

**POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİTLERDE
SARIM AÇISININ
MEKANİK ÖZELLİKLERE ETKİSİ**

Tuncay DİL
Yüksek Lisans Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak-Gövde-Motor-Bakım Anabilim Dalı
Ocak 2016

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Tuncay Dil'in “Polimer Matrisli Kompozitlerde Sarım Açısının Mekanik Özelliklere Etkisi” başlıklı **Uçak-Gövde-Motor-Bakım** Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 18.01.2016 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı – Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Doç. Dr. DİLEK TURAN	
Üye	: Prof. Dr. MUSTAFA CAVCAR	
Üye	: Doç. Dr. MELİH CEMAL KUŞHAN	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİTLERDE SARIM AÇISININ MEKANİK ÖZELLİKLERE ETKİSİ

Tuncay DİL

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak-Gövde-Motor-Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Dilek TURAN
2016, 55 Sayfa

Bu çalışmada, filament sarma yöntemi ile üretilen silindirik malzemelerin yanal yüklemelerle basma testleri yapılarak, esneme ve kırılma durumları incelenmiştir. Silindirik numuneler üç farklı sarım açısı kullanılarak ($[\pm 45^\circ]$, $[\pm 55^\circ]$, $[\pm 65^\circ]$) cam elyafı / epoksi reçineden üretilmiştir. Numunelere (ASTM D 2412 test standardına göre) paralel plakalar arasında yanal basma testleri uygulanmıştır. Testlerden elde edilen tüm veriler sarım açısının etkisini karşılaştırmak üzere grafik ve çizelgelerde gösterilmiştir. Sarım açısının artışıyla birlikte numunenin mukavemetinde artış ve esnekliğinde azalma gözlenmiştir. Deneysel sonuçlar beklendiği gibi, filament sarım açısının numunenin mekanik özelliklerine önemli ölçüde etki ettiğini göstermiştir.

Anahtar Kelimeler: Kompozit, Filament sarma, Sarım açısı, Basma testi

ABSTRACT

Master of Science Thesis

THE EFFECTS OF WINDING ANGLE ON MECHANICAL PROPERTIES OF POLYMER MATRIX COMPOSITES

Tuncay DİL

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Department of Airframe and Powerplant Maintenance**

**Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Dilek TURAN
2016, 55 Pages**

In this study, bending and failure behavior of filament wound composite materials has been investigated by using parallel plate compression tests. Cylindrical composite tubes had been manufactured with three different winding angles ($[\pm 45]$, $[\pm 55]$, $[\pm 65]$) by using glass fiber /epoxy resin. Lateral compression tests (according to ASTM D 2412 test standard) were performed on specimens between two parallel plates. All data obtained from tests were shown in graphs and charts to compare winding angle affects. While increasing of winding angle, the strength of sample was increased but flexibility of sample was reduced. Experimental results showed that as expected, mechanical properties of specimens strongly dependent on filament winding angle.

Keywords: Composites, Filament winding, Winding angle, Compression test

TEŞEKKÜR

Başta tez danışman hocam, sayın Doç. Dr. Dilek TURAN olmak üzere değerli hocalarım Prof. Dr. Mustafa CAVCAR ve Doç. Dr. Melih Cemal KUŞHAN'a ve bu çalışmada emeği geçen bütün hocalarım ve çalışma arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca kompozit malzeme üretimi için “Polimer ve Kompozit Süreçler” laboratuvarının tüm imkânlarını kullanmamı sağlayan ve üretimin her aşamasında desteğini sunan sayın Doç. Dr. Abdullah Tuğrul SEYHAN'a ve üretimin her aşamasında yanımda olan İlhan KAHRAMAN'a teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Hayatım boyunca yanımda olan annem, babam ve kardeşlerime sonsuz teşekkürler.

Son olarak her zaman desteğini ve sevgisini hissettiğim, hayat arkadaşım, sevgili eşim Meral ASLAN DİL'e en derin duygularıyla sevgiler.

Tuncay DİL

Ocak - 2016

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	viii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	ix

1. GİRİŞ VE LİTERATÜR	1
1.1. Giriş	1
1.2. Literatür Özeti	2
1.3. Çalışmanın Önemi	5
2. KOMPOZİT MALZEMELER	6
2.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı ve Tarihçesi.....	6
2.2. Kompozit Malzemelerin Sektörel Bazda Kullanımı	7
2.3. Havacılıkta Kompozit Malzeme Kullanımı	14
2.4. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	20
2.4.1. Fiber (elyaf) takviyeli kompozitler	20
2.4.2. Parçacıklı kompozitler	22
2.4.3. Tabakalı kompozitler	23
2.4.4. Karma (hibrit) kompozitler	24
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN ÜRETİM YÖNTEMLERİ	25
3.1. Elle Yatırma Yöntemi	25
3.2. Püskürtme Yöntemi	26
3.3. Reçine Transferi Yöntemi	26
3.4. Hazır Kalıplama	27
3.5. Vakum Torbası Yöntemi	28
3.6. Profil Çekme Yöntemi.....	29

3.7. Otoklav Yöntemi	30
3.8. Filament (Elyaf) Sarma	31
4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR	36
4.1. Kullanılan Malzemeler	36
4.2. Kompozit Malzemelerin Üretimi	36
4.3. Test Numunelerinin Hazırlanması.....	40
4.4. Testlerin Yapılması	42
4.5. Test Verilerinin Toplanması ve Düzenlenmesi	44
5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER	45
5.1. [$\pm 45^\circ$] Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar.....	45
5.2. [$\pm 55^\circ$] Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar.....	46
5.3. [$\pm 65^\circ$] Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar.....	47
5.4. Bütün Numune Verilerinin Birlikte Gösterimi.....	48
5.5. Değerlendirmeler	49
KAYNAKLAR	51

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. Çelik – alüminyum ve kompozit özellikleri	7
2.2. Sektörlere göre kütleli olarak kompozit kullanımı	8
2.3. Dünyada kompozit kullanımı ve önemli gelişmeler	9
2.4. Motorsiklet kaskı ve askeri kask	9
2.5. Kompozit malzemeden tenis raketi ve bisiklet kadrosu.....	10
2.6. Kompozit malzeme gövdeli tekne	10
2.7. Karbon fiber kaportalı otomobil (999 kg)	11
2.8. (a) Kompozit köprü (b) Cephe kaplama malzemesi	12
2.9. Kompozit rüzgâr türbini kanadı (73 m)	12
2.10. İntelsat 5 uydusunun gövde ve anten yapıları	13
2.11. Çeşitli kompozit malzeme örnekleri	14
2.12. Sivil havacılıkta kompozit malzeme kullanımı	15
2.13. Boeing 777 kompozit malzeme kullanımı	16
2.14. Boeing 787 kompozit malzeme kullanımı	17
2.15. Airbus A380 kompozit malzeme kullanımı	18
2.16. Airbus A350 kompozit malzeme kullanımı	18
2.17. Elyaf takviyeli kompozitler (a) Sürekli ve çekme doğrultusunda yönlenmiş ($l > 15 l_{kri}$) (b) Süreksiz ve çekme doğrultusunda yönlenmiş (c) Süreksiz ve rastgele yönlenmiş	21
2.18. (a) Gevrek elyaf ve sünek matrise ait gerilme- birim şekil değişimi eğrilerinin şematik gösterimi (b) Elyafın yönlendiği doğrultuda yük uygulanması durumu	22
2.19. Parçacıklı kompozit yapı.....	23
2.20. Tabakalı kompozit yapı.....	23
2.21. Karma (hibrit) kompozit yapı.....	24
3.1. Elle yatırma işlemi uygulaması	25
3.2. Püskürtme işlemi uygulaması	26
3.3. Reçine transferi işlemi	27
3.4. Hazır kalıplama yöntemi	28
3.5. Vakum torbası yöntemi	29
3.6. Profil çekme yöntemi	30

3.7. Otoklav cihazı	31
3.8. Filament sarma mekanizması örneği	32
3.9. Filament sarma ile üretilmiş küçük ölçekli uçak gövdesi	32
3.10. Spectrum S.40 modeli gövdesi	33
3.11. Boeing 787 gövde parçası	34
3.12. Sarım açısı parametreleri	34
3.13. Elyaf sarım teknikleri	35
4.1. Filament sarma cihazı üniteleri	37
4.2. Sarım yapılacak mandrel.....	37
4.3. Reçinenin hazırlanması	38
4.4. Filamentin reçine havuzundan geçecek şekilde ayarlanması.....	38
4.5. Filamentin mandrel üzerine istenen açıda sarımı.....	39
4.6. Sarımı tamamlanan numuneler	39
4.7. Numunelerin fırında kürlenmesi	40
4.8. Test için gerekli ölçüde numune kesimi.....	41
4.9. Numunelerin numaralandırılması.....	41
4.10. Instron 8501 basma cihazı.....	42
4.11. Basma testlerinin gerçekleştirilmesi	43
4.12. Numunelerin basma sırasında görünüşleri	44
5.1. [$\pm 45^\circ$] Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri	45
5.2. [$\pm 55^\circ$] Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri	46
5.3. [$\pm 65^\circ$] Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri	47
5.4. Bütün numunelerin F-P grafikleri	48

ÇİZELGELER DİZİNİ

4.1. E camı ve epoksi reçine Özellikleri	36
4.2. Test edilecek numune bilgileri	42
5.1. [$\pm 45^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.	46
5.2. [$\pm 55^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.	47
5.3. [$\pm 65^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.	48
5.4. Her bir sarım açısı için ortalama değerler.	49

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

ASTM	: American Society for Testing and Materials – Amerikan Test ve Malzeme Kurumu
CFRP	: Carbon Fiber Reinforced Polymer – Karbon Fiber Takviyeli Polimer
ζ	: Çekme
d	: Elyaf çapı
D	: Mandrel çapı
e	: Elyaf
E	: Elastisite Modülü [GPa]
F	: Yük [kN]
FW	: Filament Winding – Filament Sarma
GFRP	: Glass Fiber Reinforced Polymer – Cam Fiber Takviyeli Polimer
GLARE	: Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy – Cam Lamine Alüminyum Takviyeli Epoksi
k_{ri}	: Kritik
l	: Elyaf uzunluğu
m	: Matris
max	: Maksimum
N	: Dönme devir sayısı [devir/dakika]
P	: Eğilme Yüzdesi [mm/mm]
PS	: Pipe Stiffness – Boru Rijitliği [N/mm]
QFRP	: Quartz Fiber Reinforced Polymer – Kuartz Fiber Takviyeli Polimer
v	: Filament besleme ünitesi yatay hızı [mm/dakika]
Δy	: Eğilme miktarı [mm]
θ	: Sarım açısı
ρ	: Yoğunluk
σ	: Gerilme [MPa]
τ	: Elyaf – Matris ara yüzey dayanımı
ϵ	: Birim şekil değiştirme

1. GİRİŞ VE LİTERATÜR

1.1. Giriş

Kompozit malzemeler günümüzde endüstrinin birçok alanında kullanılmaktadır. Özelliklerinin ihtiyaca yönelik olarak belirlenebilmesi avantajı nedeniyle tercih edilmektedirler. Üretim teknolojilerindeki gelişmeler kompozitlerin maliyetini azaltmış ve böylece kullanım yaygınlığı oldukça artmıştır.

Kompozitlerin üstün mekanik özellikleri nedeniyle üretim teknolojilerindeki araştırmalar önem kazanmakta ve her geçen gün gelişme göstermektedir. İstenen amaca yönelik olarak farklı üretim teknikleri geliştirilmiştir.

Kompozit malzemeler geleneksel anlamda kullanılan basit tekniklerle üretilen; bitki lifleri ve çamur karışımından elde edilen kerpiç veya demir – harç karışımından elde edilen betonarme yapılar olarak günlük hayatımızda yer alırlar. Teknolojik olarak daha ileri özelliklerde malzeme ihtiyacı olan havacılık, uzay, otomotiv, denizcilik gibi alanlarda kullanılmak üzere geliştirilen ve sonrasında birçok alanda kullanılmaya başlayan, daha yüksek özgül dayanım, rijitlik vb. özelliklere sahip ileri kompozit malzemeler geliştirilmiştir.

Yapılan bu çalışmada, kompozit malzemeler hakkında genel bir bilgilendirme yapılmış, önemli üretim teknikleri hakkında genel bilgiler verilmiştir. Deneysel çalışmada ise kompozit üretim yöntemlerinden filament sarma (Filament Winding (FW)) yöntemi kullanılarak üç farklı açı oryantasyonuyla $[\pm 45^\circ]$, $[\pm 55^\circ]$ ve $[\pm 65^\circ]$ sarım açılarına sahip cam elyafı/epoksi tüpler üretilmiştir. Üretimde açı parametresi dışında tüm parametreler bütün numuneler için aynı tutulmuştur. Üretilen tüpler ASTM D 2412 [1], test standardına uygun olarak test edilmek üzere hazırlanmış ve yanal yükleme uygulanarak basma testleri gerçekleştirilmiştir.

Elde edilen sonuçlar, aynı sarım açısına sahip numuneler için kendi arasında değerlendirilmek üzere grafiklerde gösterilmiş. Farklı sarım açılarına sahip numunelerden elde edilen sonuçlar, sarım açısı değişiminin malzeme özelliklerine etkisinin gözlenebilmesi amacıyla bir arada grafiklerde gösterilmiş ve sonuçlar irdelenmiştir.

1.2. Literatür Özeti

Bu çalışmayla ilgili olarak geçmişte yapılan çalışmalara bakıldığında, genel olarak filament sarma yönteminde kullanılan parametrelerin değişiminin malzemelerin mekanik özelliklerine etkisini inceleyen birçok çalışma mevcuttur, bunların yanında silindirik numunelerin üzerine uygulanan testler konusunda da farklı çalışmalar görülmektedir.

Tüm bu çalışmalar göz önüne alındığında literatürde kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinden filament sarma yönteminin çeşitli parametrelerini inceleyen ve bu incelemeler neticesinde iyileştirmeler öneren birçok çalışma mevcuttur.

Spencer ve Hull [2], farklı sarım açılarıyla üretilmiş silindirik elemanların iç basınç ve çekme yükü altında hasar durumlarını deneysel olarak incelemiş ve sarım açısının etkisini göstermişlerdir.

Rosenow [3], farklı sarım açılarıyla üretilmiş silindirik elmanlar için çeşitli yükleme durumlarını deneysel olarak incelemiş ve elde edilen sonuçları laminasyon teorisi ile yapılan hesaplamalarla elde edilen sonuçlarla karşılaştırmıştır.

Carroll ve ark. [4], $[\pm 55^\circ]$ sarım açısına sahip filament sarma elemanların, çift eksenli yükleme durumunda çevresel ve eksenel yüklerin birbirlerine oranlarını incelemişlerdir.

Cohen [5], filament sarma sırasında kullanılan, filament gerilimi, katman sarım hızı gibi değişkenlerin ürün dayanımı ve kalitesine etkisini birçok yönden deneysel olarak incelemiştir.

Rousseau ve ark. [6], filament sarım açısını sabit tutarak sarım desenini değiştirmenin kompozit yapı üzerine etkisini deneysel olarak incelemişlerdir.

Akkuş ve Kawahara [7], filament sarma ile üretim esnasında bazı noktalarda destek noktaları olarak çevresel sarım işlemi uygulamış ve bu destek noktalarının eğilme durumuna etkisini deneysel olarak incelemişlerdir.

Béakou ve Mohamed [8], basınçlı silindirik tank ve yanal yüke maruz silindirik boru şeklindeki yapılar için optimum filament sarım açısının hangi parametrelere göre nasıl değişme gösterebileceğini incelemişlerdir.

Xia ve ark. [9], filament sarma ile üretilen silindirik elemanların yanal yüklemeler durumunda oluşan eğilme davranışlarını sandviç teori ile çözümleyerek deneysel sonuçlar ile karşılaştırmışlardır.

Kaynak ve Mat [10], $[\pm 55^\circ]$ sarım açısına sahip filament sarma kompozit tüplerin, iç basınç ve farklı eksenel yüklemeler altında oluşan hasar mekanizmaları ve yorulma davranışları üzerine çalışmalar yapmışlardır.

Mertiny ve Ellyin [11], sabit sarım açısı ile üretilen tüplerin, sarım sırasında kullanılan filament gerilimi parametreleri değiştirilerek mekanik özellikleri üzerindeki etkilerini incelemişlerdir.

Mertiny ve ark. [12], filament sarımı sırasında farklı katmanları farklı açılar parametreleri kullanarak silindirik numuneler üretmiş ve bu üretim tekniğinin farklı yüklemeler altında silindirik yapıların mekanik davranışlarına etkilerini incelemişlerdir.

Bisagni ve ark. [13], formula 1 araçlarında kullanılan karbon fiber kompozit direksiyon milinin mekanik özelliklerini deneysel ve sonlu elemanlar metodu kullanarak incelemişlerdir.

Kaynak ve ark. [14], farklı fiber ve epoksi türleri ile üretilen kompozit tüplerin farklı sarım açısı parametrelerini split-disk yöntemi kullanarak deneysel incelemesini gerçekleştirmişlerdir.

Tarakçıoğlu ve ark. [15], $[\pm 55^\circ]$ sarım açısına sahip filament sarma kompozit tüplerin, farklı gerilim yükleri altındaki yorulma davranışlarını incelemişlerdir.

Guedes [16], karbon fiber-epoksi ve cam fiber-epoksi tüplerin dış yanal kuvvetler altında gerilme ve eğilme davranışlarını sonlu elemanlar modellemesi ve iki boyutlu elastisite çözümlemesi kullanarak karşılaştırmalı olarak incelemiştir.

Hernández-Moreno ve ark. [17], yüksek dış basınca maruz kalan kompozit tüplerin farklı sarım desenleri kullanılarak üretilmesinin mekanik davranışlarına etkilerini incelemişlerdir.

Baranger ve ark. [18], filament sarma yöntemi kullanılarak üretilen yapılarda sarım esnasında meydana gelen bozuklukların malzemenin mekanik

davranışlarına etkisinin belirlenebilmesi için elastisite teorisi ve sonlu elemanlar metodu kullanarak çözüm önerileri geliştirmişlerdir.

Guedes [19], yapı sektöründe kullanılan büyük çaplı kompozit yer altı boruları için yanal yükleme durumunda meydana gelen eğilme durumlarını deneysel olarak incelemiş ve küçük miktarda oluşan eğilmeler için kullanılan çözümlerin çok yüksek oranda deforme olmadan eğilme özelliği gösteren bu tip borularda geçerli olmadığını göstermiştir.

Gunasegaran ve ark. [20], filament sarma yöntemiyle üretilen kompozit boruların, üretim sırasında kullanılan sarım açısı, filament gerilimi, reçine oranı gibi faktörlerini değiştirerek deneysel ve sonlu elemanlar metodu ile mekanik özelliklerine etkilerini incelemişlerdir.

Jia ve ark. [21], filament sarma işlemi sırasında meydana gelen fiber kırılmalarının ve sarım açısının karbon fiber kompozit yapıların mekanik özelliklerine etkisini incelemişlerdir.

Jin ve ark. [22], yer altına gömülü kullanılan kompozit silindirik yapıların, üretimde kullanılan malzeme özellikleri temelinde optimum güvenli tasarımı üzerinde teorik olarak çalışmalar yapmışlardır.

Rafie [23], farklı çap, farklı sarım açıları ve farklı duvar kalınlığına sahip silindirik kompozit numuneler üreterek mekanik testlerini gerçekleştirmiş ve elde ettiği sonuçlar doğrultusunda optimum tasarım yapma amacıyla bir yazılım geliştirme üzerine çalışmıştır.

Hafeez ve Almaskari [24], $[\pm 55^\circ]$ sarım açısına sahip farklı boyutlarda silindirik kompozit yapılara farklı ebatlarda uçlarıyla uygulanan darbelerin etkisinin deneysel sonuçlarının teorik hesaplamalarla uyumu konusunda çalışmışlardır.

Ribeiro ve ark. [25], filament sarımı sırasında sarım katmanlarında kullanılan farklı açıların sıralamasının değiştirilmesi durumunun mekanik özelliklere etkisini darbe testleri ile deneysel olarak incelemişlerdir.

Nehdi ve ark. [26], yapı sektöründe yer altına gömülü olarak kullanılan büyük çaplı çelik tel ve takviyeli boruların maruz kaldığı yükler karşısında oluşan ekilme durumlarını deneysel olarak incelemişlerdir.

Sebaey ve Mahdi [27], filament sarma ile üretilmiş silindirik numuneler üzerine darbe testi uygulayarak darbe alan noktanın pozisyonunun malzemenin üzerine gelen yüklemeler durumunda kırılmasına etkisini incelemişlerdir.

Bu çalışmaların birçoğunda görülmektedir ki filament sarma sırasında kullanılan birçok parametre olmakla beraber sarım açısı malzeme tasarımı ve istenen mekanik özellikler açısından oldukça önemli bir parametre olarak karşımıza çıkmaktadır. Bunların yanında üretilen ürünlerin kullanım alanına göre test etmek için birçok farklı yöntem kullanılmaktadır.

1.3. Çalışmanın Önemi

Kompozit malzemeler her geçen gün daha fazla alanda daha fazla oranda kullanılmaktadır. Havacılık açısından sağladığı birçok avantaj nedeniyle sektörel olarak kullanım oranı her geçen gün artmaktadır. Yüksek teknoloji gerektiren havacılık malzemeleri ayrıca stratejik değer taşımaktadır. Yapılan çalışma filament sarma yöntemi konusunda bizlere birçok deneyim kazandırmıştır. Bir üretim yönteminin incelenmesi olarak değerlendirildiğinde bu çalışmada elde edilen deneyimler, en basit haliyle silindirik boru tiplerinden karmaşık şekilli uçak gövdesi veya roket gövdesi/lülesi gibi birçok farklı yapının üreminde kullanılabilir değerdedir.

Filament sarma yöntemi, silindirik numune üretiminde üretim hızı ve maliyeti açısından oldukça avantajlı bir yöntemdir. Üretim yaparken kullanılacak parametrelerin iyileştirilmesi ürün kalitesini ciddi oranda etkilemektedir. Bu anlamda açıların değişiminin ürünün mekanik özelliklerine ne derecede etki gösterdiği deneysel olarak incelenmiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

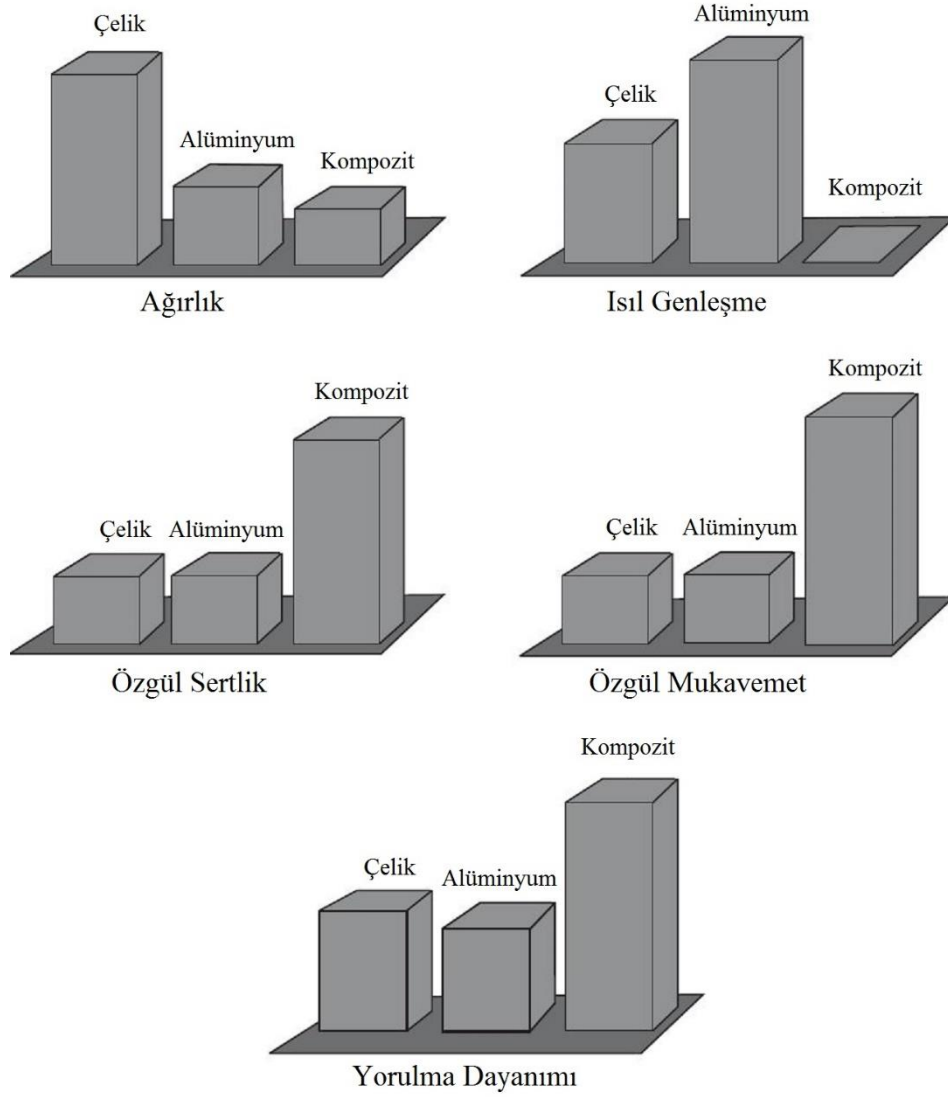
2.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı ve Tarihçesi

Belirli bir amaca yönelik olarak, iki veya daha fazla malzemenin makro düzeyde birleştirilmesi ile elde edilen malzemelere “Kompozit” malzemeler denir.

Ahşap, saman takviyeli kilden yapılan kerpiçler binlerce yıldır bilinen ve çok yaygın olarak kullanılan kompozit malzeme örnekleridir. Kompozitlerin ayrı bir malzeme sınıfı olarak gelişmesi, cam elyaf takviyeli polimer gibi çok fazla kompozitlerin 20. yüzyılın ortalarında, tasarım ve mühendislik çalışmalarına uygun şekilde üretilmesiyle başlamıştır [28].

Yüksek teknoloji uygulamalarında özel ve sıra dışı malzeme özelliklerine ihtiyaç duyulmaktadır, bu uygulamalar özellikle havacılık, sualtı, biyomühendislik ve taşımacılık endüstrilerinin ihtiyaçlarıdır. Örneğin havacılıkta düşük yoğunluklu, yüksek dayanımlı, rijit, aşınma ve darbeye dayanıklı ve aynı zamanda korozyona uğramayacak malzemelere ihtiyaç duyulmaktadır [28]. Bu özelliklerin daha fazlasının bir arada olduğu kompozit malzemelerin üretimi, gelişen teknoloji ile mümkün hale gelmektedir.

İstenen özelliklere yönelik malzeme üretilebilmesiyle sektörde kullanılan diğer malzemelere önemli bir alternatif haline gelen kompozit malzemelerin kullanım oranı büyük bir orana ulaşmış ve artmaya devam etmektedir. Kompozit malzemelerin sektörler açısından en çok kullanılan çelik ve alüminyum ile bazı temel özelliklerinin karşılaştırıldığı Şekil 2.1’de görülebileceği gibi kompozitler birçok tercih avantajına sahiptir.



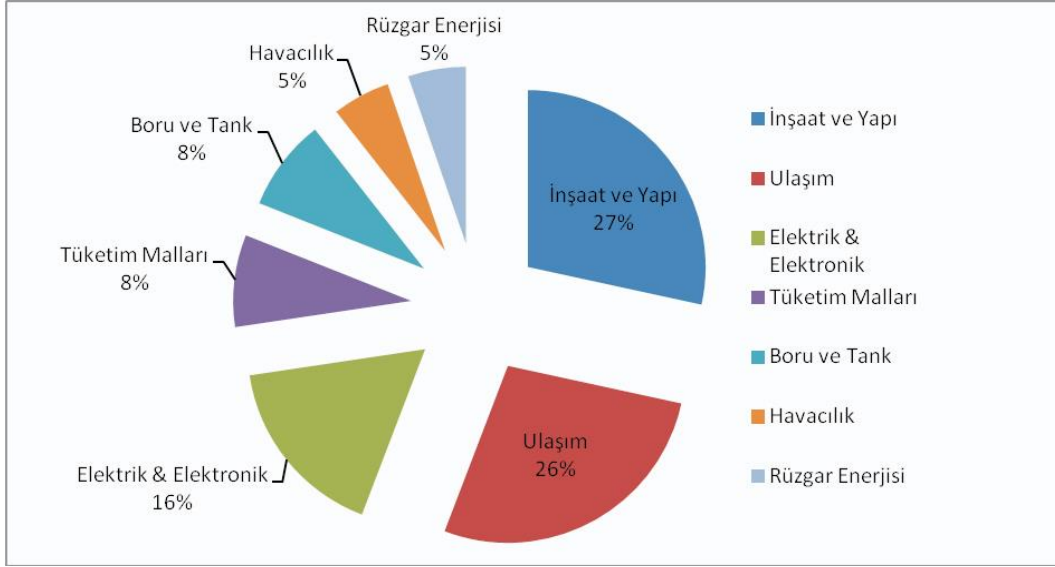
Şekil 2.1 Çelik – alüminyum ve kompozit özellikleri [29]

2.2. Kompozit Malzemelerin Sektörel Bazda Kullanımı

Günümüzde endüstrinin birçok alanında kullanılan kompozit malzemeler, üretim tekniklerinin gelişmesi ile daha fazla alanda ve oranda kullanılmaktadırlar.

Kütlesel olarak ele alındığında Şekil 2.2’de görülebileceği gibi, kompozitlerin en çok kullanıldığı sektörler, İnşaat ve yapı (%27) ve ulaşımdır (%26). Ancak bu alanlarda kullanılan kompozit malzemeler ağır ve görece ucuz malzemelerdir, örneğin inşaat sektöründe temel malzeme olan beton ve demir

karışımı, ulaşım sektöründe temel malzeme olan asfalt zift ve çakıl karışımından oluşan kompozit malzemedir. Bu malzemelerin üretim kolaylığı yaygınlığı ve temel ihtiyaçlardan oluşu kütlece en büyük orana sahip olmalarını da beraberinde getirmektedir [30].



Şekil 2.2 Sektörlere göre kütleli olarak kompozit kullanımı [30]

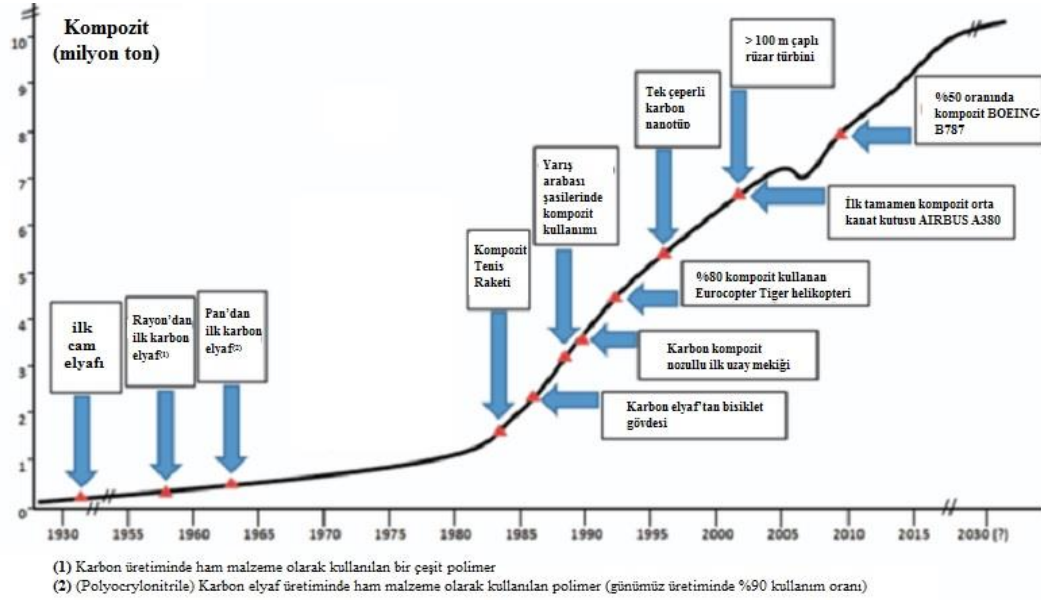
Havacılık sektöründe kullanılan kompozit malzemeler (genellikle epoksi emdirilmiş karbon elyaflar) , diğer sektörlerde kullanılanlara oranla daha kaliteli ve yüksek mukavemetli olmasından dolayı daha pahalıdır. Bu nedenle havacılık sektörü ağırlıkça dünyada %5 kullanım oranına sahipken fiyat temel alındığında %21'lik bir orana sahiptir [30].

Kullanıldığı sektörler açısından kütleli oranlarda havacılık sektörü her ne kadar düşük görünsede, bu sektörün gereksinimleri göz önünde bulundurulduğunda yüksek kalite ve mukavemet değerlerine sahip olması gerekliliği, malzeme üretim ve ar-ge faaliyetleri açısından havacılık ve uzay sektörünü kompozit malzemeler konusunda daha da önemli kılmaktadır.

Kompozit malzemelerin kullanım miktarının yıllara göre değişimi ve bu değişime etki eden bazı gelişmeler Şekil 2.3 'de görülmektedir.

Şekil 2.3'de görülebileceği gibi kompozit malzemelerin kullanım oranları zamanla artmakta ve hayatın her alanında kullanılmaları yaygınlaşmaktadır.

Havacılık ve uzay sektörü gibi ileri teknoloji gerektiren maliyeti yüksek alanlar için yapılan çalışmalar sonucu elde edilen malzemeler, zamanla hayatın diğer alanlarında da kullanılabilir duruma gelmektedir.



Şekil 2.3 Dünyada kompozit kullanımı ve önemli gelişmeler [30]

Kullanım alanlarına birçok farklı alandan örnekler göstermek mümkündür.

Askeri ve sivil koruyucu ekipmanlarda hafiflik ve sağlamlık nedeniyle kompozit malzemeler tercih edilmektedir. Şekil 2.4’de görülebileceği gibi kasklar, kurşungeçirmez yelekler, yangına ve yüksek ısıya dayanım gerektiren ekipmanlar gibi birçok örnek verilebilir.



Şekil 2.4 Motorsiklet kaskı ve askeri kask

Şekil 2.5'te görüldüğü gibi, bisiklet kadroları, tenis racketleri, kayaklar gibi ağırlık parametresinin sporcu açısından önem taşıdığı spor gereçleri içinde tercih edilen malzeme türlerindendir.



Şekil 2.5 Kompozit malzemeden tenis raketi ve bisiklet kadrosu

Deniz araçlarında ana gövdenin tek parça halinde üretilebilmesi ve bunun yanında, korozyon gibi faktörler göz önüne alınarak üretilen kompozit malzemeler, daha uzun ömürlü deniz araçları üretilmesine olanak vermektedir. Şekil 2.6'da kompozit gövdeli bir deniz aracı görülmektedir.



Şekil 2.6 Kompozit malzeme gövdeli tekne [31]

Otomotiv sektöründe, araçların iç aksamalarında estetik ve konfor amacıyla kompozit malzeme kullanımı çok eskiden beri süregelmektedir, bunun yanında

teknolojinin gelişmesiyle lüks araçlarda başlayan ve birçok araç aksamını kapsayan kompozit kullanımı mevcuttur. Kaporta kısımlarının karbon fiberden üretilmesi, motor bloklarında seramik matrislerin kullanımı ve fren sistemlerinde yine benzer şekilde yüksek ısı ve aşınmaya dayanıklı malzemelerin kullanımı mevcuttur. Şekil 2.7’de çok büyük motor hacmine sahip olmasına rağmen toplam ağırlığı 999 kg Lamborghini marka bir spor araç görülmektedir.

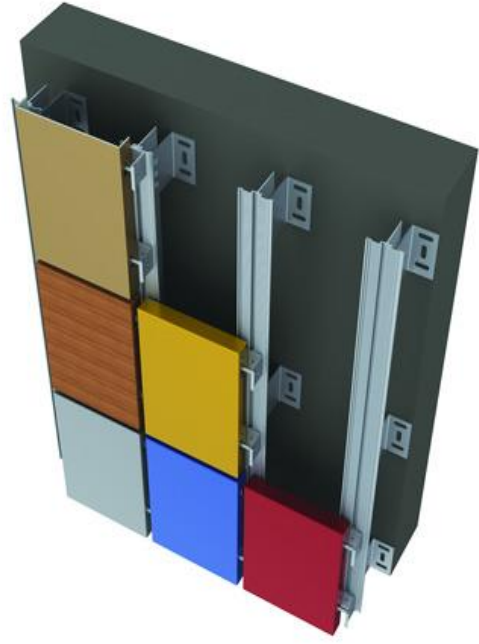


Şekil 2.7 Karbon fiber kaportalı otomobil (999 kg) [32]

İnşaat sektörü; birçok yapı malzemesi aslında kompozit malzemeden yapılmakla beraber, örneğin beton ve demirden yapılan geleneksel betonarme bina yapıları da kompozit malzeme olmakla beraber, burada ele alınan örnekler daha yüksek teknoloji gerektiren yeni nesil malzemelerdir. Bina cephelerini kaplamak amacıyla kullanılan yapı elemanları veya yapıların iskelet sistemlerini kurmada kullanılan geleneksel çelik konstrüksiyonlar yerine kullanılabilen daha hafif karbon veya cam elyafından üretilen malzemeler mevcuttur. Şekil 2.8 (a)’da İskoçya’da bulunan tamamen kompozit malzemeden üretilmiş bir köprü yapısı ve Şekil 2.8 (b)’de binaların dış cephelerini kaplamada kullanılan kompozit kaplamalar görülmektedir.



(a)



(b)

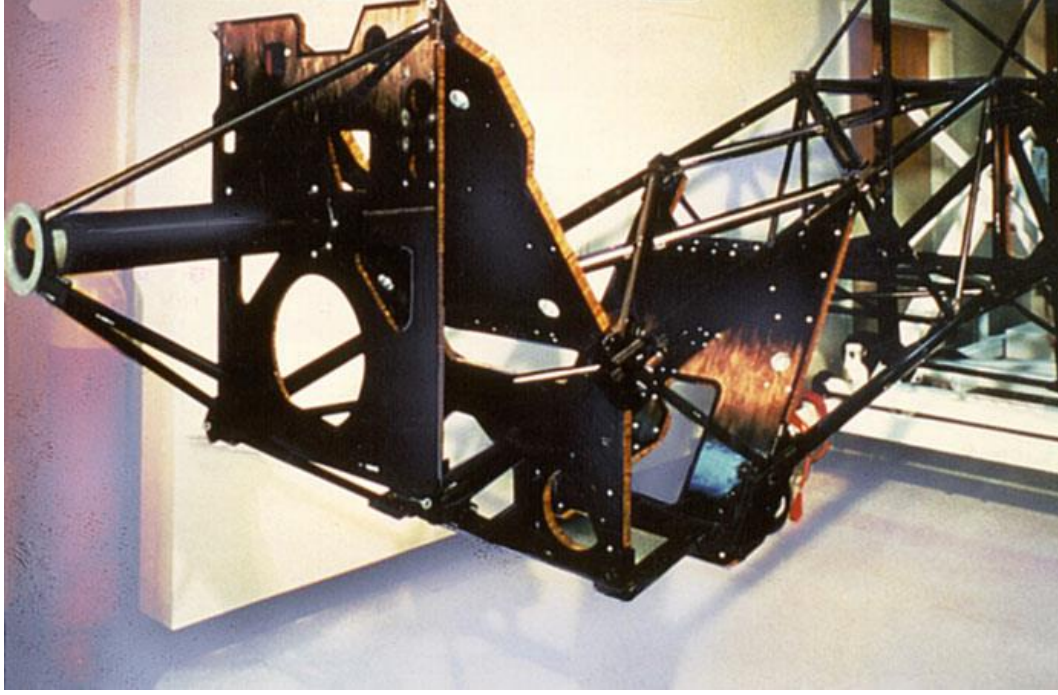
Şekil 2.8 (a) Kompozit köprü (b) Cephe kaplama malzemesi [33]

Enerji sektöründe kullanılan rüzgâr türbinlerinin çok büyük boyutları nedeniyle kütle ve mukavemet avantajları açısından kompozit malzemeler vazgeçilmez değerdedirler. Şekil 2.9’da 73 m uzunluğunda kanat uzunluğuna sahip kompozit bir rüzgar türbini üretimi görülmektedir.



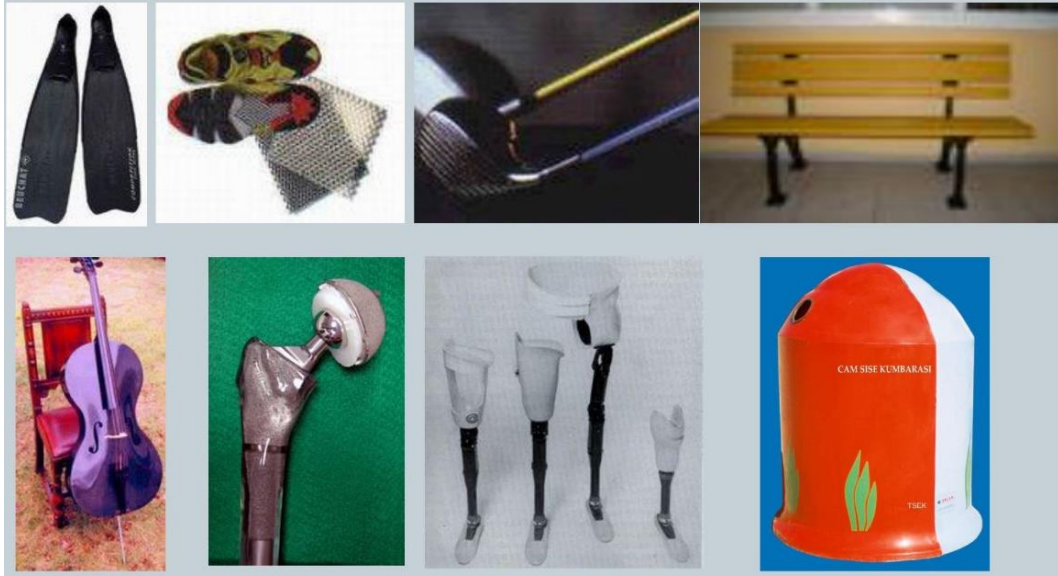
Şekil 2.9 Kompozit rüzgâr türbini kanadı (73 m) [34]

Uydu parçaları; uzaya gönderilen araçlarda kütle, mukavemet ve ısı genleşme, radyasyon dayanımı gibi birçok değerin taşıdığı önem göz önüne alındığında yüksek teknoloji ile üretilmiş ileri kompozit malzemeler büyük önem taşımaktadır. Şekil 2.10’da görülen Intelsat 5 uydusunun gövde ve anten yapılarının büyük kısmı kompozit malzemeden üretilmiştir.



Şekil 2.10 İntelsat 5 uydusunun gövde ve anten yapıları [35]

Bunların yanı sıra yaşamın birçok farklı alanında kompozit malzemelerin kullanımı mevcuttur. Şekil 2.11’de görülebileceği gibi, dalış için kullanılan ekipmanlarda, spor ayakkabılarında, müzik aletlerinde, biyomedikal alanında kullanılan yapay organlarda ve günlük hayatın değişik birçok alanında kompozitler kullanılmaktadır.



Şekil 2.11 Çeşitli kompozit malzeme örnekleri [36]

2.3. Havacılıkta Kompozit Malzeme Kullanımı

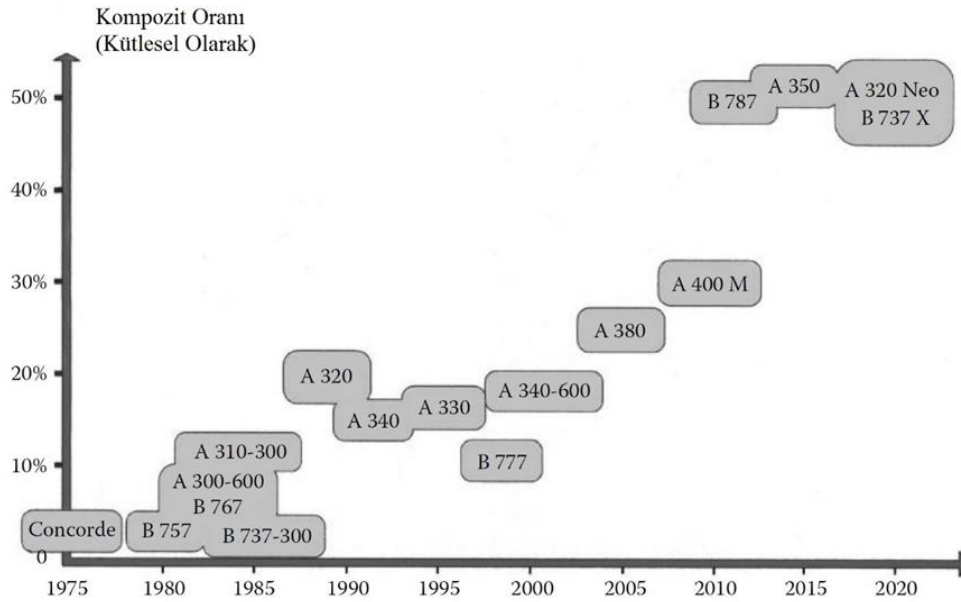
Uçak endüstrisinde günümüzde en önemli konu malzemenin doğru olarak seçilip bir bütün yapı içerisinde değerlendirilmesidir. Kullanılan matris malzemesine göre kompozit malzemeler, yüksek rijitlik ve mukavemetleri, bazı uygulamalarda mükemmel yorulma ömürleri, yüksek korozyon ve erozyon dirençleri nedeniyle birçok endüstri kolunda tercih sebebidir. Son 30 yılda reçine ve fiber teknolojisinde büyük gelişmeler sağlanarak geliştirilen kompozit malzemelerde, konvansiyonel malzemelerin elastisite modüllerine ulaşılmış ve zamanla üstün hale gelmişlerdir. Bu nedenle kompozit malzemeler; kaplamalar, takviye parçalarının kontrol yüzeyleri ve flaplar gibi birçok bölgede kullanım alanları bulmuşlar ve zamanla kullanım oranları hızla %50 seviyelerine çıkmıştır.

Bunların yanında yüksek ısıya maruz kalan birçok motor, türbin parçası yine kompozit malzemelerden üretilmektedir.

Havacılık sektörü için temel kriterlerden biri olan ağırlık göz önüne alındığında yüksek özgül mukavemet ve yüksek elastik modül temel avantaj olmakla beraber, kompozit malzemelerin imalata uygunluğu, bakım maliyetinin düşük ve mekanik özelliklerinin iyi olması uçak tasarımında büyük avantaj sağlar. Sivil uçakların yapı elemanlarında kullanılacak kompozitlerin maliyetinin

hesaplanması, yalnızca malzemenin maliyeti esasına dayandırılmamalıdır. Maliyet hesabı, direkt işletme giderleri ve yatırımın geri dönüşü ve bakım maliyetleri gibi faktörlerin de göz önünde bulundurulmaları gerekir.

Tüm bu gelişmeler neticesinde, uçaklarda yapısal olarak ağırlıkça kompozit oranı oldukça yüksek değerlere ulaşmıştır. 1940'lı yıllarda küçük uçaklarda kullanılmaya başlayan elyaf takviyeli polimerik kompozit malzemelerin kullanım oranı sürekli bir artış göstermiş ve günümüzde Şekil 2.12'de görülebileceği gibi geniş gövdeli uçaklarda yapısal ağırlığın %40-50 seviyelerine ulaşmıştır.

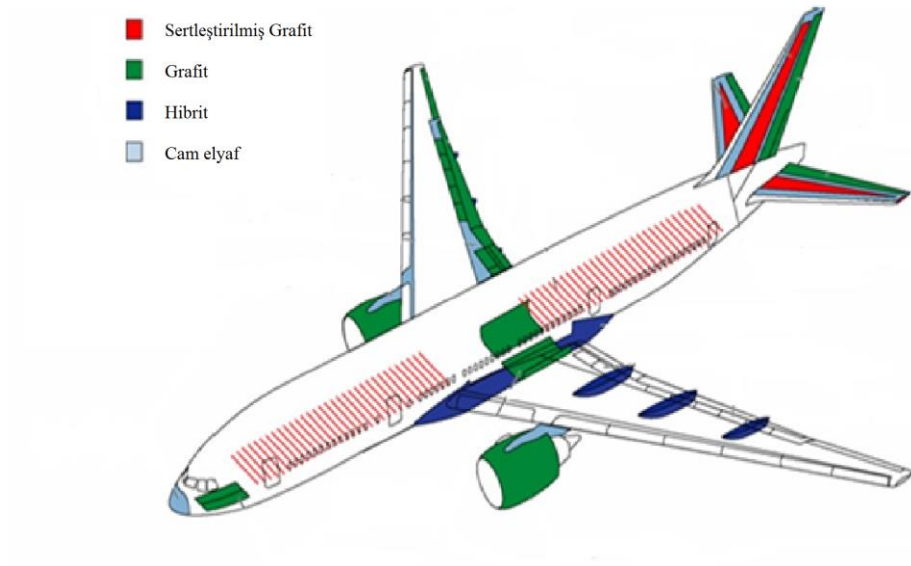


Şekil 2.12 Sivil havacılıkta kompozit malzeme kullanımı [37]

Sivil havacılıkta kullanılan uçaklarda yapısal olarak kompozit malzeme kullanımı sürekli bir artış göstermekte ve konvansiyonel malzemelere alternatif haline gelmektedir. Havacılık kurallarının çok Havacılık sektörünün önemli iki bileşeni olan Boeing ve Airbus için kompozit malzeme kullanımında gelinecek noktayı özetleyebilecek birkaç örnek aşağıda görülmektedir.

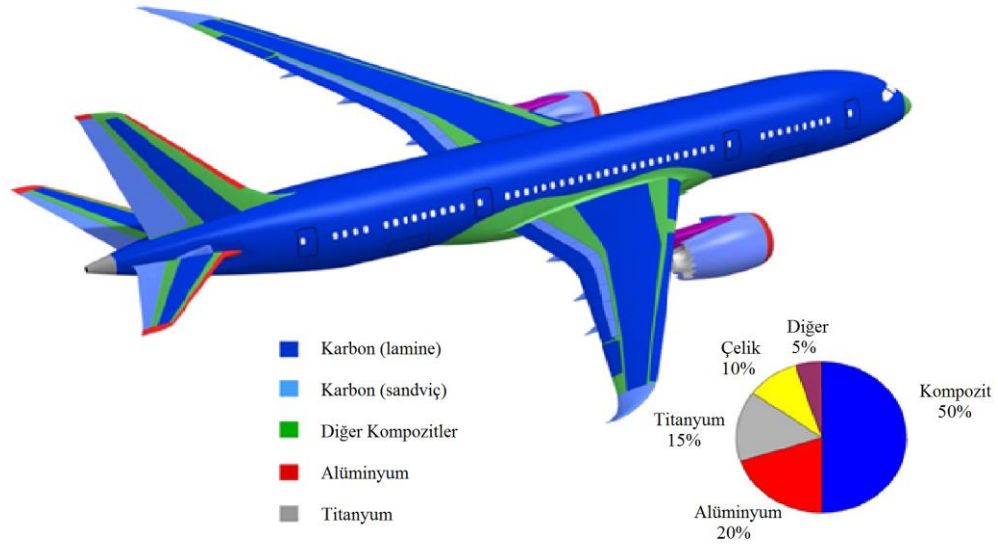
Boeing için 777 ve en güncel olan 787 modellerini incelediğimizde kompozit kullanım oranının geldiği noktayı görebilmek mümkündür.

Şekil 2.13'te görüldüğü gibi Boeing 777 modelinde %12 oranında kompozit malzeme kullanılmıştır. Kompozit kullanımı sınırlı oranda ve sınırlı bölgelerde görülmektedir, yaklaşık 680 kg ağırlık kazancı sağlanmıştır ancak mevcut çalışmalara öncülük etmesi açısından önemli bir örnektir.



Şekil 2.13 Boeing 777 kompozit malzeme kullanımı [38]

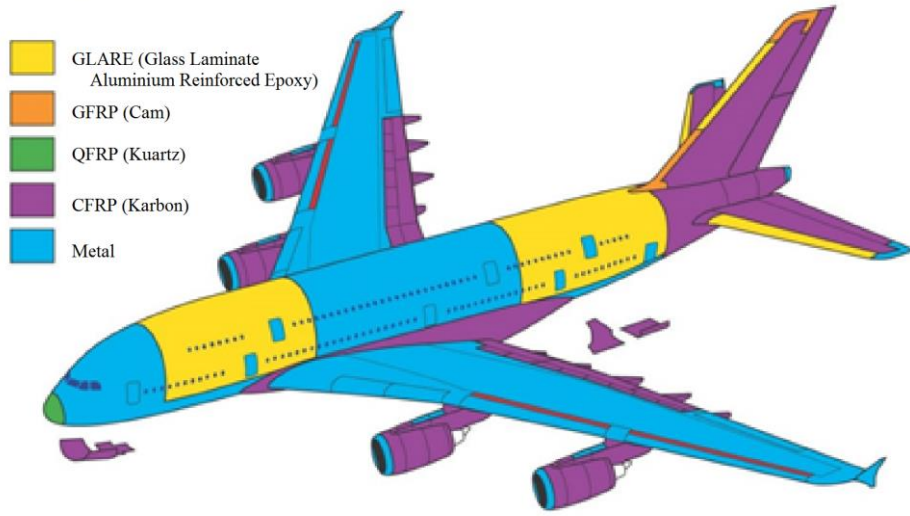
Boeing açısından en önemli ve güncel örnek 787 modelidir. Boeing 787 modelinde %50 oranında kompozit malzeme kullanmıştır. Kullanılan kompozit malzemeler sayesinde alüminyum kullanımına nazaran %20 oranında ağırlık kazancı %30 oranında bakım maliyetinde azalma sağlanmıştır. Tasarımı sayesinde %20 oranında yakıt tasarrufu sağlaması beklenmektedir [39]. Şekil 2.14'de 787 modelinde kullanılan kompozit ve diğer malzemelerin türleri ve kullanım yerleri görülebilmektedir.



Şekil 2.14 Boeing 787 kompozit malzeme kullanımı [40]

Havacılık açısından önemli olan bir diğer firma Airbus için kompozit malzeme kullanılan A380 ve A350 modelleri önemli örneklerdir.

A380 Karbon fiber takviyeli plastik kompozitten üretilmiş merkez kanat kutusuna sahip ilk uçaktır. Ağırlığının yaklaşık %20-22'si kompozit malzemedir. Şekil 2.15'de görülebileceği gibi geniş gövde ve kanat yapılarının büyük kısmı kompozit malzemedен üretilmiştir.



Şekil 2.15 Airbus A380 kompozit malzeme kullanımı [41]

Airbus'ın en güncel ve önemli örneği A350 modelidir. Şekil 2.16'da görülebileceği gibi Airbus A350 modelinde kütesel olarak %53 oranında kompozit malzeme kullanmış ve böylece yaklaşık %25 oranında yakıt tasarrufu sağlamıştır [42].



Şekil 2.16 Airbus A350 kompozit malzeme kullanımı [43]

Yukarıdaki örneklerden anlaşılacağı gibi uçak yapılarında kompozit malzemeler gün geçtikçe daha fazla kullanılmaktadır. Yukarıda görülen örnekler gibi birçok başka modelde hava aracı içinde bu oranlar benzerlik taşımaktadır. Bu artışın nedenleri kompozit malzemelerin avantajları iken günümüz üretim teknolojilerinden kaynaklı bazı dezavantajları nedeniyle kullanım oranlarının ilerlemesi bu seviyelerde kalmıştır. Genel anlamda havacılık açısından kompozit malzemelerin avantaj ve dezavantajlarını aşağıdaki şekilde kısaca özetlemek mümkündür.

Kompozit malzemelerin genel avantajları;

- Farklı mekanik özellikler elde etmek için farklı katmanlardan ve farklı kombinasyonlarla kompozit malzeme inşa edilebilir.
- Kompozit malzemeler kimyasallara, korozyona ve hava şartlarına dayanıklılık gösterir.
- Karmaşık parçaların tek olarak üretilmesinden dolayı parça sayısının azalmasını sağlarlar. Böylece ara birleştirme detay ve parçalarının azalmasıyla üretim ve bakım sürelerinde kısalma sağlanır.
- Yüksek yorulma dayanımı / yoğunluk oranı sağlar.
- Yalıtım özelliklerinin iyi malzemeler üretilir (yalıtkanlık özelliği aynı zamanda bir dezavantaj oluşturabilir).

Dezavantajları;

- Hammadde ve üretim yöntemleri nispeten pahalıdır.
- Lamine edilmiş kompozitlerin özellikleri her zaman ideal değildir.
- Malzemenin kalitesi üretim yöntemlerinin kalitesine bağlıdır, standartlaşmış bir kalite yoktur.
- Kompozitler zarar görmesi durumunda, hasar tespiti ve onarımları yeni problemler yaratabilir.
- İletim özellikleri iyi değildir.
- Malzemelerin sınırlı raf ömürleri vardır. Bazı tür kompozitlerin soğutulularak saklanması gerekmektedir.

2.4. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler kullanılan takviye elemanlarının formuna göre;

- Fiber (elyaf) takviyeli kompozitler,
- Parçacıklı takviyeli kompozitler,
- Tabakalı kompozitler,
- Karma kompozitler olarak sınıflandırılır.

2.4.1. Fiber (elyaf) takviyeli kompozitler

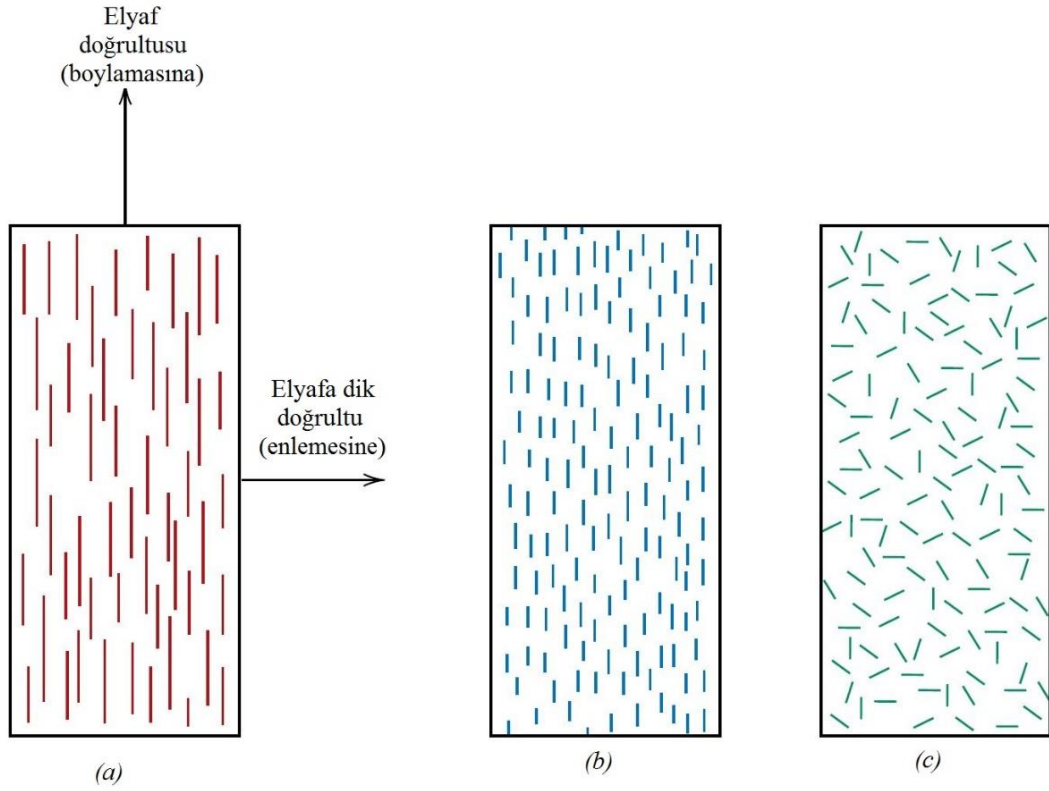
İnce elyafların matris yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyaf takviyeli kompozitlerde dışarıdan yapılan yüklemeleri karşılayan ana bileşen elyafa, matris ise elyafları istenilen geometride bir arada tutan çevreyi oluşturur.

Elyaf takviyeli kompozitlerin mekanik özellikleri sadece elyafın özelliklerine değil, aynı zamanda matris fazının, uygulanan yükün ne kadarını elyafa iletebildiğine de bağlıdır. Bu yük aktarımı, matris ve elyaf fazları arasındaki ara yüzey bağ kuvvetinin büyüklüğü ile ilgilidir. Kompozit malzemenin dayanım ve rijitliğinin belirgin bir şekilde artması için, elyaf boyunun kritik bir değerden uzun olması gerekir. Bu kritik elyaf boyu (l_{kri}), elyaf çapı (d), çekme dayanımı (σ_e^*) ve elyaf-matris ara yüzey bağı dayanımına (veya matrisin kayma akma dayanımı, hangisi küçükse) (τ_c)'ye bağlıdır. Denklem (2.1)'de bağıntı formülü görülmektedir [28].

$$l_{kri} = \frac{\sigma_e^* d}{2\tau_c} \quad (2.1)$$

Birçok cam ve karbon elyaf-matris kombinasyonları için, bu kritik uzunluk elyaf çapının 20 ile 150 katı civarında olup, 1 mm mertebesinde. $l > 15 l_{kri}$ olan elyaflar sürekli olarak adlandırılır [28].

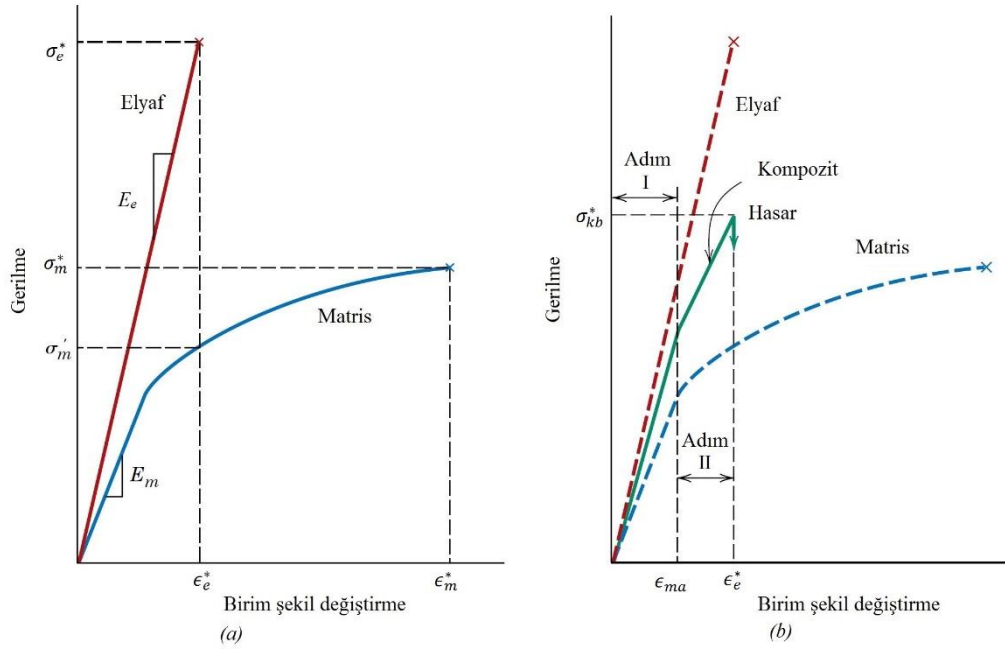
Elyaf yönelimi yerleşimi, yoğunluğu ve dağılımı gibi tüm değişkenler elyaf takviyeli kompozitlerin dayanım ve diğer özelliklerini önemli ölçüde etkiler. Şekil 2.17'de görülen biçimlerde elyaf yönelmesi durumları mümkündür.



Şekil 2.17 Elyaf takviyeli kompozitler (a) Sürekli ve çekme doğrultusunda yönlendirilmiş ($l > 15 l_{kri}$) (b) Süreksiz ve çekme doğrultusunda yönlendirilmiş (c) Süreksiz ve rastgele yönlendirilmiş [28]

Elyafın tamamen gevrek matrisin ise oldukça sünek olduğu durum Şekil 2.18 (a)'da görülmektedir. Matrisin hasara uğradığı gerilme değeri (σ_m^*), elyafın hasara uğradığı gerilme değeri (σ_e^*) ve bu değerlere karşılık gelen birim şekil değiştirme değerleri (ϵ_m^*) ve (ϵ_e^*)'dir. Genellikle $\epsilon_m^* > \epsilon_e^*$ eşitsizliği söz konusudur. E_m ve E_e matris ve elyaf fazlarının elastiklik modülleridir [28].

Şekil 2.18 (b)'de Adım I bölgesinde elyaf ve matris elastik şekil değiştirir, Adım II bölgesinde ϵ_{ma} değeriyle matris malzemesi akmaya başlar. Bu bölgede malzeme davranışı neredeyse doğrusaldır ancak eğrinin eğimi Adım I bölgesine göre daha düşüktür. Adım II bölgesine geçişte elyaf tarafından taşınan yük oranı artar [28].



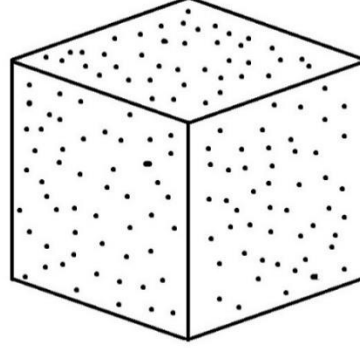
Şekil 2.18 (a) Gevrek elyaf ve sünek matrise ait gerilme- birim şekil değıştirme eğrilerinin şematik gösterimi (b) Elyafın yönlendiğı doğrultuda yük uygulanması durumu [28]

2.4.2. Parçacıklı kompozitler

Matris malzemesi içerisinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde yer alması şeklinde oluşur. İri parçacıklı veya saçınımla dayanımı arttırılmış kompozitler şeklinde olabilirler. İri terimi parçacık-matris etkileşiminin atomsal veya moleküler boyutta olmadığını ifade etmek için kullanılır. Bu kompozitlerin çoğunda parçacık fazı matris fazından daha sert ve rijittir. Bu dayanım arttırıcı parçacıklar, yakınındaki matrisin hareketini engeller. Matris uygulanan yükün bir kısmını oransal olarak taşıması için parçacıklara aktarır. Mekanik özelliklerin arttırılma veya iyileştirilme miktarı, matris-parçacık arayüzündeki bağın dayanımına bağlıdır [28].

Saçınımla dayanımı arttırılmış kompozitlerde parçacıklar normalde çok daha küçük olup, çapları 0,01 ile 0,1 μm arasındadır. Parçacık – matris etkileşimi, atomsal veya moleküler seviyede dayanım artışına neden olur. Matris uygulanan yükün önemli bir kısmını taşıırken, küçük saçınımlı parçacıklar dislokasyon hareketlerini yavaşlatır veya engeller. Böylece, plastik şekil değıştirme

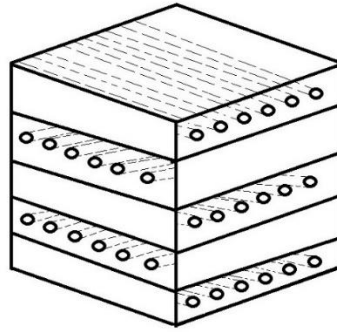
sınırlandırılarak, akma ve çekme dayanımı yanında sertlik de artar [28]. Şekil 2.19’da parçacıklı kompozit yapı şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.19 Parçacıklı kompozit yapı

2.4.3. Tabakalı kompozitler

İhtiyaca yönelik olarak farklı tabakaların lamine edilmesiyle oluşturulurlar. Her bir tabaka kendi içinde belli özellikler barındırabilir, örneğin belli yönlerde yönlendirilmiş elyaflardan oluşan farklı tabakalar kullanılarak toplamda birçok farklı doğrultu için daha iyi özelliklere sahip malzemeler üretilebilir. Şekil 2.20’de tabakalı kompozit yapının şematik gösterimi görülmektedir.

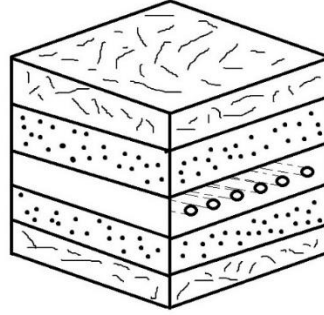


Şekil 2.20 Tabakalı kompozit yapı

Bunun gibi yüzeylerde aşınma veya korozyon gibi etkenlere yönelik olarak bu özellikler açısından daha dayanımlı malzemelerle dış tabakalar bir nevi kaplama görevi görecek şekilde tabakalandırma yapılarak malzeme birçok farklı kombinasyonda üretilebilir.

2.4.4. Karma (hibrit) kompozitler

Aynı yapıda çeşitli katmanlardan oluşan bir kompozit malzemede her bir tabaka farklı bir elyaftan veya parçacıktan oluşabilir. Farklı türlerde kompozitlerin bir arada bulunduğu yapılara karma kompozit yapılar denir. Şekil 2.2’de görülebileceği gibi karma kompozitlerin her bir katmanı farklı özelliklere sahip kompozit yapılardan oluşabilir.



Şekil 2.21 Karma (hibrit) kompozit yapı

Yukarıdaki kompozit sınıflandırmalarından anlaşılabileceği gibi ihtiyaç duyulan özelliklere göre farklı takviye formları veya kombinasyonları kullanılarak optimum fiyat, özellik, süre, şekil gibi parametrelerde kompozit malzeme tasarımı ve üretimi mümkündür.

3. KOMPOZİT MALZEMELERİN ÜRETİM YÖNTEMLERİ

İhtiyaç duyulan kompozitin özelliklerine göre tasarım yapılırken, üretim yöntemi de göz önünde bulundurulmalı ve en uygun üretim yöntemi seçilmelidir. Kompozit malzeme üretiminde kullanılan temel bazı yöntemler aşağıda ele alınmıştır.

3.1. Elle Yatırma Yöntemi

Dokuma veya kırılmış elyaflarla hazırlanmış takviye kumaşları kalıp üzerine elle yatırılarak üzerine sıvı reçine kaplanarak elyaf katmanlarına emdirilir. Bu işlemde elyaf kumaşına reçinenin iyi nüfuz etmesi önemlidir. El yatırma tekniğinde en çok kullanılan polyester ve epoksi'nin yanı sıra vinil ester ve fenolik reçineler de tercih edilmektedir. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur. Üretimin kalitesinin tamamen işçiliğe bağlı olması nedeniyle kalifiye eleman yetiştirilmesi gerekliliği ciddi bir kısıt olmakta aynı zamanda üretimde standartlaşma büyük oranda sağlanamamaktadır. Her ürün eşsiz ve el yapımı özelliği taşır. Şekil 3.1'de görülebileceği gibi üretimde temel faktör insan gücüdür. Bu da beceri ve deneyimin önemini arttırmaktadır.



Şekil 3.1 Elle yatırma işlemi uygulaması

3.2. Püskürtme Yöntemi

Püskürtme yöntemi elle yatırma yöntemini aletli şekli olarak kabul edilebilir. Kırpılmış elyaflar kalıp yüzeyine, içine sertleştirici katılmış reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür. Elyafın kırılma işlemi tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan bir kırpıcı sayesinde yapılır. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle ürün hazırlanmış olur. Yüksek mukavemet gibi özelliklerin aranmadığı daha çok biçimsel ve görsel gereksinimlerin karşılanması için kullanılır. Malzemede matris içerisinde rastgele yönelmiş takviye elemanları mevcuttur. Şekil 3.2’de görüldüğü gibi püskürtme yöntemi de insan faktörüne bağlı bir yöntemdir.



Şekil 3.2 Püskürtme işlemi uygulaması

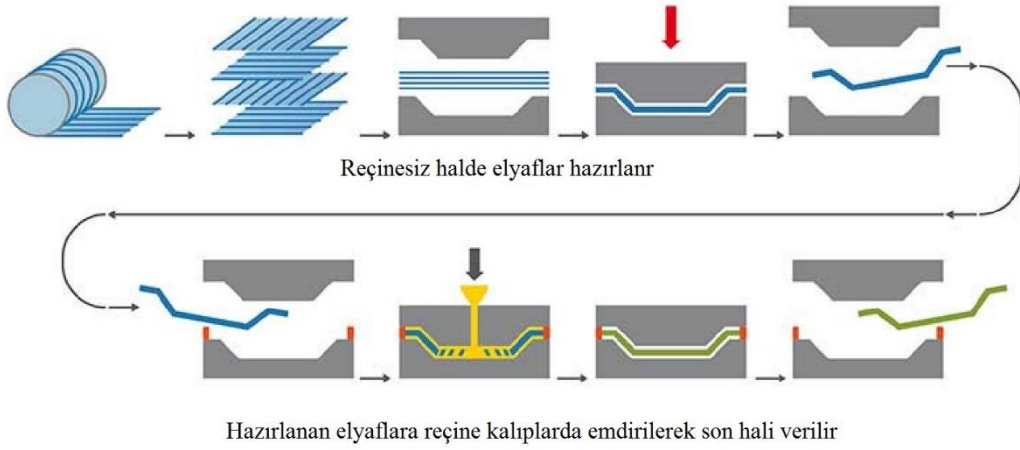
3.3. Reçine Transferi Yöntemi

Bu kompozit üretim yöntemi elle yatırma sistemlerine göre daha hızlı ve uzun ömürlü olmakla birlikte iki parçalı kalıp kullanmak gereklidir.

Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğu doldurulacak şekilde kalıba yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyafın matris içinde geç çözünen reçinelerle

kaplanarak kalıp içerisinde sürüklenmesi önlenir. Reçine basınç altında kalıba pompalanır. Bu süreç daha fazla zaman ister. Matris enjeksiyonu soğuk, ılık veya en çok 80°C'ye kadar ısıtılmış kaplarda uygulanabilir. Bu yöntemde içerideki havanın dışarı çıkarılması ve reçinenin elyaf içine iyi işlemesi için vakum kullanılabilir. Elyafın kalıba yerleştirilmesini gerektirmesinden dolayı uzun sayılabilecek bir işçilik gerektirir. Kalıp kapalı olduğu için ise zararlı gazlar azalır ve gözeneksiz bir ürün elde edilebilir. Bu yöntemle karmaşık parçalar üretilebilir.

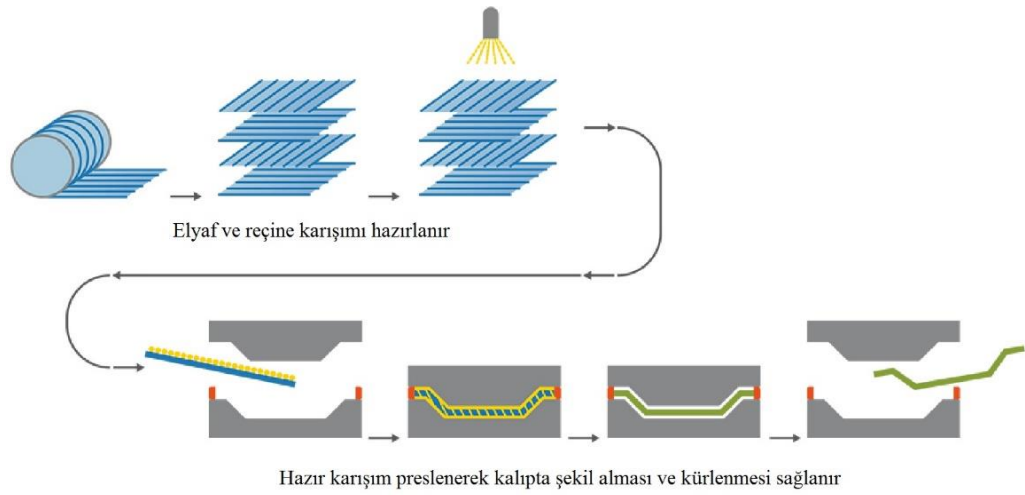
Şekil 3.3'te reçine transferi yönteminde izlenen yol şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 3.3 Reçine transferi işlemi [44]

3.4. Hazır Kalıplama

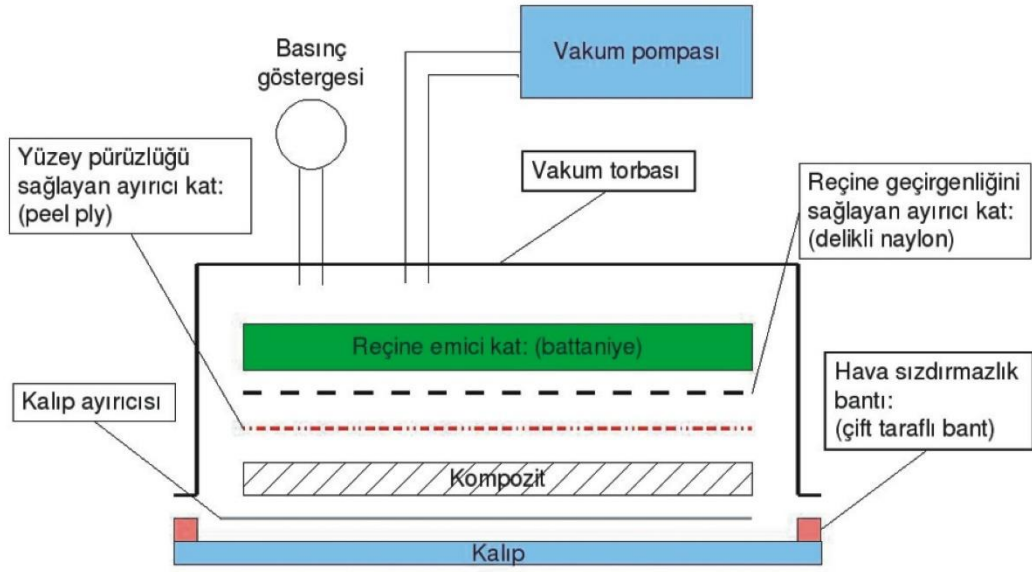
Elyaf, reçine ve gerekli başka malzemelerin hazır hale getirilmiş olarak baskı kalıp ile son şeklinin verilmesi şeklindedir. Hızlı bir üretim yöntemi olması açısından fabrikasyona uygundur, karmaşık şekillerde malzemeler üretilebilir, aynı zamanda malzeme israfı azdır. Şekil 3.4'te görülebileceği gibi reçine transferi yöntemine çok benzemekle beraber, reçinenin kalıplar dışında elyafa önceden uygulanması farkı fardır.



Şekil 3.4 Hazır kalıplama yöntemi [45]

3.5. Vakum Torbası Yöntemi

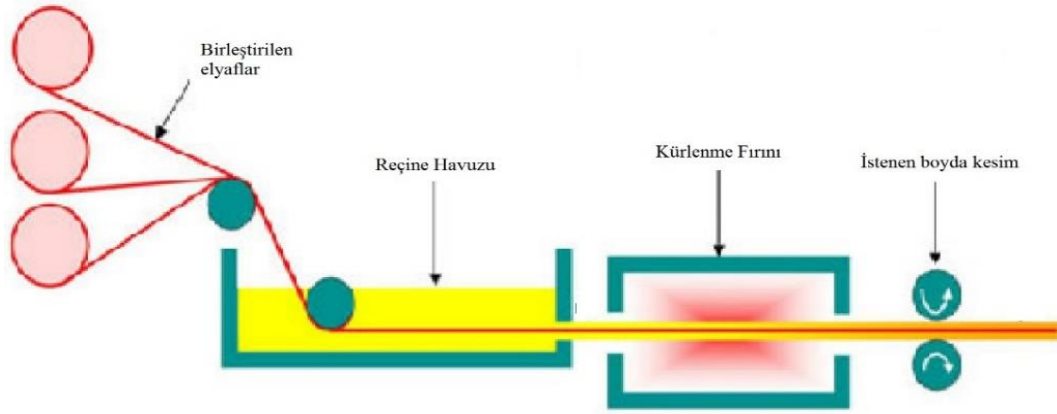
Kompozit malzeme (genellikle geniş ve katmanlı yapılar) önce bir kalıba yerleştirilir, ardından bir vakum torbası en üst katman olarak yerleştirilir. İçerideki havanın emilmesiyle vakum torbası, yatırılan malzemenin üzerine 1 atmosferlik basınç uygulayarak aşağıya çekilir. Sonraki aşamada tüm bileşim bir fırına yerleştirilerek reçinenin kür işlemi için ısıtılır. Bu yöntem sıklıkla elyaf sarma ve yatırma teknikleri ile bağlantılı olarak uygulanır. Kompozit malzeme tamir işlemlerinde de vakum torbası yöntemi kullanılmaktadır. Şekil 3.5'te vakum torbalama yöntemi uygulamasında kullanılan temel yapılar görülebilmektedir.



Şekil 3.5 Vakum torbası yöntemi [46]

3.6. Profil Çekme Yöntemi

Profil çekme işlemi sürekli sabit kesitli kompozit profil ürünlerin üretilbildiği düşük maliyetli seri üretim yöntemidir. Sistemde, sürekli takviye malzemesi reçine banyosundan geçirildikten sonra 120-150 °C'ye ısıtılmış şekillendirme kalıbından geçilerek sertleşmesi sağlanır. Kalıplar genellikle krom kaplanmış parlak çelikten yapılmaktadır. Sürekli elyaf kullanılmasından dolayı takviye yönünde çok yüksek mekanik mukavemet elde edilir. Enine yükleri karşılayabilmek için özel dokumalar kullanmak gerekmektedir. Şekil 3.6'da görülebileceği gibi yöntem seri üretime oldukça elverişlidir.



Şekil 3.6 Profil çekme yöntemi [47]

3.7. Otoklav Yöntemi

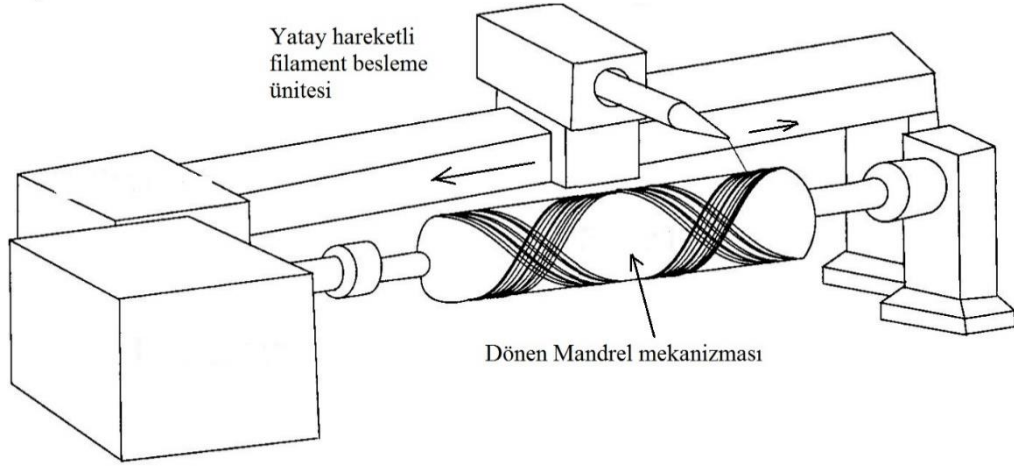
Malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek için malzemeye yüksek ısı ve basınç uygulamak gerekir. Vakum torbalama yöntemindeki gibi sızdırmaz bir torba ile elyaf/reçine yatırmasına basınç uygulanabilir, fakat bir atmosferden fazla, düzenli ve kontrol edilebilir bir basıncın uygulanabilmesi için daha komplike bir yapıya ihtiyaç duyulur. Bu uygulama için, otoklav yönteminde de uygulanan ve kompleks şekillerde en çok kontrol edilebilen yöntem, dışarıdan sıkıştırılmış gazın kompozit malzemenin içinde bulunduğu kaba verilmesidir. Otoklav basıncın, ısının ve emişin kontrol edilebildiği basınçlı bir kaptır. Vakum torbalama yöntemi ile benzerdir. Fırın yerine bir otoklav kullanılır. Böylece özel amaçlar için yüksek kalitede kompozit üretebilmek için kür şartları tam olarak kontrol edilebilir. Bu yöntem diğerlerine oranla daha uzun sürede uygulanır ve daha pahalıdır. Şekil 3.7’de görülebileceği gibi oldukça büyük boyutlarda otoklav cihazları olabileceği gibi laboratuvar ölçeğinde kullanılabilmek amacıyla üretilen küçük boyutlarda cihazlar da mevcuttur.



Şekil 3.7 Otoklav cihazı

3.8. Filament (Elyaf) Sarma

Bu yöntem dışbükey şekilli ürünlerin seri üretimine uygundur. Elyaf sarma yöntemi sürekli elyaf liflerinin reçine ile ıslatıldıktan sonra bir makaradan çekilerek dönen bir kalıp üzerine sarılması şeklindedir. Sürekli liflerin farklı açılarla kalıba sarılmasıyla farklı mekanik özelliklerde ürünler elde edilebilir. Üzerine sarım yapılan kalıba mandrel denir. Yeterli sayıda elyaf katının sarılmasından sonra ürün sertleşir. Ardından döner kalıp ayrılır. Bu yöntemle yapılan ürünler genellikle borular, araba şaftları, uçak su tankları, yat direkleri, dairesel basınç tankları gibi silindirik yapılardır. Mandrelin dönüş hızı ve yatayda hareket eden filament besleme ünitesinin hızının birbirine göre hızının ayarlanması ile sarım açısının belirlendiği temel bir mekanizmadan oluşur. Şekil 3.8’de temel filament sarma mekanizmasının şematik gösterimi görülmektedir.



Şekil 3.8 Filament sarma mekanizması örneği [48]

Şekil 3.9 da görüldüğü gibi ufak çaplı uçakların gövdeleri deneme amaçlı olarak tek parça halinde filament sarma yöntemi kullanılarak üretilmektedir. Üretim tekniklerinin gelişmesiyle yüzey hataları azalmakta ve daha yüksek dayanıma sahip ürünler elde edilebilmektedir.



Şekil 3.9 Filament sarma ile üretilmiş küçük ölçekli uçak gövdesi [49]

Şekil 3.10’da görülen daha büyük ölçekli gövde yapısı önceki üretimlere nazaran oldukça düzgündür.

Sektörde çok çeşitli ölçeklerde üretim yapabilme olanağı sağlaması ve sarım açısı hesaplamaları ile istenen bölgelerde istenen mukavemet değerleri atanabilmesi avantajları nedeniyle tüp şeklinde parçaların üretiminde çok tercih edilen bir yöntemdir.



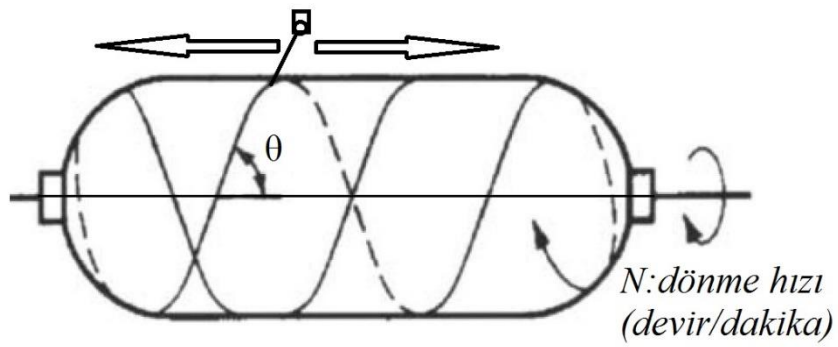
Şekil 3.10 Spectrum S.40 modeli gövdesi [50]

Havacılık sektöründe oldukça tercih edilen bir yöntem haline gelen filament sarma yöntemi ile ilgili en son örneklerden biri Şekil 3.11’de görülen Boeing 787 gövde parçasıdır.



Şekil 3.11 Boeing 787 gövde parçası [51]

Filament sarma yöntemi kullanılırken istenen malzeme özelliklerine göre farklı sarım parametreleri uygulamak mümkündür. Şekil 3.12 de görülen sarım açısını elde edebilmek için temel geometri hesaplamasıyla mandrelin dönüş hızı, mandrel çapı ve sarım ucunun yataydaki hızı kullanılarak (3.1) formülü elde edilir.



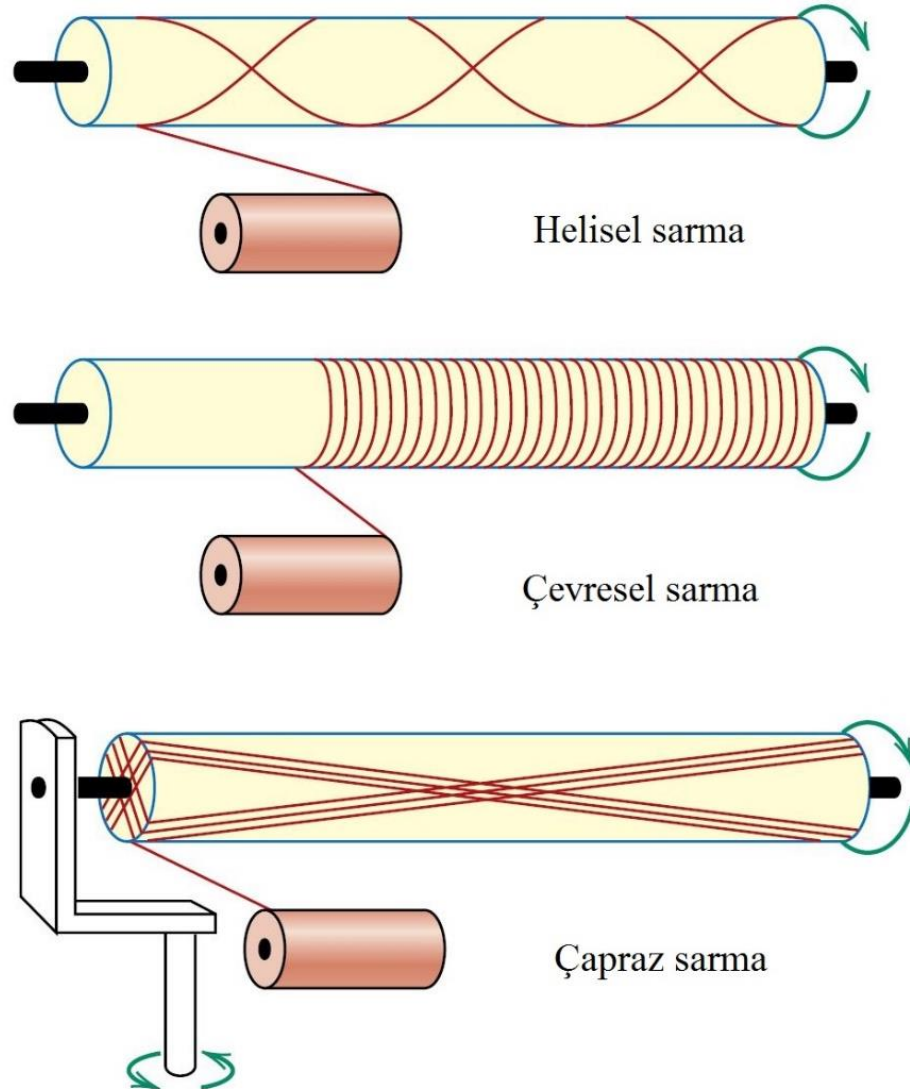
Şekil 3.12 Sarım açısı parametreleri [52]

Şekil 3.12’de görülen parametreler kullanılarak aşağıdaki formül yardımıyla sarım açısı elde edilir.

$$\tan \theta = \frac{v}{\pi DN} \quad (3.1)$$

Formülde görülen θ filamentin yatay eksenle yaptığı açı, v filament besleme ünitesinin yataydaki hızı, D mandrel çapı, N mandrel dönme hızını ifade etmektedir.

Sarım açısının değiştirilmesiyle farklı türlerde sarım yapmak mümkündür. Filament sarma yönteminde kullanılan bazı temel sarım tipleri Şekil 3.13’de gösterilmiştir.



Şekil 3.13 Elyaf sarım teknikleri [28]

4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Bu çalışmada filament sarma yöntemiyle farklı sarım açılarında üretilen kompozit malzemelere basma testi uygulanmış ve elde edilen veriler birbirleri ile kıyaslanarak sarım açısının etkisi incelenmiştir.

4.1. Kullanılan Malzemeler

Filament sarma numune üretimi için bu çalışmada sürekli cam elyafı ve epoksi reçine kullanılmıştır. Kullanılan malzemelerin özellikleri çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1 E camı ve epoksi reçine Özellikleri [28][15]

	Yoğunluk (ρ) [g/cm ³]	Elastik Modül E [GPa]	Çekme Mukavemeti (σ_c) [MPa]
E- Camı	2,58	72,5	2400
Epoksi Reçine	1,14	2,4	50-60

Kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri bu çalışma açısından çok önemli değildir, çünkü bütün numunelerde malzemeler aynı özelliklere sahip ve aynı koşullarda üretilmiş. Sadece sarım açısı değiştirildiği için üretimde herhangi bir reçine veya elyaf kullanmak yeterli olacaktı.

4.2. Kompozit Malzemelerin Üretimi

Kompozit malzemeler filament sarma yöntemi kullanarak üretilmiştir, üretim için ilk önce filament sarma makinasının Şekil 4.1’de görülen üniteleri üretilecek malzemedeki kullanılacak açığa bağlı olarak gerekli hız değerlerine göre ayarlanmıştır. İstenen açığa bağlı olarak filament hareketinin yataydaki hareket hızı ve üzerine sarım yapılacak mandrel çapına bağlı olarak dönme hızı belirlenmiş ve cihaz ayarları yapılmıştır.



Şekil 4.1 Filament sarma cihazı üniteleri

Üzerine sarım yapılacak mandrel cihaza Şekil 4.2’de görüldüğü gibi sabitlenmiştir. Kullanılan mandreller 32 mm dış çapa sahip galvanizli çelik borulardır. Üzerine sarım yapılan yüzeyler numunelerin kolay ayrılması için, sarım öncesi cilalanmış ve o şekilde sarım yapılmıştır.



Şekil 4.2 Sarım yapılacak mandrel

Şekil 4.3’de görüldüğü gibi epoksi-sertleştirici karışımı hazırlanmıştır. Epoksi reçine kullanım talimatına uygun olacak şekilde sertleştirici ile karıştırılmıştır.



Şekil 4.3 Reçinenin hazırlanması

Hazırlanan epoksi reçine Şekil 4.4’de görülen reçine havuzuna boşaltılmış ve kullanılacak cam elyafının reçineyi emerek mandrele sarılmasını sağlayacak şekilde hazırlanmış olan makara mekanizmalarından geçmesi sağlanmıştır.



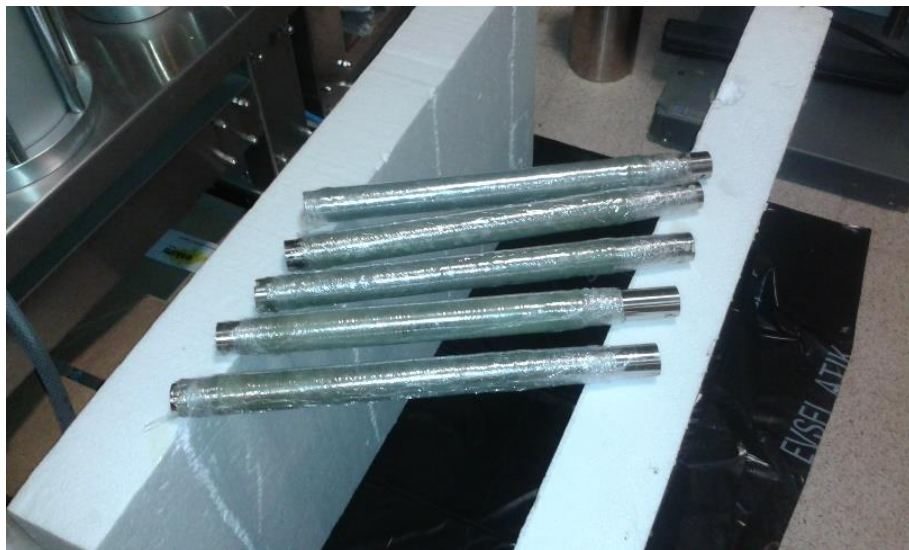
Şekil 4.4 Filamentin reçine havuzundan geçecek şekilde ayarlanması

Şekil 4.5’de görüldüğü gibi filament reçineye bulanarak istenen sayıda katmanda mandrel üzerini sarmaya başlamıştır.



Şekil 4.5 Filamentin mandrel üzerine istenen açıda sarımı

İstenen sayıda katmanda sarım yapıldığında (bu çalışmada 40 kat sarım yapılmıştır) süreç durdurularak sarımı tamamlanan malzeme mandrel ile birlikte Şekil 4.6’da görüldüğü gibi oda sıcaklığında en az 12 saat kürlenmeye bırakılmıştır.



Şekil 4.6 Sarımı tamamlanan numuneler

Oda sıcaklığında yeteri kadar süre bekleyen numuneler daha sonra kürlenme sürecinin tamamlanması için 2 saat süreyle 60 °C ve ardından 2 saat süreyle 80 °C fırınlanmış ve kürlenme süreci tamamlanmıştır.



Şekil 4.7 Numunelerin fırında kürlenmesi

Bu süreçlerin sonunda elde edilen kompozit malzemeler numune olarak kullanılabilir duruma gelmiş ve test süreci için istenen boyutlarda hazırlama işlemine geçilmiştir.

4.3. Test Numunelerinin Hazırlanması

Üretim aşaması tamamlanan kompozit malzemeler mandrellerden ayrıldıktan sonra uygulanacak test süreci için kullanılacak ASTM D 2412 standardında istenen ölçülerde Şekil 4.8’de gösterildiği gibi kesilerek hazırlanmıştır. Her bir numunenin boyu yaklaşık olarak 10 cm dir. Her bir sarım açısı parametresi için test edilmek üzere 6 adet numune elde edilmiştir. ASTM D 2412 test standardına göre 3’er adet numune test edilmesi yeterlidir, ancak sonuçların daha sağlıklı elde edilebilmesi ve yedek numunelerin hazır bulunması için fazladan 3’er numune daha üretilmiştir.



Şekil 4.8 Test için gerekli ölçüde numune kesimi

Kesilerek hazırlanan numuneler test sürecinde izlenecek sıraya bağlı olarak Şekil 4.9’da görüldüğü gibi numaralandırılmış ve test için hazır hale getirilmiştir.



Şekil 4.9 Numunelerin numaralandırılması

Numaralandırılan numunelerin bilgileri Çizelge 4.2’de görülmektedir.

Çizelge 4.2 Test edilecek numune bilgileri

Numune No	Sarım açısı	Sarım sayısı
1-6	[$\pm 45^\circ$]	40
7-12	[$\pm 55^\circ$]	40
13-18	[$\pm 65^\circ$]	40

4.4. Testlerin Yapılması

Basma testleri Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi laboratuvarında yer alan Instron 8501 cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Cihaz maksimum 100 kN basma özelliğine sahiptir. Test sırasında saniyede 10 veri alacak şekilde ayarlama yapılmıştır.



Şekil 4.10 Instron 8501 basma cihazı

ASTM D 2412 standardına uygun olarak hazırlanan numuneler Şekil 4.11’da görülebileceği gibi basma cihazının çeneleri arasına konumlandırılan paralel çelik plakalar arasına yatay olarak yerleştirilmiştir. Test standardında belirtildiği gibi basma hızı 12,5 mm/dk. olarak ayarlanmış ve bütün numuneler kırılma noktasına kadar basmaya maruz bırakılmış.



Şekil 4.11 Basma testlerinin gerçekleştirilmesi

Basma testi sırasında numunelerin eğilme noktaları milimetre olarak ve bu noktalara denk gelen basma yük değerleri kN olarak kayıt altına alınmış ve test süreci her bir numune için tekrarlanarak tamamlanmıştır. Şekil 4.12’de görüldüğü gibi numuneler yanıl basma yüküne maruz bırakılarak kırılana kadar yük uygulanmıştır.



Şekil 4.12 Numunelerin basma sırasında görünüşleri

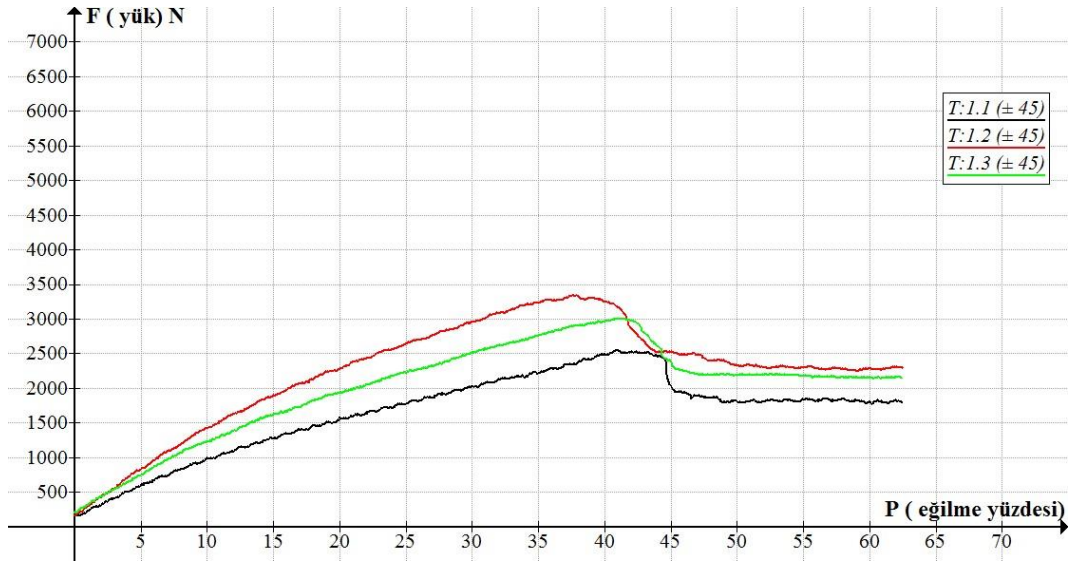
4.5. Test Verilerinin Toplanması ve Düzenlenmesi

Test sürecinde elde edilen veriler, aynı sarım açısına sahip numunelerin kendi içinde kıyaslanabilir olması için aynı grafikler üzerinde gösterilebilecek şekilde, yük-yüzde uzama grafikleri çizilmiştir. Sarım açısının değişiminin malzemenin üzerindeki etkisinin gözlenebilmesi açısından farklı sarım açılarına sahip numune verilerinin bir arada olduğu grafikler aynı şekilde sonuçlarla elde edilmiştir.

5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER

5.1. $[\pm 45^\circ]$ Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar

Şekil 5.1’de görülebileceği gibi $[\pm 45^\circ]$ sarım açısına sahip üç farklı numunenin basma testlerinden elde edilen sonuçlar birbirleri ile uyumludur. Bu numuneler çap değerlerinin yaklaşık %40’ı kadar kırılmadan esneklik göstermişlerdir.



Şekil 5.1 $[\pm 45^\circ]$ Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri

Elde edilen maksimum veriler Çizelge 5.1’de gösterilmiştir. Çizelgede gösterilen veriler numunenin üzerine uygulanan maksimum yük değerine karşılık gelen noktada elde edilen verilerdir. Çizelgedeki $\Delta y_{\max}$ değeri basma sırasında oluşan eğilme miktarını mm olarak göstermektedir. $PS_{\max}$ değeri ise yine aynı noktadaki Boru Rijitliği (Pipe Stiffness) değeridir.

$$PS = \frac{F}{\Delta y} \quad (5.1)$$

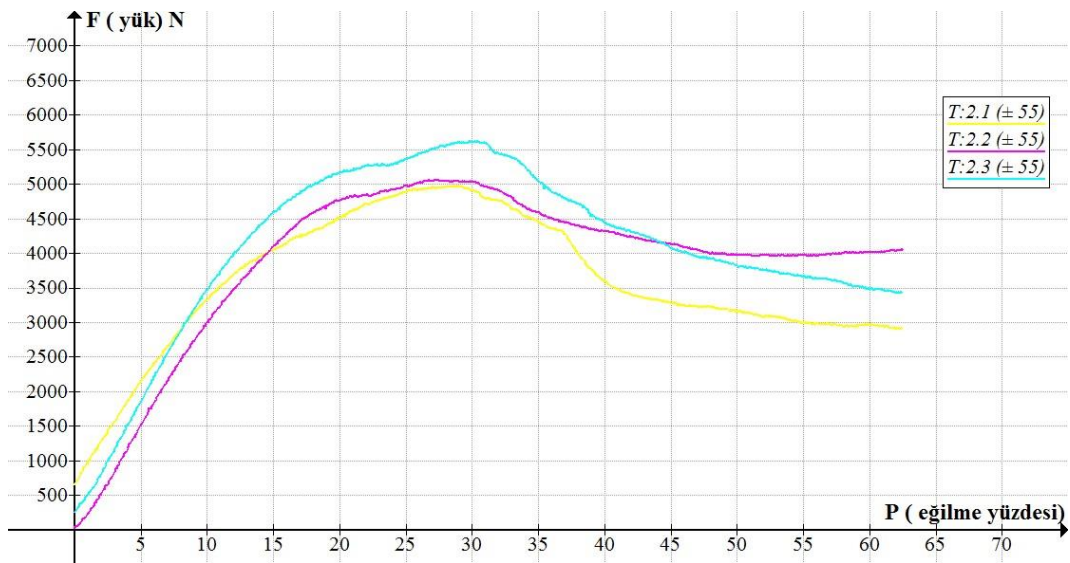
PS hesaplaması 5.1 formülünde [1] gösterildiği gibi elde edilir.

Çizelge 5.1 [$\pm 45^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.

Numune No	$F_{\max}$ (N)	$\Delta y_{\max}$ (mm)	$P_{\max}$ (mm/mm)	$PS_{\max}$ (N/mm)
1.1	2552	13,423	41,946	190,121
1.2	3355	12,402	38,756	270,520
1.3	3005	13,639	42,621	220,324
Ortalama	2970,666	13,154	41,108	226,988

5.2. [$\pm 55^\circ$] Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar

Şekil 5.2’de görülebileceği gibi [$\pm 55^\circ$] sarım açısına sahip üç farklı numunenin basma testlerinden elde edilen sonuçlar birbirleri ile uyumludur. Bu numuneler çap değerlerinin yaklaşık %30’u kadar kırılmadan esneklik göstermiştir. Beklendiği gibi elde edilen sonuçlar [$\pm 45^\circ$] sarım açısına sahip numuneler için elde edilen sonuçlara göre; daha yüksek yük değerine dayanım, daha az esneklik göstermektedir.



Şekil 5.2 [$\pm 55^\circ$] Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri

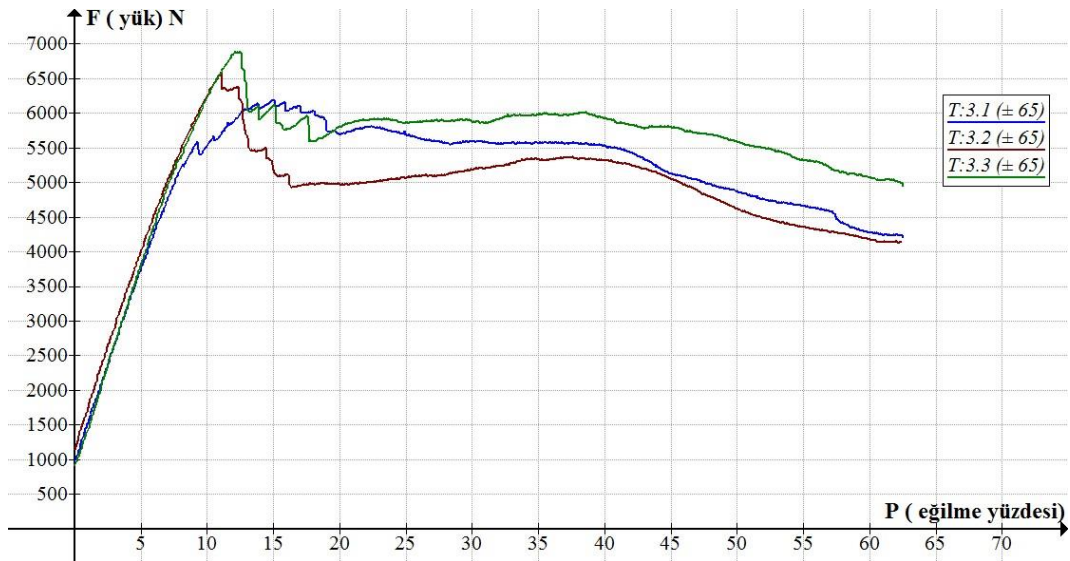
Elde edilen maksimum veriler Çizelge 5.2’de gösterilmiştir.

Çizelge 5.2 [$\pm 55^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.

Numune No	$F_{\max}$ (N)	$\Delta y_{\max}$ (mm)	$P_{\max}$ (mm/mm)	$PS_{\max}$ (N/mm)
2.1	4979	9,8	30,625	508,061
2.2	5065	8,603	26,884	588,748
2.3	5625	9,65	30,156	582,901
Ortalama	5223	9,351	29,221	559,903

5.3. [$\pm 65^\circ$] Sarım Açısına Sahip Numune İçin Elde Edilen Sonuçlar

Şekil 5.3’de görülebileceği gibi [$\pm 65^\circ$] sarım açısına sahip üç farklı numunenin basma testlerinden elde edilen sonuçlar birbirleri ile uyumludur. Bu numuneler çap değerlerinin yaklaşık %12’si kadar kırılmadan esneklik göstermişlerdir. Beklendiği gibi elde edilen sonuçlar [$\pm 55^\circ$] sarım açısına sahip numuneler için elde edilen sonuçlara göre; daha yüksek yük değerine dayanım, daha az esneklik göstermektedir.



Şekil 5.3 [$\pm 65^\circ$] Sarım açısına sahip numunelerin F-P grafikleri

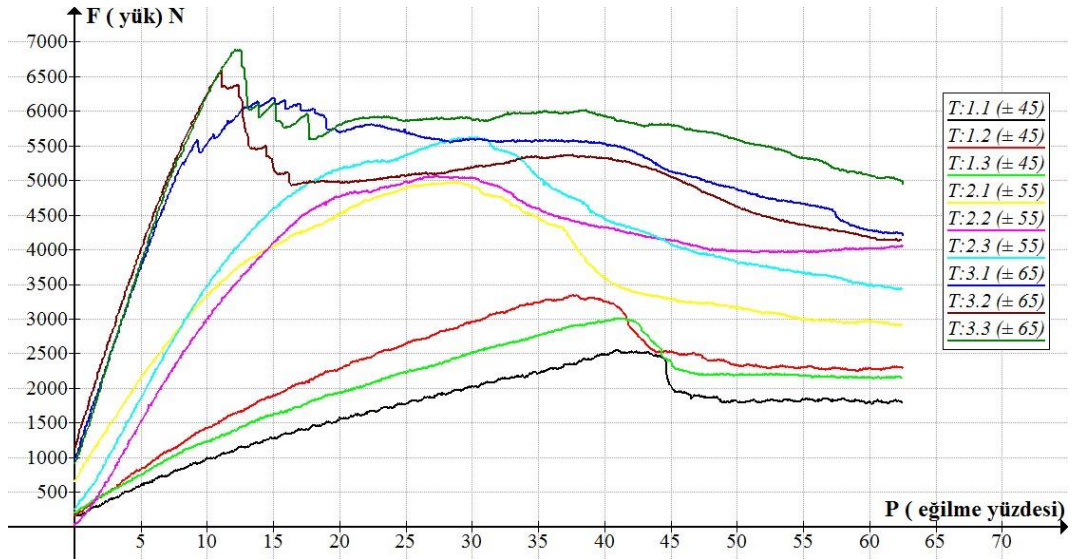
Elde edilen maksimum veriler Çizelge 5.3’de gösterilmiştir.

Çizelge 5.3 [$\pm 65^\circ$] Sarım açılı numuneler için elde edilen değerler.

Numune No	$F_{\max}$ (N)	$\Delta y_{\max}$ (mm)	$P_{\max}$ (mm/mm)	$PS_{\max}$ (N/mm)
3.1	6199	5,324	16,637	1164,35
3.2	6588	4,135	12,921	1593,228
3.3	6885	4,342	13,568	1585,674
Ortalama	6557,333	4,6	14,376	1447,751

5.4. Bütün Numune Verilerinin Birlikte Gösterimi

Şekil 5.4’de görüldüğü gibi farklı sarım açılarıyla elde edilen numunelerin esneklik davranışları ile maksimum yük dayanımları farklılık göstermektedir



Şekil 5.4 Bütün numunelerin F-P grafikleri

Çizelge 5.4'te görülebileceği gibi sarım açısının artışı ile birlikte malzemenin yanal yüklere maruz kaldığı durumlar için rijitliği artış göstermekte, esnekliği düşmekte ve dayanabileceği maksimum yanal yük artmaktadır.

Çizelge 5.4 Her bir sarım açısı için ortalama değerler.

Numune	$F_{\max}$ (N)	$\Delta y_{\max}$ (mm)	$P_{\max}$ (mm/mm)	$PS_{\max}$ (N/mm)
$[\pm 45^\circ]_{\text{ort}}$	2970,666	13,154	41,108	226,988
$[\pm 55^\circ]_{\text{ort}}$	5223	9,351	29,221	559,903
$[\pm 65^\circ]_{\text{ort}}$	6557,333	4,6	14,376	1447,751

5.5. Değerlendirmeler

Elde edilen sonuçlar, grafikler yardımıyla görsel hale getirildiğinde daha açık bir şekilde görülebilmektedir ki filament sarma yönteminde sarım açıları mukavemet ve esneklik değerlerini belirleyen önemli bir faktördür. Literatürde yapılan ve bu çalışma ile belli benzerlik taşıyan birkaç örnek ile karşıla

Kaynak ve ark. [14] yaptığı çalışmada $[\pm 0^\circ]$, $[\pm 25^\circ]$, $[\pm 45^\circ]$, $[\pm 65^\circ]$, $[\pm 90^\circ]$ sarım açıları kullanarak üretilen numunelerin split-disk yöntemi ile testlerini gerçekleştirmiş ve açı artışı ile birlikte çevresel yüklemelere dayanım değerlerinin arttığını gözlemlemişlerdir, yaptığımız testlerde elde edilen sonuçlar da daha önce yapılan bu çalışmanın sonuçları ile paralellik göstermektedir.

Jia ve ark. [21] yine aynı şekilde $[\pm 20^\circ]$, $[\pm 40^\circ]$, $[\pm 60^\circ]$, $[\pm 80^\circ]$ sarım açılarında ürettikleri numunelerin boyuna basma testlerini gerçekleştirmişlerdir, elde ettiği sonuçlar beklendiği gibi yanal kuvvetlerin aksine boyuna kuvvetlerde sarım açısının artışı ile birlikte dayanım değerleri düşmektedir. Bu sonuçlardan yanal kuvvetler için de tam tersi bir davranış sergilemesi beklenmektedir. Bu durumda bizim çalışmamızda elde ettiğimiz sonuçlar bu beklentiye uygun karakterdedir.

Mevcut sonuçlar değerlendirildiğinde;

- Sarım açısı malzeme özelliklerini etkileyen önemli bir faktördür.

Yanal yükleme durumlarında, sarım açısı artışı ile birlikte;

- Malzeme mukavemetinde artış,
- Malzeme esnekliğinde azalma gözlenmektedir.

Tasarımı yapılacak malzeme için; ihtiyaç duyulan durum göz önünde bulundurularak, yanal yüklemenin söz konusu olduğu durumlar için, esnek malzeme ihtiyacı durumunda düşük sarım açısı ile üretim, mukavemet değerinin önemli olduğu durumlarda ise yüksek sarım açısı ile üretim yapmanın uygun olacağını söylemek mümkündür.

KAYNAKLAR

- [1] “Standard Guide for Testing Polymer Matrix Composite Materials, ASTM D2412-11,” *Annual Book of ASTM Standards*, 2012.
- [2] B. Spencer and D. Hull, “Effect of winding angle on the failure of filament wound pipe,” *Composites*, vol. 9, no. 4, pp. 263–271, 1978.
- [3] M. W. K. Rosenow, “Wind angle effects in glass fibre- reinforced polyester filament wound pipes,” *Composites*, vol. 15, no. 2, pp. 144–152, 1984.
- [4] M. Carroll, F. Ellyin, D. Kujawski, and A. S. Chiu, “The rate-dependent behaviour of $\pm 55^\circ$ filament-wound glass-fibre/epoxy tubes under biaxial loading,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 55, no. 4, pp. 391–403, 1995.
- [5] D. Cohen, “Influence of filament winding parameters on composite vessel quality and strength,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 28A, no. 12, pp. 1035–1047, 1997.
- [6] J. Rousseau, D. Perreux, and N. Verdière, “The influence of winding patterns on the damage behaviour of filament-wound pipes,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 59, no. 9, pp. 1439–1449, 1999.
- [7] N. Akkus and M. Kavahara, “Bending Behaviors of Thin Composite Pipes with Reinforcing Nodes,” *Mater. Sci. Res. Int.*, vol. 6, no. 2, pp. 131–135, 2000.
- [8] A. Béakou and A. Mohamed, “Influence of variable scattering on the optimum winding angle of cylindrical laminated composites,” *Compos. Struct.*, vol. 53, no. 3, pp. 287–293, 2001.
- [9] M. Xia, H. Takayanagi, and K. Kemmochi, “Analysis of transverse loading for laminated cylindrical pipes,” *Compos. Struct.*, vol. 53, no. 3, pp. 279–285, 2001.
- [10] C. Kaynak and O. Mat, “Uniaxial fatigue behavior of filament-wound glass-fiber/epoxy composite tubes,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 61, no. 13, pp. 1833–1840, 2001.
- [11] P. Mertiny and F. Ellyin, “Influence of the filament winding tension on physical and mechanical properties of reinforced composites,” *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 33, no. 12, pp. 1615–1622, 2002.

- [12] P. Mertiny, F. Ellyin, and a. Hothan, "An experimental investigation on the effect of multi-angle filament winding on the strength of tubular composite structures," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 64, no. 1, pp. 1–9, 2004.
- [13] C. Bisagni, G. Di Pietro, L. Frascini, and D. Terletti, "Progressive crushing of fiber-reinforced composite structural components of a Formula One racing car," *Compos. Struct.*, vol. 68, no. 4, pp. 491–503, 2005.
- [14] C. Kaynak, E. S. Erdiller, L. Parnas, and F. Senel, "Use of split-disk tests for the process parameters of filament wound epoxy composite tubes," *Polym. Test.*, vol. 24, no. 5, pp. 648–655, 2005.
- [15] N. Tarakçioğlu, L. Gemi, and A. Yapici, "Fatigue failure behavior of glass/epoxy $\pm 55^\circ$ filament wound pipes under internal pressure," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 65, no. 3–4, pp. 703–708, 2005.
- [16] R. M. Guedes, "Stress analysis of transverse loading for laminated cylindrical composite pipes: An approximated 2-D elasticity solution," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 66, no. 3–4, pp. 427–434, 2006.
- [17] H. Hernández-Moreno, B. Douchin, F. Collombet, D. Choqueuse, and P. Davies, "Influence of winding pattern on the mechanical behavior of filament wound composite cylinders under external pressure," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 68, no. 3–4, pp. 1015–1024, 2008.
- [18] E. Baranger, O. Allix, and L. Blanchard, "A computational strategy for the analysis of damage in composite pipes," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 69, no. 1, pp. 88–92, 2009.
- [19] R. M. Guedes, "Stress-strain analysis of a cylindrical pipe subjected to a transverse load and large deflections," *Compos. Struct.*, vol. 88, no. 2, pp. 188–194, 2009.
- [20] V. Gunasegaran, R. Prashanth, and M. Narayanan, "Experimental Investigation and Finite Element Analysis of Filament Wound GRP Pipes for Underground Applications," *Procedia Eng.*, vol. 64, pp. 1293–1301, 2013.

- [21] X. Jia, G. Chen, Y. Yu, G. Li, J. Zhu, X. Luo, C. Duan, X. Yang, and D. Hui, "Effect of geometric factor, winding angle and pre-crack angle on quasi-static crushing behavior of filament wound CFRP cylinder," *Compos. Part B Eng.*, vol. 45, no. 1, pp. 1336–1343, 2013.
- [22] N. J. Jin, H. G. Hwang, and J. H. Yeon, "Structural analysis and optimum design of GRP pipes based on properties of materials," *Constr. Build. Mater.*, vol. 38, pp. 316–326, 2013.
- [23] R. Rafiee, "Experimental and theoretical investigations on the failure of filament wound GRP pipes," *Compos. Part B Eng.*, vol. 45, no. 1, pp. 257–267, 2013.
- [24] F. Hafeez and F. Almaskari, "Glass reinforced epoxy tubes subjected to indentation load: A study of scaling effects," *Compos. Struct.*, vol. 117, pp. 433–444, 2014.
- [25] M. L. Ribeiro, D. Vandepitte, and V. Tita, "Experimental analysis of transverse impact loading on composite cylinders," *Compos. Struct.*, vol. 133, pp. 547–563, 2015.
- [26] M. L. Nehdi, N. Mohamed, and A. M. Soliman, "Investigation of buried full-scale SFRC pipes under live loads," *Constr. Build. Mater.*, vol. 102, pp. 733–742, 2016.
- [27] T. A. Sebaey and E. Mahdi, "Crashworthiness of pre-impacted glass/epoxy composite tubes," *Int. J. Impact Eng.*, vol. In Press.
- [28] W. D. Callister and D. G. Rethwisch, *Materials Science and Engineering: An Introduction*. John Wiley & Sons, Inc. New York, A.B.D., 2007.
- [29] A. B. Strong, *Fundamentals of Composites Manufacturing Materials, Methods, and Applications*. Society of Manufacturing Engineers Dearborn, Michigan, A.B.D., 2008.
- [30] S. İNKAYA, "Dünyada ve Türkiye’de Kompozit Sektörü," *Mühendis ve Makina*, vol. 52, no. 613, pp. 30–34, 2011.
- [31] Anonim, "Composite Boat Design," 2015.
<http://www.boatdesign.net/forums/attachments/projects-proposals/52204d1294654117-recycling-composite-boat-breakers-004.jpg>.

- [32] Anonim, “Sesto Elemento Gallery,” 2015.
<http://www.lamborghini.com/en/masterpieces/sesto-elemento/gallery/#!image/2>.
- [33] Anonim, “High Strength Synthetic Cable Products,” 2015.
http://linearcomposites.net/media/parafil_case_study_08.pdf.
- [34] Anonim, “The Worlds Longest Wind Turbine Blades,” 2015.
http://www.compositestoday.com/wp-content/uploads/2012/08/PN201204-01_300dpi.jpg.
- [35] K. K. Chawla, *Composite Materials Science and Engineering*. Springer Science+Business Media, New York, A.B.D., 2013.
- [36] M. Zor, “Kompozit Malzemelerle İlgili Genel Bilgiler,” 2015.
<http://kisi.deu.edu.tr/mehmet.zor/>.
- [37] D. Gay, *Composite Materials Design and Applications*. CRC Press, New York, A.B.D., 2015.
- [38] Anonim, “Composite Materials Theory,” 2015.
<http://www.aviation-history.com/theory/composite.htm>.
- [39] Anonim, “Boeing 787 From The Ground Up,” 2015.
http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_3.html.
- [40] Anonim, “787 Aircraft Rescue & Firefighting Composite Structure,” 2015.
http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/faqs/787_composite_arff_data.pdf.
- [41] Anonim, “A380-800 Materials Overview,” 2015.
<http://www.flightglobal.com/assets/getAsset.aspx?ItemID=9116>.
- [42] Anonim, “Airbus A350 Eco-Efficiency,” 2015.
<http://www.a350xwb.com/eco-efficiency>.
- [43] Anonim, “Airbus A350 Materials,” 2015.
http://www.welding-advisers.com/images/rp5320_p17_21_r3.p2.p1.pdf.r300.jpg.png.
- [44] Anonim, “Resin Transfer Molding,” 2015.
http://www.hexion.com/uploadedImages/Micro_Sites/EpoxyPhenolicComposites/Automotive/Your_Process/RTM_Illustration_V6.jpg.

- [45] Anonim, “Liquid Compression Molding,” 2015.
http://www.hexion.com/epoxyphenoliccomposites/automotive/liquid_compression_molding/.
- [46] T. Turgut, A. Kayran, N. Alemdaroğlu, and M. Ceylan, “Vakum Torbalama Yöntemi ile Kompozit Malzemeden Yapı Üretimi Örnek Bir Havacılık Uygulaması,” *Mühendis ve Makina*, vol. 48, no. 566, pp. 14–21, 2007.
- [47] Anonim, “Profil Çekme Metodu-Pultrüzyon,” 2015.
http://www.poliber.com.tr/tr/proses_profil_cekme.html.
- [48] S. G. Advani, E. M. Sozer, and L. Mishnaevsky, *Process Modeling in Composites Manufacturing*. Marcel Dekker, Inc. New York, A.B.D., 2003.
- [49] V. V. Vasiliev and E. V. Morozov, *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements*. Elsevier Ltd. Oxford, UK, 2013.
- [50] Anonim, “Spectrum Freedom S.40 Technology,” 2015.
<http://www.spectrum.aero/technology>.
- [51] Anonim, “Boeing 787 Filament Wound Nose,” 2015.
<http://csmres.co.uk/cs.public.upd/article-images/nose-72668.jpg>.
- [52] F. C. Campbell, *Manufacturing Process for Advanced Composites*. Elsevier Advanced Technology, Oxford, UK, 2014.