



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



GÜÇLENDİRİLMİŞ TERMOPLASTİK
KOMPOZİT PANELLERİN YAPISAL
TASARIMI VE ANALİZİ

Ömer ŞİŞKOLAR

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Eylül - 2024
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Ömer ŞİŞKOLAR tarafından hazırlanan 'GÜÇLENDİRİLMİŞ TERMOPLASTİK KOMPOZİT PANELLERİN YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ' 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

İmza

Danışman

Prof. Dr. Mesut UYANER

Üye

Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Okan DEMİR

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.

İmza

Ömer ŞİŞKOLAR

Tarih:

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

GÜÇLENDİRİLMİŞ TERMOPLASTİK KOMPOZİT PANELLERİN YAPISAL TASARIMI VE ANALİZİ

Ömer ŞİŞKOLAR

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mesut UYANER

2024, 98 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mesut UYANER
Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN
Dr. Öğr. Üyesi Okan DEMİR

Günümüzde havacılıkta malzeme teknolojisi çok hızlı gelişmektedir. Sürekli olarak gelişen malzeme değerleri hava araçlarındaki performansı olumlu etkilemektedir. Bu bağlamda ön plana çıkan fiber takviyeli kompozit malzemeler oldukça hızlı gelişmektedir. Örnek olarak, fiber takviyeli termoset reçineler olduğu gibi parçacık takviyeli seramik matrisli kompozitlerde mevcuttur. Bu tez çalışmasında ise karbon fiber takviyeli polieter keton keton matrisli termoplastik reçineye sahip kompozit güçlendirilmiş panelin yapısal analiz ve tasarımı yapılmıştır. Bu termoplastik kompozit güçlendirilmiş panelin analizi Hypermesh analiz paket programı ile gerçekleştirilmiştir. Farklı güçlendirici sayıları, farklı panel ve güçlendirici kalınlıklarına sahip paneller ilk burkulma hata kriteri açısından incelenmiştir. Sonuç olarak metal malzemeli güçlendirici panellere göre çok daha iyi mukavemet değeri elde eden fiber takviyeli termoplastik reçineli kompozit malzemesi analiz sonuçlarıyla gösterilmiştir. Bu bağlamda ister aynı ağırlığa sahip daha fazla mukavemet elde edilen fiber takviyeli termoplastik malzeme ile isterse de daha az ağırlıkta aynı mukavemet değerinin sağlandığı gösterilmiştir. Oransal olarak incelendiğinde aynı ilk burkulma değerlerinde ağırlıkta ortalama %30 ile %40 arasında iyileşme sağlanırken bu durum aynı ağırlıktaki panellerin ilk burkulma yüklerinde %210 ile %250 arasında ilk burkulma dayanım artışı olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Burkulma Analizi, Güçlendirilmiş Panel, Havacılık Kompozitleri, Hypermesh Modelleme, Nastran Sol 105, Termoplastik Kompozit

ABSTRACT

MS THESIS

**STRUCTURAL DESIGN AND ANALYSIS OF STIFFENED THERMOPLASTIC
COMPOSITE PANELS**

Ömer ŞİŞKOLAR

**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, 98 Pages

Jury

Prof. Dr. Mesut UYANER

Assoc. Prof. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Assist. Prof. Dr. Okan DEMİR

In today's aerospace industry, material technology is rapidly advancing, continuously improving material properties that positively impact aircraft performance. Fiber-reinforced composite materials, which are at the forefront, are undergoing rapid development. Examples include fiber-reinforced thermoset resins as well as particle-reinforced ceramic matrix composites. In this thesis, the structural analysis and design of a composite reinforced panel with carbon fiber-reinforced polyether ketone ketone matrix thermoplastic resin are conducted. The analysis of this thermoplastic composite reinforced panel is performed using the Hypermesh analysis package program. Panels with different numbers of reinforcements, and different panel and reinforcement thicknesses, are examined in terms of the initial buckling failure criterion. As a result, the analysis demonstrates that the fiber-reinforced thermoplastic resin composite material achieves significantly higher strength values compared to panels reinforced with metal materials. In this context, it is shown that either a higher strength can be obtained with the same weight using fiber-reinforced thermoplastic material or the same strength value can be achieved with less weight.

Keywords: Aerospace Composites, Buckling Analysis, Hypermesh Modelling, Nastran Sol 105 Stiffened Panel, Thermoplastic Composites

ÖNSÖZ

Hayatım boyunca hiçbir zaman maddi ve manevi desteğini esirgemeyen özellikle anneme kardeşime ve babama, yüksek lisans eğitimim süresince hem akademik anlamda hem de hayata yaklaşımıyla bizlere örnek olan, bilgisini ve deneyimlerini her zaman çok cömertçe bizlerle paylaşan danışman hocam Prof. Dr. Mesut UYANER'e, ayrıca hayat arkadaşım ve motivasyon kaynağım olarak bu tezin yazımında her zaman yanımda olan Esra YELKEN'e katkılarından dolayı teşekkürü borç bilirim.

Ömer ŞİŞKOLAR
KONYA-2024

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR	ix
ŞEKİLLER LİSTESİ	v
TABLolar LİSTESİ	vii
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	3
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	9
3.1. Uçak Yapıları	9
3.1.1. Kabuk.....	10
3.1.2. Boylamsal Kiriş Plakası	10
3.1.3. Enlemsel Kaburgalar	11
3.1.4. Boylamsal Güçlendiriciler	11
3.2. Uçak Yapılarının Hata Kriterleri	12
3.2.1. Bir Boyutlu Yapısal Elemanlarda Kararsızlık	13
3.2.1.1. Euler Burkulma Denklemi	16
3.2.1.2. Lokal Şekil Bozukluğu Denklemi (Crippling).....	16
3.2.1.3. Johnson – Euler Denklemi	19
3.2.2. Düzlem Yapılarda Kararsızlık (Düz Plakalarda Burkulma).....	19
3.2.2.1. Plakaların Basma Yüğü Altında Burkulma Denklemi.....	20
3.2.2.2. Plakaların Kesme Yükleri Altında Burkulma Denklemi	22
3.2.2.3. Plakaların Basma ve Kesme Burkulma Kombinasyonu	23
3.3. Kompozit Malzemeler	24
3.4. Kompozitlerin Sınıflandırılması	26
3.5. Sürekli Fiber Tek Yönlü Takviyeli Polimerik Kompozitler	27
3.5.1. Fiberler.....	28
3.5.1.1. Cam Fiberler	28
3.5.1.2. Karbon Fiberler.....	29
3.6. Polimer Matrisli Kompozitler	30
3.6.1. Termosetler	32
3.6.2. Termoplastikler	32
3.7. Kompozit Malzemelerin Hata Teorileri.....	35
3.7.1. Çökme Teorileri.....	35
3.7.2. Katmanlı Kompozitler İçin Çökme Teorileri.....	36
3.7.2.1. Maksimum Gerilme Kriteri	36
3.7.2.2. Tsai Wu Çökme Kriteri.....	36
3.7.2.3. Tsai Hill Çökme Kriteri	37

3.7.2.4. Hashin Çökme Kriteri	38
3.8. Kompozit Üretim Yöntemleri	38
3.8.1. El Yatırma Yöntemi	38
3.8.2. Vakum Torbalama Yöntemi	41
3.8.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) İşlemi	44
3.8.4. Kompozit Malzeme Üretiminde Otomatik Takviye Yerleştirme Teknolojileri: ATL ve AFP	45
4. METOT	49
4.1. Model Geometrisinin Belirlenmesi ve Çözüm Ağının Oluşturulması	49
4.2. Analiz Metodunun Doğrulanması	51
4.2.1. Çözüm ağının yakınsaması	54
4.3. Klasik Laminasyon Teorisi	55
4.4. Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi	60
4.5. Kompozitin Modellenmesi	65
5. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA	68
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	76
7. KAYNAKLAR	78

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

σ_{xx} : x eksenini yönünde normal gerilme

σ_{yy} : y eksenini yönünde normal gerilme

σ_{zz} : z eksenini yönünde normal gerilme

σ_{xy} : x ve y eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

σ_{xz} : x ve z eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

σ_{yx} : y ve x eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

σ_{yz} : y ve z eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

σ_{zx} : z ve x eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

σ_{zy} : z ve y eksenleri arasındaki kayma gerilmesi

ε_{xx} : x eksenini yönünde birim şekil değiştirme

ε_{yy} : y eksenini yönünde birim şekil değiştirme

ε_{zz} : z eksenini yönünde birim şekil değiştirme

ε_{xy} : x ve y eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

ε_{xz} : x ve z eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

ε_{yx} : y ve x eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

ε_{yz} : y ve z eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

ε_{zx} : z ve x eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

ε_{zy} : z ve y eksenleri arasındaki birim şekil değiştirme

u, v, w : x, y ve z yönlerindeki birim hacme düşen kuvvetler

Q_x : x yönündeki enine kayma kuvveti

Q_y : y yönündeki enine kayma kuvveti

N_x : x yönündeki kuvvet bileşkesi

N_y : y yönündeki kuvvet bileşkesi

N_{xy} : x ve y yönündeki kuvvet bileşkesi

M_x : x yönündeki bileşke moment

M_y : y yönündeki bileşke moment

M_{xy} : x ve y bileşke kayma moment

Kısaltmalar

C	Mesnetlenmiş Kenar
F	Herhangi Bir Sınıf Koşulu Uygulanmamış Kenar
FI	Kırılma İndisi
KLТ	Klasik Laminasyon Teorisi
PE	Euler Kritik Burkulma Yüğü
PET	Polietilen Tereftalat
PEEK	Polieter Eter Keton
PEKK	Polieter Keton Keton
PPS	Pofiberenilen Sülfит
RIM	Reaksiyon Enjeksiyonlu Kalıplama
RTM	Reçine Transfer Kalıplama
PVA	Polivinil Alkol
SS	Pin Bağlantısı
TEX	Bir Km Uzunluktaki Bir Demet Fiberin Gram Cinsinden Ağırlığı

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Yarı Monokok Kanat Profili (Önder, 2003).....	10
Şekil 2. Kanat Kabuk Yapısı (Latten, 2020)	10
Şekil 3. Boylamsal Kiriş Plakası (Spar) (Seyruseferim, 2020)	11
Şekil 4. Enlemsel Kaburgalar (Rib) (Kokpitteyiz, 2023)	11
Şekil 5. Boylamsal Güçlendiricilere Etkiyen Kuvvetler (Kaya, 2007)	12
Şekil 6. Kolon Kararsızlığı (Elmer Franklin Bruhn, 1973)	14
Şekil 7. Kolon Narinlik Oranı Grafiği (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	15
Şekil 8. Kısa Kolonlarda Lokal Burkulma (Cripling) (Elmer Franklin Bruhn, 1973) ...	16
Şekil 9. Basma Yüğü Uygulanan Kolon Kesitinde Yüğü Dağılımı (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	17
Şekil 10. Kolon Profil Kesiti (Elmer Franklin Bruhn, 1973)	18
Şekil 11. Farklı Sınır Koşullarındaki Plakaların Yükleme altındaki Davranışları (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	20
Şekil 12. Tüm Kenarlar Mesnetli Plakanın Basma Yüğü Altında Burkulması (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	21
Şekil 13. Farklı Sınır Koşuluna Sahip Plakalar için Basma Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	21
Şekil 14. Düz Plakalar için Modifiye Edilmiş Basma Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	22
Şekil 15. Tüm Kenarları Mesnetli Düz Plakanın Kesme Yüğü Altında Burkulması (Elmer Franklin Bruhn, 1973)	22
Şekil 16. Plakalar için Kesme Yüğü Altında Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	23
Şekil 17. Düz Plakalar için Modifiye Edilmiş Kesme Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973).....	23
Şekil 18. Basma ve Kesme Yüğü Altındaki Plakaların Burkulma Faktörleri Kombinasyonu Grafiği (Elmer Franklin Bruhn, 1973)	24
Şekil 19. Kompozit Malzemelerin Katkı Şekline Göre İsimlendirilmesi (Yudar, 2024)25	
Şekil 20. Polimerlerin performans gelişimi (Friedrich vd., 1991).....	35
Şekil 21. El Yatırma Prosesi.....	39
Şekil 22. Dişi ve erkek kalıplar	39
Şekil 23. El yatırma proses aşamaları.....	41
Şekil 24. Vakum torbalama şeması (Bayraktar, 2016).....	42
Şekil 25. Vakum torbalama işlemi elemanları.....	43
Şekil 26. Vakum Torbalama Yöntemi.....	44
Şekil 27. Reçine transfer kalıplama işlemi (Advani & Hsiao, 2012)	44
Şekil 28. RTM Prosesinin şematik gösterimi	45
Şekil 29. a) AFP modeli (b) AFP işlemi (Crosky vd., 2015)	46
Şekil 30. Üretimi AFP ile Gerçekleştirilen Uçak Radomu (Chen vd., 2023).....	48
Şekil 31. Test numunesi A geometrik modeli (Quinn vd., 2009).....	50
Şekil 32. Quinn ve arkadaşlarının çalışmasındaki panelin modeli.....	50
Şekil 33. Quinn vd. test düzeneğine göre verilmiş sınır koşulları	51
Şekil 34. Panele yükün uygulanması.....	52
Şekil 35. Hypermesh programında modelin ağırlıklarının hesaplanması.....	53
Şekil 36. Quinn vd. çalışmasında referans alınan panel ağırlığı (Quinn vd., 2009).....	53
Şekil 37. Test Sonucu (Quinn vd., 2009)	54
Şekil 38. Analiz Sonucu Elde Edilen Özdeğer Vektörü Değeri ve Yarım Dalga Mod Görseli.....	54

Şekil 39. Lamina genel yapısı (Akdoğan, 2016)	56
Şekil 40. Lamine levha geometrisi ve katman numaralandırma sistemi (Akdoğan, 2016)	57
Şekil 41. Kompozit Malzeme Oryantasyonu Tanımlama	66
Şekil 42. Laminat Elastiklik Matrisi	68
Şekil 43. Termoplastik ve Alüminyum Malzemeli Güçlendirilmiş Panellerin İlk Burkulma Dayanımları	69
Şekil 44. T Kesite Sahip Güçlendiricili Plakaların Analizi	71
Şekil 45. Farklı Güçlendirici Sayılarına Sahip Güçlendiricili Plakaların Analizi	73
Şekil 46. Bağlayıcı Panel	74
Şekil 47. Entegre Model	74



TABLolar LİSTESİ

Tablo 1. Uçak Yapılarının Bozulma Kriterleri	13
Tablo 2. Takviye Malzemesine Göre Kompozitler (Kar, 2017)	26
Tablo 3. Matris malzemelerine göre kompozitler (Balasubramanian, 2014).....	27
Tablo 4. Fiber çapına göre akma noktaları (Başer, 2012).....	29
Tablo 5. MMPDS 2024-T531 Alüminyum Malzeme Özellikleri (FAA, 2013)	51
Tablo 6. Çözüm ağı boyutlarının sonuçlara olan yakınsaması	55
Tablo 7. Termoplastik Matris Malzemelerinin Özellikleri (Mallick, 2008)	63
Tablo 8. Tipik Saf Reçine Özellikleri (TORAY, 2022).....	64
Tablo 9. Fiziksel Özellikler (TORAY, 2022)	64
Tablo 10. Mekanik Özellikler (TORAY, 2022).....	65
Tablo 11. HyperLaminate Modülü Üzerinden Kompozit Katmanlarının Tanımlanması	67
Tablo 12. Güçlendiriciler İçin Oluşturulan Katman Dizilimleri	67
Tablo 13. Üç Adet Güçlendiriciye Sahip Panellerin İlk Burkulma Dayanımları	70
Tablo 14. Üç Adet T Kesitli Güçlendiriciye Sahip Panellerin İlk Burkulma Dayanımları	72
Tablo 15. Termoplastik_Kompozit_5 Adet_Güçlendiricili	73
Tablo 16. Entegre Panel ile Bağlayıcıyla Birleştirilmiş Panel	75
Tablo 17. Burkulma Analizi Ağırlık Kazanım Oranları	76
Tablo 18. Burkulma Analizi İlk Burkulma Kazanım Oranları	76

1. GİRİŞ

1960 – 1970’li yıllarda termoplastik kompozitler gündeme gelmiş fakat gerekli yatırım yapılmadığı için raftan bir süreliğine kaldırılmıştır. Termoset kompozitler ise bu süreç zarfında önemli gelişmeler katederek günümüzde hava aracı yapılarının büyük bir kısmını oluşturmaya başlamıştır. Fakat son zamanlarda çevresel etkiler ve havacılığın gelişmesiyle beraber daha kısa sürede üretim gereksiniminden dolayı termoplastik kompozitler tekrar gündeme gelmiştir.

Termoplastik kompozitler gerek üretim süresi, tokluk, depolama ve geri dönüştürülebilirlik avantajları ile termoset kompozitlerden bir adım daha öne çıkmaktadır. Termoplastik kompozitlerin avantajlarını inceleyecek olursak, termoplastikler yüksek kırılma tokluğuna sahip olup, termosetlere göre diğer fiziksel ve kimyasal özellikler açısından daha iyilerdir. Kolay geri dönüştürülebilirler, yüksek yanma, korozyon direnci ve aşınma dayanımına sahiptirler. Ayrıca raf ömrü açısından bir sınırlandırma olmadığı için oda koşullarında uzun süreler depolanabilirler bu da hem depolanabilirlik hem de lojistik anlamında büyük maliyet kazancı sağlamaktadır. Termoplastikler yarı kristalize olduklarından dolayı termosetler gibi kürlenme ihtiyacı duymadıkları için son ürüne dönüşmeleri çok daha kısa sürede ve az maliyetli şekilde üretilebilmeyi mümkün kılmaktadır. Ayrıca otoklava girme ihtiyacı duymadıkları için üretim konusunda çok daha fazla alana sahip olup yekpare üretim konusunda oldukça elverişlidirler. Bu sayede havacılıkta kullanılan büyük parçalar tek parça halinde üretilebilir. Ek olarak bir kez külendikten sonra tekrar şekillendirilemeyen termosetlerden farklı olarak defalarca eritilerek tekrar tekrar şekillendirilebilme özelliğine sahiptirler. Isıtılabilmeleri ve tekrar şekillendirilebilmeleri sayesinde birçok kaynak yöntemi ile büyük parçaların üretimini kolaylaştırmaktadır. Bu bağlamda termoplastik güçlendirilmiş paneller literatürde önemli yere sahiptirler.

Termoplastik kompozit güçlendirilmiş paneller sayesinde hava araçlarında birçok avantaj elde edilmektedir. Örnek olarak termoplastik kompozit güçlendirilmiş panel tasarımıyla birlikte daha fazla dayanımı daha yüksek olan ve ağırlıkça önemli avantaj sağlayan hava araçları, ağırlığın azalmasıyla birlikte hem daha az yakıt hem de daha yüksek manevra kabiliyeti ile birçok alanda fayda sağlamaktadır. Malzeme teknolojisinin gelişmesiyle birlikte havacılıkta kompozit malzemelerin kullanımı son dönemlerde oldukça yaygınlaşmıştır. Bugün gelinen son noktada ise termoplastik güçlendirilmiş panellerin optimizasyonu ile tasarlanan hava aracının görevine uygun şekilde panel tasarımları gerçekleştirilmektedir ve gelişimini devam ettirmektedir. Bu çalışmayla birlikte

Türkiye’de hızla gelişen havacılık alanına büyük katkı sağlayacağı düşünülmektedir. Termoplastik kompozit güçlendirilmiş panel tasarımının arkasında üst düzey teknolojiyle beraber bilgi birikimi gerektiren termoplastik güçlendirilmiş panel konusu oldukça popülerdir. Özellikle, Havacılık endüstrisinde birincil yapıların daha hafif ve dayanıklı olması işletim maliyeti ve hava araçları arasındaki rekabet açısından önemli ve üzerinde sıkça çalışılan bir konudur. Hava araçlarında ağırlığın azaltılması hedeflenerek hafif paneller kullanılmak istenir fakat bu panellerin de dayanımı artırılmalıdır. Dolayısıyla termoplastik güçlendirilmiş paneller kullanılır. Hava araçlarında özellikle kanatlarda oluşan kaldırma kuvveti nedeniyle kanat üstü panellerinde basma sonucu kritik hata kriteri burkulmaya neden olmaktadır. Uçağın kanadında oluşan kaldırma kuvvetinden dolayı seyir uçuşu ve manevralar esnasında da panellere basma yükü etki etmektedir. Hava araçlarının yarı-monokok gövde yapılarında temel bileşen olarak kullanılan termoplastik güçlendirilmiş panellerin işlevini kaybetmeden bölgesel burkulmasına önleyerek ağırlık önemli derecede azaltılabilir.

Bu çalışmada termoplastik güçlendiricili panellerde burkulma davranışı Hypermesh paket analiz programında sanal testi gerçekleştirilecektir. Termoplastik güçlendirilmiş panellerin basma yükü altında literatürde var olan test sonuçları ve sonlu elemanlar metodu ile yaptığımız sonlu elemanlar analizi sonuçlarının karşılaştırılması hedeflenmektedir. Araştırma sonunda elde edilen verilerle hava aracında ya da farklı bir ticari araçta kritik hata modu burkulma olan paneller için hafif ve dayanıklı panel güçlendirme yöntemi belirlenecektir. Bu çalışma Türkiye’de gelişmekte olan havacılık sektörü için büyük bir önem arz etmekte olup literatürde bu konu üzerinde farklı araştırmalar mevcuttur. Amacım çalışmayı en verimli şekilde sonuçlandırıp panellerin amaca göre sahada da kullanılmasını sağlamaktır. Yapılan tasarım ile gerekli yüke dayanım sağlayan daha hafif ya da aynı ağırlıkta daha fazla dayanıma sahip termoplastik güçlendirilmiş panel belirlemektir.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Termoplastik kompozit malzeme güçlendirilmiş panellerin tek eksenli yüklemeye altındaki tasarım ve analizi ile ilgili olarak kompozit malzemeler, termoplastik reçineler ve güçlendirilmiş plakalar ile ilgili çalışmalar bu bölümde incelenmiştir.

Yapıların temel özelliği olan bir arada durma gereksinimi iskelet denilen ana taşıyıcı elemanlarla sağlanmaktadır. Hava, kara ve deniz araçlarının tümünde yapısal bütünlük esastır. Konu hava araçları olduğunda birden fazla özelliği bir arada bulundurulması gereklidir. Aerodinamik yüzeyin korunması, yolcuların ve uçuş sistemlerinin uçuş koşullarından korunması ve bir bütün halinde servis süresini doldurabilmesi için hava aracı üzerine gelen yükleri alıp elastik özellikleriyle tüm yapıya dağıtması gibi özellikleri taşımalıdır. Çoğu hava aracında kaporta yapıları boyuna güçlendirilmiş elemanlar ve enine çerçeve yapıları ile desteklenerek belirli düzeyde bölgesel burkulmalara izin vererek üzerine gelen yükleri taşıyan ince cidarlı yapılardır. Bu tür yapılar günümüzde çok kullanılan yarı-monokok yapılar olarak adlandırılır (T. H. G. Megson, 2007).

İlk hava araçlarında monokok yapılar ile uçulmaya başlansa da ağırlık parametresinin önemi zamanla anlaşıldıktan sonra bunun üzerine araştırmalar yapılmış ve yarı-monokok tasarım modeline geçilmiştir. Daha az ağırlık ile aynı dayanımı elde ederek birçok gelişmenin önü açılmıştır. Yarı-monokok yapılarda birincil eğilme yüklerini 'Longeron' adı verilen gövde boyunca uzanan kaportaya bağlı yapı elemanı taşır. Özetle güçlü gövde kirişleri daha az yük taşıyan güçlendiricileri bir arada tutar. Tüm bu iskelet sistemi dış panellere bağlanarak yarı-monokok gövde yapısını oluşturur. Böylelikle bu iskelet yapı operasyonel yüklerin önemli bir kısmını taşımaktadır. Uçuş sırasında basma yüklerine maruz kalan kabuk yapılarda ilk burkulma olayının olduğu bölgelerde gerilmeler iskelet yapısının altında bir gerilmeyken burkulma birden çökme durumu olarak ortaya çıkar. Çökme durumu yaşanmadan burkulma durumu yapının hala yük taşımaya devam ettiğini göstermektedir. Kaportanın bu yük taşımaya devam eden kısımlarına ise etkin panel yani 'Effective Skin' adı verilmiştir. İlk burkulmadan sonra bölgesel olarak ortaya çıkan burkulma tepcikleri giderek büyüyerek etkin panel genişliğini azaltarak yük taşıma kabiliyetinin sınırına ulaşacak ve yapı çökmeye uğrayacaktır (Collier vd., 2009).

Geçmişten günümüze gelişen iskelet yapılarının tasarımından bahsettikten sonra gelişen malzeme teknolojisiyle birlikte uçak yapılarının malzemeside değişmiştir. Alışım olarak alüminyum, çelik ya da karbon fiber ve cam fiber takviyeli kompozitlerden üretilen güçlendirilmiş kabuk yapılarının burkulma sonrası davranışlarını inceleyen veya çökme

yükü ve ilk burkulma yüklerine ulaşmayı amaçlayan birçok deneysel araştırmanın yanı sıra ampirik araştırmalarda yapılmıştır (Khedmati vd., 2010; Lynch vd., 2004; Paulo vd., 2013).

Bir başka konu ise termoplastik güçlendirilmiş panellerin güçlendirici tipi olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu konuda ise Aalberg vd., (2001) bir araştırma yürütmüştür. Bu araştırmada L tipi güçlendirici ile Şapka Tipi (Hat Type) güçlendiriciden oluşan iki tür güçlendiricili panel kullanılmıştır. Bu panelleri karşılaştırırken sadece güçlendirici tipi olarak değil aynı zamanda sınır koşullarını farklı konfigürasyonlarda yaparak kendi içlerinde de bir karşılaştırma gerçekleştirmiştir. Sonuç olarak sınır koşulları ve güçlendirici tipiyle birlikte güçlendirici kesit alanının yapı üzerindeki burkulma davranışı ve çökme hata durumunun üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğu kanısına varmıştır.

Termoplastik güçlendirilmiş panellerde güçlendirici tipi ne kadar önemliyse malzeme tipi de bir o kadar önem teşkil etmektedir. Elaldi & Colak, (2009) yaptığı araştırmada Aalberg vd., (2001)'nin araştırmasına benzer bir araştırma yürüterek kompozit malzemeden oluşan 'Şapka Tipi' ve düz panellerin basma yükü altındaki burkulma olayını ampirik olarak ele almıştır. Aalberg vd., (2001) araştırmasında olduğu gibi sınır koşulları yine aynı tarzda oluşturulup test cihazı ile temas halinde olan kenarları altı serbestlik derecesi bakımından kısıtlamış ve boşta kalan kenarlara herhangi bir sınır koşulu uygulamamıştır. Bu araştırmada ise bir önceki örnekte verilen araştırmadaki gibi sadece yük kısılma eğrilerini karşılaştırmaktan ziyade basma yükü altındaki termoplastik güçlendirilmiş panelin kuvvete karşı göstermiş olduğu cevabın incelenmesi için arka arkaya yapılandırılan doğrusal gerinimi ölçer çiftleri ile bölgesel olarak gerinimi değerleri elde edilmiştir. Bu elde edilen değerlere ek olarak yapının burkulma modlarının da oluşan tepcikleri T. H. G. Megson, (2007) kitabındaki "Shadow Moire" yöntemi ile görsel hale getirmiştir. Güçlendirilmiş kompozit panellerin basma yükü altındaki davranışlarını inceleyerek daha önce tek başına yaptığı Elaldi, (2007) araştırması ile bu tür kompozit panellerin bölgesel burkulmalara izin verilerek burkulma yükünün bir kaç katı yük taşınabileceğini göstermiştir. Bu da yapıda önemli derecede ağırlık kazanımı sağlanacağı anlamına gelmektedir. Bu araştırmaya benzer literatürde bir çok araştırma bulunmaktadır (Deo vd., 1985; Fan vd., 1992; Khedmati vd., 2010; Kong vd., 1998).

İlk burkulma yükü termoplastik güçlendirilmiş panellerinin önemli bir hata kriteridir. Bu yüzden literatürde birçok araştırma gerçekleştirilmiştir. Yine ilk burkulma yükü ile ilgili güçlendirici tipi ve panel kalınlığı hakkında (Zhu vd., (Zhu vd., 2015)) araştırması yapılmıştır. Bu araştırmada I tipi güçlendirici ile desteklenen düz kompozit

paneller için araştırmalarını gerçekleştirmişlerdir. Zhu ve arkadaşları farklı kalınlıklara sahip güçlendiriciler ile farklı kalınlıklardaki panel yapılarını basma yükü altındaki testlerini gerçekleştirilmiş ve sonuçları irdelenmiştir. Zhu ve diğerkleri testlerin sonunda panelin yük taşıma sınırının, panel üzerinde oluşan burkulma tepecikleri şekillerinin panel kalınlığı, güçlendirici tipinin ve kalınlığına bağlı olduğunu görürken diğerk taraftan güçlendirici tasarımlarının da ilk burkulma yükü üzerine etkisini gözlemlemişlerdir.

Yine benzer bir araştırma ile farklı bir tip güçlendirici olan J tipi güçlendirici kullanılarak farklı güçlendirici ve plaka kalınlıklarında araştırma gerçekleştiren Elaldi, (2010) J tipi ve ‘şapka tipi’ güçlendiriciyi kendi aralarında ilk burkulma ve çökme yükü açısından karşılaştırmıştır. Elaldi bu araştırmasında farklı güçlendirici tiplerinin yapısal güçlendiricinin de burkulma sonrası yük taşıma kabiliyetinin olduğunu görmüş ama güçlendirici tipinin ilk burkulma ve çökme yükleri yönünden belirleyici bir parametre olduğunu dolayısıyla güçlendirici tipinin panelin ilk burkulma ve çökme yüklerinde etkin bir rol oynadığı sonucuna varmıştır.

Tabii ki bu testleri gerçekleştirirken kullanılan test düzeneği, sınır koşulları, malzeme kalitesi ve birçok farklılık mevcuttur. Bunların dışında hep düz plakalardaki burkulma davranışlarından bahsederken havacılık ya da başka bir sektörde bu plakalar başka geometrilere de kullanılmaktadır. Örneğin uçağın gövdesinde kullanılan plakalar kavisli ya da silindirik olarak adlandırılabilir. Bu kavisli ve silindirik plakalarında literatürde araştırmalarına rastlamak mümkündür. Örneğin Zimmermann vd., (2006) fiber takviyeli kompozit malzemelerden oluşan kavisli panellerin basma yükü altındaki burkulma davranışını incelemek ve literatüre katmak amacıyla bu araştırmayı gerçekleştirmiştir. Araştırmalarını gerçekleştirirken T tipi güçlendiricileri çift ya da tek sıra halinde dizerek iki farklı çapa sahip kavisli kompozit yapıdan oluşan paneli çökme yüküne kadar test etmişlerdir. Aynı şekilde düz plakalar ile kavisli plakaların test edilebilirliğini kanıtlamak amacıyla Agarwal, (1982) tarafından ‘şapka tipi’ güçlendiriciler ile güçlendirilmiş kompozit eğimli panel yapılarının burkulma davranışlarının ve yük taşıma kabiliyetlerinin değerlendirebilmesi için gerçekleştirmiştir. Bu araştırmalar sonucunda düz paneller için kullanılan test yöntemlerinin de kavisli paneller içinde uygulanabilirliği açısından uygun olduğu kanılarına ulaşılabilir.

Termoplastik güçlendirilmiş paneller her ne kadar yük yoluna göre tasarlansa da her zaman yükler beklendiği gibi gelmeyebilir. Kavisli paneller ile düz panellerin bu açıdan davranışlarının aynı olmayacağını düşünen C. Bisagni ve P. Cordisco 2006 yılında birlikte bir araştırma yürütmüşlerdir (Bisagni & Cordisco, 2006). Bu araştırmada yine

karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden oluşan üç adet güçlendiriciye sahip olan silindirik bir panel oluşturulmuş ve bu panel yapının aynı anda hem basma hem de burulma kuvveti yükleri altında davranışları araştırılmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda elde edilen sonuçlarda bileşik olarak uyguladıkları burulma ve basma kuvveti çiftinden burulma kuvveti ne kadar büyükse silindirik panelin basma yükü altındaki dayanımı aynı oranda düşüş göstermektedir. Elde ettikleri bu bulguya paralel olarak bileşik yüklemelerde baskın yükün burulma olduğu kanısına varmışlardır. Aynı zamanda burulma yüküne maruz kalan silindirik panellerde oluşan burkulma tepeliklerinde önemli değişimler görülmüştür. Bu araştırma ile birlikte buna benzer bileşik yükleme koşullarını inceleyen başka araştırmalarda mevcuttur (Ge vd., 2016; Meyer-Piening vd., 2001; Wilckens vd., 2013).

Hava araçları uçuş koşullarından dolayı birçok farklı yüklemeye maruz kalabilirler. Bunlar uçağın manevralarından dolayı ortaya çıkar. Bu yüklemelerden temel yükleme türü de burulma yüklemesidir. Yapının burulma yüküne maruz kalması termoplastik güçlendirilmiş paneller üzerinde kayma yükü altında yüklenmesine neden olmaktadır. Bu nedenle C. Bisagni 2006’ da yaptığı araştırmasında burulma yüklemesinin gerçek koşullara benzer gerçekleştirebilmek için silindirik termoplastik güçlendirilmiş panellerin kullanılmasını kritik bir nokta olduğuna değinmiştir. Fakat bu kayma yükünün termoplastik güçlendirilmiş paneller üzerine etkisini belirli formülasyonlar uygulanarak düz paneller üzerinde de incelemek mümkün olduğu gösterilmiştir (Bai vd., 2017; Murphy vd., 2005).

Tüm bu yükleme çeşitleri uçuş koşulları altında ‘Burkulma Sonrası Tasarım’ kavramından yola çıkarak hava araçlarında termoplastik güçlendirilmiş panellerin uçuş yüklerinden kaynaklanan tekrarlı yükler altında incelenmesi ihtiyacını doğurmuştur. Bu durum yapıların statik dayanımının yanında tekrarlı yüklemeye bağlı yorulma dayanımını da göz önünde bulundurulması gerektiği gerçeğini göstermiştir. Bu tekrarlı yüklere bağlı yorulma çatlağı denilen kavramı ortaya çıkarmıştır. Termoplastik güçlendirilmiş panellerin tasarımını konu alan araştırmalarda literatürün belirli bir kısmını da yorulma hasarının yapı üzerindeki davranışı olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu araştırmaları anlayabilmek için öncelikle yorulmanın ne olduğunu anlamamız gereklidir. Yorulma malzemenin tekrarlı yükler altında akma dayanımından önce yük taşıma kabiliyetini kaybetmesi anlamına gelmektedir. Farklı tipteki malzemeler için hem metal hem de kompozit olarak test numuneleri hazırlanmış ve çeşitli araştırmalar gerçekleştirilmiştir (Bisagni & Cordisco, 2006).

Son yıllarda bilgisayar teknolojisinin gelişmesiyle birlikte artan bilgisayar işlem güçleriyle birlikte sayısal hesaplamalar için ANSYS, ABAQUS ve NASTRAN gibi burkulma problemleri için çözüm yöntemlerini içerisinde yazılım olarak içeren kodları kullanarak sayısal yaklaşımda bulunarak gerçek hayatta karşımıza çıkan doğrusal olmayan davranışları da modelleyerek hesaba katan sonlu elemanlar paket programlar kullanılmaya başlanmıştır. Bu hem zaman hem maliyet hem de çeşitlilik açısından büyük avantaj sağlamaktadır. Termoplastik güçlendirilmiş panellerin ilk burkulma yükleri ve çökme yüklerinin analizinin yapılabilmesi için malzeme ve geometrik açıdan doğrusal olmayan davranışları modelleyebilen sonlu elemanlar yönteminin kullanımı son yıllarda oldukça artmıştır.

Bilgisayar programlarında analiz yapabilmek için her detayı düşünmek gereklidir. Üretimden kaynaklı süreksizliklerden doğan yük taşıma kabiliyetindeki düşüşü dikkate alan bir araştırma Yang Wang tarafından 2011 yılında gerçekleştirilmiştir. Yürütülen bu çalışmada test edilen termoplastik güçlendirilmiş panellerin tamamını tahribatsız muayene yöntemi ile düzlemsel bozukluklarını istatistiksel olarak dağılımını gerçekleştirmiştir. Bu istatistiksel bilgilerden yola çıkarak 'Polynomial Fitting' olarak adlandırılan yöntem ile istatistiksel dağılımı en iyi modelleyen yüzey tanımını oluşturmuştur. Bu modellenmiş yüzeyi ABAQUS yazılımına dahil ederek yüzey süreksizliklerinin analiz sonuçlarına etkisini basma yükü altında incelemiştir. Bu yükü incelerken kullanılan analiz programına özellikle çözüm ağının kalitesi, eleman tipi seçimi, bağlantı modelleri, analiz sınır koşulları ve çözüm yöntemleri üzerine yoğunlaşmıştır (Y. Wang, 2011).

Bir başka çalışmada ise iki aşamadan oluşan analiz yöntemi kullanılmaktadır. İlk aşama panelin burkulma şekillerinin belirlenmesi için yapılan özdeğer analizidir. Diğer aşama ise doğrusal olmayan sonlu eleman modeli ile burkulma analizinin gerçekleştirilmesidir. Analizin ilk adımında oluşturulan model için elde edilen burkulma şekilleri analizin ikinci aşamasında analize başlangıç sınır koşulu olarak tanımlanır. Böylece doğrusal olmayan sonlu elemanlar modelinde burkulma esnasında yakınsama kolaylaştırılmış ve panelin incelenmek istenen burkulma modu şeklini alması sağlanabilmiştir (Boni vd., 2012).

Benzer şekilde karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerden oluşan güçlendirilmiş bir panelin aksenal basma yükü altındaki burkulma yüklerini inceleyen K.Ghavami ve arkadaşları doğrusal olmayan sonlu elemanlar modelini ANSYS paket programı kullanarak gerçekleştirmiştir (Ghavami & Khedmati, 2006). Oluşturulan sonlu

elemanlar modeli ANSYS paket programı ile birlikte içinde bulunan 'Arc Length' yöntemini kullanarak sonuçlandırmıştır (Riks, 1979).

Gerçek hayatta karşılaşılan problemleri artık bilgisayar programları aracılığı ile modellemek çok kolay hale gelmiştir fakat bunu gerçekleştirirken bazı kabuller yapmak zorunludur. Bunun nedeni ise her şeyin programda olduğu gibi gerçek hayatta ideal olmayışından kaynaklanmaktadır. Bunun için birçok analiz metodu kullanılmaktadır bunlar çözüm ağımızın yapısından bağlayıcıların malzeme değerlerine kadar birçok parametreyi kapsamaktadır. Bu metotlara örnek olarak şu araştırmalar gerçekleştirilmiştir (Crisfield, 1981; Powell & Simons, 1981; Ramm, 1980). Bu yöntemler bugünlerin sonlu elemanlar modeli oluşturulan bilgisayar paket programlarına entegre edilmiştir.



3. MATERYAL VE YÖNTEM

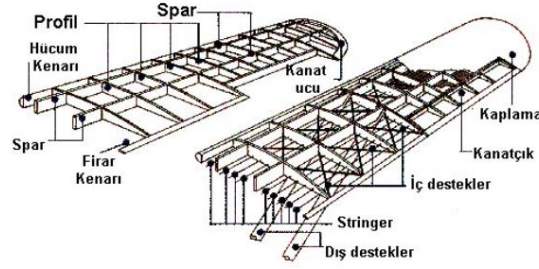
3.1 Uçak Yapıları

Havacılık ve uzay sanayisinde, yapısal olarak üzerinde çalışılan yapıların tasarımı, ağırlığı, amaca uygun olması, montaj edilebilirliği, üretime uygunluğu ve parça maliyeti gibi birçok parametrenin yanında bu yapıların malzemesi, mukavemet değerleri, güvenilirliği, bakım yapılabilirliği ve ömürleri gibi özelliklerin hepsi dikkate alınarak tasarlanır. Bütüne uyması gereken bu yapıların görevini yerine getirirken bunu en hafif seçenikle sunması gerekmektedir. Tasarımı yapılan parçanın hedeflenen ağırlık dışında olması hava aracındaki birçok parametreyi etkiler. Hedeflenen ağırlıkların tutturulmaması sonucunda hava aracında yük dengesi bozulur, ağırlık azaltma çalışmaları, optimizasyon çalışmaları gibi birçok sürecin bir döngü şeklinde baştan başlamasına sebep verebilir. Yapısal optimizasyon hava araçlarının hesaplarının hassas olmasından dolayı oldukça büyük bir öneme sahiptir. Bu yüzden bir parçanın sahip olması gereken mukavemet değerine ulaşmaya çalışılırken, yapının tümünü düşünerek diğer parametrelerinin en iyi değerlere getirildiği bir tasarım hedeflenmektedir.

Uçak yapılarında birçok taşıyıcı yapı bulunur. Bu taşıyıcı yapısal elemanların iki temel görevi vardır. Birincisi yapıya etkiyen kuvvetleri taşımak ve iletmek, ikincisi ise yapının aerodinamik dış geometrisinin akışı istenilen şekilde yönlendirmek için formunu korumasını sağlamak için bir kabuk görevi görmektedir. Bu görevi yerine getiren en başarılı tekniklerden biri olan yarı monokok yapılardır. İnce bir kabuğu, içten boylamsal güçlendiriciler ve enlemsel kaburga denilen yapısal elemanlarla destekleyerek formunun korunması sağlanır. Bu destek yapısal elemanlar daha önce bahsettiğimiz aerodinamik yüzeyi oluşturan kabuk yapılarının bölgesel olarak burkulmasına engel olurlar (Yaşartekin, 2012).

Şekil 1'de görüldüğü üzere bir kanat yapısını görülmektedir. Bu yapı 4 ana yapısalardan oluşur:

1. Kabuk, Kaplama (Skin)
2. Boylamsal Kiriş Plakaları (Spar)
3. Enlemsel Kaburgalar (Rib)
4. Boylamsal Güçlendiriciler (Stringers)

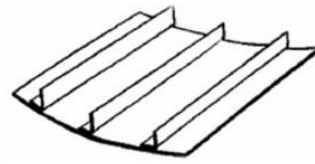
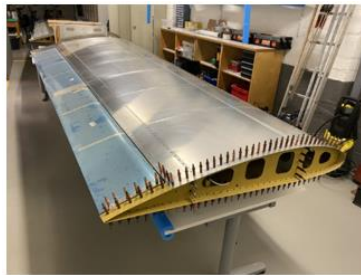


Şekil 1. Yarı Monokok Kanat Profili (Önder, 2003)

3.1.1 Kabuk

Kabuk yapıları, hava araçlarını yapısal parçalarının etrafını çevreleyen ince panellerdir. Şekil 2’de görüldüğü üzere bu kabuk yapılar aerodinamik yüzeyi oluşturmakla birlikte aşağıdaki yapısal görevleri de yerine getirirler:

1. Kanat yapısına etkiyen aerodinamik yükleri enlemsel kaburgalara ve boylamsal kirişlere aktarmak.
2. Kanat yapısına etki eden hücum açısına göre değişen burulma momentlerini, panelin iç düzleminde oluşturduğu kayma kuvvetleri ile dengelemek.
3. Kanat yapısına etki eden eğilme momenti ve kanat boyunca etki eden yükleri boylamsal kirişlerle birlikte taşımaya yarar. Bu eğilme momenti üst panellerde basma yükü oluştururken kanat altı panellerde çekme kuvveti oluşturur.



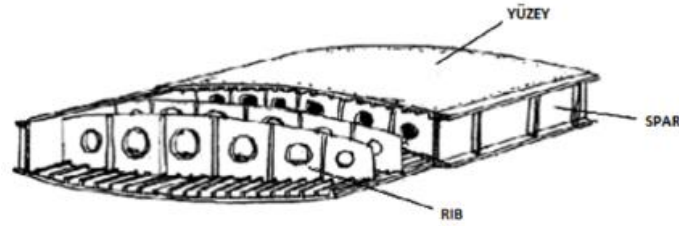
Şekil 2. Kanat Kabuk Yapısı (Latten, 2020)

3.1.2 Boylamsal Kiriş Plakası

Boylamsal Kiriş Plakaları, kanat yapısında kapalı bölümler oluşturan temel yapısalardır. Şekil 3’teki gibi kiriş plakalarının başlıca görevleri şu şekildedir (Yaşartekin, 2012):

1. Uygulanan eğilme momentlerine, kayma kuvvetlerini ve aksenal yükleri taşımak.

2. Kanada etkileyen burulma momentlerini, kendi iç düzleminde oluşturduğu kayma kuvvetleri ile sönümler.



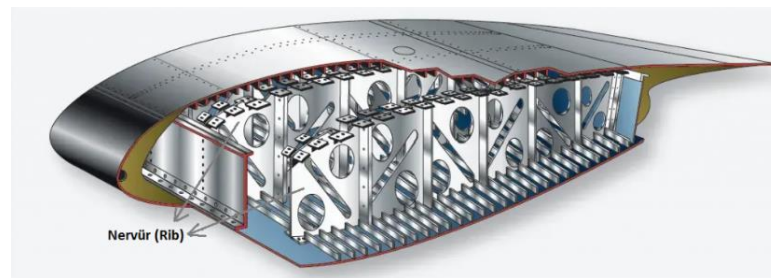
Şekil 3. Boylamsal Kiriş Plakası (Spar) (Seyruseferim, 2020)

Boylamsal kiriş plakası Şekil 3'te gösterilmiştir.

3.1.3 Enlemsel Kaburgalar

Aerodinamik etkilerden dolayı, kanadın şeklinin bozulmaması gerekmektedir. Bu yüklerden dolayı, kanadın aerodinamik dış yüzeyini şeklini sabit tutmasını sağlamak ve kabuğu bölerek; plakaların burkulma dayanımlarını yükseltmek enlemsel kaburgaların görevlerinden biridir. Kanat yapısındaki enlemsel kaburgaların kanat içindeki yerleşimi Şekil 4'te gösterilmiştir. Enlemsel kaburgaların kanat yapısındaki öncelikli görevleri şunlardır:

1. Kanadın kesit ve aerodinamik şeklini korurlar.
2. Kanada bağlanan sistem yapılarının ağırlıklarını dağıtmak ve iletmek.
3. Kabuk ve boylamsal güçlendiricileri yapısal olarak bölerek efektif boyunu kısaltır ve kabuk yapısının burkulma (buckling) dayanımını artırır.



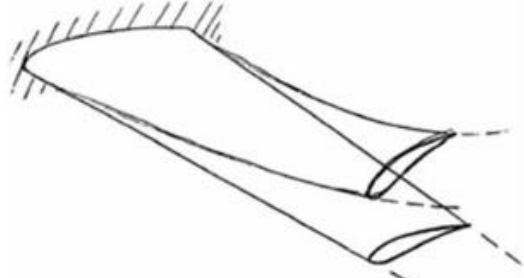
Şekil 4. Enlemsel Kaburgalar (Rib) (Kokpitteyiz, 2023)

3.1.4 Boylamsal Güçlendiriciler

Boylamsal güçlendiriciler, kabuk yapılarıyla birlikte çalışarak boylamsal yönde kuvvetli kolonlar (beam) oluştururlar. Burulma momentlerini ve aksenal kuvvetleri taşırlar. Kanadın içindeki güçlendiriciler kanadın alt tarafında çekme yüklerine karşı koyarken üst tarafında kalan güçlendiriciler basma kuvvetlerini taşırlar bu durum uçak

kanadının kaldırma kuvveti oluşturduğu durumda geçerlidir. Şekil 5'te kanadın kaldırma kuvveti oluşturduğu durumda üzerindeki deformasyon gösterilmiştir. Boylamsal güçlendiricilerin birincil görevleri aşağıda verilmiştir:

1. Kanada etkiyen eğilme momentlerini ve aksenal kuvvetleri, kabuk yapılarla birlikte düzlem içinde taşıyarak ve diğer yapılarak aktararak taşırlar.
2. Kabuk yapılarını aksenal doğrultuda bölerek kabuk yapıların burkulma dayanımı yükseltirler. Güçlendiricilerin bu özelliği literatürde kabuk burkulma alanı bölme (panel breaker) olarak geçer.



Şekil 5. Boylamsal Güçlendiricilere Etkiyen Kuvvetler (Kaya, 2007)

3.2 Uçak Yapılarının Hata Kriterleri

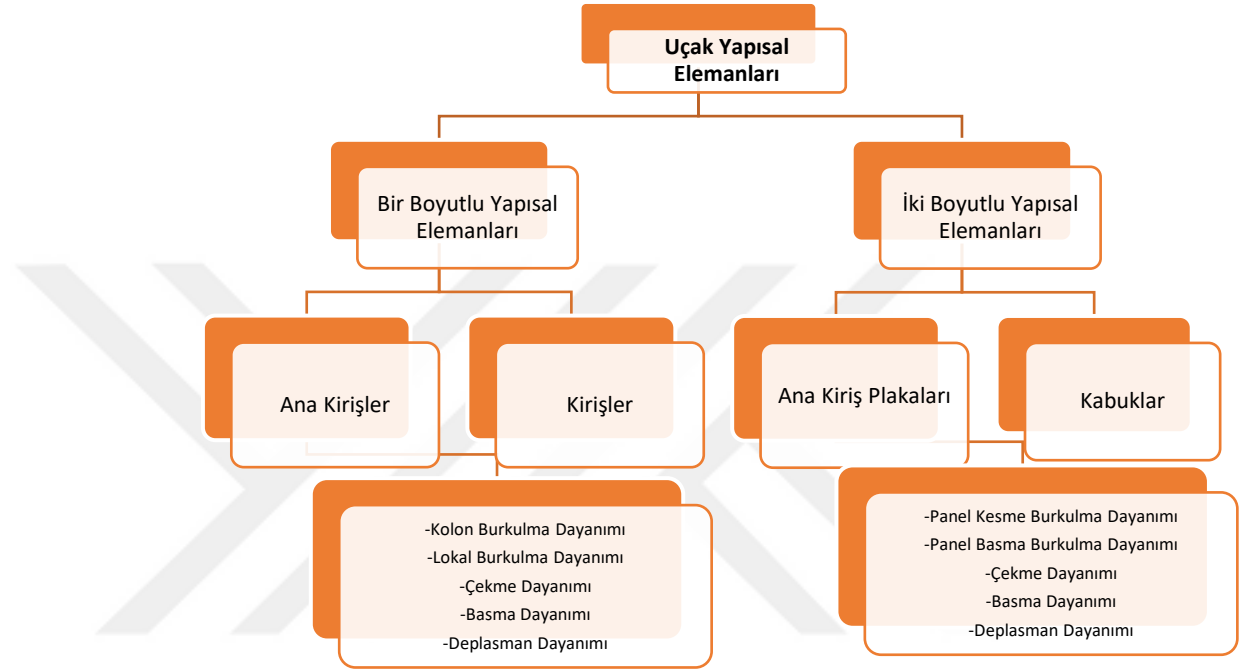
Hava araçlarındaki yapısal elemanlar, çeşitli yüklerin etkisi altında çalışır ve bu yüklerin farklı hata kriterlerine dayanması gereklidir. Yapısal elemanların belirli görevleri ve önceden belirlenmiş tasarım gereksinimleri doğrultusunda, her bir elemanın çeşitli hata kriterlerine karşı dayanıklılığı hesaplanarak bir emniyet katsayısı belirlenir. Bu emniyet katsayısı, yapısal elemanın güvenilirliğini sağlamak için kullanılır ve tasarımın güvenli ve sağlam olmasını sağlar.

Uçak kanatlarında bulunan yapısal elemanlar, taşıdıkları yüklerin eksen sayılarına göre iki ana kategoriye ayrılır: kolon dediğimiz tek boyutlu yapısal elemanlar ya da iki boyuta sahip panel denilen elemanlar. Bir boyutlu yapısal elemanlar, genellikle boylamsal kirişler olarak adlandırılır. Bu elemanlar sadece kendi eksenleri doğrultusunda gelen yükleri taşırlar. Yani, uzunlamasına yüklerin taşınmasından sorumludurlar. Diğer yandan, iki boyutlu yapısal elemanlar, kabuk ve kiriş plakaları olarak bilinir. Bu elemanlar kendi düzlemlerinde aksenal yükleri ve kesme yüklerini taşırlar. Yani hem uzunlamasına hem de enine yüklerin taşınmasından sorumludurlar. Her bir yapısal elemanın fonksiyonu ve yer aldığı yapı üzerindeki rolü göz önüne alındığında, doğru

yapısal elemanın seçilmesi ve tasarımının yapılması önemlidir. Bu, kanadın sağlamlığını, güvenliğini ve performansını sağlamak için kritik bir adımdır.

Tablo 1’de görüldüğü üzere uçak yapısal elemanlarının bir boyutlu yani kiriş ve güçlendiricilerinin ya da iki boyutlu kabuk ve kiriş plakalarının sınıflandırılması ve maruz kaldığı yüklemelerin tablosu yer almaktadır.

Tablo 1. Uçak Yapılarının Bozulma Kriterleri

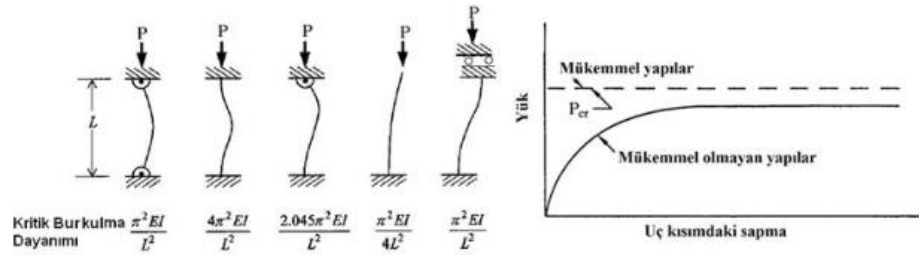


3.2.1. Bir Boyutlu Yapısal Elemanlarda Kararsızlık

Kolonlar, basma veya çekme gerilimlerine maruz kalan tek eksenli yapısal elemanlardır. Bir kolon, mükemmel doğrusallık göstererek merkezden teorik olarak kritik dayanım değerine kadar dayanabilir. Ancak, burkulma olayı gibi dengesiz durumlarda yapısal dayanıklılık değerinin altındaki yüklerde bile bozulma eğilimi gösterebilirler. Bu durum, kolonlarda yük artışına uyumsuz, büyük ve ani deformasyonlara neden olabilir (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

Pratik uygulamada, geometrik olarak merkezden yüklenmiş ve mükemmel bir kolon bulunmamaktadır. Bu nedenle, farklı sınır koşullarına sahip olan kolonlar, basma yüklerini taşıyabilecekleri "Kritik Burkulma Yüküne" kadar dayanım gösterirler. Nötral eksenenden yüklenmemiş kolonlar, basma yükünü ve bu eksantrikliğin neden olduğu momenti taşıyabilme kapasitesine sahip olmalıdırlar. Bu yapı elemanları, kiriş-kolonlar gibi incelenmeli ve analiz edilmelidir. Ancak, P_{cr} değerine ulaşıldığında, kolonda, Şekil

6'da görüldüğü gibi, yükteki artışa uyumsuz, büyük ve ani deformasyonlar ortaya çıkar (Elmer Franklin Bruhn, 1973).



Şekil 6. Kolon Kararsızlığı (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

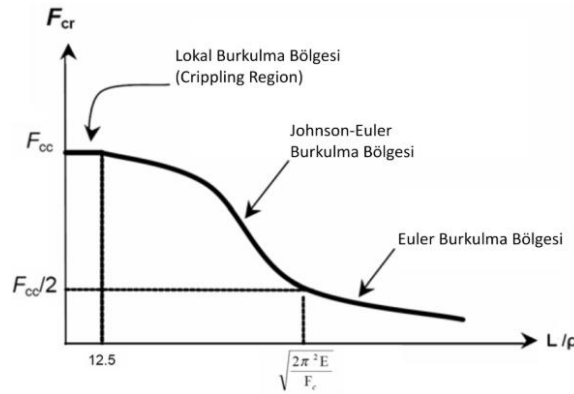
Bir kolon, narinlik oranına göre boylamsal ve kesitsel düzlemler olmak üzere iki farklı düzlemde kararsızlık yaşayabilir (Yaşartekin, 2012):

1. Kolonun sınır koşulları ve yükün konumuna bağlı olarak, çeşitli hata kriterlerine neden olabilecek boylamsal doğrultuda kararsızlıklar ortaya çıkabilir. Bu tür bir hata, kolonun burkulmasıyla ilgilidir ve kolonun malzemesine, kesit profiline ve sınır koşullarını gibi faktörlere bağlıdır.
 - Kolonun ötelenmesi
 - Kolonun dönmesi
 - Kolonun ötelenmesi ve dönmesi
2. Kesit düzlemindeki kararsızlıklar ise kolonun enine kesit düzlemindeki bölgesel şekil bozukluklarını içerir. Kesit şeklinin lokal şekil bozukluğu veya lokal burkulması, genellikle ekstrüzyon, şekil verilmiş sac metal ürünler ve ince cidarlı borularda gözlemlenir. Bu durum, malzemenin özellikleri ile kesitin şekli ve boyutuna bağlı olarak ortaya çıkar.

Boylamsal düzlemdeki ve kesit düzlemindeki kararsızlık, yapının kesit geometrisi ve boyutlarına göre birbirleriyle etkileşime girebilir. Kritik burkulma gerilmesi, lokal şekil bozukluğu gerilmesinin yarısı gibi bir değere ulaştığında, bükülme kararsızlığı ile lokal şekil bozukluğu arasında bazı etkileşimler meydana gelebilir (Yaşartekin, 2012).

Uçak yapılarının pratik tasarım ve boyutlandırılmasında, çeşitli kolon tipleri için teorik burkulma yükü genellikle formüller, grafikler ve tablolar kullanılarak hesaplanır.

Şekil 7'de, bir kolonun narinlik oranının kararsızlık dayanımı ile ilişkisini gösteren bir grafik bulunmaktadır. Eğer kolonun kesiti ve boyutları "Euler Burkulma Bölgesi"ne giriyorsa, bu durumda kolonun bozulma modu "Elastik Euler Burkulma Kararsızlığı" olarak adlandırılır. Bu bölgedeki narinlik oranına sahip kolonlar genellikle uzun kolonlar olarak nitelendirilir (Elmer Franklin Bruhn, 1973).



Şekil 7. Kolon Narinlik Oranı Grafiği (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Bir kolon, kendi düzlemindeki deformasyonlar nedeniyle lokal burkulma kararsızlığı yaşayabilir. Şekil 7'de yer alan grafikte görülen lokal burkulma bölgesindeki narinlik oranına sahip kolonlar genellikle kısa kolonlar olarak tanımlanır (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

Kolonlardaki hata analizinde önemli bir nokta var: kolonların boyu kısaldıkça işler değişiyor. J.B. Johnson'ın önerdiği parabolik eğri yöntemiyle, kolonlarda Euler burkulma bölgesi ile yerel burkulma bölgesi arasındaki geçiş noktası olan Johnson-Euler burkulma bölgesi tanımlanıyor. Şekil 7'de gösterildiği gibi, bu geçiş noktası genellikle malzemenin yerel burkulma dayanımının yarısı olarak belirlenir (Elmer Franklin Bruhn, 1973). Şekil 7'deki grafiğin narinlik oranına göre formüle edilmiş hali Eşitlik 1'deki gibidir.

$$F_{cr} = \left\{ \begin{array}{ll} F_{cs} & \text{eğer } \frac{L'}{P} \leq 12,5 \text{ ise} \\ F_{cs} \left[1 - \frac{F_{cs}}{4\pi^2 E} \left(\frac{L'}{P} \right)^2 \right] & \text{eğer } 12,5 < \frac{L'}{P} \leq \sqrt{\frac{2\pi^2 E}{F_{cs}}} \text{ ise} \\ \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L'}{P} \right)^2} & \text{eğer } \sqrt{\frac{2\pi^2 E}{F_{cs}}} < \frac{L'}{P} \text{ ise} \end{array} \right. \quad (1)$$

Narinlik oranı Eşitlik 2'de gösterilmiştir.

$$\rho = \sqrt{\frac{1}{A}} \quad (2)$$

L' , kiriş uzunluğunu temsil eden sabittir ve aşağıdaki Eşitlikle hesaplanır;

$$L' = \frac{L}{\sqrt{C}} \quad (3)$$

Eşitlik 3'te gösterilen C değeri, klasik kabuk-kiriş bağlantıları için genellikle C=2 olarak kabul edilir.

3.2.1.1. Euler Burkulma Denklemi

Teknolojinin gelişimiyle birlikte, uçak yapılarında daha güçlü malzemelerin kullanımı, yapısal elemanların kesitlerinin küçülmesine olanak tanımaktadır. Kesit alanının azalması, büyük ve ağır yapıların kullanımını azaltırken, bu yapıların burkulma riskini daha kritik hale getirir. Bu sebeple, modern uçak yapılarının analiz ve boyutlandırılmasında burkulma bozulma modu önemli bir rol oynamaktadır. Bir kolonda enine ötelenme (kesit alanında), malzemenin basma yükünü taşıma kapasitesi yani kritik burkulma yükü (P_E), 4 numaralı Eşitlikle hesaplanır. Pinlenmiş sınır koşullarına sahip bir kolondaki burkulma yükü, Euler formülü kullanılarak Eşitlik 4'te belirtildiği şekilde ifade edilmektedir (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

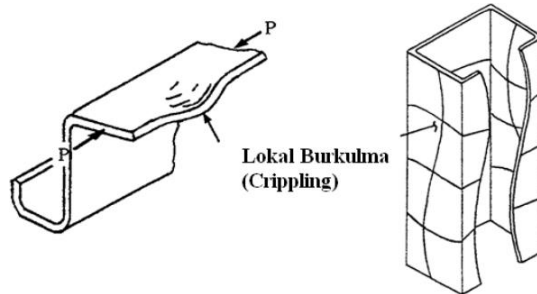
$$P_E = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (4)$$

Euler burkulması, yapının enine kaymasıyla ilişkili olduğundan, formülde kullanılan değişkenler, bir malzemenin eğilme direncini hesaplamak için kullanılan parametrelerle aynıdır (Yaşartekin, 2012).

- Malzeme elastiklik modülü
- Atalet momenti
- Kolon uzunluğu

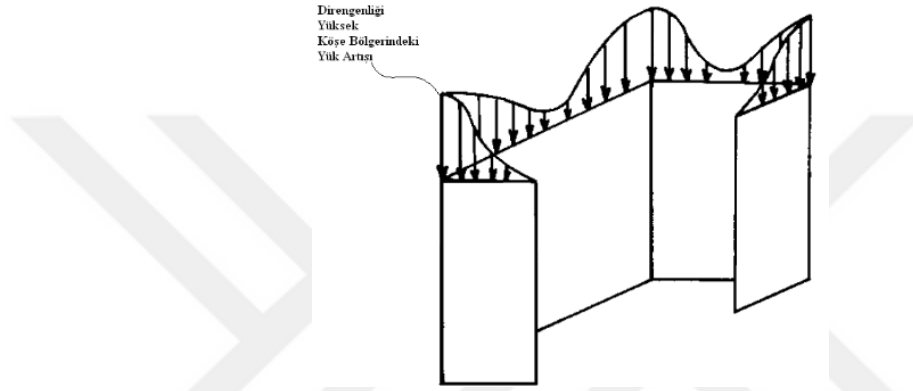
3.2.1.2 Lokal Şekil Bozukluğu Denklemi (Crippling)

Düz plakaların burkulma dayanımları düşük olduğu için, basma yüklerini taşıma kapasiteleri de oldukça sınırlıdır. Bu nedenle, plakaların burkulmaya karşı dirençlerini artırmak amacıyla bükme yöntemiyle şekillendirilirler. Uçak yapılarında, bu şekilde şekillendirilmiş ya da ekstrüzyon yöntemiyle üretilmiş flanşlı yapılar, yaygın olarak kiriş elemanları olarak kullanılır (Elmer Franklin Bruhn, 1973).



Şekil 8. Kısa Kolonlarda Lokal Burkulma (Crippling) (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

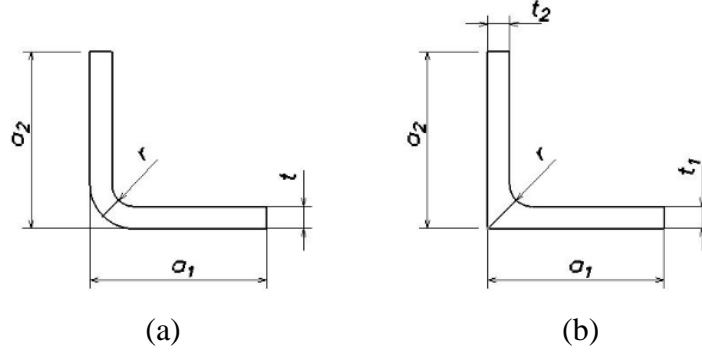
Şekil 8'de gösterildiği üzere, kısa kolonlarda sıkça görülen kararsızlık modu lokal burkulmadır. Kısa kolonlar üzerinde yapılan testlerde, lokal burkulma meydana geldikten sonra bile kolonun yük taşıma kapasitesinin devam ettiği gözlemlenmiştir. Başka bir ifadeyle, kolon burkulması düşük basma gerilimlerinde meydana gelirken, kolonun bozulma gerilmesi daha yüksek basma gerilimlerinde gerçekleşir. Burkulmanın ardından, kolon kesitindeki yük dağılımı Şekil 9'da gösterilmiştir. Kolon üzerindeki basma yükü arttıkça, düz kısımlarda oluşan bölgesel ötelenmeler yük taşıma kapasitesinin azalmasına neden olur. Bu süreçte, yük daha dayanıklı köşe kısımlarına doğru aktarılır ve bu durum, lokal bozulma gerçekleşene kadar devam eder.



Şekil 9. Basma Yüğü Uygulanan Kolon Kesitinde Yük Dağılımı (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

Kısa kolonların lokal bozulma gerilimini hesaplamak için testlerle doğrulanmış çeşitli ampirik yöntemler geliştirilmiştir. Bu yöntem, kısa kolonların her bir flanşının sabit kalınlığa sahip dikdörtgen elemanlar olarak idealize edilmesi varsayımına dayanır. Her bir flanşın basma yüküne karşı direnci ayrı ayrı hesaplanarak toplanır. Tüm metaller için geçerli olması amacıyla, formüllerde malzemenin çekme dayanımı ve basma yükü altındaki elastisite modülü kullanılır.

Kolonun kesit özelliklerine bağlı olarak, ilk adımda flanşların ortalama genişlikleri belirlenir. Şekil 10'da flanşların ortalama genişliklerinin hesaplanmasında kullanılan büküm (a) ve ekstrüzyon (b) ile üretilmiş profil kesiti ve parametreler gösterilmektedir.



Şekil 10. Kolon Profil Kesiti (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Büküm yöntemi ile üretilmiş profiller için ortalama genişlik (b_1) değeri Eşitlik (5a) ve (5b) ile hesaplanır.

$$b_1 = a_1 - \frac{1}{2} \left(t + \frac{r}{2} \right) \quad (5a)$$

$$b_2 = a_2 - \frac{1}{2} \left(t + \frac{r}{2} \right) \quad (5b)$$

Ekstrüzyon yöntemi ile üretilmiş profiller için ortalama genişlik (b_1) değeri Eşitlik (6a) ve (6b) ile hesaplanır.

$$b_1 = a_1 - \frac{t_2}{2} \left(1 - 0,2 \frac{r^2}{t_1 t_2} \right) \quad (6a)$$

$$b_2 = a_2 - \frac{t_1}{2} \left(1 - 0,2 \frac{r^2}{t_1 t_2} \right) \quad (6b)$$

Kolonun her bir flanşı için burkulma faktörü ' K_i ' değeri kolon uzunluğunun genişliğine oranı olan L_{ai} ve flanşların sınır koşullarına bağlı olan bir fonksiyondur. Hesapları basitleştirmek için burkulma faktörü ' K_i ' Eşitlik 7 ve 8'deki gibi hesaplanır.

Tek tarafından desteklenen flanşlar için;

$$K_i = 0,41 \quad (7)$$

Her iki tarafından da desteklenen flanşlar için;

$$K_i = 3,60 \quad (8)$$

Hesaplanan burkulma faktörünün ' K_i ' değerine göre, her flanş için x_i değeri Eşitlik 9'da gösterildiği gibi hesaplanır (Peery, 1996).

$$x_i = \frac{b_i}{t_i} \sqrt{\frac{\sigma_{y0,2}}{K_i E_c}} \quad (9)$$

Eşitlik 9’da verilen x_i değerinin alacağı değere göre, y_i değeri aşağıdaki Eşitliğe göre hesaplanır (Peery, 1996):

$$y_i = \begin{cases} 1,4 - 0,628 x_i & \text{eğer } x_i \leq 1,095 \text{ ise} \\ \frac{0,78}{x_i} & \text{eğer } 1,095 < x_i \leq 1,633 \text{ ise} \\ x_i^{\frac{0,69}{0,75}} & \text{eğer } 1,633 < x_i \text{ ise} \end{cases} x_i \quad (10)$$

$$\sigma_{st,i} = y_i \sigma_{y0,2} \quad (11)$$

Böylece, bir kesite uygulanabilecek basma yükü $F_{cc,i}$ Eşitlik 12’ye göre hesaplanır (Peery, 1996).

$$F_{cc,i} = b_i t_i \sigma_{st,i} \quad (12)$$

Her flanşın, izin verilebilir basma gerilmesi değerini Eşitlik 13’e göre hesaplanır. Tüm kiriş kesiti için toplam izin verilebilir basma yükü ‘ $F_{cc,t}$ ’ Eşitlik 13’e göre hesaplanır (Peery, 1996):

$$F_{cc,t} = \Sigma F_{cc,i} \quad (13)$$

3.2.1.3. Johnson – Euler Denklemi

Şekil 7’deki geçiş bölgesindeki kolon bozulma gerilmesini hesaplamak için çoğunlukla kullanılan yöntemlerden biri olan Johnson-Euler denklemi ve lokal şekil bozukluğu gerilmesini içerir. Bu, Eşitlik 14’e göre hesaplanır (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

$$F_c = F_{cs} \left[1 - \frac{F_{cs}}{4\pi^2 E} \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2 \right] \quad (14)$$

3.2.2. Düzlem Yapılarda Kararsızlık (Düz Plakalarda Burkulma)

Kolonun kesit alanına bölünerek elde edilen Euler formülü veya P_E Euler burkulma yükü, burkulma gerilmesini belirlemek için kullanılır. Euler formülünden türetilen plaka burkulması Eşitlikleri ise aşağıdaki gibidir (Niu, 1999):

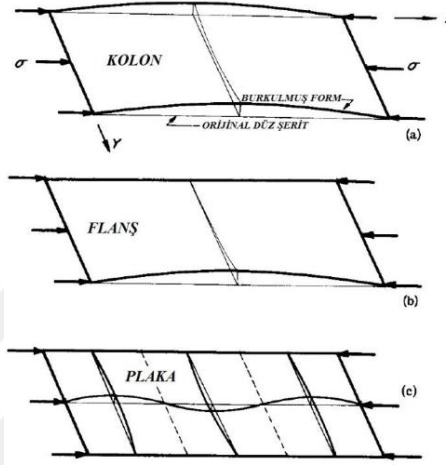
$$F_{cr} = \frac{k\pi^2 E}{12(1 - \nu_e^2)} \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (15)$$

$$F_{cr} = KE \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (16)$$

$$K = \frac{k\pi^2}{12(1 - \nu_e^2)} \quad (17)$$

Poisson oranı $\nu \approx 0,3$ olan alüminyum alaşımlar için, düzenlenmiş burkulma katsayısı $K \cong 0,904k$ olarak kabul edilebilir. Eşitlik 17 hala Euler denklemleridir, Ancak, bu Eşitlikler kolon gibi yüklenmiş plakalara ve panel boyutlarına göre uyarlanmış burkulma katsayısı grafiklerine sahiptir (Niu, 1999).

Düzlem bir plakaya kendi düzleminde bir kuvvet uygulandığında plakanın kalınlığı, kenar uzunluklarının oranı ve sınır koşullarına bağlı olarak P_{cr} yüküne ulaşınca plakada burkulma (buckling) kararsızlığı gözlemlenir.



Şekil 11. Farklı Sınır Koşullarındaki Plakaların Yüklenme altındaki Davranışları (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

- Şekil 11 (a)'da yüklenmemiş her iki kenar da serbest olduğundan, plaka 'kolon' gibi davranır.
- Şekil 11 (b)'de yüklenmemiş kenarlardan birisi sınırlandırılmış ve diğeri serbest olduğundan, bu plakalar 'serbest flanş' olarak adlandırılır.
- Şekil 11 (c)'de yüklenmemiş her iki kenar da sınırlandırılmış olduğundan, bu yapı 'plaka' (plate) olarak adlandırılır.

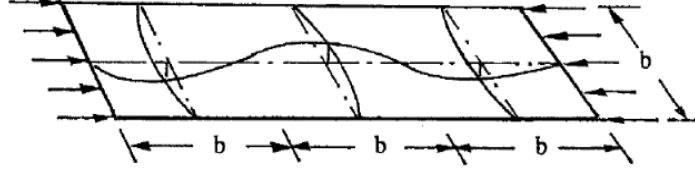
3.2.2.1. Plakaların Basma Yükü Altında Burkulma Denklemi

Düz plakaların basma yükleri altındaki "elastik kararsızlık denklemi", Eşitlik 18'de belirtilmiştir (Niu, 1999).

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 k_c E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (18)$$

Yüklenme yönünde uzunluğu artırılan bir plakanın, burkulmaya karşı koyan ana kısıtlaması, plakanın kısa kenarı boyunca bükülme sınırlamasıdır. Basma yükü altındaki

düzlem plakanın, üç adet yarı dalga oluşturan burkulma kararsızlık davranışındaki plaka Şekil 12’de gösterilmektedir (Niu, 1999).



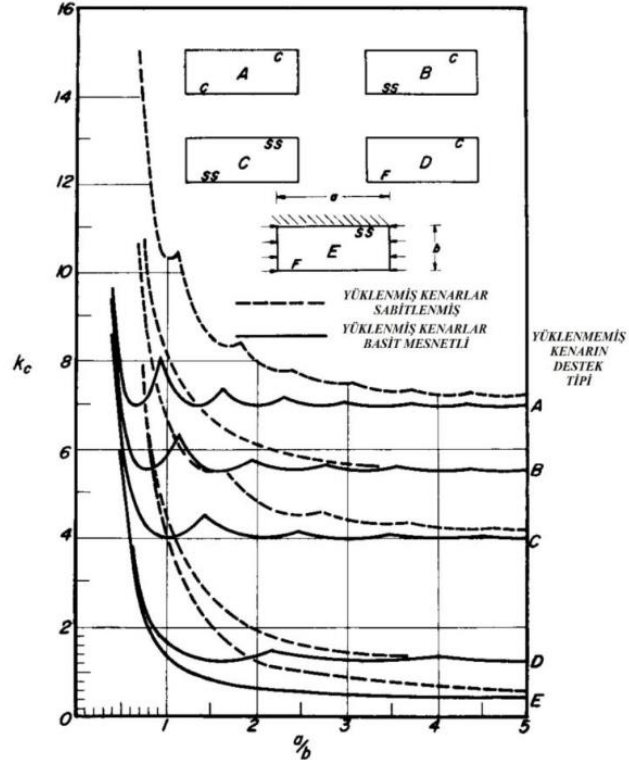
Şekil 12. Tüm Kenarlar Mesnetli Plakanın Basma Yükü Altında Burkulması (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Basma Burkulma Katsayısı (k_c)

Burulma katsayısının, değişen kenar oranı (a/b) ve kenar sınır koşullarına bağlı grafiği, Eşitlik 18’de verilmiştir. Şekil 13’te gösterilmiştir.

Kenar destek tiplerinin anlamları aşağıdaki gibidir (Elmer Franklin Bruhn, 1973):

- ‘C’ harfi, sabitlenmiş veya dönmesi engellenmiş anlamına gelir.
- F harfi, herhangi bir sınır koşulu uygulanmamış anlamına gelmektedir.
- SS harfleri ise basitçe yer değiştirmeleri kısıtlanmış fakat rotasyonlarında herhangi bir kısıt olmamasını ifade etmektedir.

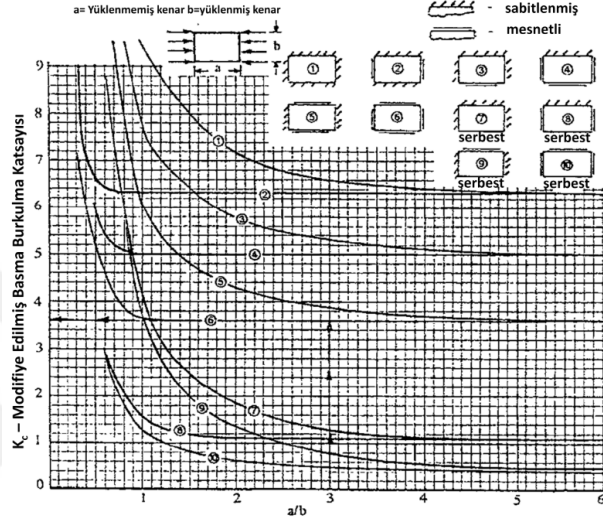


Şekil 13. Farklı Sınır Koşuluna Sahip Plakalar için Basma Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Şekil 13'teki düz plakalar için basma burkulma katsayıları grafiğinden yararlanılarak; eğri uydurma yöntemi kullanılarak ulaşılan dördüncü dereceden polinom ifadesi, Eşitlik 19'da kullanılmıştır.

$$y = a + bx + cx^2 + dx^3 + ex^4 \quad (19)$$

Eşitlik 17'deki düzenlenmiş basma burkulma katsayısının, farklı kenar oranları (a/b) ve kenar sınır koşullarına bağlı olarak grafiği, Şekil 14'te gösterilmiştir (Niu, 1999).



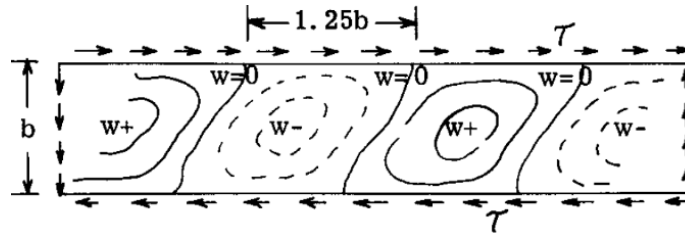
Şekil 14. Düz Plakalar için Modifiye Edilmiş Basma Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

3.2.2.2. Plakaların Kesme Yükleri Altında Burkulma Denklemi

Düz plakaların kesme yükleri altında "elastik kararsızlık denklemi", Eşitlik 20'de belirtildiği gibidir (Niu, 1999):

$$\tau_{cr} = \frac{\pi^2 k_s E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (20)$$

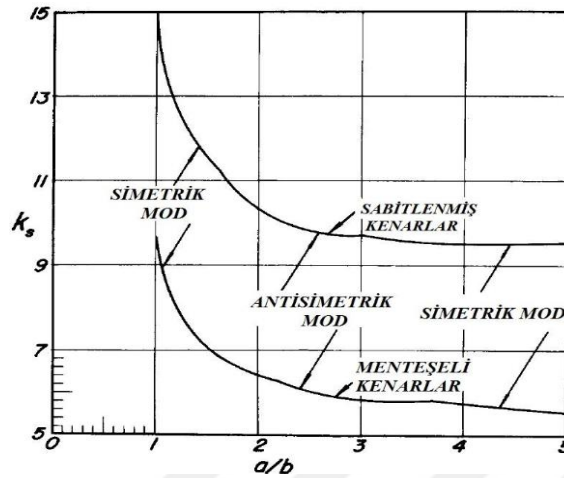
Kesme kuvvetine maruz kalan uzun eğimi olmayan dikdörtgen plakalar, kenarlar boyunca 45 derece açıyla gerilmeler oluşturur. Bu gerilmeler, plakanın eğik bir şekilde burkulmasına neden olur. Şekil 15'te, burkulma kararsızlığının yarım dalga boyu $1.25xb$ olan şekilleri gösterilmektedir (Elmer Franklin Bruhn, 1973).



Şekil 15. Tüm Kenarları Mesnetli Düz Plakanın Kesme Yükü Altında Burkulması (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Kesme Burkulma Katsayısı (k_s)

Eşitlik 20'deki burkulma katsayısının, farklı kenar oranları (a/b) ve kenar sınır koşullarına bağlı grafiği, Şekil 16'da gösterilmiştir.

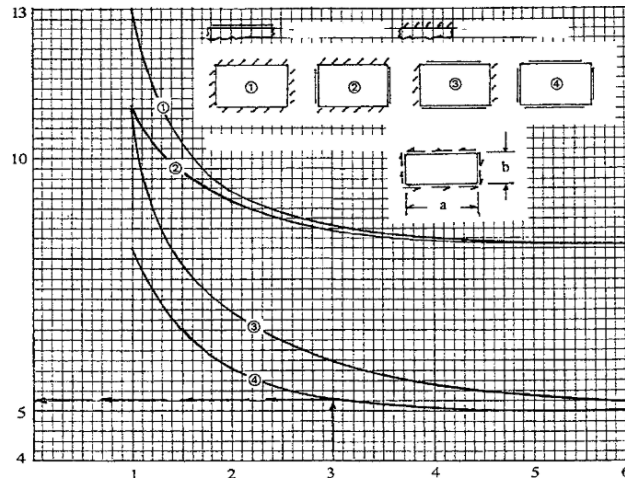


Şekil 16. Plakalar için Kesme Yükü Altında Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

Şekil 16'daki düz plakalar için kesme burkulma katsayıları grafiğinden faydalanarak; eğri uydurma yöntemiyle bulunan dördüncü dereceden polinom ifadesi, Eşitlik 21'de kullanılmıştır.

$$y = a + bx + cx^2 + dx^3 + ex^4 \quad (21)$$

Eşitlik 21'deki düzenlenmiş kesme burkulma katsayısının, farklı kenar oranları (a/b) ve kenar sınır koşullarına bağlı grafiği Şekil 17'de gösterilmiştir (Niu, 1999).



Şekil 17. Düz Plakalar için Modifiye Edilmiş Kesme Burkulma Katsayıları (Elmer Franklin Bruhn, 1973)

3.2.2.3. Plakaların Basma ve Kesme Burkulma Kombinasyonu

Düz plakalar hem basma hem de kesme kuvvetlerine maruz kalır. Bu sebepten, plakadaki basma ve kesme gerilim değerleri ile plakanın basma ve kesme dayanımları

arasındaki ilişkiyi göstermek için Şekil 18'deki grafik kullanılır (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

Şekil 18'deki eğrilerin denklemi, Eşitlik 22 ve 23'te açıklandığı gibi (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

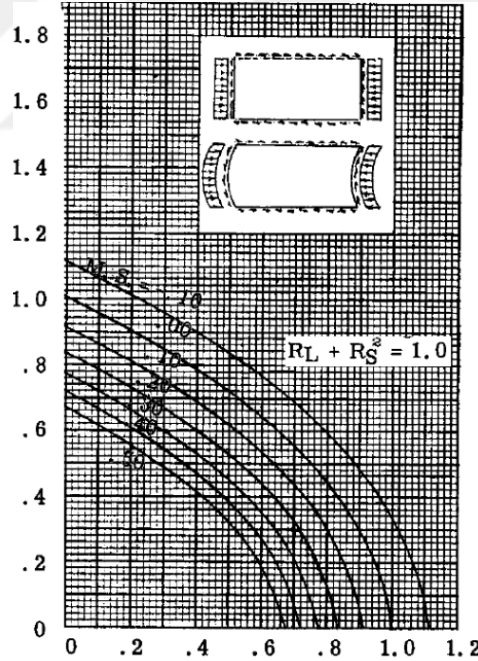
$$R_c + R_s^2 = 1 \quad (22)$$

$$G.F. = \frac{2}{R_c + \sqrt{R_c^2 + 4R_s^2}} \quad (23)$$

Eşitlik 22 ve 23'de kullanılan burkulma faktörlerinin denklemi Eşitlik 24 ve 25'te gösterilmiştir (Elmer Franklin Bruhn, 1973).

$$R_c = \frac{f_c}{F_c} \quad (24)$$

$$R_s = \frac{f_s}{F_s} \quad (25)$$



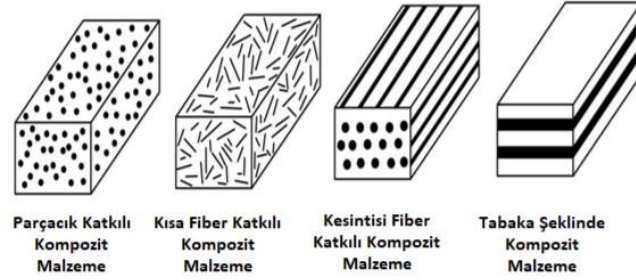
Şekil 18. Basma ve Kesme Yüğü Altındaki Plakaların Burkulma Faktörleri Kombinasyonu Grafiği
(Elmer Franklin Bruhn, 1973)

3.3. Kompozit Malzemeler

Gelişen teknolojiyle birlikte özellikle son yıllarda havacılık ve uzay araçlarında kompozit malzemelerin kullanımı önemli ölçüde artmıştır. Bu artış, kompozit malzemelere olan güvenin giderek artmasıyla birlikte, ileride hava ve uzay yapılarında en

çok kullanılan ve vazgeçilmez malzeme olmalarını sağlayabilir. Özellikle sivil hava araçlarında, kompozit malzemelerin hafiflik ve mukavemet gibi üstün özellikleri nedeniyle, alüminyum gövde malzemesinden kompozit gövde malzemesine geçiş gözlemlenmektedir.

Kompozit malzemeler, iki veya daha fazla malzemenin belirli oranlarda birleştirilmesiyle oluşan malzemelerdir ve bu birleşme mekanik bir bileşmedir, kimyasal bağ oluşmamaktadır. Kompozit malzemelerde, hacim olarak daha fazla olan yapılar matris olarak adlandırılırken, içine hacimsel olarak daha az eklenen malzeme takviye malzemesi olarak tanımlanır. Takviyeler fiber, parçacık ve tabaka şeklinde olabilir. Genellikle fiber ve parçacık takviyeleri kompozit malzemelerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Örneğin, Şekil 19’da görüldüğü gibi, bir kompozit malzemenin ana malzemesi polimer ise ve takviye edilen malzeme karbon fiber ise, polimer matrisli karbon fiber takviyeli malzeme olarak adlandırılır. Kompozit malzemeler, matris malzemesine göre genellikle üç ana gruba ayrılır: metal matrisli, polimer matrisli ve seramik matrisli kompozit malzemeler (Yudar, 2024).



Şekil 19. Kompozit Malzemelerin Katkı Şekline Göre İsimlendirilmesi (Yudar, 2024)

Kompozit malzemelerle elde edilebilecek bazı mekanik özelliklerin birkaçı aşağıdaki gibidir.

- Dayanım
- Ağırlık
- Korozyon direnci
- Ağırlık
- Yorulma dayanımı
- Aşınma direnci
- Termal yalıtım ve iletkenlik
- Akustik yalıtkanlık

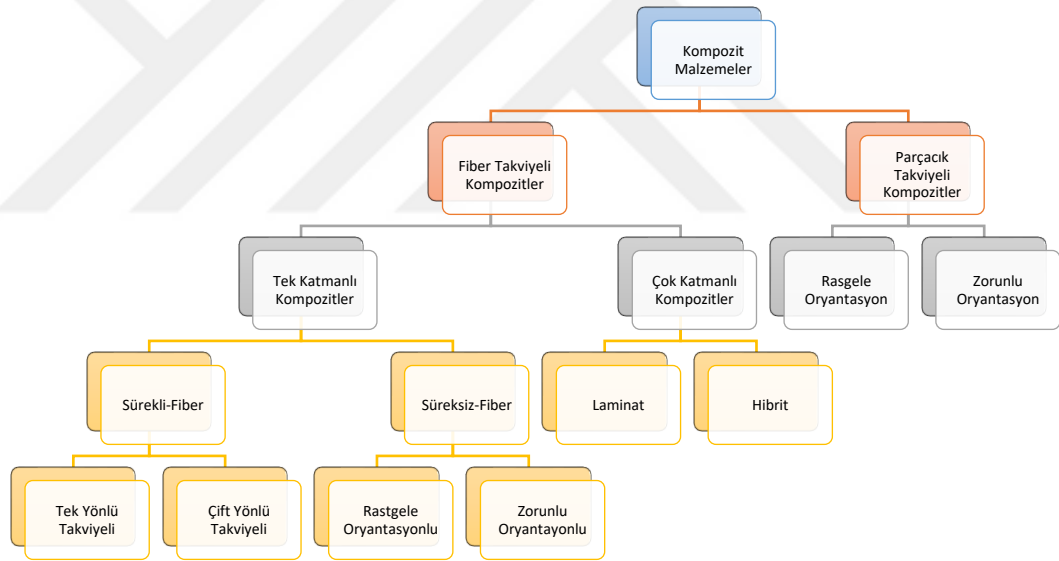
- Estetik görünüm

Tüm bu özellikleri tek bir kompozit malzemede bir araya getirmek hem gereksiz hem de mümkün değildir. Kompozit malzemeler genellikle kullanım alanlarına ve amaçlarına göre üretilir. Özellikle havacılık sektöründe, fiber takviyeli kompozit malzemeler genellikle metalik malzemelere göre daha yüksek dayanım ve elastik modül değerleri sunarlar, bu nedenle tercih edilirler.

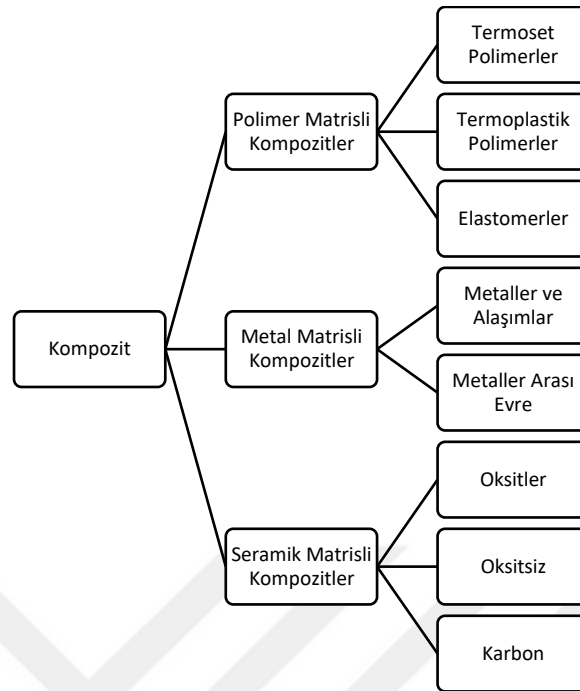
3.4. Kompozitlerin Sınıflandırılması

Kompozit yapılar genellikle matris fazı ve takviye fazının türüne göre sınıflandırılır. Tablo 2'de takviye fazına göre kompozitlerin sınıflandırılması verilmiştir.

Tablo 2. Takviye Malzemesine Göre Kompozitler (Kar, 2017)



Kompozit yapıların bir diğer sınıflandırma yöntemi ise matris fazına göre sınıflandırmadır. Bu da Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3. Matris malzemelerine göre kompozitler (Balasubramanian, 2014)

3.5. Sürekli Fiber Tek Yönlü Takviyeli Polimerik Kompozitler

Fiber takviyeli kompozitler, matris fazı olarak bir polimer veya plastik içeren ve takviye fazı olarak bir fiberi kullanan geniş bir kompozit alanının alt sınıfını oluşturur. Bu kompozitler genellikle tabaka halinde, bilinen bir laminat yapısında düzenlenirler. Her bir laminat, ince bir polimer matris malzemesi içinde tek doğrultuda fiberlerin veya belirli şekillerde dokuma fiber kumaşlarının bir birleşimini içerir. Literatürde, genellikle cam, karbon veya aramid gibi fiberler kullanılır. Bu fiberleri genellikle çevreleyen matris fazı, polyester, vinilester veya epoksi gibi termoset matrislerden veya PEEK, PPS veya PET gibi termoplastik matrislerden oluşur. Matris fazı, yükü fiberlere ileterek ve aynı zamanda fiberleri koruyarak dayanıklılığı artırma görevini üstlenir (Pimenta & Pinho, 2015).

Termoplastik matrislerin kullanımında başlıca bir engel, takviye fiberlerinin yüksek viskoziteli reçineyle kaplanmasının zorluğudur. Bu sebeple, termoplastik kompozit üretiminde hayati önem taşıyan bir faktör, mikroyapının homojen bir şekilde ıslatılması ve sonucunda güçlü bir reçine/fiber arayüzeyi oluşturulmasıdır. Sözü edilen uniform ıslatmanın sağlanabilmesi için proste ilk adım olarak prepreg olarak adlandırılan fiberlerin reçine tarafından ön-emdirilmesi yapılmış ince filmlerin üretilmesi olmalıdır. Aksi takdirde nihai ürün üretimi sırasında beklenen ölçüde fiber-matris birleşmesi gerçekleşemeyecektir (Miller vd., 1998).

Pultrüzyon, matris emdirilmiş takviye fiberlerinin bir kalıptan çekilerek sürekli kesitli kompozit üretim prosesidir. Bu yöntemle hem termoset hem de termoplastik

matrisli kompozitler üretilebilir, ancak gerekli üretim tesisleri ve ham maddeler oldukça farklılık gösterir. Termoset pultrüzyonunda, kuru fiberler düşük viskoziteli sıvı polimere daldırılarak ve ısıtılmış kalıptan çekilerek matris çapraz bağlanarak (kürlenerek) kompozit oluşturulur. Termoset pultrüzyonu, yaygın olarak bilinen ve ticari olarak yerleşik bir üretim yöntemi olmasına rağmen, termoplastik kompozitlerin pultrüzyonuyla ilgili bilgi sınırlıdır. Termoplastik matrisler genellikle başlangıçtan itibaren tamamen polimerleşmiş halde bulunur ve genellikle kimyasal reaksiyon gerektirmezler. Bu nedenle, prosesin bir parçası olarak matrisin eritilmesi, ardından basınç altında kompozitin şekillendirilmesi ve son olarak kazandığı yeni şeklini koruması için soğutulması basit bir metottür. Ancak, prosesin zorluğu, termoplastik reçinelerin çok yüksek eriyik viskozitesine sahip olmasından kaynaklanır, bu da takviye fiberlerinin eriyik reçineyi emmesini zorlaştırır (A. Carlsson & Tomas Åström, 1998).

Bu ifadeyle, enjeksiyon pultrüzyonu yöntemi, kaliteli, hızlı ve maliyet açısından verimli bir üretim imkânı sunmaktadır. Takviye ve matris seçeneklerine bağlı olarak, proses parametrelerinde yapılacak optimizasyon çalışmaları sayesinde, fiberler ile matris arasında mükemmel ıslatma ve dolayısıyla güçlü bir yapışma sağlanabilir. Bu proses için belirlenmesi gereken birçok parametre bulunmaktadır, örneğin reçine viskozitesi, fiberlerin ön ısıtma sıcaklığı, enjeksiyon ve kalıp sistemi sıcaklığı, soğutma kalıbı sıcaklığı, kalıbın geometrisi, baskı oranı, çekme hızı, fiber oranı ve fiber çapı gibi (A. Carlsson & Tomas Åström, 1998).

3.5.1. Fiberler

Kompozit malzemelerde, yapı üzerindeki yükü taşıyan temel yapısal unsurlar genellikle kompozitin fiber fazını oluşturur. Fiberler, kompozitlerin yüksek mukavemet özelliklerine sahip olmasını sağlayan temel yapı elemanlarıdır. Bu yüksek mukavemeti sağlarken, fiberlerin düşük yoğunluğu kompozit malzemelerin hafif olmasının temel nedenidir. Metalik malzemelerden farklı olarak, kompozitlerin izotropik olmaması, her yönde eşit mukavemet özelliklerine sahip olmadıkları anlamına gelir. Bu nedenle, belirli bir kullanım alanı için uygun kompozit malzemelerin seçiminde, fiberlerin uzunluğu ve doğrultusu gibi faktörler önemlidir. Endüstride en yaygın olarak kullanılan fiberler genellikle cam, karbon ve aramid fiberlerdir, ancak bu sınıflandırma çeşitlendirilebilir.

3.5.1.1. Cam Fiberler

Hava araçlarında cam fiberler sıklıkla tercih edilmektedir. Önceleri, uçaklarda yakıt tankları ve roketlerin dış yüzeyleri gibi yapısal elemanlarda kullanılan cam fiberler, günümüzde radar geçirgenliği gerektiren bölgelerde tercih edilmektedir. Bu tercih, cam

fiberlerin dielektrik özellikleri sayesinde elektromanyetik radyasyon geçirgenliğine sahip olmalarından kaynaklanmaktadır. Bu özellikleri nedeniyle, uçaklarda elektronik radar sistemlerinin bulunduğu burun bölgelerinde, yani radomlarda kullanılmaktadır.

Genellikle, cam fiberi gruplandırmak için akma değerleri kullanılır. Akma, bir fiber ipliğinin pound başına taşıdığı iplik sayısını belirtir. Metrik bir ölçüm birimi olan TEX ise, bir kilometre uzunluğundaki ipliğin ağırlığını kilogram cinsinden ifade eder. TEX ve akma arasındaki dönüşüm, aşağıdaki Eşitliklerle sağlanır:

$$Yield (yd/lb) = \frac{496054,6}{TEX} \quad (26a)$$

$$TEX(g/1.000m) = \frac{496054,6}{Yield} \quad (26b)$$

Bazı cam fiber kumaşlarında kullanılan fiberlerin boyutları, 1800 ila 113 arasında değişen akma değerlerine, yani 276 ila 4390 arasında değişen TEX değerlerine sahiptir. Bu fiberlerin çapları, Tablo 4'te belirtilmiştir (Başer, 2012).

Tablo 4. Fiber çapına göre akma noktaları (Başer, 2012)

TEX (g/1000 m)	Akma (Akma/lb)	İplik çapı (µm)
44390	113	24
2400	206	17
1100	450	17
735	675	13
276	1800	13

Daha küçük bir fiber çapı, daha yüksek bir yüzey alanı hacmi oranını temsil eder. Bu durum, matris ile fiber arasında daha geniş bir arayüz alanı sağlar ve dolayısıyla daha fazla özellikte sonuçlanır (Başer, 2012).

3.5.1.2. Karbon Fiberler

Karbon fiber malzemesi, 1958 yılında Cleveland yakınlarında keşfedildi. İlk başlarda, sadece izolasyon kaplamaları, filtrasyon malzemeleri ve aydınlatma sektöründe kullanıldı. Ancak daha sonra, Amerikan Hava Kuvvetleri'ne fiberglass kumaş yerine karbonlaştırılmış kumaş tanıtıldı. Mekanik özellikleri diğer malzemelere göre daha düşük olsa da, Union Carbide karbon fiberi işleyerek mekanik özelliklerini arttırdı (Kalender, 2018)

Karbon fiberlerinin gelişimi ve uygulanabilirliği arttıkça, kullanım alanları genişlemiştir. Savunma amaçlı giysilerden uzay araçlarına, otomobil endüstrisinden

medikal kullanımlara (özellikle ortopedik operasyonlarda) kadar, karbon fiberlerinin üretiminde çeşitli hammaddeler kullanılmaktadır (Yaman vd., 2007).

Karbon fiberi, karbonun mükemmel bir elektrik iletkeni olduğunun bilinmesiyle ilk kez üretildi. Cam fiberinin metal karşısında düşük sertliğe sahip olması nedeniyle, sertliğin 3-5 kat artırılması önemli bir hedefti. Karbon fiberleri, yüksek sıcaklıklara maruz kaldığında tamamen karbonlaşır ve bu fiberlere grafit fiberi denir. Ancak günümüzde, bu ayırım giderek önemsiz hale gelmektedir; karbon fiberi ve grafit fiberi artık aynı malzemeyi tanımlamaktadır. Karbon fiberi, epoksi matrislerle birleştirildiğinde olağanüstü dayanıklılık ve mekanik özellikler sergiler. Karbon fiber üreticileri, sürekli olarak gelişen çalışmalarıyla çeşitli karbon fiberi türlerini sürekli olarak değiştirmektedirler. Ancak karbon fiberinin üretimi oldukça maliyetlidir, bu yüzden genellikle uçak endüstrisinde, spor ekipmanlarında veya tıbbi malzemelerin yüksek değerli uygulamalarında kullanılmaktadır (Korkmaz vd., 2016).

3.6. Polimer Matrisli Kompozitler

Polimer terimi genellikle, bir veya daha fazla tekrarlayan atom biriminden oluşan uzun bir zincir molekülünün yapı taşı olarak tanımlanır, bu moleküller güçlü kovalent bağlarla birbirine bağlanmıştır. Bu polimerler, yüksek sıcaklık, yüksek dielektrik özellikler, mukavemet, darbe direnci, şok emicilik ve korozyon direnci gibi birçok uygulama gereksinimlerini karşılamak için geniş bir kullanım alanına sahiptirler. Özellikle, havacılık, otomotiv ve denizcilik endüstrileri, geleneksel malzemeler yerine polimer matrisli kompozitleri tercih eder. Bu kompozitler, korozyona karşı dayanıklılık, tasarım esnekliği ve uzun ömürlü olma gibi avantajlar sunarlar. Ayrıca, düşük özgül ağırlıkları nedeniyle büyük yapısal bileşenlerde tercih edilirler ve diğer kompozit türlerine göre daha uygun maliyetlidirler. Bu kompozitlerde kullanılan polimer matris, biyolojik olarak parçalanabilir ve yenilenebilir kaynaklardan türetilmişse, çevre dostu bir seçenek sunar. Genellikle, fiber takviyeli polimerler olarak adlandırılan polimer matrisli kompozitler, bir termoset veya bir termoplastik polimerin matris olarak kullanılır (La Mantia & Morreale, 2011).

Polimer kompozitlerin matrisi, termoset veya termoplastik olmak üzere iki gruba ayrılır. Termoplastik polimerler (örneğin naylon), uzun molekül zincirlerinden oluşur ve yüksek sıcaklıklarda eriyebilme özelliğine sahiptirler. Termosetler ise genellikle başlangıçta monomerlerden veya kısa zincirlerden oluşan bir sıvı halde bulunurlar. Yüksek sıcaklıklara maruz kaldıklarında, bu monomerler arasında karşılıklı bağların

oluşmasıyla büyük bir moleküle dönüşerek katılaşırlar. Bu iyileştirme işleminden sonra, polimerin erimesi mümkün olmaz.

Termoplastik ve termoset polimerlerin mikro yapılarındaki bu farklılık, mekanik özelliklerine, imalat tekniklerine ve yeniden dönüşüm imkanlarına da yansır. Termoplastikler, molekül zincirlerinin hareket kabiliyetinden dolayı termosetlere göre daha az kırılığandır. Kompozitin mekanik özelliklerini ağırlıklı olarak fiber takviyesi belirlediğinden, polimer matrisinin bu gibi özellikleri çok önemli değildir.

İmalat yöntemlerine gelince, termoplastikler yüksek sıcaklıklarda eritilerek şekil verilir, sonra soğutulularak katı hale getirilir. Ancak, eriyik halde bile viskozitesi çok yüksek olduğundan, fiberle karıştırılması zor olabilir. Viskozitesini düşürmek için daha yüksek sıcaklıklara çıkarıldığında, polimer ayrışır ve bozulur. Termosetler ise genellikle içinde örülü fiber bulunan bir kalıba sıvı olarak aktarılır, sonra sıcaklık artırılarak iyileştirme işlemi yapılır. Şekil vermek mümkün olmadığı için, termosetlerin yeniden dönüşüm imkânı yoktur. Ayrıca, bu iyileştirme işlemi kimyasal bir süreç olduğundan, imalat süresini uzatır. Bazı otomotiv uygulamalarında iyileştirme işlemi 5-10 dakikaya kadar inmiş olsa da çelik veya termoplastiğin işlenmesine kıyasla bu süre daha uzundur.

Reçineler, moleküler bağlarının gücüne ve ısıya karşı dayanıklılıklarına göre iki ana gruba ayrılır: termoplastikler ve termosetler. Termoset reçineler, ısı etkisi altında yumuşamazlar, bu nedenle sert ve bir kez kullanımlıdır. Diğer yandan, termoplastik reçineler ısıtıldıklarında yumuşarlar ve soğuduklarında tekrar sertleşirler. Termoplastikler genellikle amorf veya yarı kristal olarak sınıflandırılır. Amorf termoplastiklerin ergime noktaları yüksektir ve içerdikleri polimer halkaları rastgele şekillendirilmiştir; ancak, kimyasal stabilite ve yorulma dirençleri genellikle düşüktür. Yarı kristal termoplastiklerde ise, amorf (düzensiz) bölgelerin yanı sıra düzenli kristal moleküler yapıları bulunur (Simsiriwong vd., 2015).

Polimerler, birçok monomerin bir araya gelmesiyle oluşmaktadır. Bazıları tek bir tür monomerden oluşur ve onlara homopolimerler denilir, diğerleri ise birden fazla monomer içerir ve bunlara kopolimerler denilir. Yüksek performanslı termoplastiklerden biri olan PEEK ve PEKK gibi bazı polimerler, farklı yapısal sınıflara ayrılır. Mesela, PEEK ve PEKK lineer homopolimerlerdir ve doğrusal veya dallanmış olabilirler. Polimerlerin dallanma eğilimi genellikle nasıl üretildiklerine bağlıdır. Polimer özellikleri, genellikle ne kadar monomer içerdiklerine ve zincirlerinin uzunluğuna bağlıdır. Bu özellikler ve sıcaklık duyarlılığı ise, polimerin kimyasal yapısına ve bileşimine bağlıdır. (Kurtz, 2011).

3.6.1. Termosetler

Termoset plastikler genellikle sıvı formda bulunur ve oda sıcaklığında sertleşmezler. Ancak ısıtıldıklarında veya kimyasal bir işlemle karşılaştıklarında sertleşirler. Bu malzemeler genellikle reaksiyon enjeksiyonlu kalıplama (RIM) veya reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemleriyle üretilir ve kütleme işlemi sırasında kalıcı kimyasal bağlar oluşturur. Bu bağlar, malzemedeki bulunan monomer zincirlerini bir araya getirir ve malzemenin yapısını değiştirir, böylece erimesini ve sıvı hale dönüşmesini engeller. Şekil aldıktan sonra, termoset plastikler aşırı ısıtıldıklarında sıvı hale gelmeden bozulabilirler. (R. M. Wang vd., 2011).

Termoset reçineler genellikle ilk aşamada sıvı şeklinde bulunurlar. Son kullanım için bu reçineler, bir katalizör, ısının veya her ikisinin yardımıyla sertleşme aşamasına geçerler. Kalıba yerleştirildikten sonra bu ürünler reaksiyona girerler ve sertleşme tamamlandığında, katı hale gelirler. Termoset reçineler asla tekrar sıvı hale getirilemez ve çözünmezler. Üretim sonrasında yeniden işlenemezler ve katı hale geldikten sonra ısıtıldıklarında yumuşamazlar veya ergimezler, katı yapılarını korurlar. Ancak, polimer zincirindeki bağlar belirli bir sıcaklık eşliğine kadar ısıya dayanabilir. Yüksek sıcaklıklara ulaşıldığında, bu bağlar kırılabilir ve termoset malzeme değişmez bir şekilde bozulur. Termoset malzemeler, geleneksel yöntemlerle (ısıtma ve soğutma) yeniden şekillendirilemezler. İlk ısıtma işlemi sırasında, bitişik moleküler zincirler arasında kovalent çapraz bağlar oluşur. Bu bağlar, zincirleri bir arada tutar ve yüksek sıcaklıklarda titreşim ve dönme hareketlerine karşı direnç sağlar. Çapraz bağlanma genellikle zincir polimer birimlerinin %10 ila %50'sinde meydana gelir. Bu çapraz bağlar, yalnızca aşırı sıcaklıklara ısıtıldığında kırılır ve polimerin bozulmasına neden olur. Termoset polimerler genellikle termoplastiklere göre daha sert ve güçlüdür ve daha iyi boyutsal kararlılığa sahiptirler. Doymamış polyesterler, vinilesterler, epoksiler, fenolikler ve poliüretanlar gibi termoset reçineler, kompozit endüstrisinde en yaygın olarak kullanılanlardır (Estrada & Lee, 2013).

3.6.2. Termoplastikler

Termoplastikler yüksek kırılma tokluğuna sahip olup, termosetlere göre diğer fiziksel ve kimyasal özellikleri açısından da öne çıkmaktadır. Kolay geri dönüştürülebilirler, yüksek yanma, korozyon, aşınma dayanımı ve düşük toksisite özelliklerine sahiptirler. Ayrıca raf ömrü açısından herhangi bir sınırlama söz konusu olmayıp, oda sıcaklığında istendiği kadar muhafaza edilebilmektedir.

Termoplastikler tamamıyla polimerize oldukları için kürlenme ihtiyacı duyan termosetlere göre daha hızlı nihai ürüne dönüştürülebilirler. Bu nedenle termoplastiklerin üretim süresi termosetlerden daha kısa olmaktadır. Ayrıca kürlenme yani otoklav gerektirmedikleri için büyük parçaların üretilmesi mümkündür. Otoklavsız üretim sayesinde termosetlere göre daha düşük maliyetlidirler.

Termoplastik malzemeler eritilerek tekrar şekil verilebilirler. Bu avantajıyla birlikte kaynakla birleştirme imkânı vardır. Bu sayede havacılıkta kullanılan çok büyük parçalar daha ekonomik olarak üretilebilmektedir. Ayrıca termoplastiklerde uygulanan ultrasonik, direnç, indüksiyon ve lazer gibi kaynak teknikleri ile çok az montaj işçiliği gerektirecek büyük boyutlu parçaların üretilebilmesi mümkün olmaktadır. Ek olarak eritilip tekrardan şekil verilerek tamir imkanlarına olanak vermektedir. Bu özellikleri ile termoplastikler termosetlerden önemli oranda ayrılmaktadır.

Termoplastikler, normal koşullarda katı halde bulunurlar ve oda sıcaklığında mevcut olup ısıtıldıklarında viskoz bir duruma geçerler, sonrasında ise erime sıcaklığını (T_m) aştıklarında akışkan hale gelirler. Termoplastiklerin işlenmesi sırasında kimyasal çapraz bağlanma oluşmaz. Bu özellikleri sayesinde termoplastik malzemeler, mühendislik uygulamalarında önemli bir rol oynarlar, çünkü malzeme özelliklerini etkilemeden tekrar ısıtılabilir, geri dönüştürülebilir ve yeniden şekillendirilebilirler. Dolayısıyla, bu tür malzemeler genellikle ekstrüzyon, termal şekillendirme ve enjeksiyon kalıplama gibi proseslerde yaygın olarak kullanılırlar. (R. M. Wang vd., 2011)

PEEK, etil ve keton fonksiyonel gruplarına sahip aromatik halka yapısı ve yarı kristalli doğrusal zincir yapısı olan bir termoplastik homopolimerdir. Yoğunluğu genellikle 1,3 ila 1,5 g/cm^3 arasında değişir. Bu aromatik halka yapısı, PEEK'i oksidatif, termal etkilere ve mekanik kuvvetlere karşı son derece dayanıklı hale getirir (Kurtz, 2011). Yarı kristalin bir materyal olan PEEK'in erime sıcaklığı 335°C'dir. Yüksek erime derecesinden ötürü ısıya dirençlidir ve birçok sterilizasyon yöntemine elverişlidir.

PEEK malzemelerinin dört önemli termal dönüşüm noktası vardır (Kurtz, 2011):

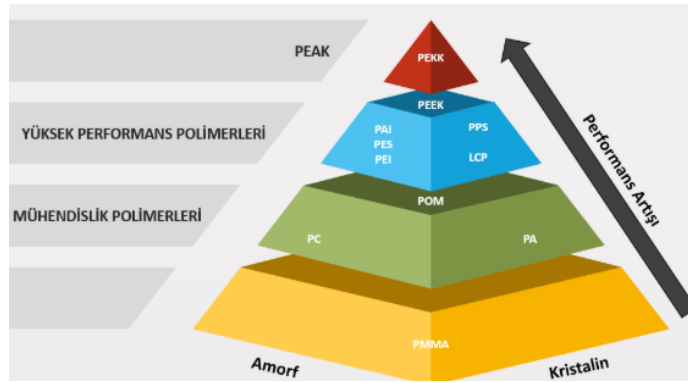
- 1) Camlı geçiş sıcaklığı (T_g) 143 °C
- 2) Erime sıcaklığı (T_m) 343 °C
- 3) Akma sıcaklığı (T_f) 390 °C
- 4) Rekristalizasyon geçişi (T_c)

Camlı geçiş sıcaklığı (T_g), polimer zincirlerinin kırılğan cam benzeri davranış gösterdiği sıcaklık alt sınırını ifade eder. Bu noktada, polimer zincirleri sıralı düzenlerini

kaybeder ve daha esnek bir yapıya geçerler. T_g değerinin altında, polimer zincirleri birbirleri arasında yeterince enerjiye sahip değildir, dolayısıyla mekanik stres altında, moleküler zinciri bir arada tutan bağlar gerilir ve kopar. PEEK'in camsı geçiş aşaması yaklaşık olarak 143 °C seviyesinde gerçekleşir. Bu özellik, üretim yöntemlerine ve test koşullarına bağlı olarak %10 ile %60 arasında uzama potansiyeline sahip olmasını sağlar. Bu, malzemenin şekil değiştirmesine ve mühendislik uygulamalarında esnek bir kullanım sağlamasına izin verir. PEEK, sentetik olarak üretilen poliarileterketon ailesine ait bir polimer malzemedir ve özellikle yüksek sıcaklık ve kimyasal direnç gerektiren uygulamalarda tercih edilir (Heimer vd., 2017).

PEKK matris malzemeleri, PEEK matris malzemelerinden daha düşük bir işleme sıcaklığına sahip olduğundan, otoklav dışında da birleştirilebilirler. Bu, üretim süreçlerinde esnekliği artırarak endüstride daha geniş bir uygulama yelpazesi sunar. İşleme özellikleri, termoplastik kompozit parçaların mekanik özelliklerinde kritik bir rol oynar. Özellikle matrisin viskozitesi ve karbon fiberler ile matris arasındaki bağ, ısıl işlem döngüsüne bağlı olarak optimize edilebilir. PEKK kompozitleri genellikle yüksek sıcaklık altında (yaklaşık 360 °C) birleştirilir ve bu işlem sırasında matrisin viskozitesi azaltılarak porozite düşürülür. Ancak, bu işlem sırasında matrisin kimyasal yapısında değişiklikler olabilir. Bu değişiklikler, matrisin kimyasal ve mekanik özelliklerini etkileyebilir ve sonuç olarak kompozit parçanın mekanik özelliklerini etkileyebilir. Bu nedenle, üretim sürecinde dikkatli kalite kontrol ve sürekli izleme gereklidir (Chan & Venkatraman, 1987).

Evet, termoplastik polimerlerin bu özellikleri havacılık endüstrisinde oldukça değerlidir. Özellikle PEKK gibi malzemeler, yüksek performanslı uygulamalarda tercih edilir. Yüksek camsı geçiş sıcaklığı, yani polimerin sertleşme ve yumuşama davranışlarını etkileyen bir sıcaklık, malzemenin geniş bir sıcaklık aralığında kullanılmasını sağlar. Bu da motor parçaları gibi yüksek sıcaklıkta çalışan sistemler için idealdir. Ayrıca, yüksek çekme mukavemeti ve rijitlik, yapısal dayanıklılık açısından önemlidir, özellikle de hava aracının hafif ve güvenilir olmasını sağlamak için. Düşük nem emilimi ise malzemenin uzun vadeli performansını ve dayanıklılığını artırır. Bu avantajlar, PEKK gibi termoplastik polimerlerin havacılık endüstrisinde tercih edilmesini sağlar (Offringa, 1996). Şekil 20'de polimerlerin performansının sınıflandırılması gösterilmiştir.



Şekil 20. Polimerlerin performans gelişimi (Friedrich vd., 1991)

Termoplastik prepregler, reçinenin ergime sıcaklığında işlenmelerine rağmen oda sıcaklığında sınırsız raf ömrüne sahiptirler. Bu materyaller, termoset kompozitlere göre daha kısa bir proses çevrim süresine sahiptir. Yeni bir teknoloji olan bu malzemeler, termoset prepreglere göre çeşitli proses ve tasarım avantajları sunarlar. Termoplastik prepreglerin faydaları ise geri dönüşüm imkânı, solventlere ve kimyasallara karşı direnç, kısa proses çevrim süresi, yüksek tokluk ve darbe direnci, soğutmasız raf ömrü, tekrar şekillendirilebilme ve esnek şekillenme özellikleri, füzyon bağlantısı ve birlikte kütleme ile birleştirme ve montaj süreçlerinde büyük esneklik, ayrıca tamir edilebilme potansiyelidir (Van De Velde & Kiekens, 2001).

3.7. Kompozit Malzemelerin Hata Teorileri

3.7.1. Çökme Teorileri

Kompozit yapılar tasarlanırken kullanılan çökme kriterleri, metal yapılar tasarlanırken kullanılan akma kriterinden daha karmaşıktır çünkü kompozitlerde malzeme anizotropik olduğundan dolayı farklı yükler sonucunda yapı göçebilir. Bu hata kriterleri, yapının üzerindeki yük dağılımına ve malzemenin makro mekanik özelliklerine bağlı olarak farklı farklı gerçekleşebilir.

Yükler global eksen takımına göre X, Y ve Z yönlerinde gerilme ve gerinimlerdir bir de düzlem içerisinde olan XY, YZ ve ZX düzlemlerine ait gerilme ve gerinim değerleri olmak üzere altı adet tensör bileşeni vardır. Çökme kriteri, çoğunlukla az önce bahsedilen altı adet tensör bileşeninin matematiksel olarak ifadesidir. Çökme kriterleri arasında Eşitlik 27'de belirtildiği gibi geçiş yapılabilir.

$$FI = \frac{1}{SR} = \frac{1}{1 + MoS} \quad (27)$$

Yukarıda verilen Eşitlik 27'de FI : Emniyet katsayısı SR : Dayanıklılık oranı ve MoS ise emniyet katsayısını göstermektedir. Az önce kompozit yapılar için kullanılan

çökme teorileri için emniyet katsayısından söz edilmiştir. Emniyet katsayısı yani yapının hasara uğradığı Eşitlik 28’de belirtilmiştir.

$$FI = \frac{\text{Mevcut Gerilme}}{\text{İzin Verilen En Büyük Gerilme}} = \frac{\sigma_c}{\sigma_{maks}} \quad (28)$$

Eşitlik 28’de görüleceği üzere mevcut gerilme izin verilen gerilmenin üstünde olduğu durumda emniyet katsayısı birden büyük gelecek ve yapı çökecektir.

3.7.2. Katmanlı Kompozitler İçin Çökme Teorileri

Laminat kompozit yapılarda çökme kriterleri, en basit tanımıyla klasik laminasyon teorisine dayanmaktadır. Çökme teorisi her lamina için tek tek incelenir. Birbirleriyle bağımlı olan çökme kriteri ve bağımsız çökme kriterleri olmak üzere iki farklı çökme kriteri vardır. Birbiriyle etkileşimsiz olan çökme kriterlerinde emniyet katsayısı farklı gerilme gerilme tensörleri arasındaki etkiyi dikkate almaz. Etkileşimli çökme kriterlerinde ise emniyet katsayısı birbirine bağımlı birçok gerilmeden etkilenir.

3.7.2.1. Maksimum Gerilme Kriteri

Maksimum gerilme kriteri etkileşimsiz çökme teorisine bir örnektir. Maksimum gerilme kriteri kompozit yapılarda düzlemdeki üç farklı yöndeki çökmeyle ilgilendir. Bu yönler fiberlerin serim yönü, serim yönüne dik doğrultu ve kalınlık yönündeki kesme kuvvetleridir. Maximum gerilme kriterinde emniyet katsayıları Eşitlik (29), (30), (31)’da verilmiştir.

$$FI_1 = \frac{\sigma_1}{X_1} \quad (29)$$

$$FI_2 = \frac{\sigma_2}{X_2} \quad (30)$$

$$FI_{12} = \frac{\tau_{12}}{S_{12}} \quad (31)$$

Burada σ_1 , fiberin 1 yönündeki gerilmeyi, σ_2 , fiberin 2 yönüne dik olan gerilmeyi ve τ_{12} kayma gerilmesini temsil eder. X_1 , fiberin 1 yönündeki gerilme mukavemetini, X_2 , ise fiberin 2 yönüne dik olan gerilme mukavemetini ifade eder. S_{12} ise kesme mukavemetini belirtir. Bu bağlamda, basınç gerilmesi için 'basınç dayanımı', çekme gerilmesi için ise 'çekme dayanımı' terimleri kullanılmalıdır.

3.7.2.2. Tsai Wu Çökme Kriteri

Tsai-Wu Çökme Kriteri, kompozit malzemelerin dayanıklılığını incelemek için kullanılan bir teoridir. Bu kriter, bir kompozit malzemenin belirli bir yük altında ne zaman kırılacağını veya çatlayacağını tahmin etmeye yardımcı olur. Tsai-Wu kriteri, çekme ve

basınç gerilmelerinin yanı sıra kayma gerilmelerini de göz önünde bulundurur. Bu kritere göre emniyet katsayısı Eşitlik 32'de gösterildiği gibi ifade edilir.

$$FI = F1 * \sigma_1 + F2 * \sigma_2 + F11 * \sigma_1^2 + F22 * \sigma_2^2 + F66 * \tau_{12}^2 + 2 * F12 * \sigma_1 * \sigma_2 \quad (32)$$

Burada kullanılan katsayılar (33a), (33b), (33c), (33d), (33e), (33f) 'de belirtilmiştir.

$$F1 = \frac{1}{X_C} + \frac{1}{X_T} \quad (33a)$$

$$F2 = \frac{1}{Y_C} + \frac{1}{Y_T} \quad (33b)$$

$$F11 = \frac{1}{X_C * X_T} \quad (33c)$$

$$F22 = \frac{1}{Y_C * Y_T} \quad (33d)$$

$$F66 = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (33e)$$

$$F12 = \frac{1}{2 * X_C * X_T} \quad (33f)$$

Burada, σ_1 fiber yönündeki gerilimi, σ_2 fiber yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini ifade eder. X_C fiber yönündeki basınç dayanımını, X_T fiber yönündeki çekme mukavemetini, Y_C fiber yönüne dik olan basınç dayanımını, Y_T fiber yönündeki çekme mukavemetini ve S_{12} kesme mukavemetini temsil eder.

3.7.2.3. Tsai Hill Çökme Kriteri

Tsai-Hill çökme teorisi, kompozit malzemelerin kırılma davranışını değerlendirmek için kullanılan bir yöntemdir. Bu teori, malzemenin farklı yönlerdeki gerilmelerinin etkileşimlerini göz önünde bulundurarak, malzemenin ne kadar güvenli olduğunu belirler. Emniyet katsayısı Eşitlik 34 ile ifade edilmektedir.

$$FI = \left(\frac{\sigma_1^2}{X^2} \right) - \left(\frac{\sigma_1 * \sigma_2}{X^2} \right) + \left(\frac{\sigma_2^2}{Y^2} \right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (34)$$

Burada σ_1 fiber yönündeki gerilmeyi, σ_2 fiber yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini, X fiber yönündeki gerilme dayanımını, Y fiber yönüne dik gerilme dayanımını ve S_{12} kayma dayanımını ifade eder.

3.7.2.4. Hashin Çökme Kriteri

Hashin çökme teorisi aynı zamanda etkileşimli bir çökme teorisidir. Fiber yönündeki sıkıştırma hatasını, fiber yönündeki gerilim hatasını ve matris hatasını dikkate alır. Her yön için emniyet faktörleri Eşitlik (35), (36) ve (37)'de belirtilmiştir.

$$F_C = \frac{\sigma_1}{X_C} \quad (35)$$

$$F_T = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad (36)$$

$$F_M = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad (37)$$

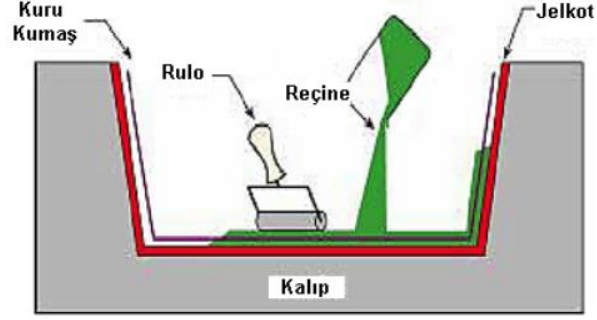
Yukarıdaki ifadelerde σ_1 fiber yönündeki gerilmeyi σ_2 fiber yönüne göre dik gerilmeyi τ_{12} kayma gerilmesini, X_C fiber doğrultusundaki basma yükü dayanımını, X_T yine fiber doğrultusunda çekme yükü dayanımını Y_T ise fiberlere dik doğrultudaki çekme dayanımını, S_{12} ise kayma dayanımını temsil eder.

3.8. Kompozit Üretim Yöntemleri

3.8.1. El Yatırma Yöntemi

Kompozit üretim yöntemlerinden en basit olanı el yatırma yöntemidir. Bu yöntem düşük hacimli orta ve büyük olarak nitelendirilen parçaların üretimi için en uygun üretim yöntemi olarak karşımıza çıkmaktadır. Aynı zamanda bu zorlu yöntemde manuel üretim şeklinde parça kalitesi daha çok el becerisine göre değişmektedir. Literatürdeki çalışmalarda ön emdirme yapılmış fiberler, ıslak ve vakum torbalı ön emdirme yapılmış fiberler olmak üzere üç adet farklı el yatırma yöntemi mevcuttur. Ön emdirme ile el yatırması ve otoklav kütleme, havacılık ve uzay sanayisinde karbon/epoksi yapılar üretmek için kullanılan en temel üretim yöntemidir. Islak yatırma, polyester&/cam elyaf yapıların üretimi için ticari endüstrilerde sıkça kullanılmaktadır. Son olarak üçüncü el yatırma işlemi olan basınçlı vakum torbası ile ön emdirme yapılmış fiberlerin farklı yönlendirmeler yapılarak dizilmesi sonucunda gelişmiş parçaların üretimi için kullanılan bir yöntemdir (John D. Bossler, 2002).

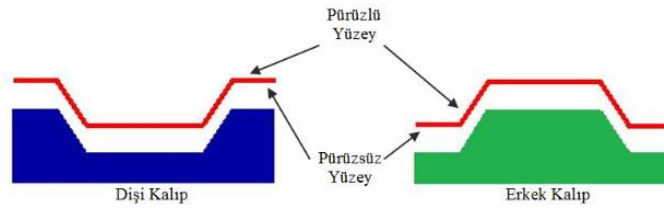
El yatırma yöntemi projelerin başlangıcında prototip üretimi için az sayıda parça ihtiyacı durumunda maliyet olarak oldukça avantajlı bir yöntemdir. Bundan dolayı endüstride en çok gelişime açık olan ve üzerinde çalışılan yöntem haline gelmiştir (Karabağ, 2011). El yatırma ile kompozit üretiminde erkek bir kalıba elle dizilen fiberler veya kumaşların bir rulo ya da fırça yardımı ile reçine emdirilmesi üzerine kalıbın şeklinin verilmesi yöntemidir. Bu yöntem Şekil 21'de gösterilmiştir.



Şekil 21. El Yatırma Prosesi

Parçanın detayları kalıp detayları ne kadar hassas ise parçamız o kadar detaya sahip olmaktadır. Parçanın dış yüzeyi kalıp yüzeyi daima temas halindedir. Kullanılacak kalıp düz bir plaka olabilirken birçok kıvrıma ve kenara sahip bir kalıpta olması mümkündür. El yatırma yöntemi uygulanırken öncelikle serilen kumaş veya fiberlerin kalıba yapışmasını engellemek için kalıp ayırıcı film uygulanır. Ardından parçanın rengini belirlemek için parçanın yüzeyinde olacak olan yüzey kaplama reçinesi yani jelkot kalıba uygulanır. Sonrasında fiber katmanları ve reçine sırayla hızlıca uygulanır her uygulama adımında fiber laminalar arasında hava kabarcığı kalmaması için bir merdane yardımı ile parça preslenir. Birçok kata sahip fiber ve reçine katmanı istenilen kalınlık elde edilinceye kadar işlem tekrarlanır. Ayrıca az önce bahsedilen gibi reçine fiberlere katman katman sürüldüğü gibi kuru olarak kalıba dizilmiş fiber katmanlarına ya da kumaşlarına toplu olarak reçine sürülebilir. Daha sonra reçine emdirilmiş kumaşlar oda koşullarında belirli sıcaklık ve basınç altında bırakılarak kuruması beklenir. Bu süreç malzeme özelliklerini oldukça etkilemektedir. Kuruma işlemi bittikten sonra kompozit parçalar kalıptan kolayca ayrılarak kesme, çapak alma ve boya gibi işlemlerden sonra kullanıma hazır duruma gelir.

El yatırma ile kompozit üretim yönteminde Şekil 22’de gösterilen dişi kalıp kullanımı tercih edilir. Pürüzsüz elde edilmek istenilen yüzey daha önceden bahsettiğimiz gibi kalıp yüzeyinde oluşan yüzeydir. Yani kalıp yüzeyi ile temasta olan yüzey, yüzey kalitesi açısından bizim istediğimiz gibi olan yüzeydir.

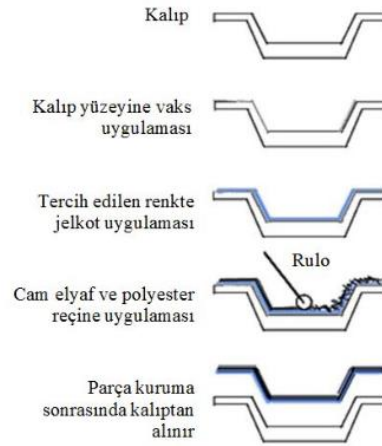


Şekil 22. Dişi ve erkek kalıplar

El yatırma yöntemi ile üretim aşamaları genellikle ideal ortamda oda sıcaklığı 10 °C'yi geçmemelidir. Eğer bu sıcaklık 10 °C'nin altında ise reçineye katılan katalizör ya da sertleştirici miktarı artırılmalı veya daha düşük dereceler için kullanılan sertleştirici katkı maddesi eklenir. Eğer sıcaklık daha da düşük olan 5 °C ve altındaysa üretim yapılmamalı ortam şartlarının uygun hale gelmesi beklenmelidir. Üretim yapılacak ortamın nem oranının düşük olması gereklidir. Eğer üretim yapılacak ortam nemli bir ortam ise üretilen parçamız istenilen mekanik özellikleri sağlamayacaktır.

Kalıp yüzeyinin temizliği de oldukça önemlidir. Yüzeyde çizik, toz ya da herhangi bir yabancı madde bulunmamalıdır. Defalarca kullanılan kalıpların temizliğinin iyi yapılmış olması gereklidir. Öncelikli olarak altı saat aralıklarla kalıp üç kez cilalanmalıdır, bu bir defaya mahsustur. Daha sonra yapılacak uygulamalarda bir kez cilalamak yeterli olacaktır. Kalıp temizlenir ve ilk ayırıcı olarak vaks sürülür. Kalıp ayırıcı ürünün kalıba basınç ve sıcaklık altında yapışmaması için sürülen vaksın kurumaması beklenir. Vaksın kuruması tamamlandıktan sonra ikinci ayırıcı olarak polivinil alkol (PVA) sürülür. Ardından asıl ayırıcı ve parçaya renk veren katman jelkot kalıba tek yönde 0.25 ile 0.50 mm aralığında bir kalınlıkta uygulanır.

Reçine bazlı olan jelkot içine eklenen renk pigmentleri sayesinde parçanın istenilen renkte çıkmasını sağlar. Ana taşıyıcı eleman olarak fiberler hazırlanır. Uygulamalarda en çok kullanılan cam fiber ya da aramid ve karbon fiberleri de kullanılabilir. Bu işlemden reçine olarak oda sıcaklığında sertleşebilen epoksi, polyester ya da vinilester kullanılabilir. Reçine içerisinde sertleştirici bulunmuyorsa reçine içerisine hava kabarcığı oluşmayacak şekilde belirli bir oranda sertleştirici katılarak karıştırılır. Jelkot üzerine fırça veya rulo yardımıyla sürülen reçinenin üzerine fiber istenilen açıda yerleştirilir ve fırça yardımı ile reçine emdirilir. Rulo kullanarak sürme esnasında oluşan hava kabarcıkları giderilir. İstenilen kalınlığa ulaşan parça sertleştikten sonra kalıptan çıkarılır. Parça tam manasıyla kürlenmeden kalıptan çıkarılırsa parçada çarpılmalar meydana gelebilir. Şekil 23'de el yatırma yöntemi şematik olarak gösterilmiştir (Durgun, 2014).



Şekil 23. El yatırma proses aşamaları

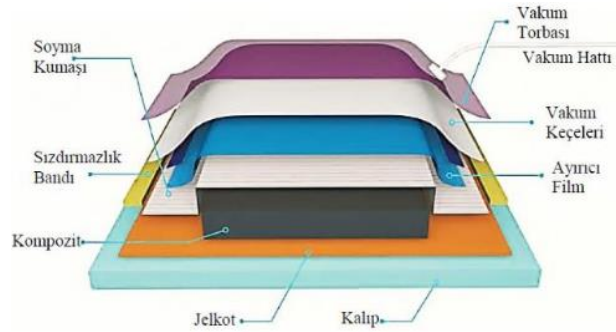
El yatırma yönteminin avantajları olarak şunları diyebiliriz. Öğrenilmesi ve uygulanması adımları açısından kolaydır. Oda sıcaklığında kürlenmiş reçineler kullanılırsa ve az parça üretilecekse parça başına maliyeti oldukça düşüktür. Yönteme uygun malzemeler oldukça yaygındır. Sürekli yani uzun fiber kullanımı için uygundur. Kullanılan araç gereç ve malzeme maliyetleri düşüktür. Boyut olarak eğer otoklava girmeyecek bir parça ise bir sınırlaması yoktur. Yerinde kalıplama imkânı sunar. Oldukça fazla tasarım esnekliği bu yöntemde mümkündür. Örnek olarak daha mukavim olmasını istediğimiz bölgeleri daha kalın ya da özel ekleme yapılarak güçlendirilmesine olanak sağlar. Kalıp tasarımı oldukça basittir. Çelik, tahta plastik ve diğer malzemeler kalıp malzemesi olarak kullanılabilir.

Bunların yanında el yatırma ile kompozit üretiminin bazı dezavantajları da vardır. Öncelikli olarak el yatırma yöntemi üretim yapan kişinin el becerisine oldukça bağlıdır. Yüksek fiber matris hacim oranına ulaşmak zordur. Reçine oranı düşük tutulmak istendiğinde ıslanmayan bölge olabileceği gibi katmanlar arası hava kabarcığı kalma olasılığı da artmaktadır. Uygulama insan sağlığı açısından zararlıdır. Ortam koşullarını steril hale getirmek oldukça zor ve maliyetli olabilir. Elde edilen parçanın yüzey kalitesi istenilen düzeyde olmayabilir. Fiber dağılımı işlemi yapan kişiye bağlı olduğu için hataya müsaittir. İstenmeyen kalınlık değişimleri meydana gelebilir. Sadece kalıba değen yüzey düzgün elde edilir. İş gücü açısından oldukça zordur ve zaman alan bir işlemdir.

3.8.2. Vakum Torbalama Yöntemi

Vakum torbalama yönteminde önemli olan üretim hızı değil hassas ve performansı yüksek malzemeler üretimidir. Bundan dolayı daha çok havacılık ve uzay sanayisinde kullanılmaktadır. Şekil 24’te vakum torbalama şeması gösterilmiştir. Vakum torbalama yönteminde önceden reçine emdirilmiş fiberler kullanılabileceği gibi el

yatırma yöntemindeki gibi laminalar arasına reçine sürülmesi ile vakum torbası ile kalıplanabilmektedir (Lee & Suh, 2006).



Şekil 24. Vakum torbalama şeması (Bayraktar, 2016)

Vakum torbalama yöntemi el yatırma yönteminin geliştirilmiş hali olarak düşünülebilir. Bu yöntem oldukça uygulanan ve maliyet açısından etkin bir üretim metodudur. Uygulama tekniği olarak el yatırma yöntemine benzeyen vakum torbalama yöntemi basit bir yöntemdir. Uygulamadaki amaç el yatırma yöntemindekine ek olarak reçinenin vakum etkisi ile fiber katmanları arasına daha iyi yayılmasını ve emilmesini sağlamaktır. Bu sayede reçine katmalar içine daha iyi emilerek tüm parçayı ıslatmış ve daha iyi mekanik özelliklerin elde edilmesine olanak sağlamıştır.

Vakum torbalama işleminde kullanılan ekipmanlar şu şekildedir (Şekil 25);

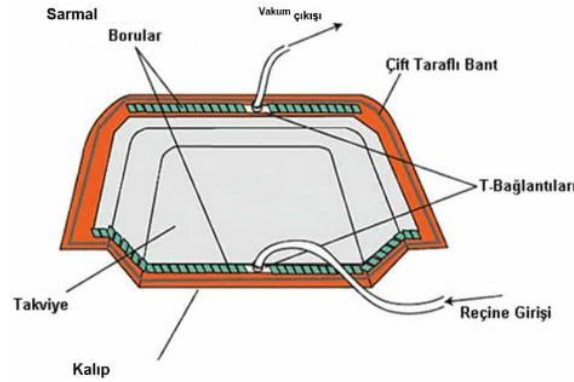
- ❖ Vakum torbası: Genellikle naylon olan bu ekipman delinme ve yırtılmaya dirençli olmalıdır. Kalıp üzerine konularak hava almayacak şekilde vakum yapılmasını sağlar.
- ❖ Vakum pompası: Gerekli hava emiş gücünü sağlayan ekipmandır. İstenilen basınca uygun pompa seçimi önemlidir.
- ❖ Hava sızdırmazlık ekipmanı: Genellikle kalıbın yan taraflarından kalıp yüzeyine yapıştırılarak aralardan olabilecek olan hava kaçaklarını önler.
- ❖ Ayrıcı kat: Yüzey pürüzlülüğünü iyileştirmek için kullanılır.
- ❖ Reçine emici kat: Fazla reçineyi emer.
- ❖ Kalıp ayırıcısı: Üretimi yapılan parçanın kalıptan kolay ayrılmasını sağlayan ekipman.



Şekil 25. Vakum torbalama işlemi elemanları

Vakum torbalama üretim yöntemi basamakları adım adım şu şekildedir; El yatırma işlemine benzer adımlara sahip olan vakum torbalama yöntemi için öncelikle kompozit üretiminin yapılacağı kalıp yüzeyi temiz olmalıdır. Fiber katmanlarının serileceği yerin etrafında hava sızdırmazlığı sağlamak amacıyla çift taraflı bantla bantlanır. Bantla çevrilmiş alana kalıp ayırıcı malzeme ince bir katman olacak şekilde uygulanır. Böylece reçine kürlenince parçanın kalıptan kolayca ayrılması sağlanır. Ayırıcı katman uygulandıktan sonra fiber katmanı yerleştirilir ve üzerine reçine fırça yardımıyla uygulanır. Bu işlem istenilen kalınlığa ulaşılan kadar devam edilir. En son kompozit malzemenin üzerine reçine geçirgenliği sağlayan bir katman serilir ve bu geçirgen yapı sayesinde vakum işlemi sırasında fazla uygulanmış reçinenin dışarı atılması sağlanır. Bu sayede fiber/reçine hacim oranı daha yüksek parçalar elde edilir (Karakaya, 2021).

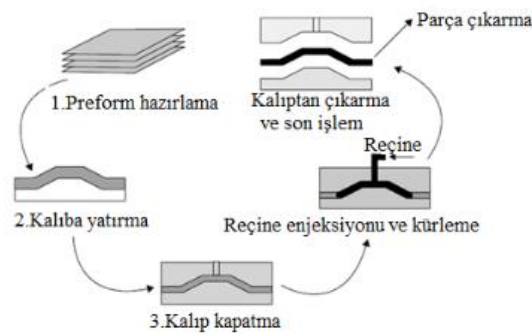
Vakum torbası en son olarak kalıbın kenarlarını çevreleyen bantla örtülecek şekilde serilir ve yapıştırılır. Vakum ayaklarının alt plakalardaki deliklere karışıklık gelen yerlere kesici bir alet yardımıyla küçük delikler açılır ve bu deliklerin birisine vakum basınç göstergesi sensörü diğerine ise vakum pompasının hortumu dik bir şekilde olacak şekilde yerleştirilir. Pompa çalıştırılarak torba içerisinde her bölgeye etki edene kadar vakum işlemine devam edilir. Vakum altında kürlenmiş reçine ile sertleşen parça vakum torbasının sökülmesinden sonra kalıptan çıkarılır. Kalıp yüzeyinden ayırma işleminden sonra kesme çapak alma gibi işlemlerden sonra parça kullanıma hazır hale gelmiş olur (Karakaya, 2021). Şekil 26'da vakum torbalama yönteminin şematik gösterimi gösterilmiştir.



Şekil 26. Vakum Torbalama Yöntemi

3.8.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) İşlemi

Reçine Transfer Kalıplama (RTM) işlemi, vakum torbalama yönteminden farklı bir yaklaşımla gerçekleşir. Bu yöntemde, reçine sonradan dişi ve erkek kalıp arasında basınç altında transfer edilir. RTM, özellikle düşük viskoziteli termoset reçineler ve sürekli fiberlerin kullanılmasıyla parçaların yüksek fiber/reçine oranına ulaşmasını sağlayarak önemli bir üretim yöntemi olmuştur. Ancak, kısa fiberlerin kullanımıyla elde edilen parçaların mekanik özellikleri, sürekli fiberlerle üretilenlere kıyasla genellikle daha düşüktür. Bu nedenle, uygulama alanı daha sınırlı olabilir. RTM yöntemi, özellikle otomotiv endüstrisinin yüksek hacimli yapısal parçalarının üretim ihtiyaçlarına yanıt vermek üzere geliştirilmiştir. Şekil 27, RTM işleminin adımlarını şematik olarak göstermektedir (Advani & Hsiao, 2012).

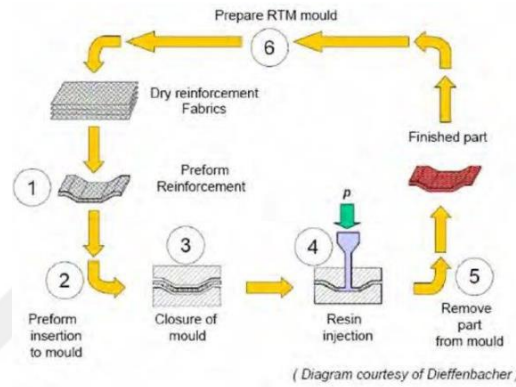


Şekil 27. Reçine transfer kalıplama işlemi (Advani & Hsiao, 2012)

Reçine transfer kalıplama yöntemi beş temel adımda gerçekleşir. Bunlar şu şekildedir. İlk olarak fiberler katmanları istenilen yönlendirme ile serilir. Ardından kalıplar arasına reçine enjeksiyonu gerçekleşir. Belirli sıcaklık ve basınç altında parçanın kürlenmesi beklenir ve soğuduktan sonra kalıptan çıkarılır. Bu bekleme süreci; polimerizasyon, kürlenme ve soğutmayı kapsamaktadır. Ardından parça kalıptan

çıkarılarak aynı diğer yöntemlerdeki gibi kesme ve çapak alma işlemleri gerçekleştirilerek son haline getirilir (Hillermeier vd., 2013).

RTM işleminin şematik gösterimi Şekil 28’de gösterilmiştir (Friedrich vd., 1991). Reçine transfer kalıplama yöntemi diğer yöntemlere göre daha yüksek kalitede ve daha yüksek üretim hızı gibi özelliklerinden dolayı çeşitli avantajlara sahiptir. Bu yöntemde reçine enjeksiyon sistemi sayesinde iki kalıp arasına basınç altında gönderilir. Enjeksiyon işlemi sırasında yüksek basınç altında reçine sızıntısını önlemek adına iki kalıp sıkıca birbirine bağlanır (Dai & Fan, 2013).



Şekil 28. RTM Prosesinin şematik gösterimi

Enjeksiyon sonrası reçine tamamen kürlenene kadar reçine viskozitesi sürekli artar. RTM işleminde fiberlerin ıslanabilirliğini arttırmak için vakum desteği de kullanılmaktadır. Bu sayede reçinenin her köşeye ulaşması hedeflenmektedir. Parça kalıptan çıkarıldıktan sonra ikinci bir kürlenme ile mekanik özellikleri en üst noktaya taşınır (Mehdikhani vd., 2019). Kürlenme işlemi sonrası parça çıkarılır ve kalıp temizlenerek yeni üretimlere hazır hale getirilir (Cristian vd., 2012).

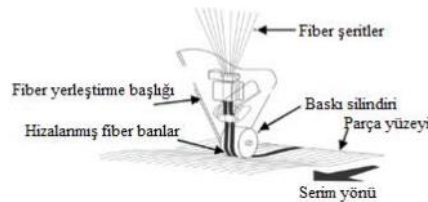
3.8.4. Kompozit Malzeme Üretiminde Otomatik Takviye Yerleştirme Teknolojileri: ATL ve AFP

Günümüzde teknolojik ilerlemeler, üretim yöntemlerinde hızla gelişmekte ve otomatikleşme eğilimini artırmaktadır. Bu bağlamda, kompozit yapıların üretiminde otomatik bant yerleştirme (ATL) ve otomatik fiber yerleştirme (AFP) gibi iki temel yöntem öne çıkmaktadır. Geleneksel üretim tekniklerine kıyasla, bu otomatik yöntemler, üretim kalitesini artırmak ve şekil toleranslarını iyileştirmek amacıyla geliştirilmiştir. Özellikle, otomatik fiber yerleştirme (AFP) ve otomatik bant yerleştirme (ATL) gibi teknikler, bu yapıların boyutsal doğruluğunu artırma ve üretim sürecindeki verimliliği optimize etme potansiyeline sahiptir. ATL, genellikle düz ve büyük parçalarda, özellikle de karmaşık geometrilere sahip parçalarda etkili bir üretim yöntemi olarak kabul edilir.

Bu yöntem, havacılık ve araştırma gibi hassas tolerans gerektiren endüstrilerde özellikle geliştirilmiştir. Ancak, ATL sisteminin düşük üretim hızları gibi bazı kısıtlamaları bulunmaktadır, bu da seri üretimdeki verimliliği olumsuz etkileyebilir. Bu otomatik üretim yöntemlerinin, endüstriyel uygulamalarda kullanımının artmasıyla birlikte, sürekli olarak iyileştirilmesi ve optimize edilmesi gerekmektedir. Bu hem üretim süreçlerinin verimliliğini artırmak hem de kompozit yapıların performansını ve dayanıklılığını artırmak için önemlidir. (Huber, 1981).

Sonrasında, ATL teknolojisinin karmaşık geometrilere sahip parçalar için daha etkili bir şekilde uygulanması sağlanmıştır. Daha sonra, karmaşık laminaların yerleştirilmesi sırasında ortaya çıkan zorlukları ele almak için büyük bileşenlerin yerleştirilmesinde yapışma kontrolü için bant ısıtma gibi yeni teknolojiler geliştirilmiştir. Ancak, bu ilerlemelerin uygulanması, üretim hızı ve maliyetinin sınırlı olmasından dolayı kısmen kısıtlanmıştır. Bu nedenle, daha geniş bir endüstriyel kabul ve kullanım için daha fazla araştırma ve geliştirme çalışmalarına ihtiyaç duyulmaktadır (Lukaszewicz vd., 2012).

AFP yöntemi, Şekil 29'da görüleceği üzere, çok yönlü hareket kabiliyetine sahip bir robot kafası kullanılarak önden reçine emdirilmiş fiberlerin kullanılmasıyla geliştirilmiştir. Bu yöntem, düz veya silindirik bir merdane üzerine yerleştirilen ATL'nin dezavantajlarını aşmayı amaçlar. AFP'nin maliyet etkinliği, işçilik maliyetlerinin düşük olması ve daha az hata yapılmasıyla sağlanır, bu da daha az hurda ürünle sonuçlanır. Bu nedenle, endüstriyel uygulamalarda AFP'nin tercih edilmesi, üretim verimliliğini artırabilir ve maliyetleri düşürebilir. Ancak, AFP'nin daha karmaşık geometrilere ve büyük parçalara uygulanmasının zorlukları ve ekipman maliyetleri gibi bazı sınırlamaları bulunmaktadır, bu da bu yöntemin yaygın kullanımını kısıtlayabilir (L. A. Carlsson & Kardomateas, 2011; Crosky vd., 2015).



(a)



(b)

Şekil 29. a) AFP modeli (b) AFP işlemi (Crosky vd., 2015)

Boeing, Airbus ve NASA gibi önde gelen havacılık kuruluşları tarafından benimsenen AFP yöntemi, havacılık ve uzay endüstrisinde kritik öneme sahip birçok yapıda sıkça kullanılmaktadır. Bu yöntem, yüksek hassasiyet gerektiren üretim toleranslarına sahip bileşenlerin üretiminde etkili bir şekilde kullanılarak, uçaklar ve uzay araçları için güçlü ve güvenilir yapılar sağlar. AFP'nin tercih edilmesi, endüstriyel uygulamalarda mükemmel performans ve dayanıklılık elde etmek için stratejik bir seçenek olarak kabul edilir. Bu büyük kuruluşlar tarafından AFP'nin benimsenmesi, bu yöntemin endüstrideki önemini ve etkinliğini vurgular. (Oromiechie vd., 2019).

Otomatik fiber yerleştirme (AFP) fiber sarmanın ve ATL teknolojilerinin üstün özelliklerine sahip karma bir işlemdir. AFP hem düzlemsel hem de silindirik yapıların üretilmesinde büyük rol üstlenmiştir. AFP daha düşük bant genişliğine sahip birden fazla bant çeşidi kullanabilmektedir. Ayrıca, fiber uzunluğunu istenilen yerde kısaltarak yani keserek özellikle katman düşüşü olan yerlerde çok efektif bir üretim sağlamaktadır. AFP üretim hassasiyeti ve üretilen parçanın kalitesini artırma potansiyeli olan bir üretim metodudur. Ayrıca malzeme/işçilik maliyetini oldukça azaltması nedeniyle havacılık endüstrisinde büyük devrim gerçekleştirmiştir (August vd., 2014).

Havacılık ve uzay endüstrilerinde kullanılan kompozit üretim yöntemlerinde önemli gelişmeler yaşanmaktadır. Bu alandaki araştırmalar, otomatik fiber yerleştirme (AFP) gibi yenilikçi tekniklerin benimsenmesini sağlamaktadır. Özellikle, Boeing 787 ve Airbus A350 gibi önde gelen uçaklarda, AFP yöntemiyle üretilen kompozit yapılar giderek yaygınlaşmaktadır (Şekil 30). Bu yöntem, düşük viskoziteli reçinelerin kullanımıyla birlikte, üretim sürecinde daha fazla esneklik ve verimlilik sağlamaktadır. AFP'nin avantajları arasında yüksek mukavemet, düşük hata oranı ve hassas üretim toleransları yer almaktadır. Bununla birlikte, AFP teknolojisinin potansiyelini artırmak için çeşitli araştırma ve geliştirme çalışmaları sürdürülmektedir. Özellikle, fiberlerin ısıtılması ve sıkıştırılması gibi işlemlerin optimize edilmesi, kompozit yapıların mekanik özelliklerini daha da artırabilir. Bu bağlamda, gelecekteki çalışmaların, AFP yönteminin verimliliğini ve uygulanabilirliğini artırmaya odaklanması beklenmektedir. Bu tür gelişmeler, havacılık ve uzay endüstrisindeki kompozit malzemelerin kullanımını daha da yaygınlaştırabilir ve bu alandaki teknolojik ilerlemeye katkı sağlayabilir (Güldü, 2014).



Şekil 30. Üretimi AFP ile Gerçekleştirilen Uçak Radomu (Chen vd., 2023)



4. METOT

Hava araçlarındaki yarı-monokok yapılardan olan güçlendirilmiş panelleri uygun analiz yöntemi kullanarak optimum bir panel tasarımı oluşturulmuştur. Termoplastik güçlendirilmiş panelin analizi tek eksenli basma yükü şeklinde uygulanarak burkulma dayanımı sanal testi gerçekleştirilmiştir. Panelin modeli hazırlanırken bir hava aracının kanat, gövde ve kuyruk gibi hayati yapısal parçalarını yapmak için kullanılan yarı-monokok yapılarının bir kısmını temsil edecek bir model hazırlanmıştır. Malzemesi termoplastik olan güçlendirilmiş panellerin basma yükleri altındaki doğrusal olmayan davranışı analiz edilmiştir. Bunun için kiriş ve çerçeve yapılarının görevini yerine getirecek sınır koşulları analiz programında simüle edilmiştir.

Analiz modelinde panelin bir kenarı sabit kalırken karşı kenarındaki node'lara 1 kN yük tanımlanarak bir test düzeneğinin uygulaması modellenmiştir. Analizde gövde yapılarında bulunan diğer elemanları modelleyebilmek adına alt ve üst sınır koşullarını sağlayabilmesi için gerekli metotlar uygulanmıştır. Bu sınır koşulları altında analiz edilen modelin bir analiz paket programı ile analizi gerçekleştirilip farklı malzeme ve geometriye sahip panel tasarımlarının karşılaştırması gerçekleştirilmiştir.

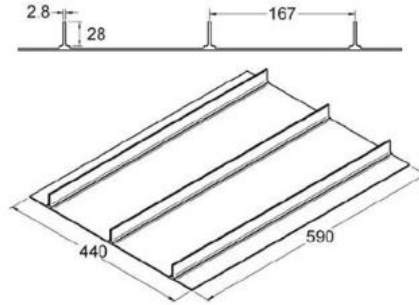
Bu analiz Hypermesh programı üzerinden gerçekleştirilmiştir. Çözücü olarak MSC Nastran çözücüsü kullanarak sonuca varılmıştır. Elde edilen sonuçlar Hyperview post-processing üzerinden sonuçlar incelenip burkulma dayanımı yüksek panel tasarımı belirlenmiştir. Karşılaştırılan analiz sonuçları bir tablo halinde sunularak, analizin ve metodun doğruluğu kanıtlanmıştır. Bu sayede doğrulanmış analiz sonuçları ile daha fazla sanal test yapma imkânı hem maddi hem de zaman açısından avantajlı bir doğrulama yöntemi haline gelmiştir.

4.1. Model Geometrisinin Belirlenmesi ve Çözüm Ağının Oluşturulması

Model geometrisi, daha önce belirtildiği üzere, literatürde burkulma dayanımı üzerine yapılan ve test verilerini içeren bir çalışmanın modellenmesiyle oluşturulacaktır. Bu çalışma kapsamında elde edilen test sonuçları, analiz sonuçları ile karşılaştırılarak, analiz modelinin ve yönteminin doğruluğu değerlendirilecektir. Analiz ve test sonuçları arasındaki fark belirli bir hata oranının altında kaldığında, sanal testlerin doğruluğu doğrulanmış olacaktır. Bu değerlendirme için literatürde yeterli bilgi ve sonuçlara sahip olan Quinn vd., (2009) gerçekleştirdiği çalışma temel alınmıştır.

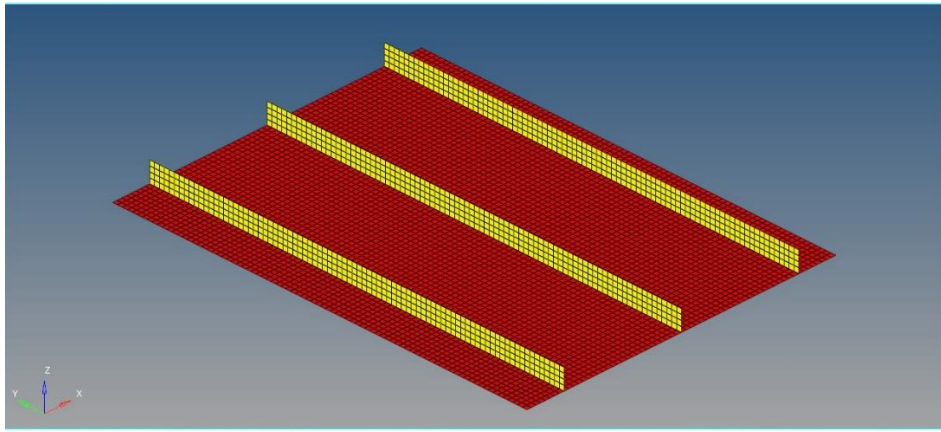
Bu çalışmada kullanılan panel boyutları, daha önce burkulma testi uygulanmış olan panel ile aynı ölçülerde olacak şekilde belirlenmiştir. Aynı boyutlar, karşılaştırma yapılacak diğer paneller için de kullanılacaktır. Quinn vd., (2009) yapmış oldukları

çalışmada, Şekil 31’de gösterilen panel geometrisini kullanmışlardır. Bu panel, literatürde yaygın olarak kullanılan 2024-T351 alüminyum alaşımından, 50 mm kalınlığındaki bir kütükten talaş kaldırma yöntemiyle üretilmiştir. Panelin geometrisi ve ölçüleri Şekil 31’de gösterilmiştir.



Şekil 31. Test numunesi A geometrik modeli (Quinn vd., 2009)

Çalışmadaki test numunesi Hypermesh paket programı kullanılarak modellenmiştir. Model hazırlanırken panel CQUAD4 adı verilen dört adet düğüm noktası içeren dörtgen elemanlarla örülmüştür. Sonlu elemanlar ağı oluşturulurken burkulma dalgasının görülebilmesi için oluşturulan elemanların boyutları küçük olmalıdır. Bir burkulma dalgasının oluşabilmesi için güçlendiriciler arasında literatürde geçen en az on eleman olacak şekilde modellenmiştir. Modellenen geometri Şekil 32’de gösterilmiştir.



Şekil 32. Quinn ve arkadaşlarının çalışmasındaki panelin modeli

Şekil 32’de gösterildiği üzere güçlendiriciler kabuk yapıya düğümleri birbirini tutacak şekilde modellenmiştir. Quinn vd., (2009) çalışmasında kullanılan 2024-T351 malzemesinin özellikleri ise FAA, (2013) çalışmasından Tablo 5’teki gibi elde edilmiştir. Bu malzeme özelliklerini Hypermesh paket programına tanıtırken kullanılan kart ise MAT1 kartıdır. MAT 1 kartı Tablo 5’teki gösterilen özellikler paket programına tanımlanmıştır.

Tablo 5. MMPDS 2024-T531 Alüminyum Malzeme Özellikleri (FAA, 2013)

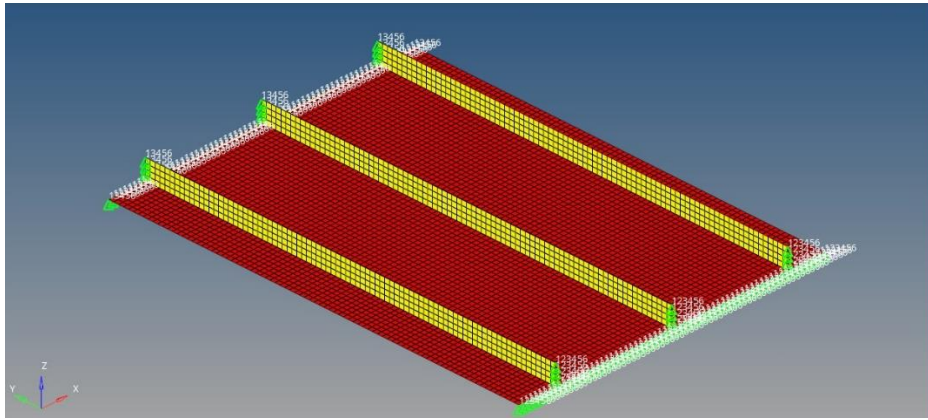
Alüminyum 2024 -T351		
Elastisite modülü	73700	MPa
Poisson oranı	0,33	-
F _{tu}	413,68	MPa
F _{ty}	289,57	MPa
e	0,04	-

4.2. Analiz Metodunun Doğrulanması

Önceki bölümlerde bahsedilen Quinn vd., (2009) çalışmasındaki testi gerçekleştirilmiş panelin modellenmesi ve test sonuçlarına küçük bir hata oranı ile ulaşılması hedeflenmiştir. Test edilecek panelin geometrik ve metalik özellikleri belirlenmiş ve Hypermesh paket programı kullanılarak modelleme teknikleri aşağıdaki gibi gösterilmiş ve sonuçlar test sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

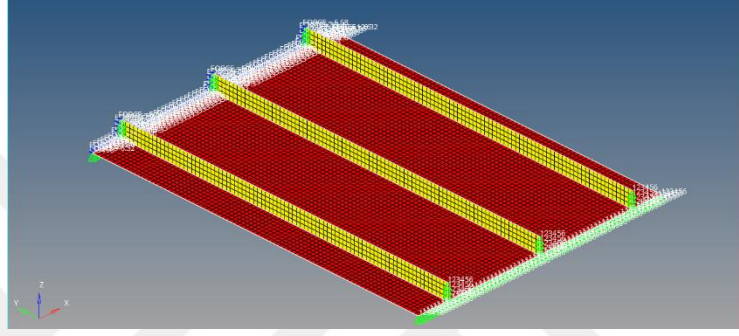
Burkulma analizini Nastran çözücüsünde çözdürebilmek için Nastranın çalışma prensibi olan çözücü kartlarını oluşturmak gereklidir. Bunun için Sol 105 kartı kullanılarak doğrusal burkulma analizi gerçekleştirilmektedir.

Analizin test düzeneğine uygun gerçekleştirilebilmesi için uygun sınır koşulları ve yüklemenin yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada Quinn vd., (2009) yaptığı test düzeneğinde panelin kısa kenarlarından mesnetli yapı olacak şekilde ve doğrusal yönde yük uygulanabilmesi için yer değiştirme uygulanan bölgede hareketin uygulandığı yöndeki sınır koşulunda deplasman açık bırakılmıştır. Bu sınır koşulları Şekil 33'te gösterilmiştir.



Şekil 33. Quinn vd. test düzeneğine göre verilmiş sınır koşulları

Şekil 33'te de görüleceği üzere panelin kısa kenarı boyunca bir kenarı tüm deplasman ve rotasyon yönlerine kapatılmış olup diğer kenarında ise yükün uygulanacağı doğrultu açık bırakılmıştır. Yük bu kenardan bir kilo Newton uygulanmış olup sonuçlarda çıkan özdeğer vektörü yani eigenvalue değeri "1 kN" ile çarpılacaktır. Yük uygulanması ise Şekil 34'te gösterilmiştir. Panel güçlendirilmiş panel olduğundan panelin bir kenarından doğrusal bir yük verebilmek için Hypermesh paket programındaki aerospace modülü kullanılarak "line loads" sekmesinde yükün uygulanacağı kenardaki tüm düğüm noktalarını seçerek yük dağılımını sabit yük şekilde seçilip yön olarak oluşturduğumuz modele göre -y yönünde 1000 newtonluk bir yük uygulanmıştır.



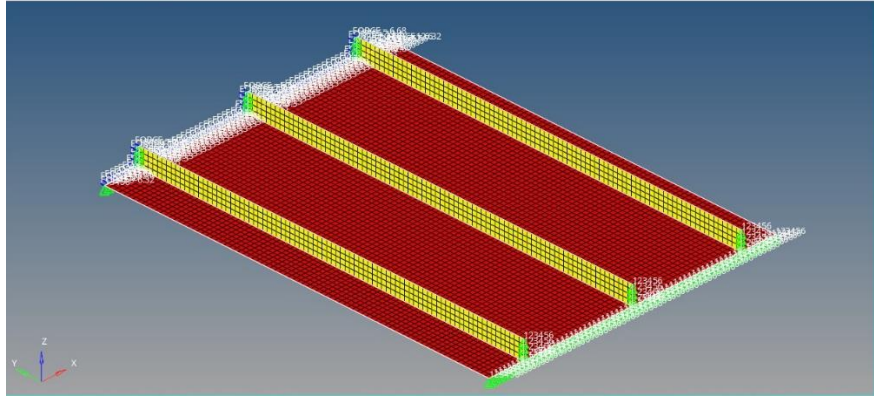
Şekil 34. Panele yükün uygulanması

Daha sonrasında nastran Sol 105 kartının çalışabilmesi için yük kartının özelliklerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu kart çözücüye kaç mod sonuç almak istediğimizi göstermektedir. 10 adet mod istenmiştir.

Ardından çözücü adımını oluşturmak gereklidir. Daha önceden tanımladığımız doğrusal burkulma girdi kartını bu adımda çözücü adımına tanımlamamız gerekmektedir. Aynı zamanda uyguladığımız sınır koşulunu ve yük kartlarını da girdi olarak eklemek gerekmektedir.

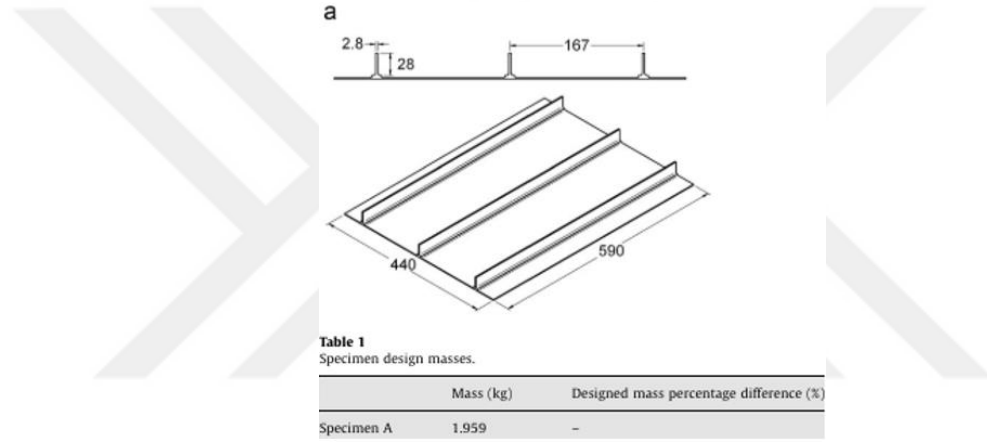
Malzeme bilgisini ise daha önce Tablo 5'te verildiği üzere Quinn vd., (2009) kullandığı Alüminyum 2024 -T351 malzeme özellikleri Hypermesh paket programına tanımlanmıştır.

Bu geometrik ve malzeme özelliklerine sahip güçlendirilmiş plaka Quinn vd., (2009) çalışmasında olduğu gibi ağırlığı 1.974 kg gelmiştir. Bu değer çalışma ile oldukça yakındır. Bu değer ölçülmesi Hypermesh ön işleme paket programında araçlar panelinin ağırlık hesaplama sekmesinden gerçekleştirilmiş ve Şekil 35'te gösterilmiştir.



Şekil 35. Hypermesh programında modelin ağırlıklarının hesaplanması

Ayrıca bu ağırlık referans alınan çalışma ile oldukça tutarlıdır referans alınan çalışmanın ağırlık bilgisi ise Şekil 36’ da gösterilmiştir.



Şekil 36. Quinn vd. çalışmasında referans alınan panel ağırlığı (Quinn vd., 2009)

Tüm kontroller tamamlandıktan sonra çözücünün istediğimiz sonuçları verebilmesi için ve çıktı dosyasının türünü belirlemek için analiz panelinden kart düzenleme sekmesinden PARAM ve GLOBAL_OUTPUT_REQUEST kartları aktif hale getirilmelidir. Param post kartını -1 değeri yaparak OP2 çıktısı elde ederiz. Çıktılar için yer değiştirme, eleman yükü, birim şekil değiştirme ve gerilme sonuçları istenmiştir

Tüm bu işlemler tamamlandıktan sonra çözüm ağını dışarı aktararak. BDF (Bulk Data File) uzantılı yanı elde ederiz. Bu BDF dosyasında oluşturduğumuz çözüm düğümlerimizin global eksene göre koordinatlarından oluşturulan QUAD elaman ve diğer tüm ayrıntılar nastran çözücüsünün anlayacağı şekilde dışa aktarılır. Bu veri dosyası nastran tarafından çözümlenerek PARAM kartı ile açtığımız op2 sonuç dosyasını bize verir. Sonuçları son işleme programı olan Hyperview paket programı ile incelediğimizde ise bize özdeğer vektör değerini Şekil 38’de görüleceği üzere 74.52 olarak bulunmuştur.

Aşağıdaki Eşitlik 38 kullanılarak ilk burkulma yükünü hesaplayabiliriz.

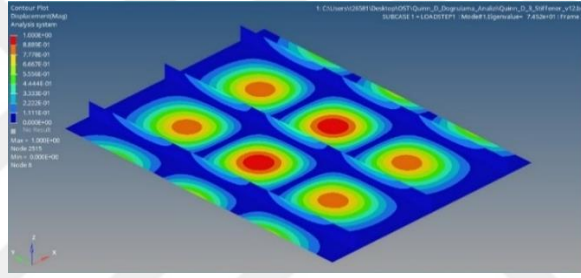
$$P_{cr} = \lambda \times F_{app} \quad (38)$$

Kritik burkulma yükü özdeğer vektörü olan (λ) ile uygulanan kuvvet 1 kN çarpıldığında 74.52 kN sonuç elde edilmektedir. Bu da Quinn vd., (2009) çalışmasının sonucu ile birebir örtüşmektedir (Şekil 37).

Initial plate buckling load (kN)	
Specimen A	74.5

Şekil 37. Test Sonucu (Quinn vd., 2009)

Elde edilen yarım dalga şekli ise Şekil 38’de gösterilmiş olup referans çalışma ile uyusmaktadır.



Şekil 38. Analiz Sonucu Elde Edilen Özdeğer Vektörü Değeri ve Yarım Dalga Mod Görseli

Elde edilen sonuçlara göre uygulanan analiz metodu, sınır koşulları, yük ve diğer parametreler diğer sanal testleri uygulamak için kanıt niteliğindedir. Bundan sonra yapılacak olan termoplastik burkulma analizleri ilk önce (Quinn vd., (Quinn vd., 2009)) çalışmasındaki panel geometrilerinde olup bir karşılaştırma sağlanacak ve metalik yapılardan üstünlüğü gösterilecektir. Ardından kendi içinde malzeme kalınlıkları farklı ağırlıklardaki panel tasarımları ile bir karşılaştırılma yapılacaktır.

4.2.1. Çözüm ağının yakınsaması

Bilindiği üzere yapısal analiz programları sayısal yöntemler kullanarak bir sonuç elde eder. Çözüm ağının yakınsaması, sayısal mühendislikte, özellikle sonlu elemanlar yöntemi (FEM) gibi tekniklerde, bir modelin doğruluğunu artırmak amacıyla mesh elemanlarının boyutlarının küçültülmesi sürecini ifade eder. Çözüm ağı, fiziksel bir alanın matematiksel olarak sonlu sayıda küçük elemanlara ayrılmasıdır ve yakınsama, bu elemanların boyutları küçüldükçe, çözümün daha hassas ve doğru hale gelmesi anlamına gelir. Çözüm ağının elemanları ne kadar küçülürse yakınsama miktarı o kadar fazla olur. İlk olarak, güçlendirilmiş panel büyük çözüm ağı elemanlarına bölünür. Bu aşamada

çözüm, daha büyük mesh elemanları kullanılarak elde edilir. Bu, hesaplamaların hızlı bir şekilde yapılmasını sağlarken, çözüm doğruluğu nispeten düşüktür. Bu kaba çözüm ağı elemanları ile panelin ilk burkulma modu gibi genel eğilimler analiz edilebilir. Çözümün doğruluğunu artırmak için, mesh elemanlarının boyutları küçültülür. Çözüm ağı elemanlarının boyutlarının küçültülmesi, daha ince bir mesh oluşturur ve bu süreç çözüm ağı yakınsaması olarak adlandırılır. Bu aşamada, panelin burkulma yükünün daha hassas bir şekilde hesaplanması sağlanır. Çözüm ağı elemanlarının boyutları belirli bir sınırın altına indirildiğinde, yani Çözüm ağı yeterince inceliyor yakınsama sağlandığında, sayısal çözümün doğruluğu optimum seviyeye ulaşır. Quinn ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada çözüm ağı elemanları boyutu 20mm den başlayıp küçültülerek tekrarlanmıştır ve sonuç artık bu çözüm ağı elemanlarının küçülmesiyle çok az değişim gösterdiği noktada çözüme yakınsandığı anlaşılıp çözüm ağı elemanlarının boyutu 4mm olarak belirlenmiştir. Yapılan analizlerde farklı boyuttaki çözüm ağı elemanları kullanılarak elde edilen sonuçlar tablo 6'da verilmiştir. Tablodan da görüleceği üzere çözüm ağı boyutu belirli bir değere yaklaştığında hata oranının düşme miktarı da azalmış ve sonuca oldukça yakınsamış olmaktadır.

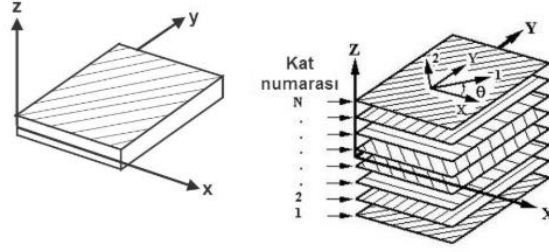
Tablo 6. Çözüm ağı boyutlarının sonuçlara olan yakınsaması

Çözüm ağı eleman boyutu (mm)	İlk burkulma yükü (kN)	Hata (%)
20 mm	68,9 kN	%7,516
15 mm	70.2 kN	%5,772
10 mm	72.1 kN	%3,221
5 mm	73.9 kN	%0,805
4 mm	74.1 kN	%0,536

4.3. Klasik Laminasyon Teorisi

Klasik laminasyon teorisi (KLT) deney yapılamayacak durumlarda farklı laminatların özelliklerinin belirlenmesinde kullanılan bir teoridir. Klasik laminasyon teorisi belirli bir istifleme ile her bir laminanın özelliklerini ve yönelimlerini dikkate alarak laminatın genel karakteristik özelliklerini tahmin etmeyi amaçlar. Bu teori, düzlem gerilme koşulları altında çalışır ve her bir laminanın gerinmelerinin bir altındaki ya da bir üstündeki katmanların gerinmeleri ile uyumlu olduğunu kabul eder. Teorinin uygulanabilmesi için tek yönlü kompozitin mekanik özelliklerinin belirli olması lazımdır ve bu özellikler standartlara uygun mekanik testler sonucu elde edilmiş olmalıdır.

Mekanik test sonuçları olmadığı durumlarda literatürde daha önceden yapılan bir çalışmada elde edilen değerlere yakın değerler kullanılabilir. Klasik laminasyon teorisi aynı zamanda sıcaklık ve nem değişimlerinden dolayı oluşan gerilmeleri de değerlendirmek için de kullanılabilir. Bu teori, her bir lamina katmanı için düzlem içi gerilmeleri ve gerinmeleri kapsar ve her katmanın çökme kriterini hesaplamayı da mümkün kılar. Klasik bir laminanın genel yapısı Şekil 39’da gösterilmiştir (Akdoğan, 2016).



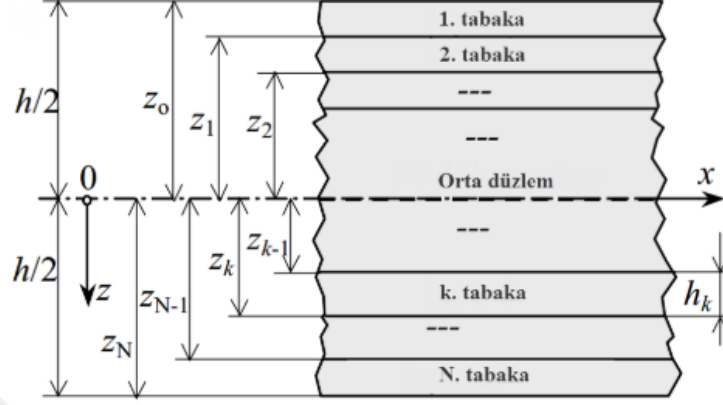
Şekil 39. Lamina genel yapısı (Akdoğan, 2016)

Bu çalışmada kalınlığı boyutlarına göre oldukça küçük olan ince plakalar incelenmiştir. Plakaların kalınlığı plaka boyutlarına nazaran oldukça küçük olduğu durumlarda üç yöndeki elastisitenin kalınlık yönündeki katılığı ihmal edilebilir. Bu durumda Kirchoff’un kabullerini uygulanarak plakaların analizi yapılırken sistem iki boyutlu olarak düşünülebilir. Bu kabul ile yapılmış çalışmalarla üç yöndeki elastisitenin de dahil edilen çalışmalar karşılaştırıldığında sonuçların yakın çıktığı görülmüştür. Kirchoff’un kabulleri izotropik malzemeler için yapılmıştır. Ama bu kabuller bazı çalışmalarda ince tabakalı paneller için de uygulanmıştır. Bu kabuller aşağıdakiler gibidir (Kollar & Springer, 2003):

- Plaka ortotropik homojendir ve tabakalar birbirine en iyi şekilde bağlanmıştır.
- Plaka kalınlığının plakanın uzunluk ve genişliğine oranı 1/10 oranından düşüktür.
- Plaka malzemesi elastik kabul edilir.
- Plakanın kalınlık yönünde gelen kuvvetler ihmal edilerek sadece düzlem için yükleme olduğu kabul edilir.
- Plaka düzlemine dik yöndeki yükler ihmal edilir yani deplasman sonucu plaka kalınlığı değişmez.
- Tabakalar arasında kalınlık doğrultusu boyunca bir etkileşim olmadığı kabul edilir.

- Çökmeler doğrusal olmayan geometrik bağlantılar olarak ifade edilir.

Şimdi ince düz tabakalı plakaların direngenlik matrisini elde edileceğinden bahsedeceğiz. Yukarıda anlatılan kabuller göz önünde alındığında kalınlık yönündeki normal gerilme σ_{zz} ve kayma gerilmeleri τ_{xz} , τ_{yz} ihmal edilir.



Şekil 40. Lamine levha geometrisi ve katman numaralandırma sistemi (Akdoğan, 2016)

Şekil 40'ta bir laminenin geometrisi ve katman numaralandırma sistemi gösterilmiştir. Her tabakanın elastik özellikleri kullanılarak laminanın elastik özellikleri elde edilir. Levhayı oluşturan laminanın bütün elastik özellikleri ABD matrisinde tanımlanmıştır. ABD matrisi laminatta uygulanan yükler ve ilişkili gerinimler arasında bir bağlantı olarak hizmet eden bir 6x6'lık matristir. ABD matrisini elde etmek için, aşağıdaki adımlar izlenir:

İndirgenmiş direngenlik matrisi Q_{ij} laminatta kullanılan her malzeme için Eşitlik 39'da gösterildiği gibi hesaplanır. Eğer laminat tek kompozit malzeme kullanılarak oluşturulmuşsa sadece bir direngenlik matrisi elde edilir. Direngenlik matrisi ait olduğu katın düzlem yükleme durumundaki elastik davranışını tanımlar.

$$Q_{ij} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (39)$$

Eşitlik 39'da gösterilen matristeki katsayıların ifadesi (40), (41), (42), (43) şeklindedir.

$$Q_{11} = \frac{E_{11}^2}{(E_{11} - \nu_{12}E_{22})} \quad (40)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_{11}E_{22}}{E_{11} - \nu_{12}^2E_{22}} \quad (41)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{11}E_{22}}{E_{11} - \nu_{12}^2 E_{22}} \quad (42)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (43)$$

İndirgenmiş direngenlik matrisi ve fiber açıları kullanılarak dönüştürülmüş indirgenmiş direngenlik matrisi \overline{Q}_{ij} Eşitlik 44'teki gibi elde edilir.

$$\overline{Q}_{ij} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (44)$$

Matris katsayıları;

$$\overline{Q}_{11} = Q_{11} \cos(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 Q_{22} \sin(\theta)^4 \quad (45)$$

$$\overline{Q}_{12} = \overline{Q}_{21} = Q_{12}(\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 \quad (46)$$

$$\overline{Q}_{16} = \overline{Q}_{61} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta) - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3 \quad (47)$$

$$\overline{Q}_{22} = Q_{11} \sin(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 Q_{22} \cos(\theta)^4 \quad (48)$$

$$\overline{Q}_{26} = \overline{Q}_{62} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta) \quad (49)$$

$$\overline{Q}_{66} = (Q_{12} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{66}(\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4) \quad (50)$$

ABD matrisini oluşturan A_{ij} , B_{ij} , D_{ij} katsayıları hesaplanır.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k - z_{k-1}) \quad (51)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (52)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (53)$$

Burada “z” levha orta düzleminde ait olduğu kata olan dikey uzunluktur. Şekil 40'ta “z” uzunluğu gösterilmiştir. Elde edilen katsayılar Eşitlik 54'teki gibi matrisle yerleştirilir.

$$ABD = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \quad (54)$$

Her kat için ısı ve nem genişleme katsayıları elde edilir. Her katman için etkin ısı genişleme katsayıları;

$$a_{xx} = a_{11} \cos(\theta)^2 + a_{22} \sin(\theta)^2 \quad (55)$$

$$a_{yy} = a_{11} \sin(\theta)^2 + a_{22} \cos(\theta)^2 \quad (56)$$

$$a_{xy} = 2 \cos(\theta) \sin(\theta) (a_{11} - a_{22}) \quad (57)$$

Her katman için etkin nem genişleme katsayıları;

$$\beta_{xx} = \beta_{11} \cos(\theta)^2 + \beta_{22} \sin(\theta)^2 \quad (58)$$

$$\beta_{yy} = \beta_{11} \sin(\theta)^2 + \beta_{22} \cos(\theta)^2 \quad (59)$$

$$\beta_{xy} = 2 \cos(\theta) \sin(\theta) (\beta_{11} - \beta_{22}) \quad (60)$$

Isıl gerilmeler;

$$N_{xx}^T = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{11} a_{xx} + \overline{Q}_{12} a_{yy} + \overline{Q}_{16} a_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (61)$$

$$N_{yy}^T = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{12} a_{xx} + \overline{Q}_{22} a_{yy} + \overline{Q}_{26} a_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (62)$$

$$N_{xy}^T = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{16} a_{xx} + \overline{Q}_{26} a_{yy} + \overline{Q}_{66} a_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (63)$$

$$M_{xx}^T = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{11} a_{xx} + \overline{Q}_{12} a_{yy} + \overline{Q}_{16} a_{xy} \right]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \right\} \quad (64)$$

$$M_{yy}^T = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{12} a_{xx} + \overline{Q}_{22} a_{yy} + \overline{Q}_{26} a_{xy} \right]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \right\} \quad (65)$$

$$M_{xy}^T = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{16} a_{xx} + \overline{Q}_{26} a_{yy} + \overline{Q}_{66} a_{xy} \right]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \right\} \quad (66)$$

Nem gerilmeleri;

$$N_{xx}^M = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{11} \beta_{xx} + \overline{Q}_{12} \beta_{yy} + \overline{Q}_{16} \beta_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (67)$$

$$N_{yy}^M = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{12} \beta_{xx} + \overline{Q}_{22} \beta_{yy} + \overline{Q}_{26} \beta_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (68)$$

$$N_{xy}^M = \Delta T \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{16} \beta_{xx} + \overline{Q}_{26} \beta_{yy} + \overline{Q}_{66} \beta_{xy} \right]_k [z_k - z_{k-1}] \right\} \quad (69)$$

$$M_{xx}^M = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \left\{ \left[\overline{Q}_{11} \beta_{xx} + \overline{Q}_{12} \beta_{yy} + \overline{Q}_{16} \beta_{xy} \right]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \right\} \quad (70)$$

$$M_{yy}^M = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \{ [\overline{Q_{12}}\beta_{xx} + \overline{Q_{22}}\beta_{yy} + \overline{Q_{26}}\beta_{xy}]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \} \quad (71)$$

$$M_{xy}^M = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^n \{ [\overline{Q_{16}}\beta_{xx} + \overline{Q_{26}}\beta_{yy} + \overline{Q_{66}}\beta_{xy}]_k [z_k^2 - z_{k-1}^2] \} \quad (72)$$

Orta düzlem gerinimleri Eşitlik 73'teki denklem sistemi çözülerek hesaplanır.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ K_{xx} \\ K_{yy} \\ K_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} & b_{11} & b_{12} & b_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} & b_{12} & b_{22} & b_{66} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} & b_{16} & b_{26} & b_{66} \\ b_{11} & b_{12} & b_{16} & d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ b_{12} & b_{22} & b_{26} & d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ b_{16} & b_{66} & b_{66} & d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} N_{xx} + N_{xx}^T + N_{xx}^M \\ N_{yy} + N_{yy}^T + N_{yy}^M \\ N_{xy} + N_{xy}^T + N_{xy}^M \\ M_{xx} + M_{xx}^T + M_{xx}^M \\ M_{yy} + M_{yy}^T + M_{yy}^M \\ M_{xy} + M_{xy}^T + M_{xy}^M \end{pmatrix} \quad (73)$$

Her kat için tabaka gerinimleri x-y koordinat sisteminde Eşitlik 74 ilişkisinden hesaplanır.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{pmatrix} + z \begin{pmatrix} K_{xx} \\ K_{yy} \\ K_{xy} \end{pmatrix} \quad (74)$$

Her kat için tabaka gerilmeleri x-y koordinat sisteminde Eşitlik 75 kullanılarak hesaplanır.

$$\begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} - \Delta T a_{xx} - \Delta M \beta_{xx} \\ \varepsilon_{yy} - \Delta T a_{yy} - \Delta M \beta_{yy} \\ \gamma_{xy} - T a_{xy} - \Delta M \beta_{xy} \end{pmatrix} \quad (75)$$

4.4. Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit malzemeler oldukça geniş yelpazedeki sektörlerde kullanılmaktadır. Özellikle yüksek mekanik özellikleri nedeniyle güçlendirilmiş kompozit malzemeler havacılık endüstrisinde oldukça yaygın bir kullanım imkânı bulmuştur. Özellikle son yıllarda gelişen teknoloji sayesinde insanların ihtiyaçlarını karşılamak için işletme ve üretim maliyeti düşük hava araçları üretimi havacılık endüstrisinin öncelikli hedefleri arasına girmiştir.

Literatürde birçok kompozit malzeme çeşidi mevcuttur. Bunlar kullanım amaçlarına ihtiyaçlara göre sayısız şekilde çeşitlendirilebilir. Havacılık alanında ise yüksek mukavemet ve ağırlık kriteri ile bu yelpaze daralmaktadır. Geleneksel olarak halihazırda havacılıkta termoset kompozitler büyük çoğunlukla kullanılmaktadır. Fakat değişen ve gelişen havacılıkta geri dönüştürülebilirlik özelliği ve seri üretimdeki maliyet

açısından avantajlarıyla son yıllarda termoplastik kompozitler ön plana çıkmaya başlamıştır. Bu çalışmada da termoplastik kompozitler üzerinde durularak bu alanda çalışmalar yürütülmüştür.

Malzeme seçimi ve özelliklerinin belirlenmesi için yüksek mühendislik becerileri ve temel bilimleri kullanmak gereklidir. Bu çalışmada öncelikle neden termoplastik reçine tercih edildiğinden bahsedelim. Bu konu hakkında literatürde birçok çalışma mevcuttur. Öncelikle termoplastik malzemelerin avantajları aşağıdaki gibi sıralanabilir;

- ❖ Çalışan parçalar tekrarlı yüklemeler altında yorulmaya maruz kalır. Bu tür parçaların ömrünün tamamlanmasının ardından değiştirilmesi gerekmektedir. Termoplastik malzemeler geri dönüştürülebilir özellikleri sebebiyle avantaj sağlamaktadır (Özer vd., 2010).
- ❖ Bu geri dönüşüm işlemi için organik çözücülerle gerçekleştirilir bu özellikleri sebebiyle geri dönüştürme işlemi oldukça çevreci ve daha güvenlidir. Ayrıca termoplastiklerin tekrar ısıtılabilip soğutulabilmeleri özellikleri nedeniyle büyük parçaların üretimi için indüksiyon kaynağı ile büyük avantaj sağlamaktadır (Olgun & Çavdar, 2018).
- ❖ Termoplastik malzemeler yüksek şekil verilebilme özelliklerine sahiptir (Olgun & Çavdar, 2018).
- ❖ Termoplastik malzemelerin süneklikleri termoset malzemelere göre yüksek malzemelerdir. Yüksek akma, darbe ve yorulma dayanımına sahiptirler (Aldemir, 2020)
- ❖ Dış görünüş açısından düzgün yüzey görünümüne sahiptirler.
- ❖ Saklama koşulları açısından sınırsız raf ömrüne sahip olmaları oldukça önemli bir tercih sebebi olur.
- ❖ Kalıplama işlemi süresince zehirli gaz salınımı olmadığı için çalışma ortamı termoset malzemelere göre daha güvenlidir.
- ❖ Sıcaklığa göre değişen viskoziteleri üretim esnasında özellikle önceki bölümlerde bahsedilen RTM ile üretim yönteminde büyük avantaj sağlamaktadır.
- ❖ Sıcaklık ile bozulmak yerine ergimeleri sebebiyle kolaylıkla birbirlerine kaynaklanabilmeleri büyük parçaların birleştirilmesi konusunda büyük avantaj sağlamaktadır.
- ❖ Özellikle sürekli fiberlerle takviye edilmiş kompozit malzemeler hafiflik ve yüksek mukavemet özellikleri sayesinde havacılık ve uzay

endüstrisinde menzil ve yakıt tüketimi açısından önemli avantaj getirmektedir.

Termoplastikler, yüksek kırılma tokluğuna sahip olup, termosetlere göre diğer fiziksel ve kimyasal özellikleri açısından da öne çıkmaktadırlar. Kolay geri dönüştürülebilirler, yüksek yanma, korozyon ve aşınma dayanımına ve düşük toksisite özelliklerine sahiptirler. Ayrıca, raf ömrü açısından herhangi bir sınırlama söz konusu olmayıp, oda sıcaklığında istenildiği kadar depolanabilmektedirler.

Termoplastikler, tamamen polimerize oldukları için kürlenme ihtiyacı duyan termosetlere göre daha hızlı nihai ürüne dönüştürülebilirler. Bu nedenle, termoplastiklerin üretim süresi termosetlerden on kat daha kısa olmaktadır. Ayrıca, otoklav gerektirmedikleri için büyük parçaların üretilmesi mümkündür. Otoklavsız üretim sayesinde termosetlere göre yüzde 30 daha düşük maliyetlidirler. Termoplastik malzemeler eritilerek şekillendirilebilmektedir. Bu özellikleri sayesinde kaynakla (füzyon) birleştirme imkânı vardır. Bu sayede havacılıkta kullanılan çok büyük parçalar daha ekonomik olarak üretilmektedir. Zira uygulamaya konulan ultrasonik, direnç, indüksiyon ve lazer gibi kaynak teknikleri ile çok az montaj işçiliği gerektirecek büyük boyutlu parçaların üretilmesi mümkündür. Ayrıca, eritilerek tekrar tekrar şekillendirilebilme ve kaynak kabiliyeti, termoplastik kompozitlerin tamirine de imkân vermektedir. Bu özellikleri ile de termoplastikler termosetlerden önemli oranda ayrılmaktadır (Alger, 1990).

Havacılıkta yaygın olarak yüksek performanslı termoplastik polimerler olan polyketon grubunda yer alan PEEK (polyetheretherketone), PEKK (polyetherketoneketone), LM-PAEK (low-melt polyaryletherketone) ve PPS kullanılmaktadır. Bu malzemelerin tamamı yarı kristal özelliğe sahiptir. Ayrıca, yine yüksek performanslı termoplastik polimer olarak amorf yapıda olan PEI (polyetherimide) de havacılıkta kullanım alanı bulmaktadır (3dörtgen, 2024).

Yüksek performans polimerlerinden yarı kristal olanların matris olarak kullanıldığı termoplastik kompozitlerin şekillendirilmesinde, kristalleşme oranı performansa etki eden önemli parametrelerden biridir. Bu nedenle, araştırmacılar bu konuda çalışmalar yapmaktadır. Kristalleşme, PEEK, PEKK ve PPS gibi yarı kristal polimerlerin katılaşmaları esnasında oluşan düzenli moleküler yapı olarak bilinir. Genel olarak, daha yavaş soğutma oranları kristalliği artırır, bu da bitmiş laminatta daha yüksek mekanik özellikler ve kimyasal direnç sağlar. Kristalizasyonun bazı uygulamalar için diğerlerinden daha önemli olduğu bilinmektedir. Yüzde 40 maksimum kristalleşme

istenmektedir. Ancak bu değerin yüzde 65'in altında kalınması kimyasal dayanım dışında mekanik özellikler açısından çok fazla fark yaratmaz. Ancak bu değerlerin altına düşülürse, özellikler belirgin bir şekilde azalır. Tablo 7'da görüleceği üzere farklı termoplastik reçinelerin özellikleri verilmiştir (Mallick, 2008).

Tablo 7. Termoplastik Matris Malzemelerinin Özellikleri (Mallick, 2008)

Özellik	Poliamid 6,6	PET	PP	PEEK	PPS	PSUL	PEI	PAI	K- III	LARC- TPI
Yoğunluk (g/ cm ³)	1.14	1.35	0.9	1.32	1.36	1.24	1.27	1.40	1.31	1,37
Çekme Modülü (GPa)	1.6-3.8	2.8- 4.1	1.1- 1.6	3.24	3.3	2.48	3	3.03	3.76	3.45
Çekme Dayanımı (MPa)	95	48- 72	31- 41	83	72	-	186	102	138	140
Kopma Uzaması (%)	15-80	30- 300	100- 600	50	4	75	60	12	14	5
Kırılma Enerjisi (kJ m ²)	-	-	-	6.6	-	3.4	3.7	3.9	1.9	-
CTE (10 ⁻⁶ °C ⁻¹)	144	117	146- 180	47	49	56	52	83	35	40
T _g (°C)	57	69	-10	143	85	185	217	280	250	265
Maksimum Servis Sıcaklığı (°C)	110	120	150	250	240	160	267	230	225	300

Literatür araştırması sonucunda kullanılacak termoplastiğin havacılıkta sıklıkla kullanılan ve PEKK olarak seçilmiştir. PEKK reçineli tek yönlü karbon fiber takviyeli malzeme için piyasada birçok satıcı bulunmaktadır. Bunlardan bir tanesi olan "Toray Composite Materials America" firması tarafından malzeme özellikleri teknik verilerinden elde edilmiştir. Bu malzeme özellikleri analiz programına uygun şekilde girilerek daha önceden bahsedilen hesaplama yönteminin temeli olan kompozit laminasyon teorisi hesaplama yöntemi ile program aracılığıyla hesaplatılmıştır. Kullanılan PEKK malzemesinin özellikleri aşağıda Tablo 8, 9, 10'da gösterilmiştir (TORAY, 2022).

Ürün tipi PEKK (PoliEter Keton Keton) Termoplastik Reçine Sistemidir. Raf ömrü ise dış mekân ömrü için ortam sıcaklığında depolamada süresiz; dondurulmuş depolama ömrü için Uygulanamaz - ürünün dondurulması gerekmemektedir. Tipik

uygulamalar şunları kapsamaktadır: Birincil ve ikincil uçak yapıları; yüksek yüklü uçak iç mekan uygulamaları; erişim panelleri, kaburga sertleştiriciler, braketler, boru, zemin kaplaması (TORAY, 2022).

Tablo 8. Tipik Saf Reçine Özellikleri (TORAY, 2022)

Yoğunluk (özellik ağırlık)	1.30 g/cm ³ (80.5 lb/ft ³)
T_g (cam geçişi)	160°C (320°F)
T_m (erime)	337°C (639°F)
T_c (kristalinitesi)	265°C (509°F)
T_p (işleme)	370–400°C (700–750°F)

Tablo 9. Fiziksel Özellikler (TORAY, 2022)

Özellik	Standart Modüllü Karbon UD
	Bant
Elyaf yüzey ağırlığı (FAW)	145 g/m ² (4.28 oz/yd ²)
Katman başına ağırlık (PAW)	221 g/m ² (6.52 oz/yd ²)
Ağırlıkça reçine içeriği (RC)	%34
Konsolide katman kalınlığı (CPT)	0.14 mm (0.006 inç)
Yoğunluk	1.59 g/cm ³ (99.3 lb/ft ³)
Genişlik	305 mm (12 inç)*

*Daha dar genişlikler ikincil dilimleme yoluyla temin edilebilir.

Tablo 10. Mekanik Özellikler (TORAY, 2022)

Standart Karbon Fiber Modülüsü 145gsm UD Bant %34 RC

Özellik	Koşul	Test Yöntemi	Sonuçlar
Çekme Mukavemeti 0°	RTD	ASTM D 3039	2410 MPa
Çekme Modülü 0°	RTD	ASTM D 3039	135 GPa
Çekme Mukavemeti 90°	RTD	ASTM D 3039	86 MPa
Çekme Modülü 90°	RTD	ASTM D 3039	10 GPa
Basma Mukavemeti 0°	RTD	ASTM D 6641	1300 MPa
Basma Modülü 0°	RTD	ASTM D 6641	124 GPa
Basma Mukavemeti 0°	ETD	ASTM D 6641	1222 MPa
Basma Modülü 0°	ETD	ASTM D 6641	124 GPa
Düzlem İçi Kayma Mukavemeti	RTD	ASTM D 3518	152 MPa
Düzlem İçi Kayma Mukavemeti %2 Ofsetli	RTD	ASTM D 3518	50.5 MPa
Düzlem İçi Kayma Modülü	RTD	ASTM D 3518	5.2 GPa
Eğilme Mukavemeti 90°	RTD	ASTM D 790	152 MPa
Deliksiz Kayma Mukavemeti (SBS) 0°/90°	RTD	ASTM D 2344	96.5 MPa
Açık Delik Çekme Mukavemeti	RTD	ASTM D 5766	420 MPa
Açık Delik Çekme Mukavemeti	CTD	ASTM D 5766	422 MPa
Açık Delik Çekme Mukavemeti	ETW	ASTM D 5766	410 MPa
Açık Delik Basma Mukavemeti	RTD	ASTM D 6484	331 MPa
Açık Delik Basma Mukavemeti	CTD	ASTM D 6484	282 MPa
Açık Delik Basma Mukavemeti	ETW	ASTM D 6484	268 MPa
Darbe Sonrası Basma Mukavemeti (30.5 J (270 in-lb) Darbe Enerjisi)	RTD	ASTM D 7136/7137	303 MPa
Mod I Arayüz Kırılma Tokluğu (GIC Enerji Salınım Hızı)	RTD	ASTM D 5528	1.6 kJ/m ²
Mod II Arayüz Kırılma Tokluğu (GIIC Enerji Salınım Hızı)	RTD	ASTM D 7905	2.3 kJ/m ²

Hypermesh analiz programına bir tek yönlü fiber takviyeli PEKK malzemenin özellikleri yukarıdaki tablolardan elde edilerek girilmiştir.

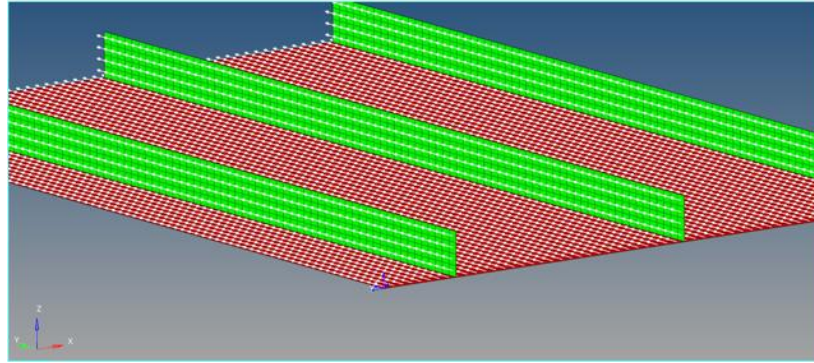
4.5. Kompozitin Modellenmesi

Kompozit modelleme birçok parametre içeren bir modelleme çeşididir. Çoğu analiz programında kompozit modelleme için ayrı bir araç bulunur. Hypermesh paket

analiz programında ise HyperLaminate adında bir araç bulunmaktadır. Hypermesh programında narin yapılar için iki boyutlu kabuk adı verilen elemanlar kullanılır. Bunlar “Quad” adı verilen dikdörtgen şeklinde dört adet çözüm ağından oluşmuş olan elemanlardır. Bu elemanlara bir özellik tanımlanması gereklidir. Bu özellik elemanların hangi malzemeden olduğunun ve kalınlığının ne olduğunun tanımıdır. Çalışmanın bu bölümünde termoplastik malzeme özelliklerinin elemanlara tanımlanması gösterilecektir.

Öncelikle daha önceki bölümlerde bahsedildiği üzere malzeme geometrisi belirlenip çözüm ağı elemanları oluşturulduktan sonra bu elemanlara tanımlayacağımız kompozit malzemenin kartının oluşturulması gerekmektedir. Bu kompozit kartı Hypermesh üzerinde MAT8 kartı olarak tanımlanır. MAT8 kartı oluşturulduktan sonra tek yönde uzanmış PEKK için olan özellikler karta girilmiştir.

Bu laminaların hangi yöne uzanacağı bilgisini programa tanımlamamız gereklidir. Bu da 2D panel sekmesinden “Composite” modülüne gidildikten sonra “material orientation“ sayfasından kompozit olarak tanımlanmış elemanları seçerek daha önceden oluşturulmuş bir koordinat sistemi tanımlayarak elemanların malzeme oryantasyonunu istediğimiz şekilde belirlemiş oluruz. Bu sayede ileriki bölümde anlatacağımız HyperLaminate aracında serim yönlerini bu malzeme oryantasyonuna göre belirlemiş olacağız. Malzeme oryantasyonu tanımlandıktan sonra gösterimi Hypermesh üzerinden Şekil 41’de gösterilmektedir.



Şekil 41. Kompozit Malzeme Oryantasyonu Tanımlama

Ardından kompozit malzeme için oluşturduğumuz PCOMP “Property” yani kompozit özellik kartlarına HyperLaminate modülü üzerinden her katman için ayrı ayrı tanımlama yapılır bu da Tablo 11’de gösterilmiştir.

Tablo 11. HyperLaminate Modülü Üzerinden Kompozit Katmanlarının Tanımlanması

Katman No	Malzeme	Kalınlık	Yönelim Açısı
1	PEKK_UD	0.14 mm	45
2	PEKK_UD	0.14 mm	-45
3	PEKK_UD	0.14 mm	90
4	PEKK_UD	0.14 mm	45
5	PEKK_UD	0.14 mm	0
6	PEKK_UD	0.14 mm	90
7	PEKK_UD	0.14 mm	90
8	PEKK_UD	0.14 mm	0
9	PEKK_UD	0.14 mm	45
10	PEKK_UD	0.14 mm	90
11	PEKK_UD	0.14 mm	-45
12	PEKK_UD	0.14 mm	45

Tablo 11’ de görüleceği üzere termoplastik plaka için on iki adet katman kullanılmış olup [25/50/25] yönlendirme dağılımına sahip bir kompozit modellenmiştir. Yukarıda anlatılan elemanların malzeme oryantasyonuna göre yönelimleri en sağdaki sütunda “Orientation Degress” alanında gösterilmiştir. Plakanın on iki katman için toplam kalınlığı 1.68 mm gelmiştir. Bu çalışma için aynı şekilde plaka güçlendiricisi de tanımlanmıştır. Bu da Tablo 12’ de gösterilmiştir.

Tablo 12. Güçlendiriciler İçin Oluşturulan Katman Dizilimleri

Katman No	Malzeme	Kalınlık	Yönelim Açısı
1	PEKK_UD	0.14 mm	45
2	PEKK_UD	0.14 mm	-45
3	PEKK_UD	0.14 mm	90
4	PEKK_UD	0.14 mm	0
5	PEKK_UD	0.14 mm	45
6	PEKK_UD	0.14 mm	-45
7	PEKK_UD	0.14 mm	90
8	PEKK_UD	0.14 mm	0
9	PEKK_UD	0.14 mm	0
10	PEKK_UD	0.14 mm	90
11	PEKK_UD	0.14 mm	-45
12	PEKK_UD	0.14 mm	45
13	PEKK_UD	0.14 mm	0
14	PEKK_UD	0.14 mm	90
15	PEKK_UD	0.14 mm	-45
16	PEKK_UD	0.14 mm	45

Ayrıca HyperLaminate aracı bize daha önceki bölümlerde hesaplama yöntemini anlattığımız oluşturulan laminatın direngenlik matrisini göstermektedir. Bu da Şekil 42’de gösterilmiştir.

```

Equivalent Material Matrices

*G1 Matrix - Membrane
      5.403223e+04    1.663849e+04    0.000000e+00
      1.663849e+04    5.403223e+04    0.000000e+00
      0.000000e+00    0.000000e+00    1.869687e+04

*G2 Matrix - Bending
      4.493144e+04    2.169982e+04    3.366219e+03
      2.169982e+04    5.301037e+04    3.366219e+03
      3.366219e+03    3.366219e+03    2.375820e+04

*G3 Matrix - Transverse Shear
      3.283085e+03    -3.366213e+01
      -3.366213e+01    3.230063e+03

*G4 Matrix - Coupling
      -0.000000e+00    -0.000000e+00    -0.000000e+00
      -0.000000e+00    -0.000000e+00    -0.000000e+00
      -0.000000e+00    -0.000000e+00    -0.000000e+00

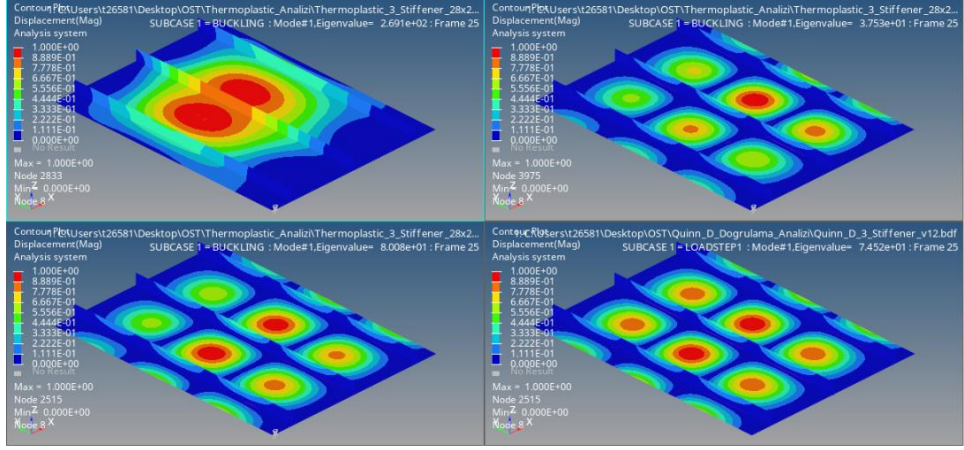
```

Şekil 42. Laminat Elastiklik Matrisi

5. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu çalışmada termoplastik kompozit kullanarak uçak yapılarında önemli bir hata modu olan kritik burkulma modu incelenmiştir. Bu inceleme gerçekleştirilirken literatürde daha önceden deneysel sonuçları mevcut bir çalışma baz alınarak analiz metodu doğrulanmış ve bu analiz metodu ile termoplastik malzemeye sahip güçlendirilmiş panellerin analizi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada havacılıkta kullanılan alüminyum alaşımından daha hafif ya da aynı ağırlıkta daha dayanıklı yapısal elemanlar elde etmek amaçlanmıştır. Burkulma fenomeninin birçok parametreden etkilendiği yukarıda anlatılmıştır. Ayrıca en optimum tasarımı gerçekleştirmek için panel tasarımı değiştirilerek hem metal hem de termoplastik kompozit panellerin burkulma dayanımı karşılaştırılması yapılmıştır.

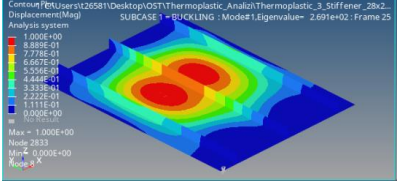
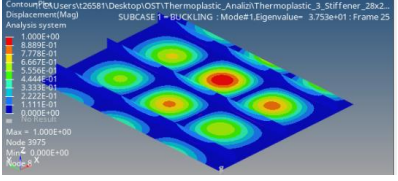
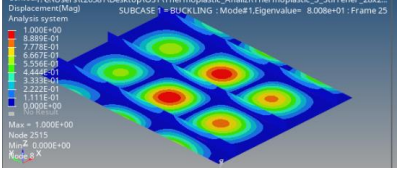
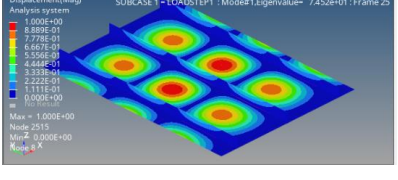
Öncelikle literatürde mevcut olan çalışmadaki panel olan üç adet güçlendiriciye sahip panel tasarımı kullanılarak plaka kalınlığı parametre olarak belirlenmiş ve ağırlıklarına göre ilk burkulma dayanımları incelenmiştir. Şekil 43'te görüleceği üzere sol üstte yer alan aynı ağırlığa sahip termoplastik kompozit panelin dayanımı 269.1 kN çıkarak aynı ağırlıkta termoplastik kompozit malzemenin avantajını bize göstermiştir.



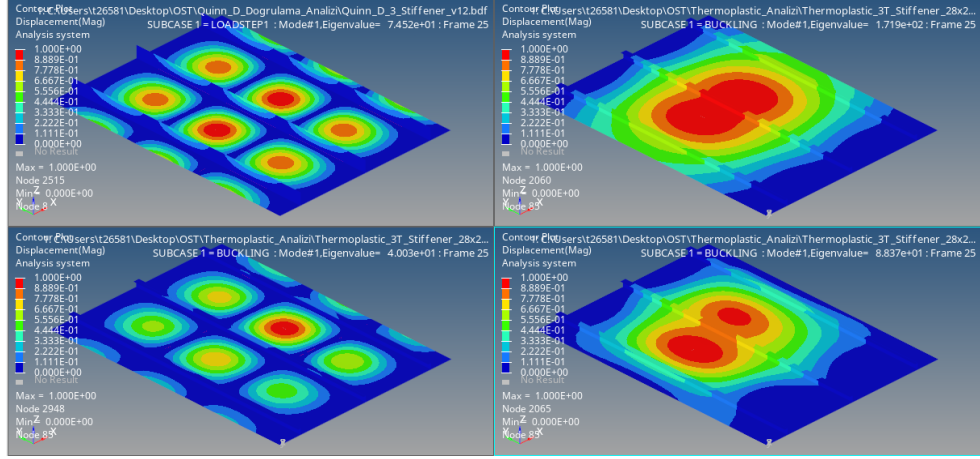
Şekil 43. Termoplastik ve Alüminyum Malzemeli Güçlendirilmiş Panellerin İlk Burkulma Dayanımları

Şekil 43'te gösterilen analiz sonuçları aşağıdaki tablolarda gösterilmiştir. Tablodaki sonuçlarda görüleceği üzere yaklaşık aynı ağırlığa sahip termoplastik kompozit panel yaklaşık olarak ilk burkulma dayanımı açısından üç katı dayanıma sahiptir. Bu da bize termoplastik kompozitlerin havacılık endüstrisi için ne kadar önemli olduğunu bir göstergesidir. Bir diğer çıkarım ise şu şudur üç numaralı panelin sonucuna göre yaklaşık aynı dayanıma sahip panelin ağırlığı metal malzemeli güçlendiricili panelden yaklaşık olarak yüzde 40 daha hafif bir ağırlığa sahip olup bu panel için bize 700 gramlık bir ağırlık kazanımı olduğunu göstermektedir.

Tablo 13. Üç Adet Güçlendiriciye Sahip Panellerin İlk Burkulma Dayanımları

<i>Termoplastik_Kompozit_3_Güçlendiricili</i>				
<i>Model</i>	Ağırlık (kg)	Plaka Kalınlık (mm)	Güçlendirici Yükseklik (mm)	İlk Burkulma Yükü (kN)
	2,065	4,2	28	269,1
	1,032	2,1	28	37,53
	1,321	2,8	28	80,08
	1,974	2,27	28	74,52

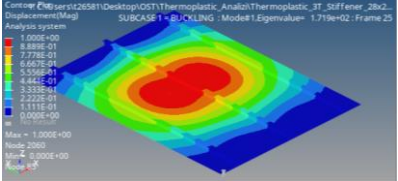
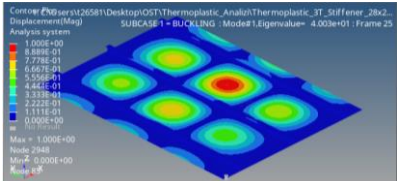
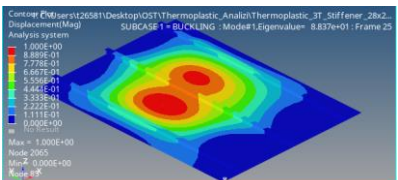
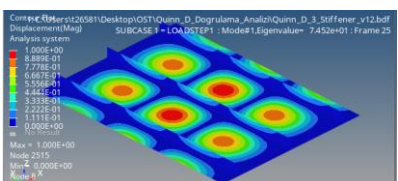
Tablo 13’ de görüleceği üzere termoplastik kompozitin metal malzemeli güçlendirilmiş plakaya göre çok daha efektif sonuçlar alınmıştır. Aynı analiz metodu kullanarak daha fazla sanal test yapılmış ve onların sonuçları da aşağıdaki tablolarda verilmiştir. Bir diğer tasarım olan farklı kesite sahip güçlendiriciler kullanılarak yapılan analiz sonuçları Şekil 44’te gösterilmiştir.



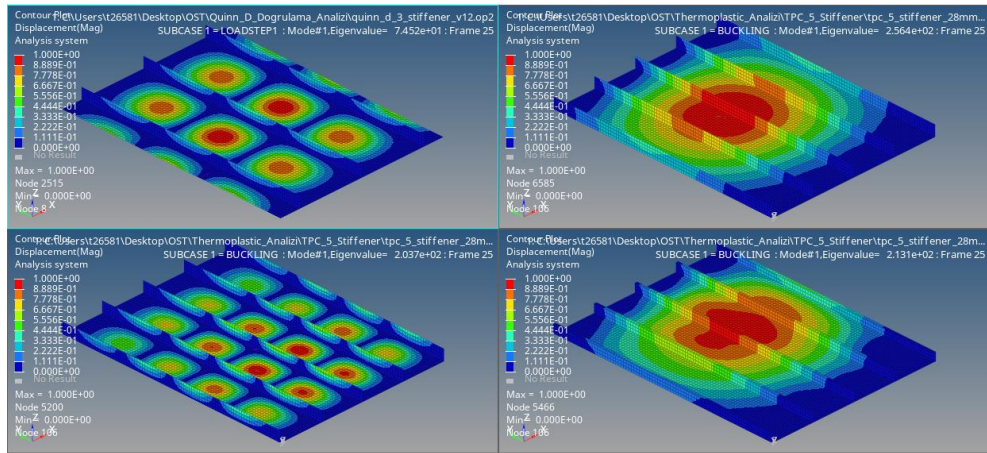
Şekil 44. T Kesite Sahip Güçlendiricili Plakaların Analizi

Bu tasarımda güçlendirici yüksekliği azaltılarak T kesit haline getirilip analiz edilmiştir. Elde edilen sonuçları Tablo 14’te gösterilmiştir. Tablo 14’ü incelediğimizde görüyoruz ki “Blade” kesitli güçlendiricilere göre burkulma dayanımı açısından daha efektif sonuçlar alınmıştır. Fakat güçlendirici yüksekliğinin azalması güçlendiricinin panelleri bölme görevini yerine getiremediği durumlarda ilk burkulma yükü dramatik bir şekilde azalmaktadır. Bu sonuçlardan şunu çıkarabiliriz, güçlendiricilerin asıl amacı panellerin burkulma sınır koşullarını oluşturmak olduğu denilebilir. Eğer güçlendiricinin ataleti yeterli olmazsa panelde kolon görevini yerine getiremez.

Tablo 14. Üç Adet T Kesitli Güçlendiriciye Sahip Panellerin İlk Burkulma Dayanımları

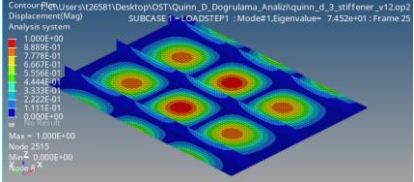
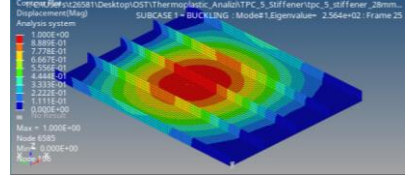
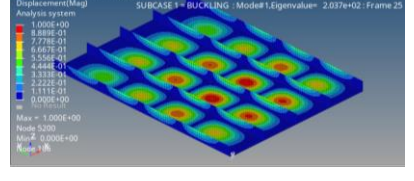
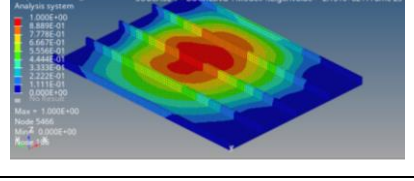
<i>Termoplastik_Kompozit_3 Adet T Kesit_Güçlendiricili</i>					
<i>Model</i>	Ağırlık (kg)	Plaka Kalınlık (mm)	Güçlendirici Yükseklik (mm)	Güçlendirici Flaş Genişlik (mm)	İlk Burkulma Yükü (kN)
	2,065	4,2	14	14	171,9
	1,032	2,1	14	14	40,03
	1,376	2,8	14	14	88,37
	1,974	2,27	28	-	74,52

Bu sonuçlardan sonra güçlendirici sayısı artırılıp sanal testlere devam edilmiştir bunları sonuçları da aşağıda gösterilmiştir.



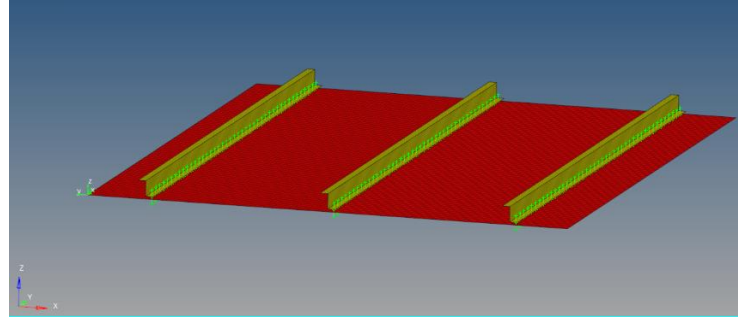
Şekil 45. Farklı Güçlendirici Sayılarına Sahip Güçlendiricili Plakaların Analizi

Tablo 15. Termoplastik_Kompozit_5 Adet_Güçlendiricili

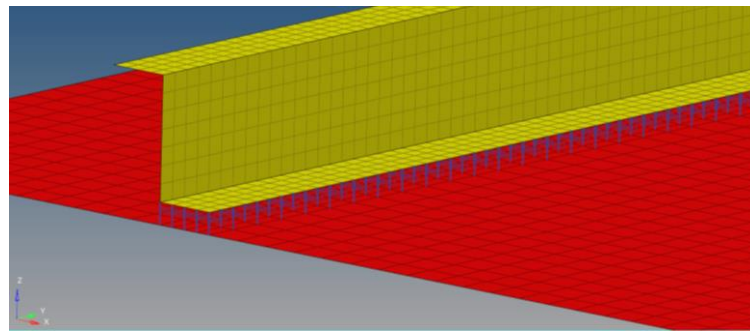
Termoplastik_Kompozit_5 Adet_Güçlendiricili					
Model	Ağırlık (kg)	Plaka Kalınlık (mm)	Güçlendirici Kalınlık (mm)	Güçlendirici Yükseklik (mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)
	1,974	2,2	2,8	28	74,52
	2,009	4,2	2,1	28	256,4
	1,523	2,8	2,8	28	203,7
	1,523	2,8	2,8	28	213,1

Tablo 15’te gösterilen sonuçlardan şu çıkarımı yapabiliriz. Model 2 ve 3’e dikkat edildiğinde aynı ağırlığa sahip fakat sadece güçlendirici yüksekliğinde güçlendirici tipinin ters “L” olacak şekilde modellenmesi üzerine 10 kN ‘luk bir burkulma dayanımı artışı gözlemlenmiştir. Bunun temel nedeni ise literatür araştırmalarında da bahsedildiği üzere büküm bölgelerinin daha fazla yük taşıması ve güçlendiricinin ataletinin artması kaynaklıdır.

Ayrıca bu güçlendiricilerin panelle birleştirilmesi konusunda şöyle bir analiz gerçekleştirilmiştir. Geleneksel yöntemlerden biri olan bağlayıcı ile güçlendiricilerin panele birleştirilmesi ve termoplastiklerin kaynak yöntemi ile entegre panel üretimi arasındaki fark aşağıdaki Tablo 16’da gösterilmiştir. Bu paneller yapısal olarak aynı ağırlığa sahiptirler. Model 1 bağlayıcı içeren modeli gösterirken Model 2 aynı ataletle sahip olması açısından düğüm noktasından bağlanmak yerine rijit eleman olan rbe2 elemanlar ile panele bağlanmıştır. Termoplastik malzemelerin en büyük özelliklerinden olan tekrardan şekil verilebilme sayesinde ve tekrar tekrar kullanılabilme özelliği sayesinde birçok imkân sağlamaktadır. Örneğin hasar alan bir paneli çok pratik bir şekilde üzerine yeni bir yama parçası ya da burkulma dayanımı yetersiz olan bir bölgeye yeni bir güçlendirici eklemek oldukça kolay hale gelecektir.

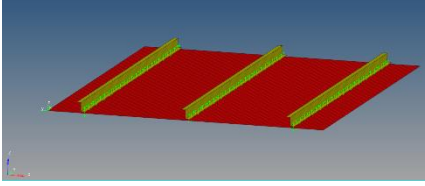
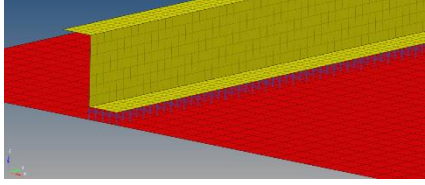


Şekil 46. Bağlayıcı Panel



Şekil 47. Entegre Model

Tablo 16. Entegre Panel ile Bağlayıcıyla Birleştirilmiş Panel

<i>Bağlayıcı ile birleştirilmiş ve entegre panel karşılaştırması</i>	
<i>Model</i>	<i>İlk Burkulma Yüğü (kN)</i>
	151 kN
	172.6 kN

Tablo 16'da de görüleceği üzere entegre panel 21.6 kN daha yüksek bir yükte ilk burkulma modu gerçekleşecektir.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada amaçlanan termoplastik güçlendiricili panellerin üretim, maliyet, zaman, sürdürülebilirlik ve dayanıklılık gibi birçok açıdan avantajları gösterilmiştir. Elde edilen analiz sonuçlarına göre havacılık endüstrisinde kullanılan metal malzemelerden daha dayanıklı olduğu görülmüştür. Mukavemet değerleri açısından oldukça avantaja sahip kompozitler bu çalışmada da burkulma hata kriterine göre uygun panel tasarımı sonucunda metal malzemedeki daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. Bu sonuçları analizi yapılan metal malzemeli ağırlığa göre oransal olarak avantajları tablo 17’ de gösterilmiştir.

Tablo 17. Burkulma Analizi Ağırlık Kazanım Oranları

Model	Ağırlık (kg)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	İyileşme Oranı
Alüminyum_3_Güçlendiricili_Panel	1.974 kg	74.5 kN	-
Termoplastik_Kompozit_3_Güçlendiricili_Panel	1.321 kg	80.08 kN	% 33,08
Termoplastik_Kompozit_3 Adet T Kesit_Güçlendiricili	1.376 kg	88.37 kN	% 30

Aynı şekilde ağırlık parametresini sabit tutarak ilk burkulma yükünü incelediğimiz zaman iyileşme oranları tablo 18’ de gösterilmiştir.

Tablo 18. Burkulma Analizi İlk Burkulma Kazanım Oranları

Model	Ağırlık (kg)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	İyileşme Oranı
Alüminyum_3_Güçlendiricili_Panel	1.974 kg	74.5 kN	-
Termoplastik_Kompozit_3_Güçlendiricili_Panel	2.065 kg	269.1 kN	%261
Termoplastik_Kompozit_3 Adet T Kesit_Güçlendiricili	2.065 kg	171.9 kN	%130
Termoplastik_Kompozit_5 Adet_Güçlendiricili	2.009 kg	256.4 kN	%244

Bununla birlikte sürdürülebilir ve daha uzun ömre sahip termoplastik reçineye sahip kompozitlerinde termoset kompozitler kadar efektif çalıştığı gösterilmiştir. Bu çalışma özelinde ileride güçlendirilmiş panel tasarımı konusunda panel için en optimum güçlendirici sayısı, güçlendirici yüksekliği ve kalınlığı belirleyen yapay bir veritabanı oluşturarak binlerce analiz sonucu otomatik olarak belirli şartlar altında koşutulduktan sonra optimizasyon için verilen paneller için en uygun olan plaka kalınlığı, güçlendirici sayısı, yüksekliği ve kalınlığını optimize eden bir araç geliştirilebilir.



7. KAYNAKLAR

- 3dörtgen. (2024). *Yüksek Performans Materyalleri Serisi – PEEK*. 3dörtgen Web Sitesi. <https://blog.3dortgen.com/yuksek-performans-materyalleri-serisi-peek/?print=print>
- Aalberg, A., Langseth, M., & Larsen, P. K. (2001). Stiffened Aluminium Panels Subjected to Axial Compression. *Thin-Walled Structures*, 39(10), 861–885. [https://doi.org/10.1016/S0263-8231\(01\)00021-0](https://doi.org/10.1016/S0263-8231(01)00021-0)
- Advani, S. G., & Hsiao, K.-T. (2012). Secondary Manufacturing Techniques for Polymer Matrix Composites. İçinde *Woodhead*. <https://doi.org/10.1201/9781351228466-9>
- Agarwal, B. L. (1982). Postbuckling Behavior of Composite-Stiffened-Curved Panels Loaded in Compression. *Experimental Mechanics*, 22(6), 231–236. <https://doi.org/10.1007/bf02326363>
- Akdoğan, H. (2016). *Takviyeli Kompozit Bir Plakanın Dinamik Analizi*. İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Aldemir. (2020). *Termoplastik Malzemeler*. Aldemir Web Sitesi. <https://www.aldemirltd.com/polymer>
- Alger, M. S. M. (1990). Thermoplastic Elastomers. İçinde R. W. Dyson (Ed.), *Engineering Polymers* (ss. 52–76). Blackie.
- August, Z., Ostrander, G., Michasiow, J., & Hauber, D. (2014). Recent Developments in Automated Fiber Placement of Thermoplastic Composites. *SAMPE Journal*, 50(2), 30–37.
- Bai, R., Lei, Z., Wei, X., Tao, W., & Yan, C. (2017). Numerical and Experimental Study of Dynamic Buckling Behavior of a J-Stiffened Composite Panel Under In-Plane Shear. *Composite Structures*, 166, 96–103. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.01.022>
- Balasubramanian, M. (2014). *Composite Materials and Processing*. CRC Press.
- Başer, G. (2012). *Production of Fiber Reinforced Thermoplastic Composites*. İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Bayraktar, Ö. (2016). Öngerilimli Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Üretimi İçin Sistem Tasarımı, İmalatı ve Kompozit Malzeme Üretimi. İçinde *Gazi Üniversitesi*. Gazi Üniversitesi.
- Bisagni, C., & Cordisco, P. (2006). Post-Buckling and Collapse Experiments of Stiffened Composite Cylindrical Shells Subjected to Axial Loading and Torque. *Composite Structures*, 73(2), 138–149. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.11.055>

- Boni, L., Fanteria, D., & Lanciotti, A. (2012). Post-Buckling Behaviour of Flat Stiffened Composite Panels: Experiments vs. Analysis. *Composite Structures*, 94(12), 3421–3433. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.06.005>
- Carlsson, A., & Tomas Åström, B. (1998). Experimental Investigation of Pultrusion of Glass Fibre Reinforced Polypropylene Composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 29(5–6), 585–593. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(97\)00115-2](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(97)00115-2)
- Carlsson, L. A., & Kardomateas, G. A. (2011). Structural and Failure Mechanics of Sandwich Composites. İçinde G. M. L. Gladwell (Ed.), *Springer* (C. 121). Springer. https://doi.org/10.1007/978-1-4020-3225-7_1
- Chan, C. -M., & Venkatraman, S. (1987). Crosslinking of Poly(arylene ether ketones). II. Crystallization Kinetics. *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, 25(8), 1655–1665. <https://doi.org/10.1002/polb.1987.090250808>
- Chen, Y., Zhang, J., Li, Z., Zhang, H., Chen, J., Yang, W., Yu, T., Liu, W., & Li, Y. (2023). Manufacturing Technology of Lightweight Fiber-Reinforced Composite Structures in Aerospace: Current Situation and toward Intellectualization. *Aerospace*, 10(3). <https://doi.org/10.3390/aerospace10030206>
- Collier, C., Yarrington, P., Gustafson, P., & Bednarczyk, B. (2009). Local Post Buckling: An Efficient Analysis Approach for Industry Use. *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 1–23. <https://doi.org/10.2514/6.2009-2507>
- Crisfield, M. A. (1981). A Fast Incremental/Iterative Solution Procedure That Handles “Snap-Through”. İçinde A. K. Noor & H. G. McComb (Ed.), *Computational Methods in Nonlinear Structural and Solid Mechanics* (C. 13, ss. 55–62). Pergamon Press Ltd. <https://doi.org/10.1016/b978-0-08-027299-3.50009-1>
- Cristian, I., Nauman, S., Boussu, F., & Koncar, V. (2012). A Study of Strength Transfer from Tow to Textile Composite Using Different Reinforcement Architectures. *Applied Composite Materials*, 19(3–4), 427–442. <https://doi.org/10.1007/s10443-011-9215-x>
- Crosky, A., Grant, C., Kelly, D., Legrand, X., & Pearce, G. (2015). Fibre Placement Processes for Composites Manufacture. İçinde P. Boisse (Ed.), *Advances in Composites Manufacturing and Process Design* (ss. 79–92). Woodhead Publishing Limited. <https://doi.org/10.1016/B978-1-78242-307-2.00004-X>
- Dai, D., & Fan, M. (2013). Wood Fibres as Reinforcements in Natural Fibre Composites:

- Structure, Properties, Processing and Applications. İçinde A. Hodzic & R. Shanks (Ed.), *Natural Fibre Composites: Materials, Processes and Applications* (ss. 3–65). Woodhead Publishing Limited. <https://doi.org/10.1533/9780857099228.1.3>
- Deo, R. B., Agarwal, B. L., & Madenci, E. (1985). Design Methodology and Life Analysis of Postbuckled Metal and Composite Panels. İçinde *Technical Report AFWAL-TR - Air Force Wright Aeronautical Laboratories (United States)* (C. 1).
- Durgun, İ. (2014). El Yatırma Yöntemi İle Kompozit Parça Üretimi. *7. Mühendislik ve Teknoloji Sempozyumu*, 283–287.
- Elaldi, F. (2010). Structural Efficiency and Post-Buckling Strength of J-and Hat-Stiffened Composite Panels. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 29(10), 1590–1594. <https://doi.org/10.1177/0731684409341677>
- Elaldi, F. (2007). Buckling , Post-Buckling and Failure Analysis of Hat Stiffened Composite Panel. *Proceedings of 8th International Fracture Conference*, 338–345.
- Elaldi, F., & Colak, L. (2009). Buckling and Post-Buckling behavior of Compression Loaded composite Panels with Hat Stiffeners. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 28(20), 2501–2509. <https://doi.org/10.1177/0731684408092394>
- Elmer Franklin Bruhn. (1973). Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. İçinde *Tri-State Offset Company*. Tri-State Offset Company.
- Estrada, H., & Lee, L. S. (2013). Mechanics of Composite Materials. İçinde *The International Handbook of FRP Composites in Civil Engineering*. <https://doi.org/10.1115/1.3423688>
- FAA. (2013). *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)*.
- Fan, S., Kröplin, B., & Geier, B. (1992). Buckling, Postbuckling and Failure Behavior of Composite-Stiffened Panels under Axial Compression. *33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 264–273.
- Friedrich, K., Karger-Kocsis, J., & Lu, Z. (1991). Effects of Steel Counterface Roughness and Temperature on the Friction and Wear of PE(E)K Composites Under Dry Sliding Conditions. *Wear*, 148(2), 235–247. [https://doi.org/10.1016/0043-1648\(91\)90287-5](https://doi.org/10.1016/0043-1648(91)90287-5)
- Ge, D., Mo, Y., He, B., Wu, Y., & Du, X. (2016). Experimental and Numerical Investigation of Stiffened Composite Curved Panel Under Shear and In-Plane Bending. *Composite Structures*, 137, 185–195. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.09.049>

- Ghavami, K., & Khedmati, M. R. (2006). Numerical and Experimental Investigations on the Compression Behaviour of Stiffened Plates. *Journal of Constructional Steel Research*, 62(11), 1087–1100. <https://doi.org/10.1016/j.jcsr.2006.06.026>
- Güldü, S. (2014). *Analysis And Optimization of Cylindrical Structures Manufactured by Automated Fiber Placement Technique*. Orta Doğu Teknik Üniversitesi.
- Heimer, S., Schmidlin, P. R., & Stawarczyk, B. (2017). Discoloration of PMMA, Composite, and PEEK. *Clinical Oral Investigations*, 21(4), 1191–1200. <https://doi.org/10.1007/s00784-016-1892-2>
- Hillermeier, R., Hasson, T., Friedrich, L., & Ball, C. (2013). Advanced Thermosetting Resin Matrix Technology For Next Generation High Volume Manufacture of Automotive Composite Structures. *SAE Technical Papers*. <https://doi.org/10.4271/2013-01-1176>
- Huber, J. (1981). Automated Lamination of Production Advanced Composite Aircraft Structures. İçinde *SAE Technical Papers*. <https://doi.org/10.4271/810467>
- John D. Bossler. (2002). Manual of Geospatial Science and Technology. İçinde J. R. Jensen, R. B. McMaster, & C. Rizos (Ed.), *Taylor & Francis*. Taylor & Francis. <https://doi.org/10.1201/9780203305928>
- Kalender, M. (2018). *Karbon Fiber Nedir? Nerelerde Kullanılır?* <https://malzemebilimi.net/karbon-fiber-nedir-nerelerde-kullanilir.html>
- Kar, K. K. (2017). *Composite Materials - Processing, Applications, Characterizations* (K. K. Kar (ed.)). Springer.
- Karabağ, S. (2011). Rüzgâr Türbini Kanadı İmalatı. *İzmir Rüzgâr Sempozyumu ve Sergisi*, 1–17.
- Karakaya, Ö. (2021). *Vakum Torbalama Yöntemi*. Mühendis Beyinler. <https://www.muhendisbeyinler.net/vakum-torbalama-yontemi/>
- Kaya, M. (2007). *Uçak Yapıları Ders Notu*. <https://web.itu.edu.tr/~kayam/HavaUzayYapSunum.htm>
- Khedmati, M. R., Zareei, M. R., & Rigo, P. (2010). Empirical Formulations for Estimation Of Ultimate Strength of Continuous Stiffened Aluminium Plates Under Combined In-Plane Compression and Lateral Pressure. *Thin-Walled Structures*, 48(3), 274–289. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2009.10.001>
- Kokpitteyiz. (2023). *Uçak Kanatların Yapısı*. Kokpitteyiz Web Sitesi. <https://www.kokpitteyiz.com/ucak-kanatlarinin-yapisi/>
- Kollar, L. P., & Springer, G. S. (2003). *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge

University Press.

- Kong, C. W., Lee, I. C., Kim, C. G., & Hong, C. S. (1998). Postbuckling and Failure of Stiffened Composite Panels under Axial Compression. *Composite Structures*, 42(1), 13–21. [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(98\)00044-0](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(98)00044-0)
- Korkmaz, N., Çakmak, E., & Dayık, M. (2016). Doküma Karbon Elyaf Takviyeli Karbon Nano Tüp-Epoksi Kompozit Malzemelerin Mekanik ve Termal Karakterizasyonu. *SDÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 20(2), 338–353. <https://doi.org/10.19113/sdufbed.44928>
- Kurtz, S. M. (2011). An Overview of PEEK Biomaterials. İçinde *PEEK Biomaterials Handbook*. Elsevier Inc. <https://doi.org/10.1016/B978-1-4377-4463-7.10001-6>
- La Mantia, F. P., & Morreale, M. (2011). Green Composites: A Brief Review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42(6), 579–588. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.01.017>
- Latten. (2020). *Right Wing Alignment of Wing Tip Skins*. <https://www.latten.net/sling2/2020/06/02/right-wing-alignment-of-wing-tip-skins/>
- Lee, D. G., & Suh, N. P. (2006). Axiomatic Design and Fabrication of Composite Structures: Applications in Robots, Machine Tools, and Automobiles. İçinde *Oxford University Press*. Oxford University Press. <https://doi.org/10.1108/ir.2006.04933bae.001>
- Lukaszewicz, D. H. J. A., Ward, C., & Potter, K. D. (2012). The Engineering Aspects of Automated Prepreg Layup: History, Present and Future. *Composites Part B: Engineering*, 43(3), 997–1009. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.12.003>
- Lynch, C., Murphy, A., Price, M., & Gibson, A. (2004). The Computational Post Buckling Analysis of Fuselage Stiffened Panels Loaded in Compression. *Thin-Walled Structures*, 42(10), 1445–1464. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2004.04.002>
- Mallick, P. K. (2008). *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design* (3rd baskı). CRC Press.
- Mehdikhani, M., Gorbatikh, L., Verpoest, I., & Lomov, S. V. (2019). Voids in Fiber-Reinforced Polymer Composites: A Review on Their Formation, Characteristics, and Effects on Mechanical Performance. *Journal of Composite Materials*, 53(12), 1579–1669. <https://doi.org/10.1177/0021998318772152>
- Meyer-Piening, H. R., Farshad, M., Geier, B., & Zimmermann, R. (2001). Buckling Loads of CFRP Composite Cylinders Under Combined Axial and Torsion Loading - Experiments and Computations. *Composite Structures*, 53(4), 427–435.

[https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(01\)00053-8](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(01)00053-8)

- Miller, A. H., Dodds, N., Hale, J. M., & Gibson, A. G. (1998). High Speed Pultrusion of Thermoplastic Matrix Composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 29(7), 773–782. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(98\)00006-2](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(98)00006-2)
- Murphy, A., Price, M., Lynch, C., & Gibson, A. (2005). The Computational Post-Buckling Analysis of Fuselage Stiffened Panels Loaded in shear. *Thin-Walled Structures*, 43(9), 1455–1474. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2005.03.010>
- Niu, M. C. Y. (1999). *Airframe Stress Analysis and Sizing* (Second). Conmilit Press.
- Offringa, A. R. (1996). Thermoplastic Composites - Rapid Processing Applications. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 27(4), 329–336. [https://doi.org/10.1016/1359-835X\(95\)00048-7](https://doi.org/10.1016/1359-835X(95)00048-7)
- Olgun, Ö. H., & Çavdar, U. (2018). Termoplastik Matrisli Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemelerin Kaynaklanmasında İndüksiyonla Isıtmanın Etkileri. *Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 20(2), 591–604. <https://doi.org/10.25092/baunfbed.480558>
- Önder, L. (2003). *Kanat Yapıları Ders Notu*. <https://slonder.tripod.com/kanat/kanat.htm>
- Oromiehie, E., Prusty, B. G., Compston, P., & Rajan, G. (2019). Automated Fibre Placement Based Composite Structures: Review on The Defects, Impacts and Inspections Techniques. *Composite Structures*, 224, 110987. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.110987>
- Özer, A., Altıncı, P., & Can, G. (2010). Termoplastik Rezinler. *ADO Klinik Bilimler Dergisi*, 4(2), 558–563.
- Paulo, R. M. F., Teixeira-Dias, F., & Valente, R. A. F. (2013). Numerical Simulation of Aluminium Stiffened Panels Subjected to Axial Compression: Sensitivity Analyses to Initial Geometrical Imperfections and Material Properties. *Thin-Walled Structures*, 62, 65–74. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2012.07.024>
- Peery, D. J. (1996). *Aircraft Structures*. İçinde *Dover Publications*. Dover Publications. <https://doi.org/10.1017/s0001924000093891>
- Pimenta, S., & Pinho, S. T. (2015). Recycling Carbon Fibre Reinforced Polymers For Structural Applications: Technology Review and Market Outlook. *Waste Management*, 31(2), 378–392. <https://doi.org/10.1016/j.wasman.2010.09.019>
- Powell, G., & Simons, J. (1981). Improved Iteration Strategy For Nonlinear Structures. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 17(10), 1455–1467.
- 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>
- Ramm, E. (1980). Strategies for Tracing the Nonlinear Response Near Limit Points. İçinde W. Wunderlich, E. Stein, & K.-J. Bathe (Ed.), *Nonlinear Finite Element Analysis in Structural Mechanics* (ss. 63–89). Springer. https://doi.org/10.1007/978-3-642-81589-8_5
- Riks, E. (1979). An Incremental Approach To the Solution. *International Journal of Solids and Structures*, 15(7), 529–551.
- Seyruseferim. (2020). *Uçak Kanat Tasarımları*. <https://seyruseferim.com/ucak-kanat-tasarimlari/>
- Simsiriwong, J., Shrestha, R., Shamsaei, N., Lugo, M., & Moser, R. D. (2015). Effects of Microstructural Inclusions on Fatigue Life of Polyether Ether Ketone (PEEK). *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, 51, 388–397. <https://doi.org/10.1016/j.jmbbm.2015.07.020>
- T. H. G. Megson. (2007). *Aircraft Structures for Engineering Students* (Fourth). Butterworth-Heinemann.
- TORAY. (2022). *Toray Cetex TC1320*. TORAY. <https://www.toraytac.com/product-explorer/products/yljT/Toray-Cetex-TC1320>
- Van De Velde, K., & Kiekens, P. (2001). Thermoplastic Pultrusion of Natural Fibre Reinforced Composites. *Composite Structures*, 54(2–3), 355–360. [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(01\)00110-6](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(01)00110-6)
- Wang, R. M., Zheng, S. R., & Zheng, Y. P. (2011). Polymer matrix Composites and Technology. İçinde *Woodhead Publishing*. <https://doi.org/10.1533/9780857092229>
- Wang, Y. (2011). Virtual Testing of Post-Buckling Behaviour of Metallic Stiffened Panels. İçinde *Cranfield University*. Cranfield University.
- Wilckens, D., Odermann, F., & Kling, A. (2013). Buckling and Post buckling of Stiffened CFRP Panels Under Compression and Shear - Test and Numerical Analysis. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1–10.
- Yaman, N., Öktem, T., & Seventekin, N. (2007). Karbon Liflerinin Özellikleri ve Kullanım Olanakları. *Ege Üniversitesi Tekstil Ve Konfeksiyon Dergisi*, 17(2), 90–95.
- Yaşartekin, M. (2012). *Bir Akrobasi Uçağının Yatay Dengeleyicisinin Yapısal Tasarımı*.

Hacettepe Üniversitesi.

- Yudar, S. (2024). Uçak Motorlarında Süperalaşımın Yerine Kullanılabilecek Olan Kompozit Malzemelerin İncelenmesi. *Gazi Journal of Engineering Sciences*, 9(3), 585–595. <https://doi.org/10.30855/gmbd.0705089>
- Zhu, S., Yan, J., Chen, Z., Tong, M., & Wang, Y. (2015). Effect of the Stiffener Stiffness on the Buckling and Post-Buckling Behavior of Stiffened Composite Panels - Experimental Investigation. *Composite Structures*, 120, 334–345. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.10.021>
- Zimmermann, R., Klein, H., & Kling, A. (2006). Buckling and Postbuckling of Stringer Stiffened Fibre Composite Curved Panels - Tests and Computations. *Composite Structures*, 73(2), 150–161. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.11.050>

