiffened panel. *Materials Today: Proceedings*, 34, 164–170. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2020.02.163>
- Sadeghifar, M., Bagheri, M., & Jafari, A. A. (2010). Buckling analysis of stringer-stiffened laminated cylindrical shells with nonuniform eccentricity. *Archive of Applied Mechanics 2010 81:7*, 81(7), 875–886. <https://doi.org/10.1007/S00419-010-0457-0>
- Sanchez-Carmona, A., & Cuerno-Rejado, C. (2018). Composite stiffened panel sizing for conceptual tail design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 90(8), 1272–1281. <https://doi.org/10.1108/AEAT-05-2017-0129/FULL/PDF>
- Setyabudi, S. A., Choiron, M. A., & Purnowidodo, A. (2019). Effect of angle orientation lay-up on uniaxial tensile test specimen of Fiber carbon composite manufactured by using resin transfer moulding with vacuum bagging. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 494(1), 012020. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/494/1/012020>
- Shao, Q., He, Y., Zhang, T., & Wu, L. (2014). Numerical analysis of static performance comparison of friction stir welded versus riveted 2024-T3 aluminum alloy stiffened panels. *Chinese Journal of Mechanical Engineering 2014 27:4*, 27(4), 761–767. <https://doi.org/10.3901/CJME.2014.0507.087>
- Shao, Q., He, Y., Zhang, T., Zhang, H., & Kang, Q. (2012). Simulation of Compress Buckling Performance of Composite Stiffened Panel. *Applied Mechanics and Materials*, 184–185, 1189–1193. <https://doi.org/10.4028/WWW.SCIENTIFIC.NET/AMM.184-185.1189>
- Sharma, A. P., Khan, S. H., & Velmurugan, R. (2019). Effect of through thickness separation of fiber orientation on low velocity impact response of thin composite laminates. *Heliyon*, 5(10). <https://doi.org/10.1016/J.HELİYON.2019.E02706>
- Smith, F. (2016). *The Use of Composites in Aerospace: Past, Present and Future Challenges*.
- Sohan, R., Likith, S., Sai, J., & Vadlamani, S. (2022). Linear, nonlinear and post buckling analysis of a stiffened panel with cutouts. *IOP Conference Series: Materials Science*

- and Engineering*, 1248(1), 012078. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1248/1/012078>
- Sridharan, S., Starnes, J. H., & Sridharan, S. (2012). *Postbuckling response of stiffened composite cylindrical shells*. 30(12), 2906–2913. <https://doi.org/10.2514/3.11635>
- Stability Analysis of Composite Panels with Stiffeners and Circular Cutouts-Web of Science Core Collection*. (y.y.). Tarihinde 28 Mayıs 2022, adresinden erişildi <https://www.webofscience.com/wos/woscc/full-record/WOS:000434608800005>
- Stiffeners - SteelConstruction.info*. (y.y.). Tarihinde 27 Mart 2022, adresinden erişildi <https://www.steelconstruction.info/Stiffeners>
- Sun, W., Guan, Z., Ouyang, T., Tan, R., & Zhong, X. (2018). Effect of stiffener damage caused by low velocity impact on compressive buckling and failure modes of T-stiffened composite panels. *Composite Structures*, 184, 198–210. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2017.09.084>
- Sun, Z., Xu, F., Xie, W., & Wang, B. (2012). Compression after Impact Performance of Composite Stiffened Panels. *Advanced Materials Research*, 415–417, 2231–2235. <https://doi.org/10.4028/WWW.SCIENTIFIC.NET/AMR.415-417.2231>
- What Caused The Crash Of American Airlines Flight 587?* (y.y.). Tarihinde 20 Temmuz 2024, adresinden erişildi <https://simpleflying.com/american-airlines-flight-587-crash-cause/>
- Xing, W., Gang, L., Lin, X., Linjun, Z., Ke, H., & Bin, H. (2021). Shear strength reduction of trapezoidal corrugated steel plates with artificial corrosion pits. *Journal of Constructional Steel Research*, 180, 106583. <https://doi.org/10.1016/J.JCSR.2021.106583>
- Ye, Y., Zhu, W., Jiang, J., Xu, Q., & Ke, Y. (2020). Design and optimization of composite sub-stiffened panels. *Composite Structures*, 240, 112084. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2020.112084>
- Zhang, B., & Sun, Q. (2011). The Ultimate Strength of Stiffened Panel with Overall Buckling. *Advanced Materials Research*, 308–310, 1297–1301. <https://doi.org/10.4028/WWW.SCIENTIFIC.NET/AMR.308-310.1297>
- Zhang, Y., Zhou, Y., & Sun, Y. (2022). Bird-strike damage analysis of composite panels with different stiffeners. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2021-0223/FULL/XML>
- Zhao, L., Wang, K., Ding, F., Qin, T., Xu, J., Liu, F., & Zhang, J. (2019). A post-buckling compressive failure analysis framework for composite stiffened panels considering

intra-, inter-laminar damage and stiffener debonding. *Results in Physics*, 13, 102205.
<https://doi.org/10.1016/J.RINP.2019.102205>

