

**AMFİBİ ZIRHLI ARAÇLAR İÇİN KOMPOZİT-ALÜMİNYUM DENGE
PLAKASI TASARIMI, SONLU ELEMANLAR ANALİZİ VE ÜRETİMİ**

ENDER İNCE

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

NİSAN 2014

ANKARA

Fen Bilimleri Enstitü onayı

Prof. Dr. Necip Camuşcu
Müdü

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığımı onaylarım.

Doç. Dr. Murat Kadri Aktaş
Anabilim Dalı Başkanı

Ender İNCE tarafından hazırlanan AMFİBİ ZIRHLI ARAÇLAR İÇİN KOMPOZİT-
ALÜMİNYUM DENGELİ PLAKASI TASARIMI, SONLU ELEMANLAR ANALİZİ
VE ÜRETİMİ adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Teyfik DEMİR
Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Doç. Dr. Erdem Acar

Üye : Yrd. Doç. Dr. Gültekin Kuyzu

Üye : Doç. Dr. Teyfik Demir

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Ender İnce

Üniversitesi : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Enstitüsü : Fen Bilimleri
Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği
Tez Danışmanı : Doç. Dr. Teyfik Demir
Tez Türü ve Tarihi : Yüksek Lisans – Mart 2014

Ender İNCE

AMFİBİ ZIRHLI ARAÇLAR İÇİN KOMPOZİT-ALÜMİNYUM DENGE PLAKASI TASARIMI, SONLU ELEMANLAR ANALİZİ VE ÜRETİMİ

ÖZET

Denge plakası amfibi zırhlı araçların ön kısmında bulunan, aracın yüzme kabiliyetinin geliştirilmesi, sudaki stabilitelerinin artırılması ve araçların su içinde ilerlerken suyun araç üzerine birikerek batmasını engellemek için kullanılan, herhangi balistik isteri olmayan bir teçhizatır.

Zırhlı araçlarda sürekli artan tehdit isteklerine ve gelişen silah teknolojilerine karşın, araçların koruma seviyesini düşürmeden ve mevcut silah teknolojileri ile karadaki ve sudaki hareket kabiliyetlerini korumak büyük önem arz etmektedir.

Bu amaçla, zırhlı araçlar üzerinde taşınan ve balistik koruma özelliği olmayan yapısal ve yapısal olmayan yardımcı elemanların hafifletilmesi için kompozit malzemelerin kullanımının önemi gün geçtikçe artmaktadır. Bu tez çalışmasında bilinen diğer metal denge plakalarının aksine kompozit bir yapı tasarlanmış ve kompozit yapı alüminyum kaburgalar ile desteklenmiştir.

Tasarım isteklerini karşılamak için tasarlanan ürüne bilgisayarlı sonlu elemanlar analizleri yapılmış ve tasarım tekrar edilmiştir. Yüksek performanslı ileri kompozit ürün üretebilmek için kompozit malzemenin yapısı tasarlanmış ve malzeme tasarımına uygun üretim süreci belirlenmiştir. Nihai tasarıma sahip denge plakası, cam elyaf epoksi prepreg kumaş ile otoklavda üretilmiştir.

Tasarlanan teorik yapı başarılı bir şekilde tasarımla uyumlu olarak üretilmiş ve geliştirilen kompozit-alüminyum denge plakası yapısı, hedeflenen yapısal ve fonksiyonel özelliklerden ödün vermeden %40 hafifletilmiştir

Anahtar Kelimeler: Cam elyaf takviyeli polimer kompozit, otoklav kürü, yeni bir denge plakası tasarımı

University : TOBB Economics and Technology University
Institute : Institute of Natural and Applied Sciences
Science Programme : Mechanical Engineering
Supervisor : Associate Professor Dr. Teyfik Demir
Degree Awarded and Date : M.Sc. – March 2014

Ender İNCE

**DESIGN, FINITE ELEMENT ANALYSIS AND MANUFACTURING OF A
COMPOSITE ALUMINUM TRIM VANE FOR AMPHIBIOUS ARMoured
VEHICLES**

ABSTRACT

Trim Vane is a non-ballistic vehicle attachment which is found in the leading edge of the armoured vehicles and used to improve hydrodynamic properties of the vehicles like increasing the swimming capabilities, stabilization in the water and prevent drowning.

In armoured vehicles ever-increasing ballistic protection requirements and developing weapon systems are important parameters that increase vehicle weight. On the other hand, without decreasing the vehicle protection level and protecting mobility skills in the water and on the land have a great importance.

For this purpose, importance of the use of composite materials on structural and non-structural parts, which is carried on armored vehicles and has no ballistic requirements, is increasing day by day. In this thesis study, unlike to the other studies, trim vane is designed with a composite structure and this structure is supported with aluminum ribs.

To satisfy the design requirements, iterative computational finite element analysis are performed on the design model. In order to produce high performance advanced composite products, composite material structure is designed and production process is determined, which is relevant to the material design. Final composite design produced in autoclave with using prepreg fiber glass fabric.

Designed theoretical structure, successfully produced in accordance with the design and developed trim vane structure, reached %40 weightless target without compromising the structural and functional properties.

Key Words: Glass fiber reinforced polymer composite, autoclave curing, a novel trim vane design

TEŞEKKÜR

Tanıdığım günden itibaren insani ve ahlaki değerleri ile hayatta, ilmi ve bilgi birikimi ile mesleğimde bana yol gösteren, yoluma ışık tutan sadece hocam değil aynı zamanda ağabeyim olarak gördüğüm, kıymetli hocam Doç. Dr. Teyfik DEMİR' e teşekkürü bir borç bilirim. Tezimi değerlendiren kıymetli hocalarım, Doç. Dr. Erdem ACAR ve Yrd. Doç. Dr. Gültekin KUYZU' ya bu tezin oluşmasındaki katkılarından ötürü teşekkürlerimi sunarım.

Bana burs veren ve yüksek lisans yapmamı sağlayan okulumuz TOBB ETÜ' ye, ayrıca tez çalışmalarımı gerçekleştirdiğim CES İleri Kompozit ve Savunma Teknolojileri A.Ş.' ye ve bütün çalışanlarına teşekkürlerimi sunarım.

Bu süreçte hem bilgi birikimi, hem de destekleyici tavrıyla hep yanımda olan CES A.Ş. Genel Müdür Yrd. Çağla Pınar TURUNÇOĞLU' na, ayrıca bu tezin oluşmasında beni cesaretlendiren ve çalışmalarımda destek olan FNSS Savunma Sistemleri A.Ş. Hava Savunma Proje Teknik Lideri Nazif Can KURT' a teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmalarımda ve hayatımda bana desteklerini esirgemeyen, yanımda olan Ece AYLI ve kıymetli ailesine teşekkürlerimi sunarım.

Her zaman, her konuda yanımda oldukları ve beni destekledikleri için her daim kendimi çok şanslı hissettiğim aile fertlerim Ömer İNCE, Deniz Berna İNCE, Ege İNCE ve Hayriye İNCE' ye sonsuz teşekkür ederim. Bu tezi, annem Serpil İNCE' ye adıyorum.

İÇİNDEKİLER

TEZ BİLDİRİMİ.....	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
1. GİRİŞ.....	1
1.1. KOMPOZİT MALZEMELER.....	4
1.1.1. Kompozit Malzemeler ve Sınıflandırılması.....	4
1.1.2. Polimer Matrisli Kompozit Malzemeler	19
1.1.3. Polimer Matrisli Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri.....	25
1.1.4. Cam Elyaf Takviyeli Polimer Matrisli Kompozit Malzemeler.....	40
1.2. ALUMİNYUM MALZEMELER.....	46
1.2.1. Alüminyum Malzeme Çeşitleri ve Sınıflandırılması.....	46
1.2.2. Mg Alaşımlı Alüminyum Malzemeler	52
2. MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞLARI	54
2.1. İzotropik, Anizotropik ve Ortotropik Malzemeler.....	54
2.2. Gerilme Gerinim Bağlıntıları	56
2.3. Esneklik / Sağlamlık Matrisleri	58
2.4. Tabakalı Yapılar ve Klasik Laminasyon Teorisi	64
2.4.1. Tabakalı Yapıda Kuvvet ve Momentler	66
2.4.2. Tabakalı Kompozit Yapıda Orta Düzlem Gerinim ve Eğrilikleri	69
2.4.3. Sanki İzotropik, Dengeli-Simetrik Davranış	70
3. TASARIM ÇALIŞMALARI VE SONLU ELEMANLAR ANALİZLERİ	72
3.1. Denge Plakası Yapısı.....	72
3.2. Denge Plakası Tasarımı	73
3.3. Malzeme Seçimi ve Kompozit Yapının Katman Tasarımı	79
3.3.1. Alüminyum Malzeme Seçimi.....	79
3.3.2. Polimer Matrisli Kompozit Malzemenin Seçimi ve Katman Tasarımı	79
3.4. Sonlu Elemanlar Analizleri	85
3.4.1. Malzeme Girdileri, Analiz Modeli ve Sayısal Ağ Çalışmaları.....	86
4. DENGELİ PLAKASININ ÜRETİMİ.....	100
4.1. Kompozit Kalıplarının Üretimi.....	100

4.2.	Prepreg Katmanlarının Kesim ve Serim İşlemleri.....	103
4.3.	Ürünün Otoklav ile Kürlenmesi.....	107
4.4.	Alüminyum Parçaların Tedariki.....	112
4.5.	Kenar Kesim ve Montaj İşlemleri.....	113
4.5.	Son İşlemler.....	115
5.	SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER.....	117
5.1.	Gelecek Çalışmalar.....	118
	KAYNAKLAR.....	119
	ÖZGEÇMİŞ.....	123

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge		Sayfa
Çizelge 1.1.	Bazı ticari elyaflar için fiziksel ve mekanik özellikler	41
Çizelge 1.2.	E-Camı ve S-Camı üretimi için kullanılan (Kütlece %) ham maddeler	42
Çizelge 1.3.	Alaşım elementlerinin alüminyumun mekanik ve fiziksel özelliklerine etkisi	47
Çizelge 1.4.	Gerinim sertleştirmesine uygun dövme alüminyumlar için H temper dereceleri	51
Çizelge 1.5.	AA5754 için kimyasal kompozisyon	53
Çizelge 3.1	AA5754 H22 Kimyasal kompozisyon (EN 573-3 kütlece %)	79
Çizelge 3.2.	VV320P Tipi E-camı kumaş için özellikler	81
Çizelge 3.3	DT120 Tipi epoksi reçine sistemi için özellikler	81
Çizelge 3.4.	Cam fiber epoksi prepreg malzeme için belirlenen mekanik özellikler	87
Çizelge 3.5.	Sonlu eleman analizinde kullanılan kompozit yığın dizisi	87
Çizelge 3.6	Çekme testi sonuçları	90
Çizelge 3.7.	AA5754 malzeme için belirlenen mekanik özellikler	90

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 1.1.	Boeing 787 Dreamliner uçağının imalatında kullanılan malzemelerin dağılımı	5
Şekil 1.2.	Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	6
Şekil 1.3	Partikül takviyeli kompozit yapısı	8
Şekil 1.4.	Dolgu takviyeli kompozit yapısı	8
Şekil 1.5.	Basma yükü altındaki elyaf takviyeli kompozit malzemede elyaf ile matris arasında oluşan τ kayma gerilimi	9
Şekil 1.6.	Bazı konvansiyonel metal malzemeler ve sık kullanılan epoksi matrisli elyaf takviyeli kompozit malzemelerin özgül mukavemet ve özgül Elastik modül değerleri	11
Şekil 1.7.	Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyaf yapıları (a) tek yönlü sürekli elyafli kompozit, (b) dokuma elyafli kompozit (c) süreksiz elyafli kompozit	13
Şekil 1.8.	(a) İki boyutlu dokuma yapısı, (b) üç boyutlu dokuma yapısı	15
Şekil 1.9.	Düz (düzlem) dokuma tipi	16
Şekil 1.10	(a) 2/2 fitilli dokuma tipi, (b) 2/1 fitilli dokuma tipi	17
Şekil 1.11.	Saten dokuma tipi	17
Şekil 1.12.	Basket dokuma tipi	18
Şekil 1.13	Karbon/Aramid düz (plain) dokuma tipi	19
Şekil 1.14	Kompozit Malzemelerde Matris Malzemesi Olarak Kullanılan Polimerlerin Sınıflandırılması	20
Şekil 1.15.	Termosetlerin kürlenmesi esnasında oluşan çapraz bağlar	21

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 1.16.	Polyester, vinil ester ve epoksi reçineler için gerilim-gerinim grafiği	22
Şekil 1.17.	Polimer matrisli kompozit malzemelerde sık kullanılan elyaf tiplerinin ve epoksi reçinenin gerilme-gerinim grafiği	24
Şekil 1.18.	Basit Epoksi (Etilen Oksit) İçin Kimyasal Yapı	24
Şekil 1.19.	İdeal Bir Epoksi Molekülünün Kimyasal Yapı	25
Şekil 1.20.	Polimer matrisli kompozit malzemeler için üretim yöntemleri	26
Şekil 1.21.	Islak serim işlemi	27
Şekil 1.22.	Püskürtme serim yöntemi	28
Şekil 1.23.	Islak serim vakum poşetleme yöntemi	29
Şekil 1.24.	Filament sarma yöntemi	30
Şekil 1.25.	Pultrüzyon yöntemi	31
Şekil 1.26.	Vakum infüzyon yöntemi	32
Şekil 1.27.	Reçine transfer kalıplama yöntemi	34
Şekil 1.28.	Presle kalıplama yöntemi, (a) hazır kalıplama pestili, (b) hazır kalıplama hamuru	35
Şekil 1.29.	Vakuma alınmış kalıpta prepreg	37
Şekil 1.30.	Otoklav ile kürleme işlemi	38
Şekil 1.31.	Polimer matrisli kompozit malzemeler için üretim yöntemlerinin üretim hacmi-ürün performansı açısından karşılaştırılması	40

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 1.32.	Cam elyafı üretimi	43
Şekil 1.33.	Solüsyon hattı yöntemi ile prepreg üretimi	45
Şekil 1.34.	Temel alüminyum alaşımları ve bazı özellikleri	48
Şekil 2.1	İzotropik, ortotropik ve anizotropik malzemelerde yükleme-deformasyon ilişkileri	55
Şekil 2.2.	Tabakalı yapıda klasik laminasyon teorisi geometrisi	65
Şekil 2.3.	Tabakalı yapıda düzlem-içi, eğilme, ve burulma yükleri	66
Şekil 3.1.	Temsili denge plakası yapıları (a) karada kapalı konumda (b) suda açık konumda.	72
Şekil 3.2.	Kanvansiyonel, alüminyum denge plakası tasarımı	74
Şekil 3.3.	Kompozit alt ve üst kabuk tasarımları	74
Şekil 3.4.	Periskop görüş açısı	75
Şekil 3.5.	Denge plakası saydamı ve çerçevesi	76
Şekil 3.6.	Nihai denge plakası yapısı	77
Şekil 3.7.	Denge plakası menteşe bağlantı arayüzü.	78
Şekil 3.8.	Denge plakası kol sistemi bağlantı arayüzü	78
Şekil 3.9.	Üretilebilirlik analizleri	84
Şekil 3.10.	Sonlu eleman analizlerinde izlenen süreç	86
Şekil 3.11.	Çekme testi numuneleri	88
Şekil 3.12.	Çekme testi	89

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 3.13.	Sonlu Eleman Modeli	91
Şekil 3.14.	Sonlu eleman analizlerinde kullanılan eleman tipleri	91
Şekil 3.15.	Üst kabuk modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı	92
Şekil 3.16.	Alt kabuk modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı	93
Şekil 3.17.	Kaburga modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı	93
Şekil 3.18.	Sabitlenen sonlu eleman modeli	94
Şekil 3.19.	Sonlu eleman modeli üstüne uygulanan yük	94
Şekil 3.20.	Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (x yönü)	95
Şekil 3.21.	Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (y yönü)	96
Şekil 3.22.	Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (z yönü).	97
Şekil 3.23.	Dış kabuk ve kaburga yapısı üzerinde oluşan eşdeğer gerilmeler	98
Şekil 3.24.	Kaburga yapısı üzerinde eşdeğer gerilme detay görünümü	99
Şekil 4.1.	Kompozit üst kabuk yapısının hazırlık aşamasındaki mdf modeli	101
Şekil 4.2.	Kompozit alt kabuk yapısının hazırlık aşamasındaki mdf modeli	101
Şekil 4.3.	Üst Kabuk nihai kalıp modeli	102

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 4.4.	Üst kabuk kompozit kalıbı	103
Şekil 4.5.	CNC katman kesim tezgahında katmanların kesim işlemi	105
Şekil 4.6.	Kesimi yapılan prepreg katmanların kalıp üzerine serim işlemleri	106
Şekil 4.7.	Otoklav yüklemesine hazır haldeki alt kabuk	107
Şekil 4.8.	Denge plakasının üretiminde kullanılan kompozit otoklavı	108
Şekil 4.9.	Otoklav Kür Trend Grafiği	111
Şekil 4.10.	Otoklava yüklenmiş alt kabuk kalıbı	112
Şekil 4.11.	Alüminyum kaburgaların kompozit yapıyla birleştirilmesi	114
Şekil 4.12.	Kompozit kabuk ile alüminyum kaburganın perçinlenmesi	114
Şekil 4.13.	Denge plakası yapısının içine poliüretan köpük doldurulması.	115
Şekil 4.14.	Boyanmış denge plakası yapısı.	116

KISALTMALAR

Kısaltmalar	Açıklama
AA	Alüminyum Birliği (Aluminum Association)
CAD	Bilgisayar destekli tasarım (Computer aided design)
CNC	Bilgisayar sayımlı yönetim (Computer Numerical Control)
Prepreg	Önceden reçine emprenye edilmiş elyaf (pre-impregnated)
RTM	Reçine Transfer Kalıplama (Resin Transfer Molding)
TIG	Tungsten Inert Gas (Asal Gaz Altında Tungsten Kaynağı)
YY	Yüz yıl

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simge	Açıklama
E	Elastik modül
G	Kayma Modülü
ν	Poisson oranı
ε	Eksenel Gerinim
γ	Kayma Gerinimi
σ	Normal Gerilme
τ	Kayma Gerilmesi
m	uzama-kayma arasındaki etkileşim
Θ	Normal eksenler ile takviye doğrultusu arasındaki açı (yönelim)
$[Q]$	Sağlamlık (Katılık) matrisi
$[S]$	Esneklik Matrisi
$[\bar{Q}]$	Özellikle ortotropik malzeme için sağlamlık (katılık) matrisi
$[\bar{S}]$	Özellikle ortotropik malzemede esneklik matrisi
U	Kompozit tabakanın açığa bağlı sağlamlık sabitleri
V	Kompozit tabakanın açığa bağlı esneklik sabitleri

1. GİRİŞ

Kompozit malzemeler iki veya daha çok malzemenin bir araya gelmesiyle oluşan ve nihai ürünün fiziksel ve kimyasal olarak ilk ürünlerden farklı ve daha üstün olduğu malzemelerdir.

Kompozit malzemeler günümüzde henüz dikkat çekmeye başlamış olmalarına rağmen aslında dünyada yaşam başladığından beri doğada bulunmaktadır. Bitki ve diğer canlılarda bulunan birçok yapı, elyafli kompozit yapılara örnek olarak gösterilebilir. Kas, tendon ve kemik yapısı aslında birer kompozit yapı olarak karşımıza çıkmaktadır [1-2].

İnsan yapımı ilk kompozit yapılardan biri için ise papirüs kâğıtları örnek verilebilir. İki tabaka arasına serilen papirüs liflerinden oluşan papirüs kağıdının yapımı M.Ö. 2560-2550 yıllarına kadar gitmektedir [1,3]. Mısırlılar papirüs kağıdı sayesinde büyük bir ticari avantaj elde etmiş ve kültürlerini diğer nesillere aktarma fırsatı bulmuştur.

Bir diğer erken evre insan yapımı elyaf takviyeli kompozit malzeme olarak ise kerpiç tuğlalar gösterilebilir. Saman ve çamur karıştırılarak yapılan kerpiç tuğlalarda saman elyaf görevini çamur ise matris görevini görmektedir. Kerpiç tuğlaları günümüz terminolojisi ile rastgele kısa elyafli kompozit yapı olarak adlandırabiliriz.

Günümüz mühendisliğinde kullanılan elyaf takviyeli kompozit yapılar ile ilgili çalışmalar ve ürünler ancak yüzyıldır yapılmaktadır. Bilinen ilk yapısal elyaf takviyeli kompozit ürün 1930'ların ortasında cam elyaf ve polyester reçine ile üretilen bir teknedir [4]. 1941 yılında Amerikan Hava Kuvvetleri Malzeme Laboratuvarı kompozit malzemeler üzerine çalışmalara başlamış [1] ve bu tarihten itibaren Amerikan Hava ve Deniz Kuvvetleri kompozit malzemelere odaklanmışlardır.

1950'li yılların ortalarından itibaren elyaf takviyeli kompozit malzemeler boru imalatında, denizcilikte, havacılıkta ve otomotiv sanayinde kullanılmaya başlanmıştır. Yapısal kompozit parçalar ilk başlarda yüksek teknoloji ve nadir bulunan ürünler

olarak görölse de günümüzde endüstrinin hemen hemen bütün alanlarında kullanılmaktadır.

1960 yılından itibaren Boeing 727 uçaklarında takviyeli plastik kompozit malzemelerden yapılmış parçalar kullanılmaya başlanmıştır.

Ülkemizde de cam elyaf takviyeli polyeşter kompozit malzemeler 1960'lı yıllardan itibaren sıvı depoları, çatı levhaları ve küçük teknelerde kullanılmaya başlanmıştır. 1970'li yıllarda seri üretimine başlanan Anadolu otomobillerinde de cam elyaf takviyeli polyeşter malzemeler kullanılmıştır.

Alüminyum tarihte ilk defa alüminyum tuzu olarak Eski Yunanlılar ve Romalılar tarafından, boyaların renklerini sabitleşirmede ve yaralıların kanını durdurucu olarak kullanmıştır [5]. Yapısal malzeme olarak alüminyum kullanımı ise çelik kadar eski olmasa da elyaf takviyeli kompozit malzemelerin kullanımından daha eskiye gitmektedir. Alüminyum 1895 yılına gelindiğinde inşaat malzemesi olarak özellikle İngiliz kolonilerinde yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır [5]. 1906 yılında Alman Kimyacı Alfred Wilm ilk kez alüminyum alaşımını [7-8] ve ilk defa Duralumin alaşımını 1911 yılında Almanya'nın Dueren şehrinde üretilmiştir. Duralumin alaşımıyla ilk uçak 1919 yılında üretilmiş ve o tarihten itibaren alüminyum alaşımalar, havacılık sektörünün vazgeçilmez malzemesi haline gelmiştir [9]. Günümüzde alüminyum alaşımaları hafif ve sağlam yapıları sayesinde başta havacılık olmak üzere birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır.

Elyaf takviyeli kompozit yapılar hafif olmaları sayesinde kendilerine havacılık sanayisinde yer edinmiştir; ancak yapısal eleman olarak alüminyum, kompozit yapılara göre daha sık kullanılmaktadır.

Alüminyum malzemelerin basma yönündeki yükler karşısındaki başarılı mekanik özellikleri ve elyaf takviyeli kompozit malzemelerin çekme yönündeki yükler karşısında basma yönündeki yüklere oranla daha başarılı karakter göstermesi, tasarımcıları alüminyum-kompozit hibrit yapılar tasarlamaya itmiştir. Alüminyum-

elyaf takviyeli kompozit hibrit yapıların endüstride kullanımı yaygınlaşmak ile birlikte metal-elyaf takviyeli kompozit hibrit yapılar üzerine akademik çalışmalar da devam etmektedir [10-13].

Elyaf takviyeli kompozit yapılar, endüstrinin her alanında yaygınca kullanılmasına rağmen yapısal eleman olarak zırhlı araçlarda kullanımı yaygın değildir. Öte yandan zırhlı araçlarda sürekli artan tehdit isteklerine ve gelişen silah teknolojilerine karşın, araçların koruma seviyesini düşürmeden ve mevcut silah teknolojileri ile karadaki ve sudaki hareket kabiliyetlerini korumak büyük önem arz etmektedir.

Bu çalışmada; amfibi zırhlı personel taşıyıcı araçların ön kısmında bulunan, aracın yüzme kabiliyetinin geliştirilmesi, sudaki stabilitelerinin artırılması ve araçların su içinde ilerlerken suyun araç üzerine birikerek batmasını engellemek için kullanılan denge plakası yapısı elyaf takviyeli kompozit kabuklardan tasarlanmıştır. Kompozit kabuklar, total yapının ağırlığını düşürmek ve sağlamlığını arttırmak için alüminyum kaburgalar ile desteklenmiştir.

Elyaf takviyeli kompozit- alüminyum hibrit yapının, metal yapıdan oluşan benzerleri kadar mukavim olmasını sağlamak için sonlu eleman analizleri yapılmış ve elde edilen veriler ışığında kompozit kabukların istif dizisi (stacking sequence) tasarlanmıştır. Kompozit kabuklar, cam elyaf takviyeli epoksi prepreg ile otoklavda kür yöntemi ile üretilmiş ve magnezyum alaşımlı alüminyum kaburgalar ile yapıştırıcı ve perçin bağlantıları sayesinde birbirine bağlanmıştır.

1.1. KOMPOZİT MALZEMELER

1.1.1. Kompozit Malzemeler ve Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler; birbiri içinde çözünmeyen iki veya daha fazla bileşenden oluşan ve makro boyutta birleştirilen malzemelerdir. Kompozit malzemelerde bileşen malzemelerin üstün özelliklerinin bileşimiyle, bütün bileşenlerinden daha üstün bir malzeme oluşturmak amaçlanır.

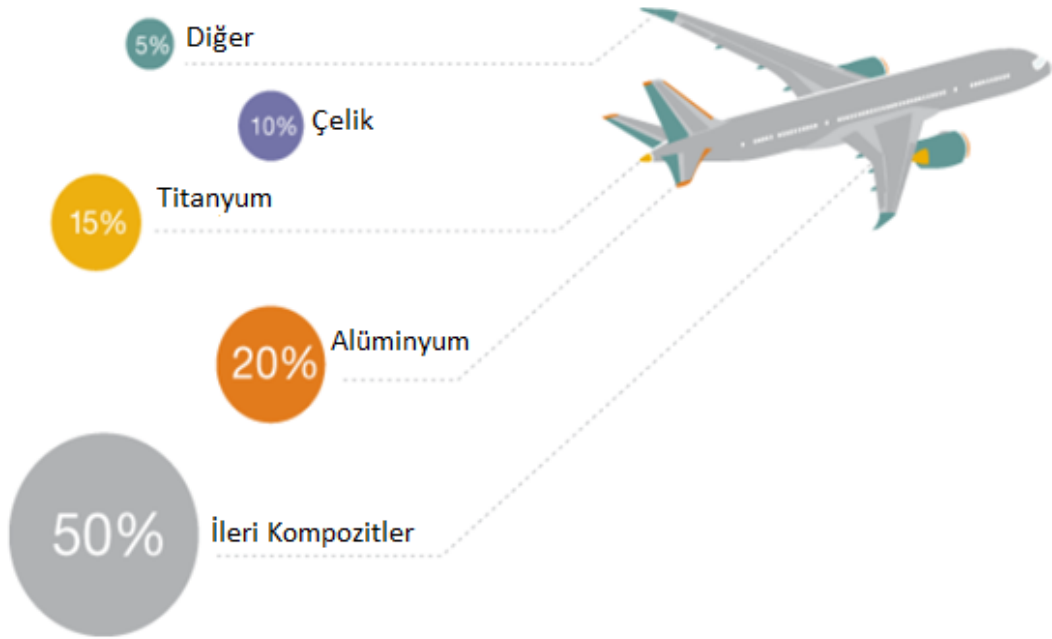
Farklı malzemelerden oluşan birçok malzeme olmasına rağmen (alaşım metaller gibi) kompozit malzemelerin en önemli ayırt edici özellikleri çoğu zaman makro boyutta bileşenlerinin birbirinden ayırt edilebilmesidir. Alaşım metaller gibi diğer karışım malzemelerde, karışım sonucu oluşan malzeme homojen yapı gösterir. Kompozit malzemelerde ise nihai ürün kimyasal ve fiziksel olarak heterojendir.

Amaca göre birçok üstün özellikte kompozit malzeme üretimi mümkündür. Kompozit malzemelerin diğer konvansiyonel mühendislik malzemelerine göre üstünlüklerini ise şu şekilde sıralayabiliriz:

- Mukavemet
- Sağlamlık
- Korozyon direnci
- Aşınma direnci
- Hafiflik
- Yorulma direnci
- Sıcaklıktan bağımsız davranış gösterme
- Isı yalıtımı
- Isı iletkenliği
- Akustik yalıtım
- Elektriksel yalıtım
- Kompleks şekillerin tek parça olarak üretilebilmesi

Kompozit malzemelerin yukarıda belirtilen üstün özelliklerini tek bir kompozit malzemede toplamak mümkün olmamakla birlikte, amaca yönelik farklı üstün özelliklerde kompozit malzeme üretimi de mümkündür.

Günümüzde kompozit malzemeler endüstrinin her alanında kullanılmasına karşın yapısal ileri kompozitler hafif ve mukavemetli yapılarının yanı sıra yüksek yorulma performansları ile özellikle havacılık sanayinde oldukça yaygın olarak kullanılmaktadır. Şekil 1.1' de gösterilen Boeing 787 Dreamliner uçağının gövde kabuğunun tamamı ve kanatlarının çok büyük bir kısmı ileri kompozit malzemelerden imal edilmiştir.

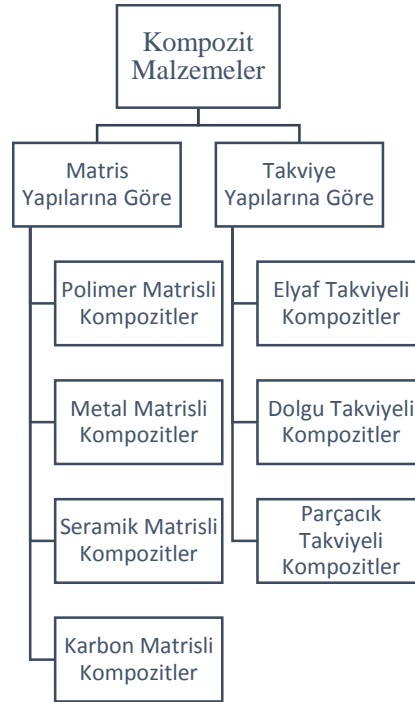


Şekil 1.1. Boeing 787 Dreamliner uçağının imalatında kullanılan malzemelerin dağılımı [14]

Kompozit malzemeler genel olarak bir matris malzeme ve takviye malzemelerden meydana gelmektedir. Matris, takviye malzemeyi bir arada tutmak, yükü takviye malzemeler üzerine iletmek ve takviyeyi kimyasal ve çevresel etmenlerden korumak

için kullanılmaktadır. Takviye malzemeler ise, kompozit malzemenin mukavemetini ve sağlamlığını sağlamak için kullanılmaktadır.

Kompozit malzemeleri bu iki bileşeni olan matris türlerine göre ve takviye türlerine göre sınıflandırmak mümkündür. Şekil 1.2’de başlıca kullanılan kompozit malzemelerin sınıflandırılması gösterilmiştir.



Şekil 1.2. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması

Matris yapılarına göre kompozitler; polimer matrisli kompozitler, metal matrisli kompozitler, seramik matrisli kompozitler ve karbon matrisli (karbon-karbon kompozitler) olarak sınıflandırılabilir. Matris yapılarına göre sınıflandırılan kompozit malzemelere sement matrisli kompozitler (çimento yapısı) kompozitler de eklenebilir.

Polimer matrisli kompozit malzemeler; matris yapısı olarak polimer reçine kullanılan ve çeşitli takviyelerle güçlendirilen kompozit malzemelerdir. Günümüzde en çok

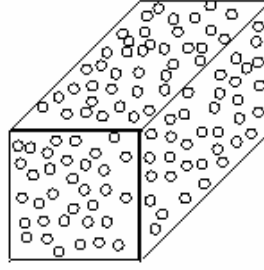
kullanılan kompozit malzemelerin başında elyaf takviyeli polimer kompozitler gelmektedir.

Metal matrisli kompozit malzemeler; matris olarak bakır, alüminyum, titanyum gibi metallerin kullanıldığı takviye olarak ise tungsten ve molibden gibi metallerin yanı sıra silikon karbür gibi seramiklerin de kullanıldığı kompozit malzemelerdir. Metal matrisli kompozit malzemeler özellikle otomotiv endüstrisinde sıkça kullanılmaktadır [15-17].

Seramik matrisli kompozit malzemeler; matris olarak seramik malzemelerin takviye olarak ise silikon karbür ve bornitrür gibi malzemelerin kullanıldığı kompozitlerdir. Takviye olarak kullanılan malzemeler genel olarak kısa elyaf veya iğnemsî yapıda bulunurlar. Seramik matrisli kompozit malzemeler, yüksek sıcaklıkta yüksek mukavemet özellikleri [18] ile öne çıkmakta ve türbinli motorlarda yaygın olarak kullanılmaktadırlar [19].

Takviye yapılarına göre kompozitler; elyaf takviyeli kompozitler, dolgu takviyeli kompozitler, parçacık takviyeli kompozitler ve bunların karışımları olarak sınıflandırılabilir.

Parçacık takviyeli; matris içine dağılmış takviye parçacıklarından oluşan kompozit malzemelerdir. Bir veya iki boyutlu makro ölçekli takviye malzemeler ve boyutsuz kabul edilen mikro ölçekli takviye malzemelerden oluşurlar. Partikül yapılı kompozitlerin mekanik özelliklerini matris yapısı dışında takviye parçacığın şekil faktörü ve boyut faktörü etkilemektedir [20]. Şekil 1.3'de parçacık takviyeli kompozitin yapısı şematik olarak gösterilmiştir.

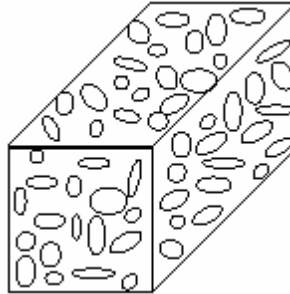


Şekil 1.3. Partikül takviyeli kompozit yapısı [20]

Dolgu takviyeli kompozitler, matriste bulunan boşlukların bir dolgu malzemesi ile doldurulması sonucu oluşan kompozit malzemelerdir. Dolgu malzemesi olarak metalik ve seramik malzemeler kullanılabileceği gibi organik dolgu takviyeli kompozit malzemeler de mevcuttur.

Dolgu malzemeleri ana içerik olabileceği gibi kompozit yapının içinde ilave bir yapı da olabilir. Dolgu malzemeleri düzensiz yapılar ya da belirli bir şekle sahip yapılar olabilirler.

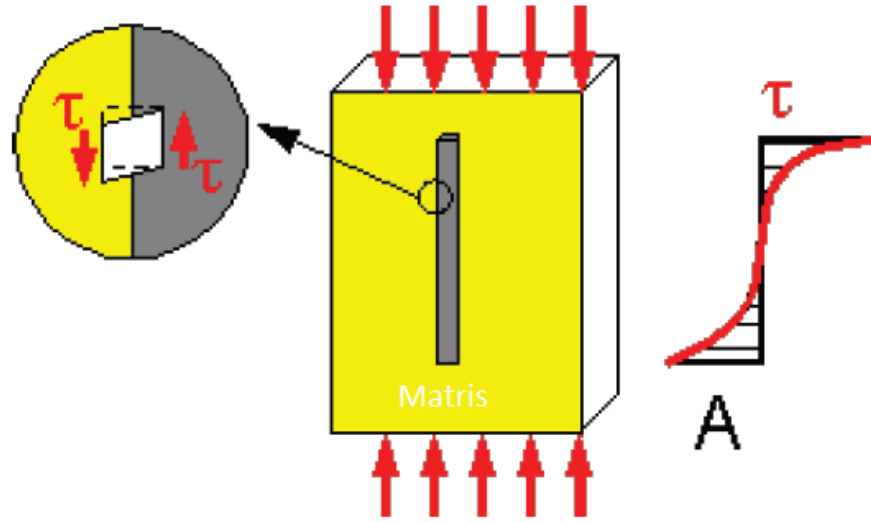
Toz metalurjisi ile üretilen malzemeler ve seramik matrisli bazı kompozitler bu sınıfta tasniflenebileceği gibi plastik matrisli dolgu takviyeli kompozitler de mevcuttur. Şekil 1.4'de dolgu takviyeli kompozitin yapısı şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.4. Dolgu takviyeli kompozit yapısı [20].

Elyaf takviye yapılı kompozitler; mekanik dayanımı sağlayan elyaf takviye ve elyafları bir arada tutan, yükleri elyaflara aktaran ve elyafları dış etmenlerden koruyan matris yapısından oluşmaktadır.

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde; elyaflar ile matris arasında yük aktarımı kayma kuvvetiyle meydana gelmektedir. Şekil 1.5'de basma yükü altındaki elyaf takviyeli kompozit malzemede, elyaf ile matris arasında oluşan τ kayma gerilimi modeli görülmektedir.



Şekil 1.5. Basma yükü altındaki elyaf takviyeli kompozit malzemede elyaf ile matris arasında oluşan τ kayma gerilimi [21].

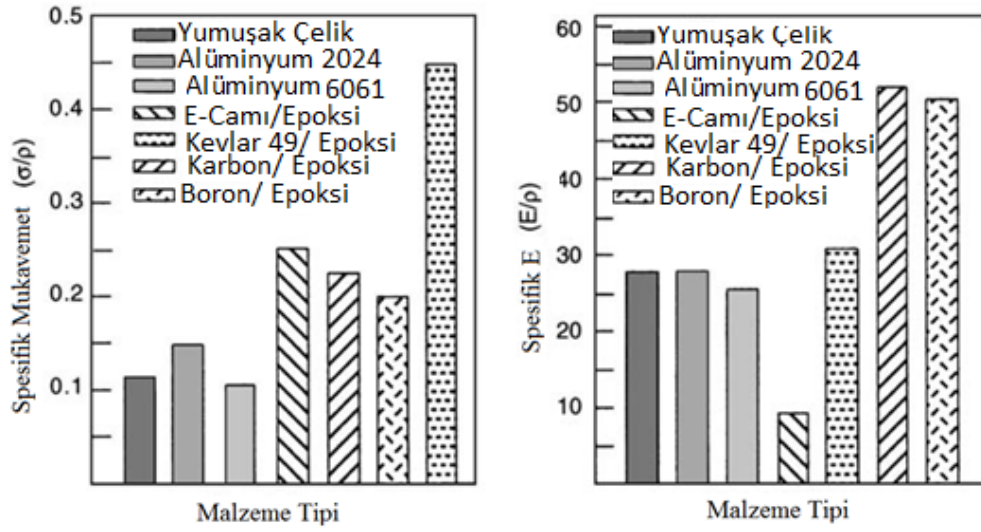
Kompozit malzemenin dayanımının yüksek olması için matris malzemesinin elyaf malzemesine çok iyi tutunması gerekmektedir. Elyaf ile matris ara yüzünde tutunumu sağlayan üç farklı sistem vardır. Bunlar, elyaf ve matrisin yüzey pürüzlülüğünden kaynaklanan mekanik yapışma, elektrostatik yapışma adıyla da bilinen fiziksel yapışma ve atomik/moleküler çekimin olduğu kimyasal yapışma. Kimyasal yapışma, cam elyafli kompozitlerde, aynı zamanda elyafları fiziksel hasarlardan da koruyan silan çözeltiler yardımı ile sağlanmaktadır.

Kimyasal bağın başarılı olarak sağlanabilmesi için elyaf üzerindeki silanın matris ile uyumu önemlidir. Yapışma sistemlerinin başarılı bir elyaf-matris tutunumu sağlayabilmesi aynı zamanda elyaf üzerindeki yapışma yüzeyinin büyüklüğüne bağlıdır. Çoğu elyaf yapısı yuvarlak kesitli olup iyi bir yapışma alanı sağlamaktadır.

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde, yükün önemli bir kısmını elyaflar karşılamaktadır. Kompozit malzemenin dayanımını etkileyen bir diğer husus, takviye elyafın E-Modülünün matris malzemesinin E-modülünden daha yüksek olması ve matrisin takviyeye oranla daha sünek özellik göstermesi gerektirmesidir. Aksi takdirde elyaflar yük taşımaya katılamayacak ve kompozit malzeme olması gerekenden daha düşük mukavemet gösterecektir.

Genel kaide olarak malzemelerde çap küçüldükçe yapıdaki hata ihtimali önemli miktarda düşmektedir. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde çok düşük çaplı elyaflar sayesinde, elyaf malzemesinin kütle haline göre daha sağlam bir yapı elde edilmektedir.

Kompozit malzemelerin ağırlıklarına oranla mekanik özellikleri konvansiyonel malzemelere göre daha üstündür. Şekil 1.6'da bazı konvansiyonel malzemelerin ve sık kullanılan epoksi matrisli elyaf takviyeli kompozit malzemelerin özgül mukavemetleri ve özgül elastik modülleri verilmiştir.



Şekil 1.6. Bazı konvansiyonel metal malzemeler ve sık kullanılan epoksi matrisli elyaf takviyeli kompozit malzemelerin özgül mukavemet ve özgül Elastik modül değerleri [22].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde genel olarak kullanılan elyaf malzemeleri ise şunlardır:

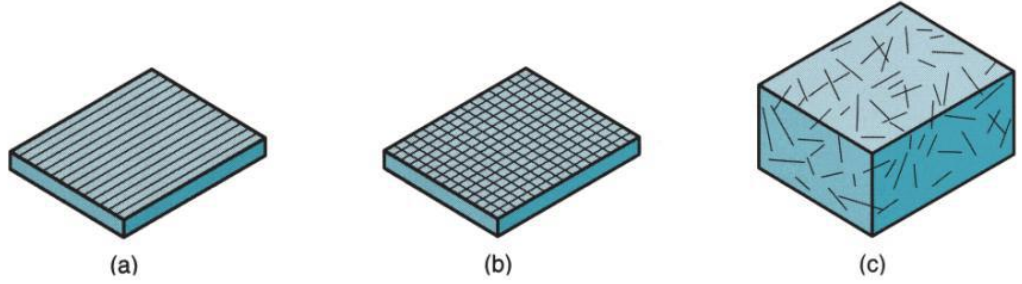
- Cam elyafı, polimer matrisli kompozit yapılarda en sık kullanılan takviye tipidir. Başlıca avantajları, düşük maliyeti, yüksek çekme mukavemeti, yüksek kimyasal direnci ve yalıtım özelliğinin iyi olmasıdır. Endüstride en çok kullanılan E-camı ve S-camı olmak üzere başlıca iki farklı tipinin yanı sıra asitlere karşı yüksek korozyon direnci istenen yapılarda C-camı kullanılmaktadır.
- Karbon elyafı, yüksek çekme dayanımı-ağırlık oranı, çok düşük ısıl genişleme katsayısı, yüksek yorulma dayanımı, yüksek ısıl iletkenlik gibi üstün özellikler göstermesine rağmen yüksek maliyetleri nedeni ile genel olarak ağırlık kazancının çok önemli olduğu havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılmaktadır. Yüksek mukavemetli karbon elyafı, orta modüllü karbon elyafı, yüksek modüllü karbon elyafı ve çok

yüksek modüllü karbon elyafı başlıkları altında sınıflandırılan birçok ticari karbon elyaf ürünü mevcuttur. 207 GPa ile 1035 GPa arası geniş bir aralıkta çekme modülüne sahip ticari karbon elyaflar bulunmaktadır [23].

- Aramid elyaflar, yüksek miktarda kristalleşmiş aromatik poliamid elyaf yapısı, mevcut takviye elyafları arasında en yüksek çekme mukavemeti-ağırlık oranına sahip takviye yapısıdır. Düşük yoğunluğunun yanı sıra yüksek çekme mukavemeti göstermesi ve yüksek darbe dayanımı özellikleri nedeniyle havacılık sektöründe sıkça kullanılmaktadır. Kevlar 49 en çok bilinen ticari üründür.
- Polietilen elyaflar, yüksek akma dayanımı ve yüksek kimyasal korozyon direnci gösterirler. Genel olarak zırh uygulamalarında kullanılmaktadır.
- Doğal elyaflar, keten, hintkeneviri, sisal gibi zirai olarak üretilen ürünlerin liflerinden yapılmaktadır. Doğa dostu ve biyo-uyumlu yapılarının yanı sıra yüksek elastik modül-ağırlık oranlarıyla otomotiv sektöründe kullanımına dair çalışmalar yapılmaktadır [24,25].
- Bor elyaflar, oldukça yüksek çekme modülü özellikleri ile ön plana çıkmaktadır. Çekme modülü 379-414 GPa değerlerine kadar ulaşmaktadır ve bor elyaf takviyeli kompozit malzemelerde yüksek burkulma ve basma dayanımı sağlamaktadır [23].
- Seramik elyaflar, metal ve seramik matrisli kompozit malzemelerde ve yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılmaktadır. Silisyum karbür (SiC) ve alümina (Al_2O_3) seramik elyaflara örnek olarak verilebilir. Silisyum karbür elyafların, mono-filament yapılar, multi-filament yapılar ve sakalcık (whisker) yapılar olmak üzere üç farklı formu mevcuttur [26]. Birçok alümina elyaf yapısı geliştirilmiş olmasına rağmen ticari kullanımı henüz mevcut değildir.

- Metal elyaf lar düşük elyaf yoğunluklu kompozit yapı lar da bile gösterdikleri yüksek elektrik iletkenliği ile ön plana çı kmaktadır. Elyaf malzemesi olarak paslanmaz çelik, nikrom, hasteloy, nikel, nikel-krom, titanyum, tungsten ve tantalum gibi malzemelerin kullanımı mevcuttur [27,28].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyaf yapı ları tek yönlü sürekli elyaf lar, rastgele yönelimli süreksiz elyaf lar ve dokuma (kumaş) elyaf lar olarak ayrı lmaktadır. Şekil 1.7’de elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyaf yapı ları verilmiştir.



Şekil 1.7. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyaf yapı ları (a) tek yönlü sürekli elyaf lı kompozit, (b) dokuma elyaf lı kompozit (c) süreksiz elyaf lı kompozit [29].

Tek yönlü sürekli elyaf lı kompozitlerin mekanik özellikleri dizilim yönüne oldukça bağımlıdır. Elyaf yönünde üstün mukavemet gösterirken aksi istikamette yük taşıyacak bir yapı bulunmadığından oldukça zayıftır. Yüksek anizotropik özellikleri nedeniyle yükleme yönünün belirli ve sabit olduğu yapı lar da kullanılmalıdır.

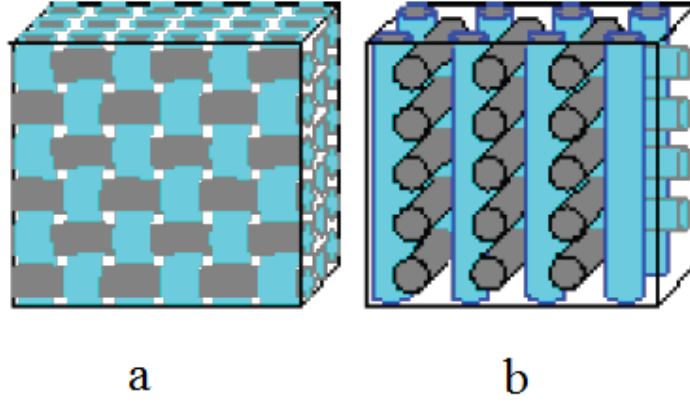
Dokuma elyaf lı kompozit malzemeler atkı $[0^\circ]$ ve çözü $[90^\circ]$ yönünde elyaf ların bileşiminden meydana gelmektedirler.

Dokuma elyaf lı kompozit malzemeler, tek yönlü sürekli elyaf lı kompozitlere göre daha dengeli özellik göstermekte, hasara ve darbeye karşı daha toleranslı davranmaktadır.

Sürekli elyafli kompozit malzemeler, tek yönlü sürekli elyafli kompozitlere ve dokuma elyafli kompozit malzemelere göre daha düşük mekanik özellik göstermelerine rağmen üretim kolaylıkları ve fiyat avantajları ile yapısal olmayan ürünlerde ön plana çıkmaktadır.

Elyaf takviyeli kompozitler tek katmanlı ve ya çok katmanlı yapılar olarak üretilebilmektedir. Çok katmanlı yapılar, yapıyı oluşturan malzemelere göre çok fazla kombinasyon gösterir. Farklı katmanların birbiriyle birleştirilmesinden oluşan katmanlı kompozitlerde katmanlar, tek yönlü sürekli elyaflardan ya da dokuma kumaşlardan oluşabilir. Elyaf takviyeli katmanlar arasında metal katmanlar ya da çekirdek malzemesi bulunabilir.

Çok katmanlı kompozit malzemelerde elyaf takviyeli kompozit katmanlar arasında köpük veya bal peteği yerleştirilerek sandviç ve farklı dizilimdeki katmanların birleşimi ile sanki izotropik davranış gösteren kompozit malzemeler elde edilebilir. Dokuma elyaf takviyeden oluşan katmanlı kompozit malzemeler, 3 boyutlu dokuma ve 2 boyutlu dokuma olmak üzere kendi aralarında ayrılmaktadır. 3 boyutlu dokuma kompozit malzemelerde yapısal elyafları bir arada tutan üçüncü bir elyaf bulunmaktadır. 3 boyutlu dokuma kompozit malzemelerde yükleme yönündeki elyaf oranının düşmesi nedeniyle düzlemsel mekanik özellikler 2 boyutlu dokuma kompozit malzemelere göre genel olarak düşük olmasına rağmen katman ayrıştırma karşı 2 boyutlu dokuma kompozit malzemelere göre daha dayanıklı olmaları sayesinde bazı kullanım alanlarında avantajlar sağlamaktadır. Şekil 1.8'de üç boyutlu ve iki boyutlu dokuma yapısı gösterilmektedir.

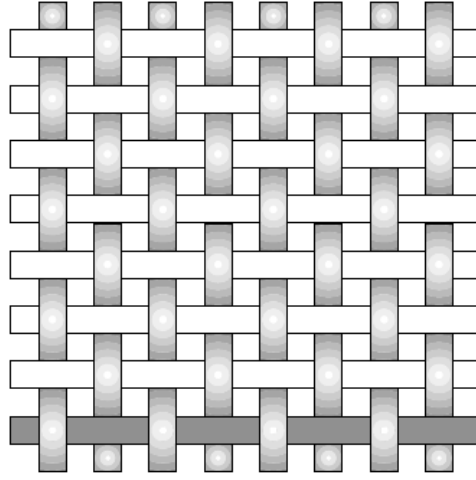


Şekil 1.8. (a) İki boyutlu dokuma yapısı, (b) üç boyutlu dokuma yapısı [21].

Dokuma elyaf takviyeli kompozit malzemelerde dokuma tipi ve elyaf-alan yoğunluğu (g/cm^2), yapının mekanik özelliklerini, ürün yüzeyinin düzgünlüğü, ürünün gözenekliliğini ve kumaşın serim özelliklerini en fazla etkileyen etmenlerdir. Yaygın olarak kullanılan dokuma tipleri şunlardır:

Düz Dokuma (Düzlem)

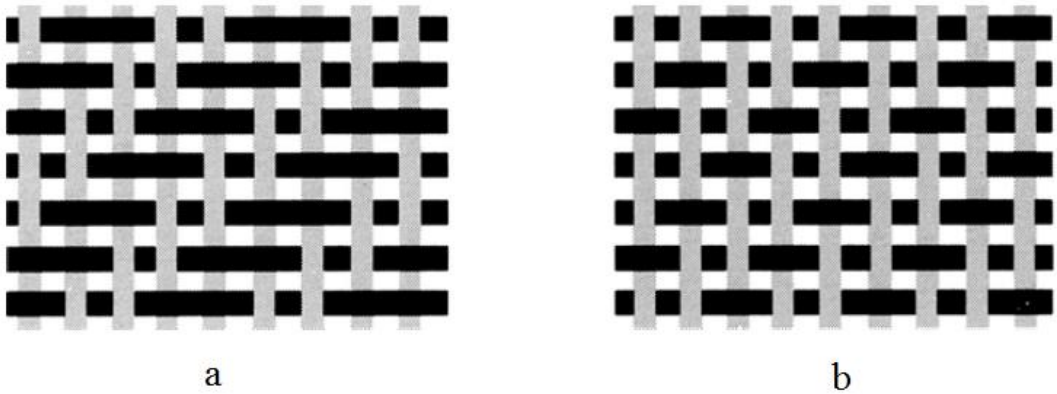
Birbirinin üzerinden simetrik olarak geçen elyaflardan oluşan bu dokuma tipi en sık kullanılan dokuma tiplerinden biridir. Düz dokuma kumaşlar iyi stabilite ve kabul edilebilir gözeneklilik özellikleri sağlar. Düz dokuma tipi, diğer dokuma tiplerine göre daha sıkı dokunduğu için kötü serim özelliği gösterirler. Düz dokuma kumaşın alansal yoğunluğu arttıkça kumaşın serimi daha da zorlaşacak ve keskin kıvrımların üretimi sorun olacaktır. Bu durum kumaşın serimi esnasında zorluklar çıkarabileceği gibi keskin kıvrımların bulunduğu serimlerde mekanik özelliklerde de düşüşe yol açacaktır. Şekil 1.9'da düz dokuma kumaş şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.9. Düz (düzlem) dokuma tipi [30].

Fitilli Dokuma (Twill)

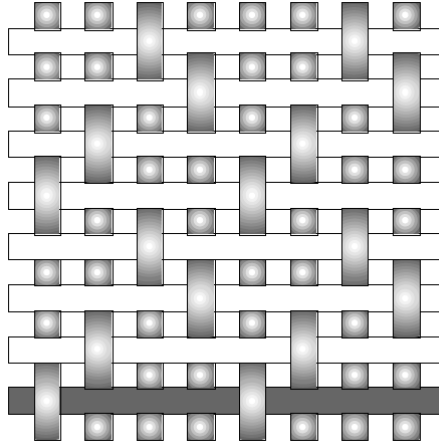
Bir yöndeki elyafların diğer yöndeki iki elyaflın sırasıyla altından ve üstünden geçirilerek dokunduğu 2/2 fitilli dokuma ve bir yöndeki elyafların diğer yöndeki bir veya iki elyaflın altından veya üstünden geçirilerek dokunduğu 2/1 fitilli dokuma olmak üzere başlıca iki farklı tipi bulunur. Düz dokuma kumaşa göre biraz daha düşük stabilite özelliği göstermesine karşın reçine ile ıslanabilme ve serim özellikleri düz dokuma kumaşa göre daha iyidir. Kıvrımlı parçaların üretiminde, düz dokuma kumaşa göre daha iyi yüzey kalitesi ve biraz daha iyi mekanik özellikler göstermektedir. Şekil 1.10'da 2/2 ve 2/1 fitilli dokuma tipi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.10. (a) 2/2 fitilli dokuma tipi, (b) 2/1 fitilli dokuma tipi [31].

Saten Dokuma (Satin)

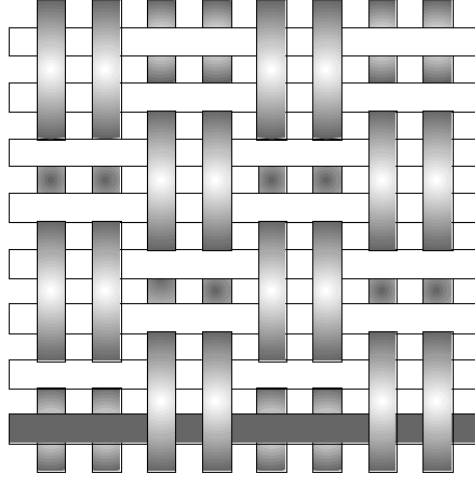
Saten dokuma tipi fitilli dokuma tipinin modifiye edilmesiyle elde edilmektedir. Saten dokumada çözgü yönündeki bir elyaf, atkı yönündeki 3 veya daha fazla elyafın (tipik olarak 4,5 veya 8) üstünden ve bir elyafın altından geçerek dokunan kumaş tipidir. Saten dokuma kumaş tipi kolay ıslanabilir ve kolay serim özelliği gösterir. Saten dokuma tipi sık dokunabilmekte ve kıvrımlı geometrilere kolay serilebilmektedir. Ancak saten dokumanın sahip olduğu düşük stabilite özelliği ve asimetrik yapı göz ardı edilmemelidir. Şekil 1.11’de saten dokuma tipi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.11. Saten dokuma tipi [30].

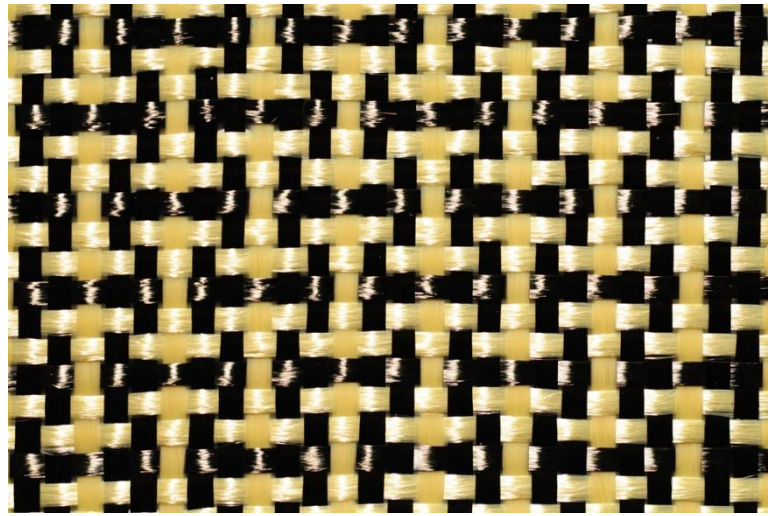
Basket Dokuma

Basket dokuma temel olarak düz dokuma tipiyle aynı olmakla birlikte, basket dokuma tipinde iki veya daha fazla elyaf diğer yöndeki iki veya daha fazla elyafın altından ve üstünden geçirilerek dokunur. Basket dokuma tipinde 2x2 simetrik dokumalar olabileceği gibi 8x2, 5x4 gibi simetrik olmayan dokumalar da mevcuttur. Basket dokuma tipi düz dokuma tipine göre daha güçlü olmasına rağmen stabilite özelliği daha düşüktür. Şekil 1.12’de basket dokuma tipi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.12. Basket dokuma tipi [30].

Dokuma kumaşlar tek bir elyaf tipinden dokunabileceği gibi iki farklı malzemenin kullanıldığı hibrit dokumalar ile çeşitli avantajlar sağlanabilir. Hibrit dokuma tipi ile iki farklı tabakada elde edilecek özellikler tek bir tabaka dokuma ile elde edilebilir. Hibrit dokumalarda bir elyaf tipi atkı diğer elyaf tipi çözgü yönünde olabileceği gibi yaygın kullanım her elyaf tipinin hem atkı hem de çözgü yönünde dokunmasıdır. Şekil 1.13’de karbon ve aramid kumaştan elde edilen ve her iki tip elyafın da hem atkı hem çözgü yönünde dokunduğu düz dokuma tipi gösterilmiştir.



Şekil.1.13. Karbon/Aramid düz (plain) dokuma tipi.

Yaygın olarak kullanılan hibrit dokuma tipleri şunlardır:

Karbon/Aramid hibrit dokumada aramid elyaflar sayesinde yüksek darbe ve çekme dayanımı elde edilirken karbon elyaflar ile çekme ve basma dayanımı yükseltilir. İki elyaf tipi de düşük yoğunluğa sahiptir ancak iki elyafın da maliyeti diğer elyaflara oranla yüksektir.

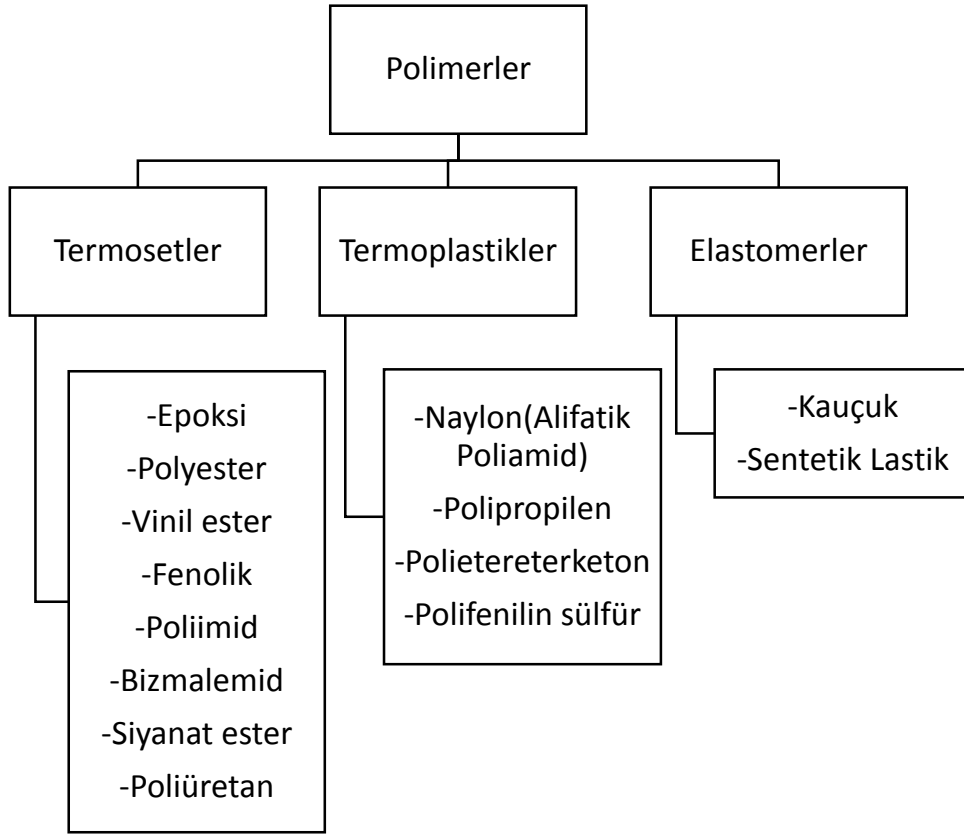
Aramid/Cam hibrit dokumada aramid elyafın yüksek darbe ve çekme dayanımı özellikleri düşük fiyatına rağmen iyi çekme ve basma dayanımı sağlayan cam elyaflar ile birleştirilir.

Karbon/Cam hibrit dokumada cam elyaflar sayesinde maliyet düşürülürken karbon elyaflar sayesinde yüksek mukavemet ve sağlamlık özellikleri elde edilir.

1.1.2. Polimer Matrisli Kompozit Malzemeler

Polimer matrisli kompozit malzemeler günümüz endüstrisinde en sık kullanılan kompozit malzemelerin başında gelmektedir. Polimerler birbirine bağlanan moleküllerin tekrarlanmasıyla oluşan zincir yapılarıdır. Genel olarak polimerlerin yapısı karbondan oluşması nedeniyle organik kimyasallar olarak kabul edilirler.

Polimer kimyasallar çok çeşitli alanlarda kullanılmak ile birlikte, kompozit malzemelerde kullanılan mühendislik ürünleri olarak üç ana başlıkta toplanabilirler. Bunlar arasında da matris malzemesi olarak termosetler ve termoplastikler en yaygın olarak kullanılan malzemelerdir. Şekil 1.14'de kompozit malzemelerde matris malzemesi olarak kullanılan polimerlerin sınıflandırılması yapılmıştır.



Şekil 1.14. Kompozit malzemelerde matris malzemesi olarak kullanılan polimerlerin sınıflandırılması.

Elastomerler, düşük gerilmeler ile bile yüksek elastik uzama gösteren polimer malzemelerdir. Kompozit malzemelerde matris olarak genellikle otomobil lastiklerinde kullanılmaktadırlar.

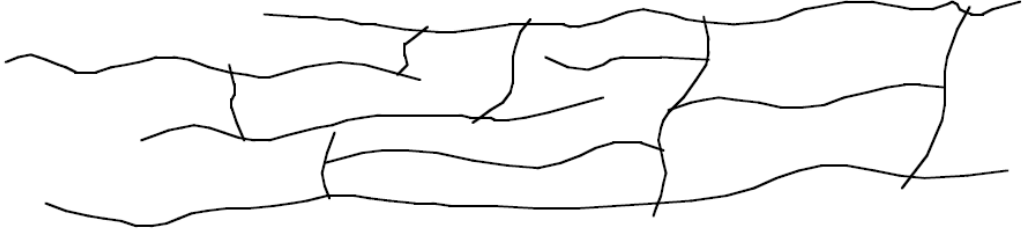
Termoplastikler oda sıcaklığında katı halde bulunmakla beraber metaller gibi ısıtıldıklarında ergimekte ve soğutulduklarında tekrar katılaşılmaktadırlar.

Çoğu termoplastik malzeme tekrar ısıtılıp soğutulduklarında önemli bir bozulmaya uğramazlar ve bu özellikleri sayesinde tekrar tekrar kullanılabilirler.

Termoplastikler polimer üretiminin oldukça büyük bir kısmını oluşturmakla beraber ileri kompozit malzemelerde termosetlere göre daha nadir kullanılmaktadırlar.

Termoplastik reçineler genel olarak kısa ve kırpık cam elyaflı kompozit malzemelerin üretiminde kullanılmaktadır.

Termosetler, reçine ve katalizör veya sertleştiricinin karıştırılmasıyla kürlenmekte ve kürlenme işlemi tamamlandıktan sonra eski hallerine döndürülemezler. Termosetler kürlenme esnasında Şekil 1.15'te gösterildiği gibi çapraz bağ adı verilen moleküler zincirler oluştururlar. Termosetler bu çapraz bağlantılar sayesinde esnek bir yapı olmaktan çıkar ve ergitilerek tekrar şekillendirilemezler. Çapraz bağların sayısı arttıkça malzemenin termal kararlılığı artmakta ve rijitleşmektedir.



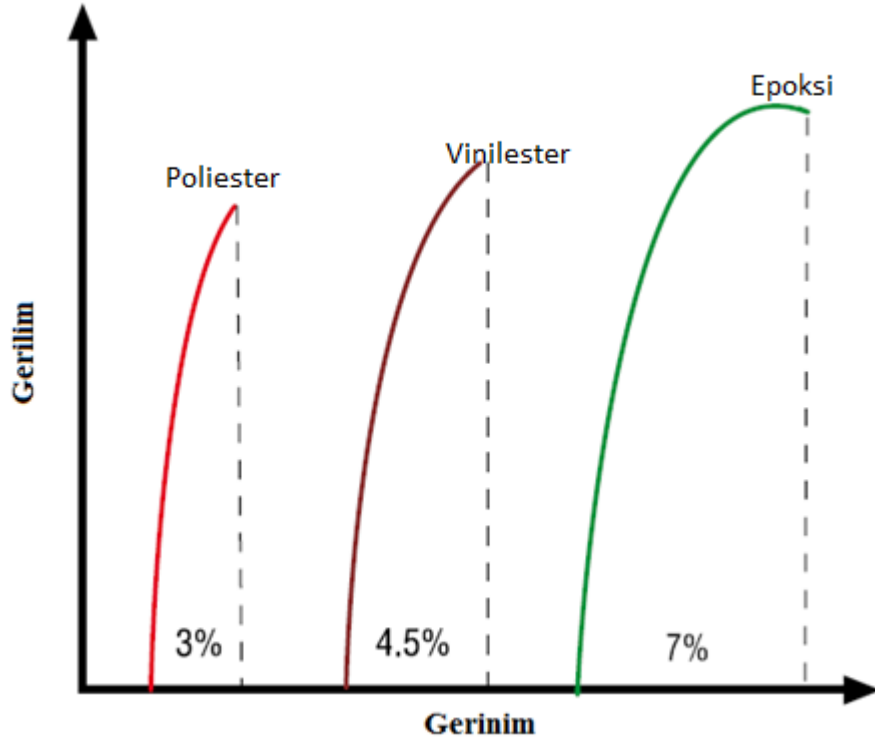
Şekil.1.15.Termosetlerin kürlenmesi esnasında oluşan çapraz bağlar [31].

Termoset polimerlerin yüksek termal ve boyutsal kararlılığı, rijit yapıları, yüksek kimyasal-çözücü direnci ve oda sıcaklığında sıvı halde olmaları kompozit malzeme üretiminde oldukça sık kullanılmalarını sağlamıştır.

Matris malzemesi olarak kullanılacak oldukça fazla termoset polimer bulunmakla birlikte, polyester, vinil ester ve epoksi en sık kullanılan termoset polimerlerdir.

Kompozit malzeme tasarımında matris seçimi büyük önem arz etmektedir. Matris malzemesi bilinen görevlerini yerine getirmenin yanında en az elyaf malzemesi kadar kopma uzaması göstermelidir. Aksi takdirde matriste oluşacak mikro çatlaklar yapının mekanik özelliklerini oldukça düşürecek ve yapının olması gerekenden önce kırılma uğramasına yol açacaktır.

Matris malzemelerinin tokluğunun belirlenmesi güç olmakla birlikte reçinenin maksimum uzama miktarının bilinmesi matris malzemesi seçiminde kullanılabilir. Şekil 1.16’da kompozit malzeme üretiminde sıkça kullanılan polyester, vinilester ve epoksi reçinelerin 80°C’de 5 saat post kürlenmesi sonucu elde edilen karşılaştırmalı gerilim-gerinim grafikleri verilmiştir.



Şekil 1.16. Polyester, vinil ester ve epoksi reçineler için gerilim-gerinim grafiği [30].

1.1.2.1. Polyester Reçineler

Polyesterler düşük maliyetleri ve yüksek korozyon direnci özellikleri sayesinde denizcilik endüstrisinde sıkça kullanılmaktadır. Polyester reçineler termoset veya termoplastik özellikler gösterebilmektedir. Doymamış polyester reçineler termoset özellik gösterirken, doymuş polyester reçineler termoplastik özellik göstermektedirler.

Doymamış polyesterler, alkol ve doymamış asitlerin bileşiminden oluşmaktadır. Kür işlemi esnasında çapraz bağlar stiren gibi reaktif bir monomer ile oluşturulur. Doymamış polyesterlerde karbon-karbon çift bağ ve stiren çapraz bağ yapısını oluşturmaktadır.

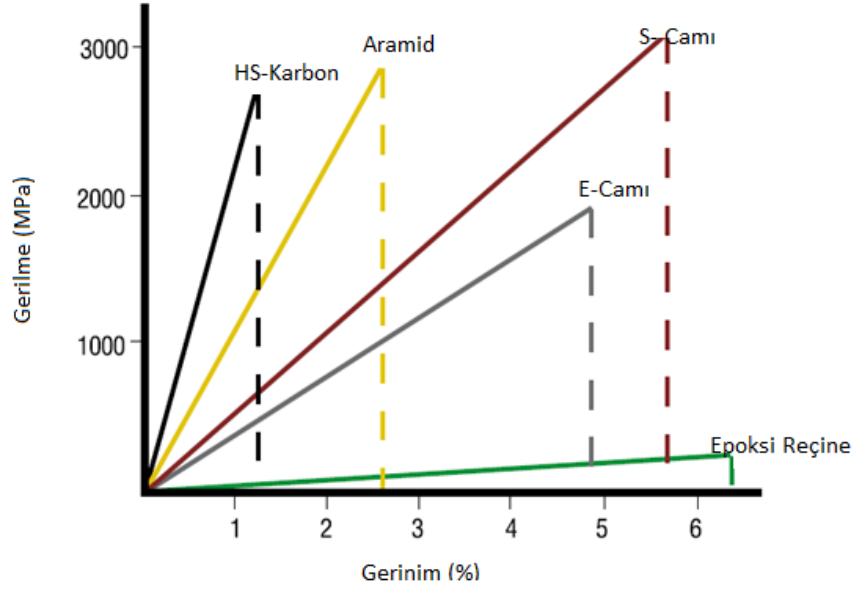
1.1.2.2. Vinil Ester Reçineler

Vinil esterler yüksek kimyasal ve korozyon dirençleri ve epoksiye oranla düşük maliyetleri sayesinde yüksek hacimli uygulamalarda sıkça kullanılmaktadır. Vinil esterler doymamış organik asitler ile sonlandırılmış epoksid moleküllerinin kimyasal reaksiyonu ile elde edilmektedir. Vinil esterler epoksi ve polyesterlere oranla daha fazla çapraz bağ bölgesi içermektedirler.

1.1.2.3. Epoksi Reçineler

Epoksi reçineler yüksek mekanik özellikleri, yüksek kimyasal ve korozyon dirençlerinin yanı sıra elyaflar üzerinde çok iyi tutunma özelliği göstermeleri sayesinde havacılık ve savunma sanayinde sıkça kullanılmaktadır.

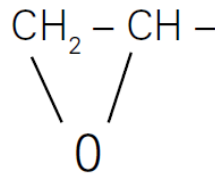
Epoksi reçineler; mukavim yapıları, yüksek uzama katsayıları ve yüksek yapışma özellikleri sayesinde birçok farklı elyaf malzemesi için çok iyi bir matris malzemesidir. Şekil1.17'de sıkça kullanılan elyaf tipleri ve epoksi reçinenin karşılaştırmalı gerilim-gerinim grafiği verilmiştir.



Şekil 1.17. Polimer matrisli kompozit malzemelerde sık kullanılan elyaf tiplerinin ve epoksi reçinenin gerilme-gerinim grafiği [30].

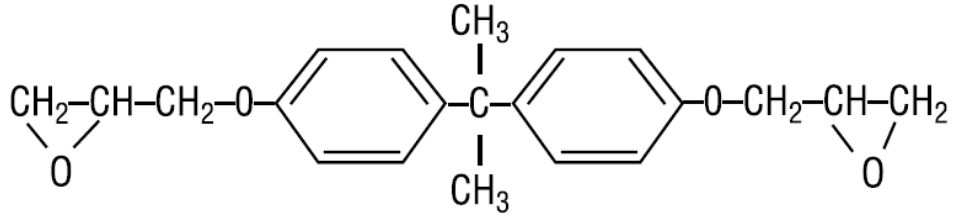
Farklı uygulamalardaki ihtiyaçları karşılayacak şekilde farklı özelliklerde çeşitli epoksi reçineler bulunmaktadır. Epoksi reçineler gerekli özellikleri sağlamak için farklı malzemeler ile formüle edilebilir veya diğer epoksiler ile karıştırılabilir. Formülasyonun değişmesi ile birlikte epoksi reçinenin kür özellikleri, tokluğu, çalışma sıcaklığı, viskozitesi değiştirilebilir.

Epoksi temel olarak birbiriyle bağlı halde duran iki farklı karbon atomuna oksijen atomunun bağlanmasıyla oluşmaktadır. Bu üçlü halka yapı alfa epoksi olarak adlandırılmaktadır. İdeal basit epoksi yapısı Şekil 1.18’de gösterilmiştir.



Şekil 1.18. Basit epoksi (etilen oksit) için kimyasal yapı[30].

Epoksiler uçlarında bulunan reaktif bölgelerden birleşerek uzun zincir yapılar oluştururlar. Epoksi molekülü orta kısmında iki adet halka yapı içerir, bu halka yapı mekanik ve termal stresleri lineer gruplara oranla daha iyi absorbe etmektedir. Bu sayede epoksi reçineler yüksek tokluk, sağlamlık ve ısı dayanıma sahip olurlar. Şekil 1.19’da tipik bir epoksi molekülünün kimyasal yapısı gösterilmiştir.



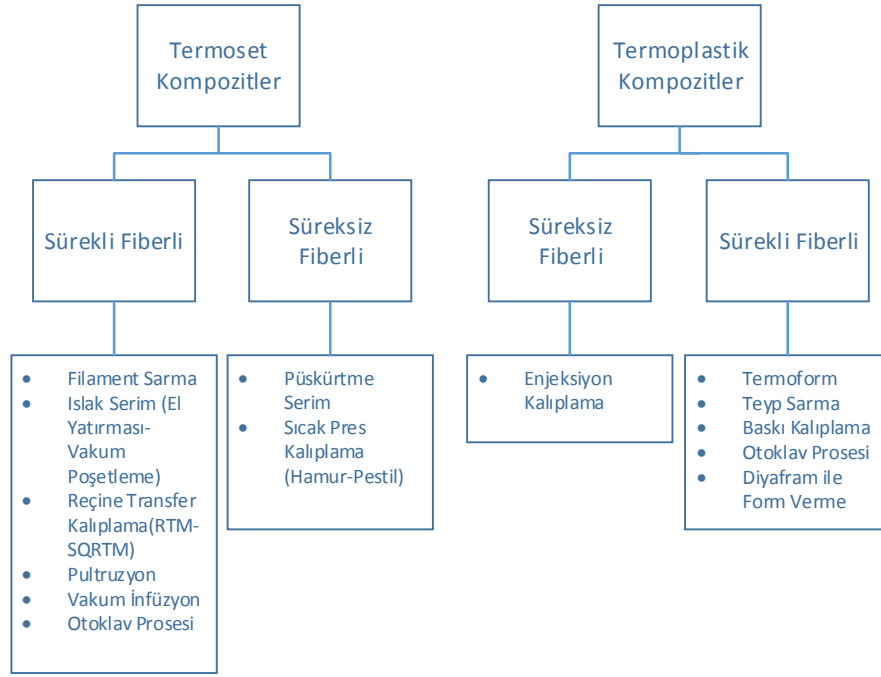
Şekil 1.19. İdeal bir epoksi molekülünün kimyasal yapısı [30].

Epoksi reçineler polyester yapılı reçinelerde kullanılan hızlandırıcıların yerine sertleştiriciler ile kurlenmektedir. Bu sertleştirici genel olarak amin molekülünden oluşmaktadır. Epoksi reçinelerde reaksiyonun tamamlanabilmesi için sertleştirici ile reçinenin doğru oranda karıştırılması önemlidir.

Aksi takdirde kurlenmemiş reçine veya sertleştirici matris içinde kalacak ve matrisin kür sonrası mekanik özelliklerini düşürecektir.

1.1.3. Polimer Matrisli Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

Polimer matrisli kompozit malzemelerde ürün özelliklerini etkileyen çok fazla bileşen vardır. Elyaf tipi, dokuma tipi, reçine yapısı ve katmanlı yapılarda yığın dizisi gibi parametreler malzeme özelliklerini etkilemekle beraber üretim yöntemi, nihai ürünün özelliklerini önemli ölçüde etkilemektedir. Aynı takviye ve matris yapısına sahip malzemeler farklı yöntemler ile üretilebileceği gibi farklı yöntemler ile üretilmiş aynı yapıdaki ürünlerin özellikleri üretim yöntemine göre büyük farklılıklar gösterebilmektedir. Şekil 1.20’de Polimer matrisli kompozitlerde farklı matris ve takviye yapıları için muhtemel üretim yöntemleri verilmiştir.



Şekil 1.20. Polimer matrisli kompozit malzemeler için üretim yöntemleri.

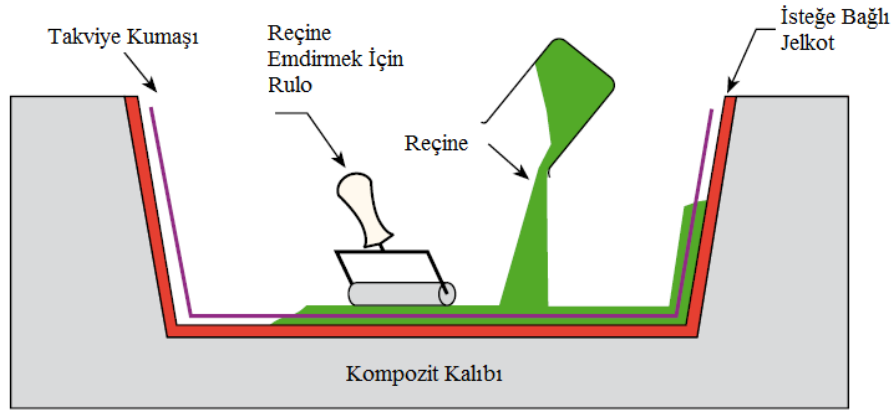
Kompozit malzemelerin üretim yöntemi seçilirken birçok parametre göz önünde bulundurularak amaca yönelik en verimli yöntem seçilmelidir. Üretim yöntemi seçilirken üretilecek parça miktarı, yöntemin maliyeti, seçilen yöntem ile elde edilecek parçanın performansı, kullanılacak ham malzeme, üretilecek parçanın büyüklüğü ve şekli göz önünde bulundurulmalıdır.

Elyaf takviyeli termoset polimer kompozit malzemeler için endüstride en sık kullanılan üretim yöntemleri şunlardır:

1.1.3.1. Islak Serim/El Yatırması Yöntemi

Islak serim yöntemi, kompozit endüstrisinin erken evrelerinde pazarda önemli yer tutmuş ve kullanımı günümüzde halen sürmektedir. Islak serim yönteminde takviye malzemesi olarak cam, karbon ve aramid gibi herhangi bir takviye tipi fenolik, vinilester, polyester ve epoksi gibi herhangi bir reçine matris tipi ile birlikte kullanılabilir.

Islak serim yönteminde kalıp üzerine serilen takviye malzemesi üzerine katalizör ile karıştırılmış reçine dökülür, reçine bir rulo veya fırça yardımı ile elyaflara empenye edilir. İstenilen ürün kalınlığı elde edilene kadar işlem tekrarlanır. Kür işlemi atmosferik basınçta ve genellikle ilave ısıtma olmadan gerçekleştirilir. Şekil 1.21’de ıslak serim işlemi şematik olarak gösterilmiştir.



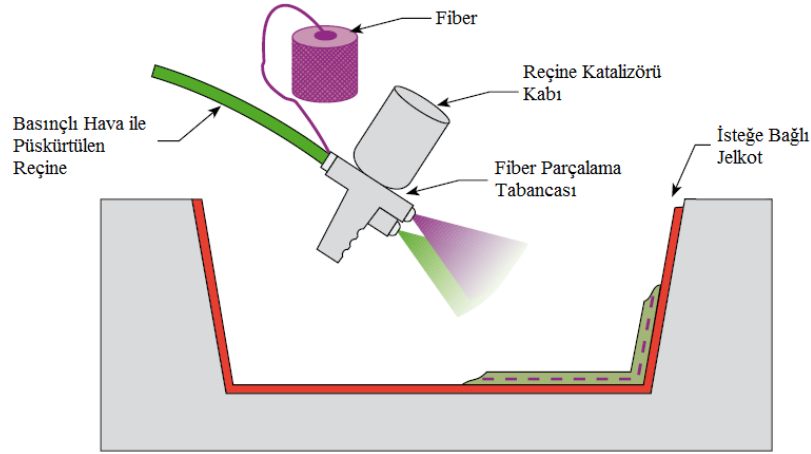
Şekil 1.21. Islak serim işlemi [30].

Islak serim yönteminde takviye elyafların kalıba serimi el ile yapıldığı için bu yöntem el yatırması olarak da adlandırılmaktadır. Çok düşük ilk yatırım maliyeti, düşük üretim maliyetleri ve düşük tecrübedeki operatörlerin bile yöntemi uygulayabilmesi sayesinde ıslak serim yöntemi günümüzde genel olarak prototip ürün üretiminde kullanılmaktadır.

Kürleşmenin atmosfer basıncı altında yapılması nedeni ile yüksek elyaf /reçine oranına sahip parçalar üretilemez. Islak serim yöntemi ile üretilen ürünlerin kalitesinin tekrarlanabilirliği düşüktür ve mekanik özellikler parçadan parçaya değişiklik gösterebilir. Bu gibi dezavantajlarının yanı sıra açık kalıpta gerçekleşen kür işlemi nedeniyle sağlığa zararlı stiren buharı riski de mevcuttur.

1.1.3.2. Püskürtme Serim Yöntemi

Püskürtme serim yönteminde basınçla gelen reçine, uygulama tabancasının ucunda katalizör ile birleşir ve yine tabanca üzerinde kırılan elyaflar ile birlikte kalıba yapışır. Püskürtme yönteminde kür işlemi atmosferik basınçta ve çoğu zaman ilave ısıtma olmadan gerçekleştirilir. Püskürtme işlemi ile kalıba serilen elyaf -reçine karışımı, yapıyı sıkılaştırmak ve muhtemel hava kabarcıklarını önlemek için bir rulo yardımı ile sıkıştırılabilir. Şekil 1.22’de Püskürtme serim yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.22. Püskürtme serim yöntemi [30].

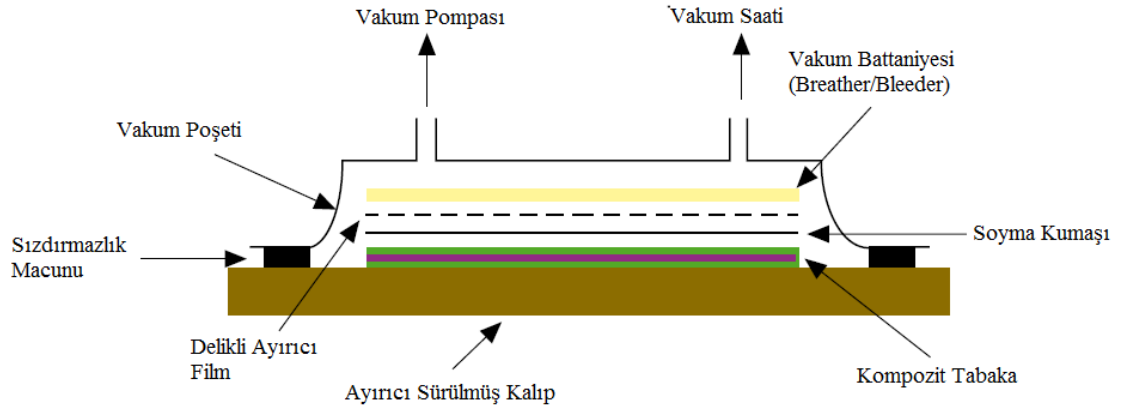
Püskürtme serim yönteminde çıkan ürünlerdeki reçine/takviye oranı, ürünün homojenliği ve ürün kalitesi operatörün kabiliyetleri ile oldukça bağıntılıdır. Bu durumu ortadan kaldırmak ve ürün kalitesinin tekrarlanabilirliğini arttırmak için püskürtme serim işlemleri bazı uygulamalarda robot kollar ile yapılmaktadır.

Püskürtme serim yönteminde alışlageldik takviye ürünü cam elyafı iken matris ürünü ise polyeşter reçinedir. Bu yöntem ile genel olarak karavan gövdeleri, kamyon kasaları, banyo küvetleri ve bazı yapısal olmayan denizcilik ürünleri üretilmektedir.

Düşük maliyet yüksek üretim hızı sayesinde büyük parçaların üretiminde avantaj sağlanabilir. Yüksek reçine oranı nedeni ile ağırlık, kırık ve kontrolsüz elyaf yönelimi nedeni ile de düşük mekanik özellikler püskürtme serim yönteminin başlıca dezavantajlarıdır. Ayrıca polyester reçine kullanımı nedeni ile uygulama esnasında sağlığa zararlı stiren buharı açığa çıkmaktadır.

1.1.3.3. Islak Serim (Vakum Poşetleme)

Bu yöntem el yatırması ıslak serim ile aynı esasa dayalı olup vakum poşeti ile kompozit tabaka ve kalıp kapatıldıktan sonra vakum pompası ile vakum altına alınır. Bu sayede reçine-takviye yapısının, el yatırmasına göre daha iyi konsolide olması sağlanır. Şekil.1.23'de vakum poşetleme ıslak serim yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.23. Islak serim vakum poşetleme yöntemi [30].

Vakum poşetleme yönteminde, vakum sayesinde el yatırmasına kıyasla daha yüksek elyaf reçine oranı elde edilebilmekte ve parça içinde daha düşük boşluk kalması sağlanmaktadır. Kompozit katman üzerindeki basınç sayesinde reçinenin elyaflara empenye edilmesi kolaylaşmaktadır. Ayrıca kür işlemi esnasında kalıp kapalı olduğundan el yatırmasına oranla daha sağlıklı bir proses elde etmek mümkündür.

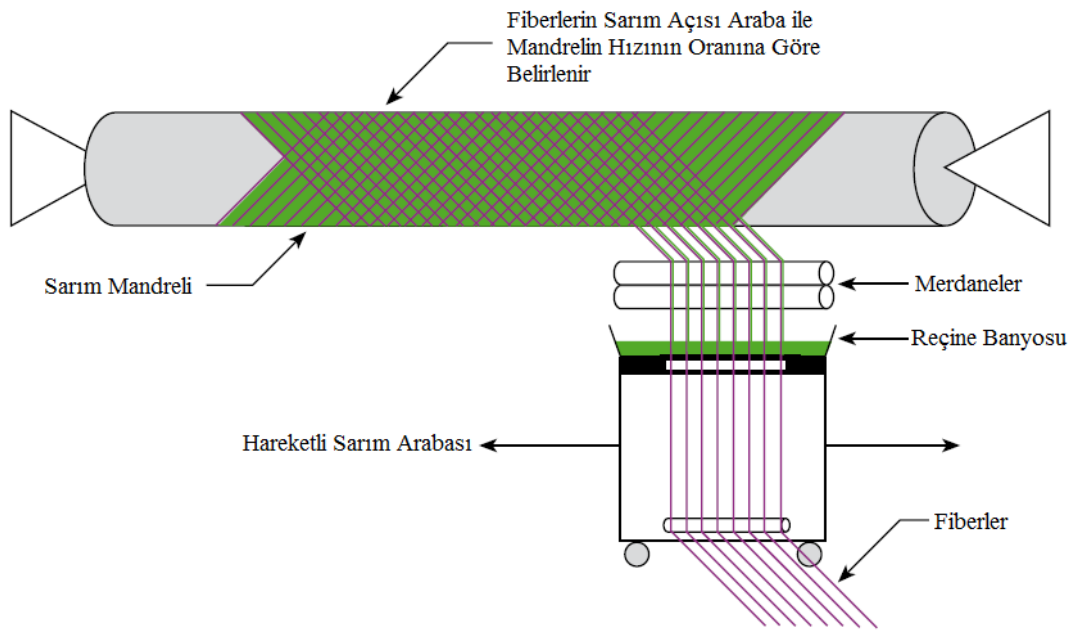
Vakum poşetleme yöntemi, el ile yatırma işlemine oranla önemli avantajlar barındırmasına rağmen el yatırması işlemine göre hem daha maliyetlidir hem de ürün kalitesi halen operatör tecrübesine oldukça bağlıdır.

Bu yöntem ile genel olarak yarış araçları gövdeleri, gemi gövdeleri ve bazı tamirat işlemleri yapılmaktadır.

1.1.3.4. Filament Sarma Yöntemi

Filament sarma yöntemi ile genellikle içi boş, daire veya oval kesitli tank veya boru üretimi gerçekleştirilmektedir. Seri üretime uygun olup, takviye malzemesi olarak cam, karbon ve aramid gibi herhangi bir takviye tipi fenolik, vinilester, polyester ve epoksi gibi herhangi bir reçine matris tipi ile birlikte kullanılabilir.

Filament sarma yönteminde elyaflar bir reçine banyosundan geçerek mandrel üzerine sarılırlar. Sarım açısı, mandrelin dönme hızının, arabanın ilerleme hızına göre ayarlanması ile ayarlanmaktadır. Filament sarma yönteminde kür işlemi, atmosfer basıncında ve çoğu zaman ilave ısıtma işlemine gerek kalmadan gerçekleştirilir. Şekil 1.24'de filament sarma yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



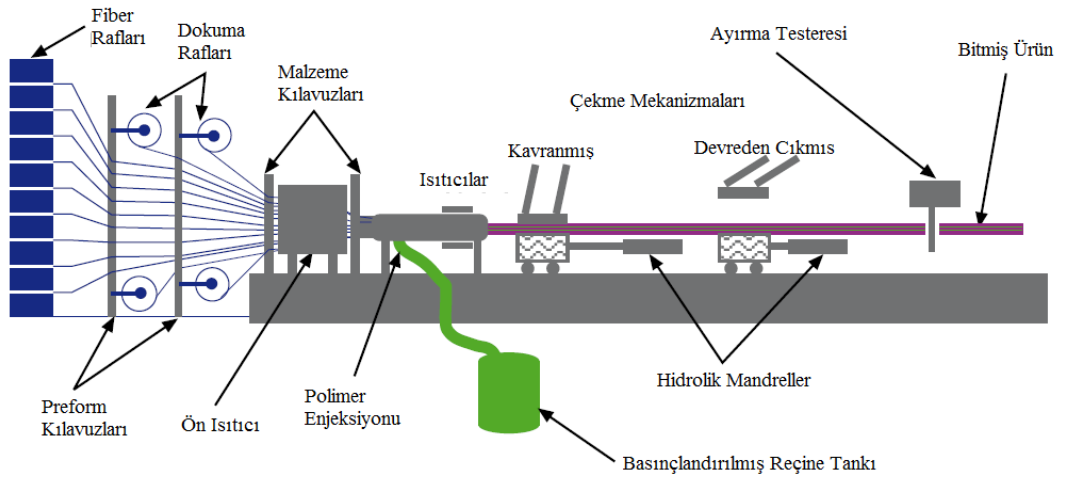
Şekil 1.24. Filament sarma yöntemi [30].

Filament sarma yöntemi ile otomatize edilmiş uygulamalar sayesinde hem yüksek hızlı üretim hem de ürün kalitesinde tekrarlanabilirlik elde edilebilmektedir. Sarım açılarının parçanın yüklenme konumu dikkate alınarak tasarlanması halinde çok yüksek mukavemetli ürünler elde edilebilmektedir.

1.1.3.5. Pultruzyon Yöntemi

Pultruzyon yöntemi ile çeşitli kesitlerde profiller üretmek mümkündür. Seri üretime uygun olup takviye olarak her türlü elyaf kullanılabilirle beraber matris olarak genelde epoksi, polyester, vinilester, ve fenolik reçineler kullanılmaktadır.

Pultruzyon yöntemi ile elyaflar bir resin banyosuna çekilerek ıslatıldıktan sonra ısıtılmış bir kalıba girerler. Ürün kalıptan geçerken elyaflar emprenye edilir ve malzeme kürlenerek nihai şeklini alır. Kürlenmiş malzeme daha sonra istenilen uzunlukta otomatik olarak kesilir. Şekil 1.25’de pultruzyon yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.25. Pultruzyon yöntemi [30].

Pultruzyon yöntemi ile yüksek elyaf oranına sahip yüksek yapısal özelliklere sahip kesitlerde profiller üretilebilmektedir. Otomatize edilmiş proses sayesinde ürün

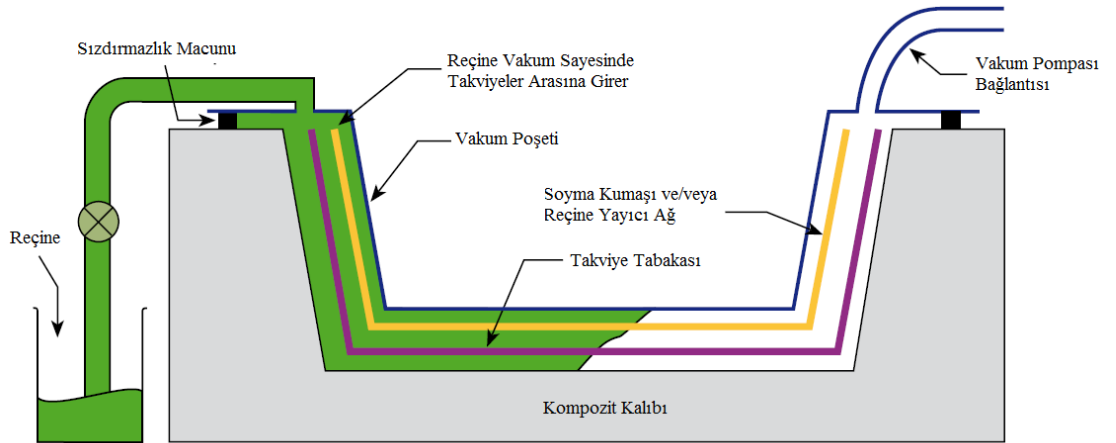
kalitesinde tekrarlanabilirlik elde edilebilmektedir. Yüksek ilk yatırım maliyeti ve limitli geometrilere üretim, pultrüzyon yönteminin dezavantajları olarak sayılabilir.

1.1.3.6. Vakum İnfüzyon Yöntemi

Vakum infüzyon yöntemi ile büyük parçalar hızlı bir şekilde üretilebilmektedir. Takviye malzemesi olarak herhangi bir kumaş tipi kullanılabilir. Matris malzemesi olarak genellikle epoksi, polyester ve vinilester reçineler kullanılmaktadır.

Bu yöntem ile genel olarak tekne gövdeleri rüzgar türbini kanatları gibi büyük yapısal parçalar üretilmektedir.

Vakum infüzyon yönteminde takviye malzemesi kuru bir şekilde kalıba serildikten sonra, kür işleminden sonra soyulan ve yapısal olmayan soyma kumaşı ve reçinenin elyaflara nüfuz etmesini kolaylaştıran reçine yayıcı ağ (akış filesi) ile örtülür. Kalıp vakuma alındıktan sonra önceden belirlenen konum(lar)dan reçine vakum poşetine verilir. Reçine kalıp içinde yayıldıktan sonra fazla reçine, reçine çıkış kabında biriktirilir. Şekil 1.26'da vakum infüzyon yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.26. Vakum infüzyon yöntemi [30].

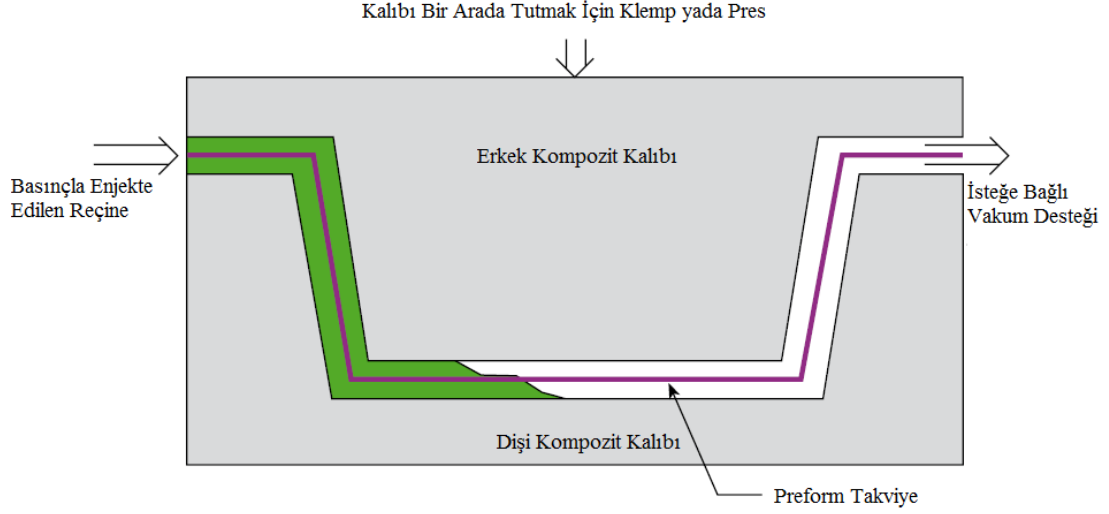
Vakum infüzyon yöntemi ile, benzer parçaların üretilebildiği vakum poşetleme yöntemine göre hem daha hızlı hem de elyaf oranı yüksek boşluksuz yapılar elde etmek mümkündür. Vakum infüzyon yönteminde ürün kalitesi operatörün kalifikasyonuna oldukça bağımlı olup proses esnasında yapılacak hatalar, elyafların emprenye edilememesine ve parçanın hurda olmasına yol açabilir.

1.1.3.7. Reçine Transfer Kalıplama

Reçine transfer kalıplama yöntemi vakum infüzyon yöntemi ile büyük benzerlik göstermektedir. Ancak reçine transfer kalıplama yönteminde parça iki kalıp arasında şekillendirilmekte ve parçanın iki yüzünde de kalıp hassasiyetinde ölçüler ve yüzey düzgünlüğü elde edilebilmektedir.

Reçine transfer kalıplama yönteminde takviye olarak herhangi bir kumaş tipi kullanılabilir. Matris malzemesi olarak genellikle epoksi, polyester, vinilester ve fenolik reçineler kullanılmaktadır. Bu yöntem havacılık, savunma ve otomotiv sektöründe küçük ve karmaşık parçaların üretiminde sıkça kullanılmaktadır.

Reçine transfer kalıplama yönteminde takviye malzemesi kuru bir şekilde kalıba serildikten sonra ikinci kalıp bir pres veya klemp vasıtasıyla kapatılır. Reçine kalıp boşluğuna enjekte edilerek elyafların emprenye edilmesi sağlanır. Kimi zaman reçinenin kalıba verilmesi esnasında kalıp vakumlanarak kumaşın ıslatılmasına yardımcı olunur. Bütün elyaflar ıslatıldıktan sonra reçine girişi durdurulur ve parçanın kurlenmesi beklenir. Kür işlemi çevre sıcaklığında ya da kalıpların ısıtılarak gerçekleştirilebilir. Şekil 1.27’te reçine transfer kalıplama işlemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.27. Reçine transfer kalıplama yöntemi [30].

Reçine transfer kalıplama yöntemi ile düşük boşluk içerikli ve yüksek elyaf/reçine oranlı parçalar üretilebilmektedir. Ancak iyi planlanmamış proseslerde ortaya çıkabilecek hurda parçalar yüksek maliyet getirecektir. Ayrıca sistemin ilk kurulum maliyeti nispeten yüksektir.

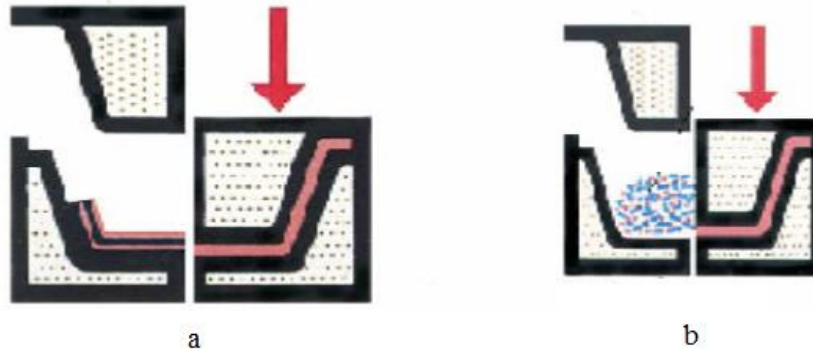
Son yıllarda geliştirilen eş nitelikli reçine transfer kalıplama (SQRTM-Same Qualified Resin Transfer Molding) yöntemi ile prepreg malzeme teknolojisi reçine transfer yöntemi ile birleştirilmiştir.

Bu yöntemde, kalıba serilen prepreg malzeme üzerine prepreg ile aynı reçine özelliklerine sahip reçine enjekte edilerek prepreg hidrostatik basınç altına alınmakta ve elektrik ile ısıtılan kalıplar bir pres vasıtasıyla kapatılarak kür işlemi gerçekleştirilmektedir. Bu yöntem RQ-1B Global Hawk insansız hava aracının bazı parçaları ve Sikorsky helikopterlerinin gövde tavanlarında uygulanmış, yüksek kalitede parçalar hızlı ve dar toleranslarda üretilebilmiştir [32,33].

1.1.3.8. Presle Kalıplama Yöntemi

Presle kalıplama yöntemi ile çok hızlı üretim yapılabilmektedir. Takviye olarak genelde cam kullanılmakta ve matris olarak düşük viskoziteli polyester kullanılmaktadır.

Presle kalıplama yönteminde hazır kalıplama pestili ve hazır kalıplama hamuru olmak üzere iki farklı yarı mamül kullanılmaktadır. Kırpılmış elyafların bir reçine ile emprenye edilerek pestil haline getirilmesi ile hazır kalıplama pestili, hamur haline getirilmesi ile hazır kalıplama hamuru elde edilmektedir. Presle kalıplama yönteminde yarı mamul kalıba yerleştirilir ve sıcak kalıplar kapatılarak ürünün kürlenmesi sağlanır. Presle kalıplama yönteminde soğuk presler ile üretim de mümkündür. Şekil 1.28'ta Presle kalıplama yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.28. Presle kalıplama yöntemi, (a) hazır kalıplama pestili, (b) hazır kalıplama hamuru [34].

Presle kalıplama yöntemi ile yüksek boyutsal hassasiyetteki karmaşık parçalar hızlı bir şekilde üretilebilmektedir. Hazır yarı mamül ve kalıp sayesinde yöntemin operatöre bağımlılığı düşüktür ve ürün kalitesinde tekrarlanabilirlik yüksektir.

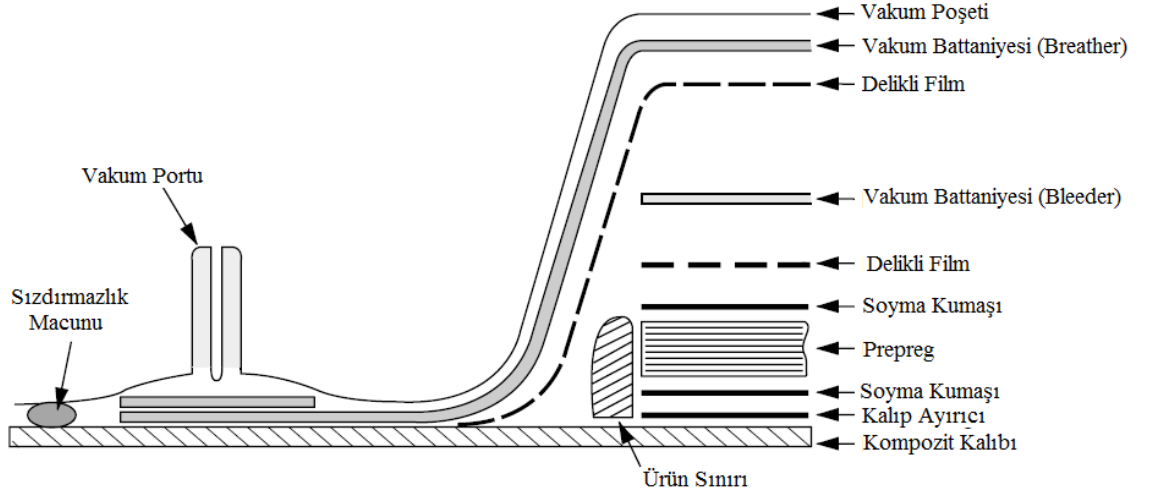
Presle kalıplama yöntemi ile üretilen kompozit parçalar otomotiv endüstrisinde sıkça kullanılmaktadır. Yüksek yatırım maliyeti ve elyaf yöneliminin ayarlanamaması yöntemin dezavantajları olarak gösterilebilir.

1.1.3.9. Otoklav ile Kürleme Yöntemi

Otoklav ile kürleme yöntemi temel olarak vakum poşetleme yöntemine dayanmak ile birlikte bu yöntemde vakum poşetleme yönteminin aksine önceden emprenye edilmiş ve yarı katalize edilmiş elyaflar kullanılmaktadır. Vakum poşetiyle kapatılan katmanların üzerine yüksek basınçlı gaz (hava yada azot) uygulanarak konsolidasyon sağlanmaktadır.

Otoklav ile kürleme yönteminde takviye olarak herhangi bir kumaş tipi kullanılabilirle beraber matris olarak genel olarak epoksi, polyester, fenolik reçineler ve yüksek sıcaklık reçineleri kullanılmaktadır. Bu yöntem genel olarak yüksek performanslı yapısal havacılık parçalarında ve F1 araçlarında kullanılmaktadır.

Otoklav ile kürleme yönteminde önceden emprenye edilmiş (preg) kumaş el ile veya otomatize robotlar ile önceden ayırıcı film ile kaplanmış kalıba serildikten sonra kalıp diğer yardımcı unsurlar ile birlikte vakuma alınır. Vakuma alınan kalıp otoklava yerleştirilir ve otoklavda yüksek basınçlı sıcak gaz (120-180°C) altında kürlenir. Şekil 1.29'da vakuma alınmış kalıpta preg ve Şekil 1.30'da otoklav ile kürleme yöntemi şematik olarak gösterilmiştir.



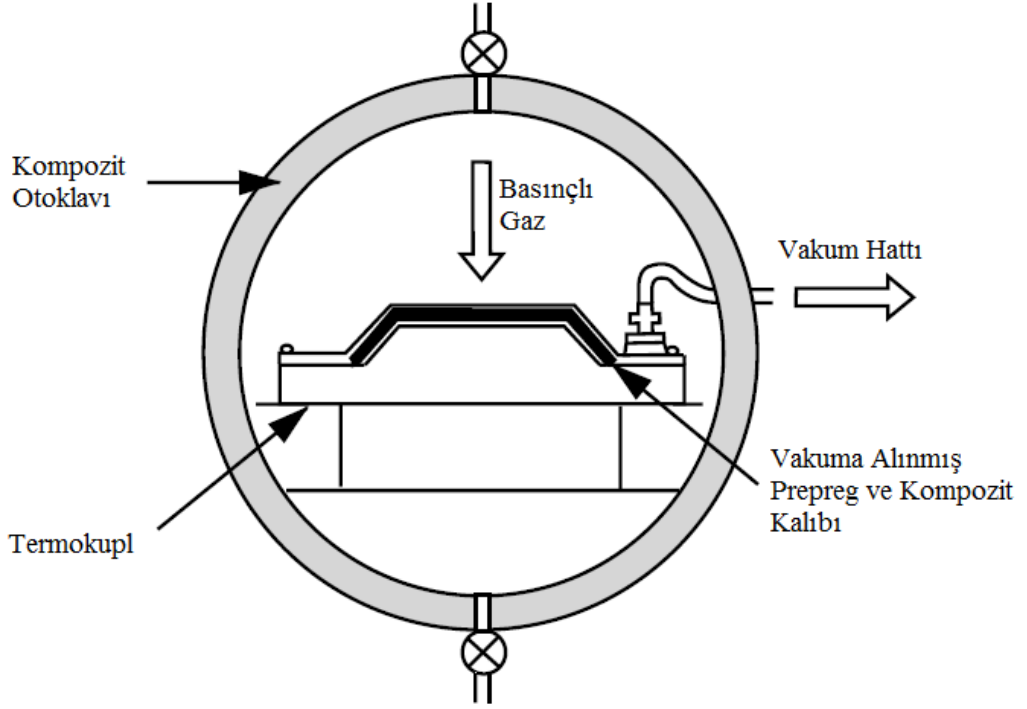
Şekil 1.29. Vakuma alınmış kalıpta prepreg [35].

Şekil 1.29'da gösterilen;

Kalıp ayırıcı, kurlenmiş parçanın kalıptan rahatça çıkartılabilmesini, Soyma kumaşı, matristen ayrılan reçinenin rahatça yayılabilmesini ve ikincil bir işleme gerek kalmadan parça üzerinde yapıştırma ve boyama işlemlerine uygun yüzey oluşturulabilmesini,

Delikli film, kurlenme esnasında oluşabilecek gazların parçadan uzaklaştırılmasını, Bleeder vakum battanisi, parça üzerinden kaçan matrisin absorbe edilmesini ve elyaf-matris oranının regüle edilebilmesini,

Breather vakum battanisi ise yüksek basınçlı kür işlemlerinde basıncın, keskin köşelerde parçaya zarar vermesini önlemek, vakumun bütün yapıya yayılmasını sağlamak ve parça üzerinden ayrılan reçinenin absorbe edilmesi amacıyla kullanılmaktadır.



Şekil 1.30. Otoklav ile kürleme işlemi [35].

Otoklav ile kürleme işlemi esnasında parçaya uygulanan kür prosesi ürün özelliklerini çok önemli ölçüde etkilemektedir. Otoklav ile kürleme işlemi ile iyi bir sonuç elde etmek için basınç ve vakumun kontrolü, parça üzerindeki sıcaklık dağılımı, ısıtma-soğutma hızı ve kür süresi büyük önem arz etmektedir. Modern kompozit otoklavlarında prosesin kontrollü bir şekilde sürdürülebilmesi için otoklav içerisindeki sıcaklık, parça ve kalıp üzerindeki ısı çiftlerinden toplanan veriler ile kontrol edilmektedir. Ayrıca kalıp içindeki vakum ve otoklav içindeki basınç sürekli olarak sensörler ile kontrol edilmektedir.

Kompozit parça üretiminde elyaf reçine-oranı, matrisin homojenliği ve elyaf yönelimi ürün özelliklerini önemli ölçüde etkilemektedir.

Otoklav ile kür prosesinde kullanılan prepreg malzemelerin yüksek homojenlikte ve yüksek elyaf-reçine oranında üretilebilmesi sayesinde otoklav ile kür işlemi sonucunda diğer yöntemlere oranla daha iyi mekanik özelliklere sahip parçalar üretilebilmektedir.

Ayrıca prepreg malzeme ile yapılan serim işlemlerinde elyaf yöneliminin kuru kumaş ile yapılan serim işlemlerine göre daha iyi ayarlanabilmesi ve tabakaların yüksek basınç altında konsolide edilmesi sayesinde nihai üründe diğer kompozit üretim yöntemlerine göre daha üstün özellikler elde edilebilmektedir.

Otoklav ile kürlenme işlemi ile üretilen parçalarda prepreg malzeme kullanılsa bile üstün özellikler elde edilebilmektedir.

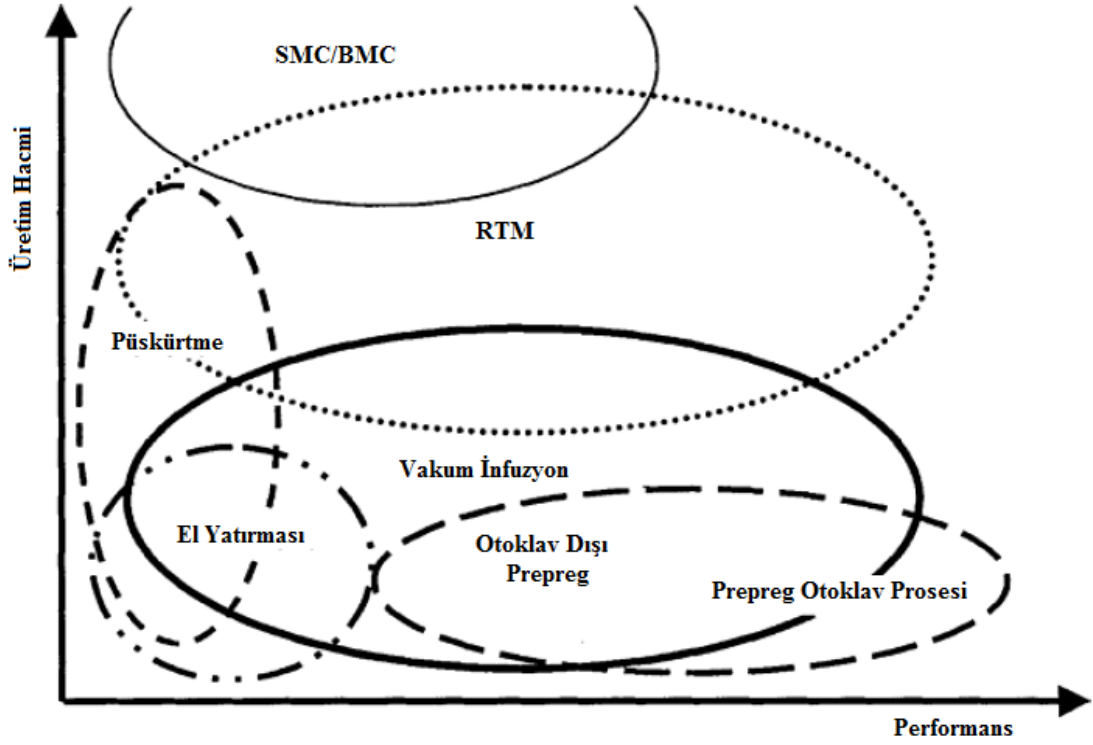
Stringer L.G'nin yaptığı bir çalışmada ıslak olarak serilen ve otoklavda kürlenmiş parçada diğer yöntemlere oranla daha yüksek elyaf-matris oranı (%58) elde edilebilmiş ve yapıda %2'den daha az boşluk gözlemlenmiştir [36].

D.Abraham ve diğerlerinin yaptığı bir çalışmada, aynı ham malzemeler kullanılmasına rağmen ıslak serilmiş ve otoklavda kürlenmiş parçalardaki mekanik (eğilme ve çekme dayanımı) ve termal (camsı geçiş sıcaklığı) özelliklerinin vakum destekli RTM yöntemi ile üretilmiş parçalardan daha yüksek olduğu tespit edilmiştir [37].

Otoklav ile kürlenme işleminde zararlı gazların çalışma ortamından rahatlıkla uzaklaştırılabilmesi sayesinde sağlıklı ve güvenli üretim yapabilmek mümkündür.

Otoklav ile üretim yüksek ilk yatırım ve işletme giderleri yüzünden genel olarak üstün özellikli ileri kompozit ürünlerin üretiminde kullanılmakla birlikte bilinen avantajları sayesinde mevcut yöntemler arasında ürün performansı açısından en üstün yöntem olarak kabul edilmektedir.

Şekil 1.31'de polimer matrisli kompozit malzemeler için bazı üretim yöntemlerinde üretim hacmi-ürün performansı özelliklerinin karşılaştırılması verilmiştir.



Şekil 1.31. Polimer matrisli kompozit malzemeler için üretim yöntemlerinin üretim hacmi-ürün performansı açısından karşılaştırılması [38].

1.1.4. Cam Elyaf Takviyeli Polimer Matrisli Kompozit Malzemeler

1.1.4.1. Cam Elyafı

Cam takviyeli polimer kompozitler, diğer takviye malzemelerine oranla düşük maliyetlerinin yanısıra sağladıkları yüksek çekme mukavemeti, yüksek korozyon dayanımı ve yüksek izolasyon kabiliyetleri sayesinde günümüzde endüstride oldukça sık kullanılmaktadır.

Bunula birlikte diğer günümüz takviye malzemelerine oranla yüksek yoğunluk ve düşük Elastik modül özellikleri cam takviyelerin dezavantajları olarak gösterilebilir.

Cam takviye malzemeleri arasında E-Camı ve S-Camı en sık kullanılan cam elyaf tipleri olarak karşımıza çıkmaktadır. E-camı diğer günümüz takviye malzemelerine oranla düşük maliyeti sayesinde elyaf takviyeli polimer kompozitler arasında çok sık kullanılmaktadır.

E-Camına oranla çok yüksek maliyete sahip S-Camı, havacılık ve savunma endüstrisi için özel olarak geliştirilmiş olup ticari elyaf malzemeleri arasında en yüksek çekme mukavemetine sahip elyaf malzemesidir. Çizelge 1.1’de bazı ticari elyaf malzemeleri için özellikler verilmiştir.

Çizelge 1.1. Bazı ticari elyaflar için fiziksel ve mekanik özellikler [31].

Malzeme	Elyaf Çapı (µm)	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Modülü (GPa)	Çekme Mukavemeti (GPa)	Spesifik Modül (E/ρ)	Spesifik Mukavemet
E-Camı	7	2,54	70	3,45	27	1,35
S-Camı	15	2,50	86	4,50	34,5	1,8
Yüksek Modül Karbon	7,5	1,9	400	1,8	200	0,9
Yüksek Mukavemet Karbon	7,5	1,7	240	2,6	140	1,5
Bor	130	2,6	400	3,5	155	1,3
Kevlar 29	12	1,45	80	2,8	55,5	1,9
Kevlar 49	12	1,45	130	2,8	89,5	1,9

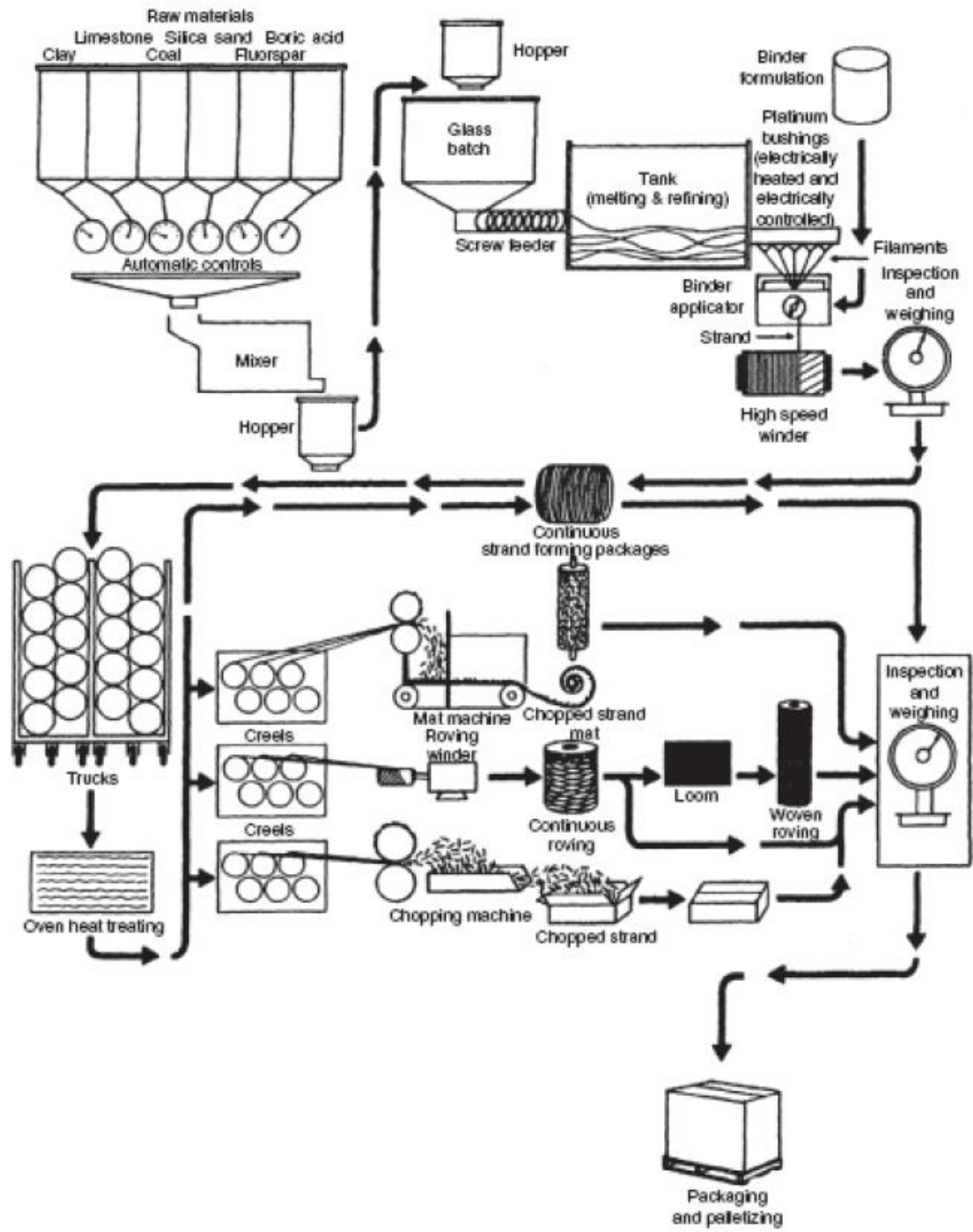
Elyafların özellikleri, elyafın nasıl üretildiği, üretiminde kullanılan ham maddeler ve elyafın nihai haline (kırpık, uzun, whisker gibi) bağlıdır. E-Camı ve S-Camının toplam içeriğinin yarısından fazlası silikadan oluşmaktadır. Ham madde miktarları ve proses parametrelerinin değiştirilmesiyle diğer cam elyaf tipleri oluşturulmaktadır. Çizelge 1.2’de E-Camı ve S-Camı üretimi için kullanılan ham maddeler verilmiştir.

Çizelge 1.2. E-Camı ve S-Camı üretimi için kullanılan (Kütlece %) ham maddeler [23].

Elyaf Tipi	SiO ₂	Al ₂ O ₃	CaO	MgO	B ₂ O ₃	Na ₂ O
E Camı	54,5	14,5	17	4,5	8,5	0,5
S Camı	64	26	-	10	-	-

Cam elyafı üretilirken, ham maddeler karıştırılıp yaklaşık 1370°C'a kadar bir fırında ısıtılarak ergitilir. Ergiyik malzeme karışımı yüzlerce ağızdan oluşan platin bir burçtan geçirilerek yaklaşık 10 µm çapa indirilir. Ağızlarda form verilen cam filamanlar soğutularak camsı geçiş sıcaklığına indirilir ve bir silindirde silan ile kaplanarak sizing işlemi yapılır. Daha sonra tüm filamanlar tek bir elyaf içine çekilerek bir silindir üzerine sarılır. Üretilen cam elyafı kullanım amacına yönelik olarak mat, kırpık ya da dokuma kumaş haline getirilir. Şekil 1.32'de cam elyafı üretimi temsili olarak gösterilmiştir.

Sizing işlemi elyafların fiziksel hasarlardan korunması ve elyaf-matris arayüzünde iyi bir yapışma sağlanması açısından önemlidir. Sizing işlemi esnasında kullanılan çözelti formülasyonu, uygulama tipine göre değişiklik göstermektedir; polyester matris için kullanılacak çözelti ile epoksi matris için kullanılacak çözelti tipi farklılık gösterebilmektedir [50,51].



Şekil.1.32. Cam elyafı üretimi [23].

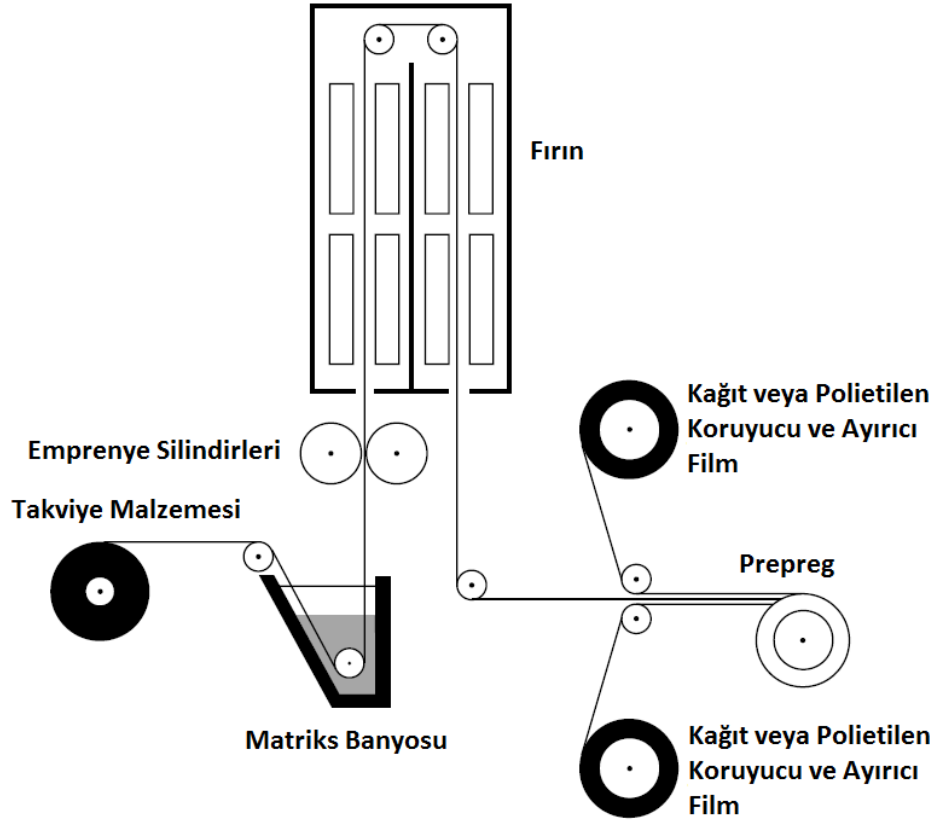
1.1.4.2. Prepreg Malzemeler

Prepreg (pre-impregnated) malzemeler, önceden reçine emprenye edilmiş elyaf, dokuma ve tek yönlü elyaf kompozit malzemeleri genel olarak tanımlamaktadır. Prepreg malzeme kullanımı sayesinde yüksek elyaf/matris oranında, homojen matrisle sahip ve iyi ıslatılmış kompozit katmanlar ile üretim yapabilmek mümkündür.

Prepreg üretiminde genellikle takviye malzemesi olarak karbon, aramid ve cam kullanılırken matris yapısı termoplastik veya termoset olabilmektedir. Son kullanım alanı ve kompozit malzemenin üretileceği prosese göre prepreg malzemenin takviye tipi, matris tipi değişiklik gösterebilmektedir. Çeşitli uygulamalar için farklı takilikte ve farklı serim özellikleri gösteren birçok prepreg malzeme tipi ticarileştirilmiştir.

Farklı yöntemlerle prepreg ürün elde edebilmek mümkün olmakla birlikte, solüsyon hattı ve film transfer hattı yöntemleri prepreg malzeme üretiminde sıkça kullanılmaktadır. Bu çalışmada kullanılan prepreg malzemelerin üretim yöntemi olan solüsyon hattı yönteminde Şekil 1.33'de gösterildiği gibi elyaflar bir reçine banyosundan geçirilmekte ve reçine, silindirler vasıtasıyla elyaflara emprenye edilmektedir. Reçine ile emprenye edilmiş elyaflar, bir fırın içerisinde ısıtılarak kür işlemi başlatılmaktadır. Kür işlemi başlatılmış takviye-matris karışımının iki tarafı koruyucu filmler ile kaplanarak prepreg haline getirilmektedir. Bazı durumlarda kullanılan matris malzemesinin türüne göre fırında ısıtılarak başlatılan kür işlemi takviye-matris karışımının şok soğutmaya tabi tutulmasıyla durdurulmaktadır.

Prepreg malzeme üretiminde son kullanım alanına yönelik olarak reçine içerisine çeşitli katkı malzemeleri eklenebilmektedir. Bu katkı maddeleri sayesinde alev yürümeyen, farklı takilikte, farklı camsı geçiş sıcaklığına sahip, farklı kür çevrimleri gerektiren prepreg malzemeler üretilmektedir.



Şekil 1.33. Solüsyon hattı yöntemi ile prepreg üretimi [35].

Termoset matrisli prepreg malzemeler genel olarak üretiminden sonra raf ömrünün sonuna kadar -18°C soğuk odalarda saklanmakta ve kullanımından önce çözünmesi için oda sıcaklığına düşürülmektedir. Bu sayede termoset matrisli prepreg malzemelerde 1 yıllık raf ömrü sağlanabilmektedir. Kullanım anına kadar oda sıcaklığında saklanabilen prepreg malzemeler de bulunmakla birlikte bunların raf ömrü rölatif olarak daha kısadır.

Epoksi matrisli, dokuma elyaflı prepreg malzemeler üstün mekanik özellikleri ve tasarım esneklikleri sayesinde endüstride sıkça kullanılmaktadır.

Prepreg malzemelerin otoklavda kürlenmesi ile birlikte havacılık ve savunma sanayinin ihtiyaç duyduğu yüksek performanslı ve yüksek spesifik mekanik özelliklere sahip parçalar retilenmektedir.

1.2. ALUMİNYUM MALZEMELER

1.2.1. Alüminyum Malzeme eşitleri ve Sınıflandırılması

Alüminyum yumuşak metallere olmasından dolayı ve düşük mekanik özellikler göstermesi nedeniyle 20.YY'ın başlarına kadar yapısal malzeme olarak tercih edilmemiş ve 20.YY'ın başlarında alaşımlanmasından dolayı birlikte endüstrinin vazgeçilmez bir yapısal malzemesi haline gelmiştir.

Alüminyum alaşımları yüksek korozyon direncinin yanı sıra hafif ve mukavemetli yapısından dolayı günümüz havacılık ve savunma sanayinde oldukça sık kullanılmaktadır. Alüminyum aynı zamanda yüksek elektrik iletkenliği göstermesi ve ferromanyetik özellik göstermemesinden dolayı elektrik elektronik endüstrisinde de sıkça kullanılmaktadır. Alüminyumun yoğunluğu 2,7g/ cm³ olup elik (7,83 g/cm³) ve bakır (8,93 g/cm³) yoğunluğuyla kıyaslandığında, yaklaşık üçte biri kadardır.

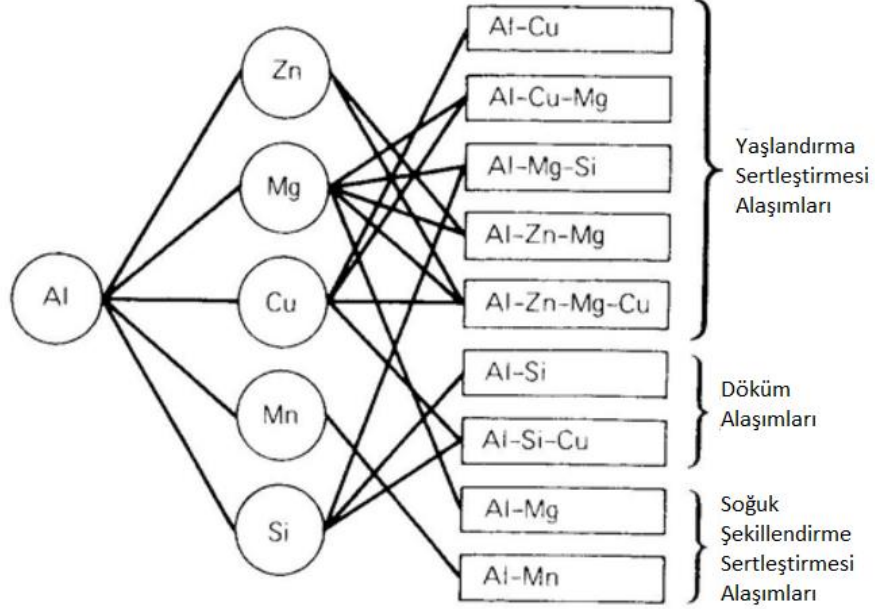
Alüminyumun mukavemeti çelikten daha düşük olsa da kesit arttırarak çelikle eşdeğer mukavemet sağlanabilmektedir. Çoğu durumda çelikle aynı mukavemetteki alüminyum alaşım parçalar çelikten daha hafiftir. Alüminyumun mukavemeti çeşitli alaşım elementleri ve ikincil işlemler (ısı işlem, yaşlandırma, soğuk şekillendirme vb.) ile arttırılabilmekte ve kullanım amacına yönelik üstün malzemeler elde edilebilmektedir. Çizelge 1.3.'te alaşım elementlerinin alüminyumun mekanik ve fiziksel özelliklerine etkisi gösterilmiştir.

Çizelge 1.3. Alaşım elementlerinin alüminyumun mekanik ve fiziksel özelliklerine etkisi [39].

Nitelikler	Cu	Si	Mg	Zn	Ni	Co	Ti	Mn	Fe	Cr
Kopma Mukavemeti	++	+	+	++	+	+	+			-
Elastik Sınır	++	+	-	+	-					
Sertlik	++		-	-	+			+	+	
Isıya Dayanıklılık	++		++		+				+	
Kaynak Kabiliyeti	-	++	+	-	-		+	+		+
Talaş Kaldırma ile İşlenebilirlik	++	-	+	+	+		++	+	++	+
Elastik Modül	+	++	-	+	+	++		+	-	
Döküm Kabiliyeti	+	++	-	+			+	-	-	
Süneklik	-	--	+				+		--	
Korozyon Direnci	-	+	++	+				-	--	++
Anadizasyona Elverişsizlik	-	+	++	+				-		

(++) çok iyi, (+) iyi, (-) ortanın altında, (--) zararlı

Alaşım elementleri tek başlarına yada birkaçı birlikte alaşımlanarak alüminyumun mukavemetini arttırmakta kullanılmakta ve alaşım elementleri alüminyuma uygulanacak ikincil işlemleri ve üretim yöntemini etkilemektedir. Şekil 1.34’de çeşitli varyasyonlarda alüminyum alaşımları ve alaşım elementlerinin alüminyum üzerindeki etkileri gösterilmiştir [40].



Şekil 1.34. Temel alüminyum alaşımları ve bazı özellikleri [40].

Alüminyum alaşımları gruplandırılıp tanımlanırken üretim yöntemine göre iki farklı şekilde tasniflenir. Alüminyum alaşımları dövme ve döküm yöntemiyle üretilenler olmak üzere iki farklı ana gruba ayrılır ve her ana grup içindeki gruplar ısıl işlem yapılabilir ve yapılamaz (yaşlandırma sertleştirme işlemine uygun olmayan) olarak ayrılabilir. Isıl işlem yapılabilen alaşımlar yaşlandırma işlemi ile sertleştirilebilirken, ısıl işlem yapılamayan alaşımlar soğuk şekillendirme gibi yöntemler ile mukavemetlendirilebilir.

Dövme alüminyum alaşımlar dört harfle sınıflandırılmaktadır. Dövme alüminyum alaşımları için alaşım grupları aşağıda belirtilmiştir, burada ilk karakter alaşım grubunu simgelemektedir, ikinci karakter safsızlık ve orjinal alaşımdaki değişimi simgelemekte ve son iki karakter alüminyumun saflığını ve alüminyum alaşımını tanımlamaktadır [41,42].

1XXX: Kontrollü saf alüminyum kompozisyonunu belirtir genel olarak elektrik-elektronik ve kimya endüstrisinde kullanılmaktadır.

2XXX: Temel alaşım elementi bakırdır. Magnezyum olmak üzere diğer alaşım elementleri de bulunabilir, yüksek mukavemet özelliği sayesinde havacılık sektöründe kullanımı yaygındır.

3XXX: Temel alaşım elementi mangandır. Boru, sıvı tankları ve mimari gibi alanlarda kullanılmaktadır.

4XXX: Temel alaşım elementi silisyumdur. Aşınma direnci ve korozyon dayanımı yüksek, bunun yanı sıra termal genişleme katsayısı düşük alaşımlardır. Kaynaklı yapılar ve otomobil parçalarında kullanımı yaygındır.

5XXX: Temel alaşım elementi magnezyumdur. Magnezyum oranı arttıkça malzemenin sertliği ve mukavemeti artmakta fakat sünekliği azalmaktadır. Deniz korozyonuna karşı yüksek direnç göstermesi sebebiyle denizcilik endüstrisinde kullanımı yaygındır.

6XXX: Temel alaşım elementleri magnezyum ve silisyumdur. Yüksek şekillendirilme kabiliyetleri sayesinde ekstrüzyon ile üretilen parçaların imalatında kullanımı yaygındır.

7XXX: Temel alaşım elementi bakır olup, magnezyum, krom ve zirkonyum ilave alaşım elementleridir. 7XXX serisi, alüminyum alaşımlarının en yüksek mukavemete sahip olanıdır. Günümüzde çoğu uçak parçalarının yapımında ve diğer yüksek dayanım istenen yerlerde kullanılmaktadır.

8XXX: Temel alaşım elementi lityum olup, kalay eklentisi de yapılabilmektedir. İyi yorulma direnci ve iyi tokluk özellikleri gösterir. Yüksek maliyetli bir alaşım grubu olup özellikle uçak ve uzay yapılarında kullanılmaya başlanmıştır.

9XXX: İleride geliştirilebilecek bir alaşım grubu için ayrılmıştır.

Dövme alüminyum alaşımları için temper tasarımı harfler ile tanımlanmaktadır ve her bir harf için temper özellikleri EN 515 standardı ile belirlenmiştir [43]. Buna göre;

F Temper; mekanik özellik limiti belirlenmemiş

O Temper; işlem görmemiş ve elde edilen en düşük mukavemet değeri,

H Temper; tavlama veya sıcak şekillendirme sonrası soğuk şekillendirilmiş ya da gerinim sertleştirmesine tabi tutulmuş,

W Temper; çözündürme ısıl işlemi uygulanmış ve stabil olmayan temper derecesi,

T Temper; destek gerinim sertleştirmesine tabi tutulmuş veya tutulmamış çözündürme ısıl işlemi ve yaşlandırma sertleştirmesi uygulanmış alaşımları belirtmektedir.

Dövme alüminyum alaşımları için temper tasarımı belirtilirken temper tipini belirten harfe ilave bir veya birden fazla karakter eklenerek aynı tip alaşım için farklı özelliklerin elde edildiği temper varyasyonları tanımlanabilir. Isıl işlem ile sertleştirilemeyen serilerde kullanılan H temperi için, temper tasarımı varyasyonları Çizelge 1.4.'de verilmiştir [43]:

Çizelge 1.4. Gerinim sertleştirmesine uygun dövme alüminyumlar için H temper dereceleri.

İlk Karakter
H1: Sadece gerinim sertleştirmesi
H2: Gerinim sertleştirmesi ve kısmi tavlama
H3: Gerinim sertleştirmesi ve düşük sıcaklıkta stabilizasyon
H4: Gerinim sertleştirmesi ve boya fırını çevrimi ya da vernikleme uygulanmış
İkinci Karakter
HX2: Çeyrek sertlik kazandırılmış
HX4: Yarı sertlik kazandırılmış
HX6: Üç çeyrek sertlik kazandırılmış
HX8: Tam sertlik kazandırılmış (1,3,5,7 rakamları yukarıda belirtilen sertlik derecelerinin arasında kalan değerler için kullanılır.)
HX9: Ekstra sertlik kazandırılmış
Üçüncü Karakter (Üçüncü karakter olarak sıkça kullanılan rakamlara örnek olarak)
HX11: O ve HX1 dereceleri arasında kalacak şekilde hafifçe gerinim sertleştirmesi uygulanmış.
HX112: Mekanik özellik limitleri ile sıcak şekillendirilmiş ürünler
HXX5: Özellik limitleri HXX temperlerinden farklı olan kaynaklı boru ve tüpler

Dövme alüminyum alaşım gruplarından 2XXX, 6XXX ve 7XXX serileri yaşlandırma sertleştirmesine uygun olup 1XXX, 3XXX, 5XXX ve istisna durumlar hariç 4XXX serileri yaşlandırma sertleştirmesine uygun değildir [44].

Döküm alüminyum alaşımlar ABD Alüminyum Birliği tarafından hazırlanan sisteme göre üç karakter ve kesir işaretiyle ayrılmış bir karakter ile simgelenmektedir. Döküm alüminyum alaşımları için alaşım grupları aşağıda belirtilmiştir, burada ilk karakter alaşım grubunu simgelerken kesir ile ayrılan karakter ürünün biçimini simgelenmektedir [45].

1XX.X: Kontrollü en az %99 saflıkta alüminyum kompozisyonunu belirtir.

2XX.X: Temel alaşım elementi bakırdır.

3XX.X: Temel alaşım elementi silisyumdur. Cu ve Mg gibi başka alaşım elementleri de bulunabilir. Döküm endüstrisinde oldukça sık kullanılmaktadır.

4XX.X: Temel alaşım elementi silisyumdur.

5XX.X: Temel alaşım elementi magnezyumdur.

6XX.X: Bu seri kullanılmamaktadır.

7XX.X: Temel alaşım elementi çinkodur.

8XX.X: Temel alaşım elementi kalaydır.

Döküm alüminyum alaşım gruplarından 2XX.X, 7XX.X, 8XX.X serileri yaşlandırma sertleştirmesine uygun olup 3XX.X serisi alaşım grubu bir miktar yaşlandırılabilirken 1XX.X, 4XX.X ve 5XX.X serileri yaşlandırma sertleştirmesine uygun değildir.

1.2.2. Mg Alaşım Alüminyum Malzemeler

Magnezyum alaşım alüminyumlar, dövme alüminyum alaşım gruplarından 5XXX serisi ile tanımlanırken, iyi şekillendirilebilirlik, özellikle argon gazı altında yüksek kaynak kabiliyeti [46] ve korozyon direnci ile geniş bir aralıkta dayanım özellikleri gösterirler. Ana alaşım grubu magnezyum olan 5XXX serisi alüminyum alaşımalarında mangan ilavesi de görülmekle birlikte magnezyum mangandan daha iyi bir sertleştirici olarak kabul edilmektedir [39].

Magnezyum ilavesi alüminyumda yüksek eriyebilme kabiliyetine (451 °C' de % 14,9) sahip olmasına rağmen katı eriyebilirlik sıcaklık düstükçe azalır. Alüminyumun

%7'den daha az magnezyum ile alaşımlanması halinde malzeme kayda değer çökelme sertleşmesi göstermez [47]. Bu sebeple 5XXX serisi alüminyum alaşımları ısıtıl işlem yapılamayan alüminyum alaşımları grubunda değerlendirilmektedir.

5XXX serisi alüminyum alaşımlarından 5754 tipi alüminyum lazer kesime uygunluğu, çok iyi soğuk şekillendirme kabiliyeti, mükemmel gaz altı kaynağı uyumu ve çok iyi korozyon direnci özellikleri sayesinde otomotiv ve denizcilik endüstrisinde sıkça kullanılmaktadır. Çizelge 1.5'de AA5754 için kimyasal içeriği verilmiştir.

Çizelge 1.5. AA5754 için kimyasal kompozisyon [48].

İçerik Elementi	İçerik Oranı (%)
Alüminyum Al	93.6-97.3
Krom Cr	≤0,3
Bakır Cu	≤0.1
Krom+Mangan Cr+Mn	0.1-0.6
Demir Fe	≤0.4
Magnezyum Mg	2.6-3.6
Mangan	≤0.5
Diğerleri (herbiri)	≤0.05
Diğerleri (toplam)	≤0.15
Silikon Si	≤0.4
Titanyum Ti	≤0.15
Çinko Zn	≤0.2

AA 5754 alaşımının içinde magnezyumun çözünürlüğü %10'dan fazladır ve alaşım içinde yaklaşık %3 civarında magnezyum katı çözültü halinde bulunmaktadır ve bu yüzden diğer 5XXX serileri gibi AA 5754 serisi alüminyum alaşımları da yaşlandırma sertleştirmesine uygun değildir [49].

2. MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞLARI

2.1. İzotropik, Anizotropik ve Ortotropik Malzemeler

Konvansiyonel mühendislik malzemeleri (alüminyum, çelik gibi) homojen ve bütün doğrultularda aynı elastik özellikleri göstermektedirler. Böyle malzemelere izotropik malzemeler denilmektedir.

İzotropik malzemeler yükleme yönünde uzama gösterirken yükleme yönüne dik doğrultularda daralma göstermektedir ve bu kayma deformasyonuna neden olmamaktadır. Aynı şekilde kayma yüküne maruz kalan bir izotropik malzemede diğer yönlerde herhangi bir uzama ve daralma olmadan sadece kayma deformasyonu oluşmaktadır. İzotropik malzemeler, aksenal yükleme altında düzlem-içi ve düzlem-dışı yönlerde eşit deplasman göstermektedirler. Bu sebeplerle izotropik malzemeleri mekanik olarak karakterize etmek için tek bir elastik modül ve tek bir poisson oranı yeterli olacaktır ve kayma modülü, elastik modül yerine kullanılabilir.

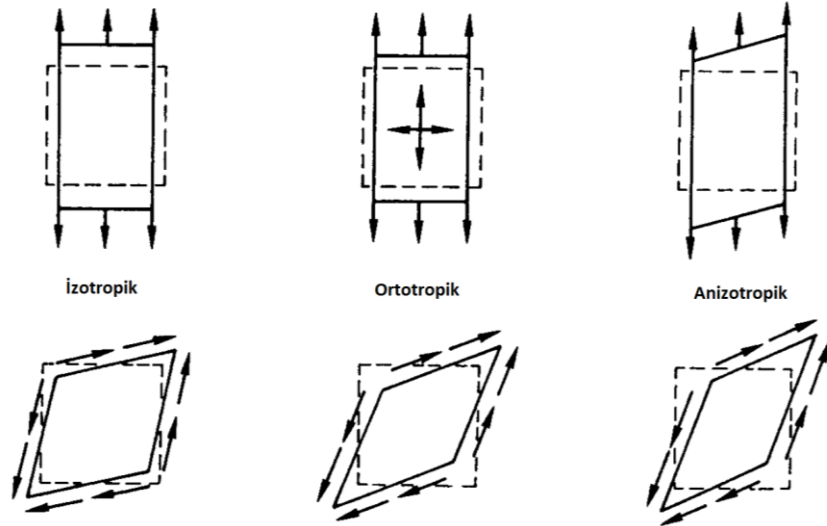
Kompozitler ise konvansiyonel mühendislik malzemelerinin aksine çoğu zaman homojen bir yapı ve izotropik davranış göstermemektedir. Kompozit malzemeler genellikle anizotropik veya ortotropik davranış göstermektedirler.

Ortotropik malzemeler, ana yönlerden birinde aksenal yükleme durumunda, izotropik malzemelere benzer şekilde yükleme yönünde uzama ve eksene dik doğrultuda daralma göstermektedir. Ancak malzeme farklı doğrultularda aynı büyüklüklerdeki aksenal gerilmelere maruz kaldığında bir eksendeki uzama miktarı diğer eksendeki uzama miktarından farklı olacaktır. Yani malzeme farklı eksenlerde farklı elastik modüle sahiptir. Ortotropik bir malzeme aksenal yükleme altında düzlem-içi ve düzlem-dışı yönlerde farklı deplasman göstermektedir. Yani malzeme farklı yükleme yönlerinde farklı poisson oranlarına sahiptir. Ortotropik bir malzeme, kayma yüküne maruz kaldığında kayma deformasyonu göstermektedir ancak bu deformasyon izotropik malzemelerden farklı şekilde elastik modül ve Poisson oranı gibi herhangi

bir malzeme özelliğine bağımlı değildir. Bu sebeplerle ortotropik bir malzemenin mekanik karakterizasyonu için en az beş farklı malzeme özelliği gerekecektir.

Anizotropik malzemelerde malzeme özellikleri bütün yönler için farklıdır. Anizotropik malzemelerde aksenal yükleme sadece yükleme yönünde uzamaya ve eksene dik yönde daralmaya yol açmaz, aynı zamanda kayma deformasyonu oluşturur. Diğer taraftan kayma gerilimi uygulanması halinde çarpılmanın yanı sıra uzama ve daralma meydana gelir. Hem yükleme modları, hem de deformasyon modları arasında oluşan bu etkileşim (kayma-uzama etkileşimi gibi) aynı zamanda ana eksenler dışında yüklenen ortotropik malzemeler için de geçerlidir. Dokuma takviyeli kompozit malzemelerde açığa çıkan bu karakteristik günlük hayattan bir örnekle anlatılabilir. Birbirine dik ipliklerle düz dokunmuş bir kumaş parçası dokuma eksenlerinden birine 45° açıyla çekilirse, çekme yönünde hem uzama hem de çarpılma meydana gelecektir.

Şekil 2.1’de izotropik, ortotropik ve anizotropik malzemelerde ana eksenlerde eksene yükleme için ve kayma yüküne maruz kalmaları durumunda ortaya çıkan deformasyonlar şematik olarak gösterilmiştir [52].



Şekil 2.1. İzotropik, ortotropik ve anizotropik malzemelerde yükleme-deformasyon ilişkileri [52].

Elyaf takviyeli polimer kompozit malzemelerde, tek yönlü sürekli ve iki veya üç yönlü dokuma elyaflar ile yüksek dayanım ve sağlamlık elde edilmektedir. Tek yönlü sürekli elyaflı kompozitlerde mekanik özellikler, elyaf doğrultusunda elyafa dik doğrultuya göre üstünlük sağlayacak ve malzeme anizotropik özellik gösterecektir.

Kompozit malzemenin eksene dik ve paralel yönlerde takviyelendirildiği iki yönlü yapılarda ise malzeme iki doğrultuda da aynı yapıya sahip olması halinde, iki ortogonal yönde eşit mukavemet ve elastik modül özellikleri gösterecektir. Bu tip kompozit yapılar ise ortotropik olarak adlandırılmaktadır

2.2. Gerilme Gerinim Bağlıları

Düzlem gerilme durumundaki ($\sigma_{zz} = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$) izotropik bir malzeme için elastik bölgedeki gerilim gerinim bağıntısı:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E}(\sigma_{xx} - \nu\sigma_{yy}) \quad (2.1)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E}(-\nu\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (2.2)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{1}{G}\tau_{xy} \quad (2.3)$$

Burada unutulmaması gereken, önceden de belirtildiği gibi kayma gerilmeleri ile normal gerilmeler arasında bir etkileşim olmadığıdır.

Düzlem gerilme durumundaki ($\sigma_{zz} = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$) ortotropik bir malzeme için elastik bölgedeki gerilim gerinim bağıntısı:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\sigma_{xx}}{E_{xx}} - \nu_{yx} \frac{\sigma_{yy}}{E_{yy}} - m_x \tau_{xy} \quad (2.4)$$

$$\varepsilon_{yy} = -\nu_{xy} \frac{\sigma_{xx}}{E_{xx}} + \frac{\sigma_{yy}}{E_{yy}} - m_y \tau_{xy} \quad (2.5)$$

$$\gamma_{xy} = -m_x \sigma_{xx} - m_y \sigma_{yy} + \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} \quad (2.6)$$

Burada E_{xx} , E_{yy} , G_{xy} v_{xy} ve v_{yx} elastik sabitler, m_x ve m_y ise;

$$m_x = (\sin 2\theta) \left[\frac{v_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - (\cos^2 \theta) \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2v_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right] \quad (2.7)$$

$$m_y = (\sin 2\theta) \left[\frac{v_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - (\sin^2 \theta) \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2v_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right] \quad (2.8)$$

Denklemleri ile elde edilmektedir.

Burada 1 doğrultusu elyaf doğrultusunu, 2 doğrultusu ise elyaf yönüne dik doğrultuyu, Θ açısı x normal eksenini ile elyaf doğrultusu arasındaki açıyı temsil etmektedir.

m_x ve m_y elastik sabitleri denklem 2.4 ve 2.5 de uzama gerinimleri üzerindeki kayma gerilimi etkisini ve denklem 2.6 da kayma gerinimi üzerindeki normal gerilim etkisini temsil etmektedir.

Θ açısının 0° ve 90° dereceden farklı olduğu durumlarda malzeme “genellikle ortotropik” davranış göstermektedir. $\Theta = 0^\circ$ ve $\Theta = 90^\circ$ derece olduğu durumlarda ise m_x ve m_y sabitleri sıfır olacak ve uzama ile kayma arasında bir etkileşim bulunmayacaktır. Bu tip malzemeler “özellikle ortotropik” malzemeler olarak adlandırılmaktadır. “Özellikle ortotropik” durum için gerilim gerinim bağıntıları:

$$\varepsilon_{xx} = \varepsilon_{11} = \left[\frac{\sigma_{xx}}{E_{11}} - v_{21} \frac{\sigma_{yy}}{E_{22}} \right] \quad (2.9)$$

$$\varepsilon_{yy} = \varepsilon_{22} = \left[-v_{12} \frac{\sigma_{xx}}{E_{11}} + \frac{\sigma_{yy}}{E_{11}} \right] \quad (2.10)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{yx} = \gamma_{12} = \gamma_{21} = \frac{\tau_{xy}}{G_{12}} \quad (2.11)$$

2.3. Esneklik / Sağlamlık Matrisleri

İzotropik bir malzeme için Denklem 2.1-2.2 ve 2.3 matris formuna çevrilirse;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Burada $[S]$ bilinen gerilim ile ilişkili gerininim tanımlandığı esneklik matrisi olmaktadır. Esneklik matrisinin tersi alındığında bilinen gerilim ile gerininim tanımlandığı sağlamlık matrisi $[Q]$ ise;

$$[Q] = [S]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

denklemleri ile ifade edilmektedir.

Özellikle ortotropik bir malzeme ($\Theta = 0^\circ$ veya $\Theta = 90^\circ$ olduğu durumlarda) için Denklem 2.9, 2.10 ve 2.11 matris formuna çevrilirse;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Buradan,

$$S_{11} = \frac{1}{E_{11}} \quad (2.15)$$

$$S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} \quad (2.16)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_{22}} \quad (2.17)$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (2.18)$$

Burada $[S]$ matrisi özellikle ortotropik bir katman için esneklik matrisini temsil etmektedir. Esneklik matrisinin (Denklem 2.19) tersi alındığında özellikle ortotropik bir katman için gerilim-gerinim ilişkisi;

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Burada $[Q]$ özellikle ortotropik bir malzeme için sağlamlık matrisini temsil etmektedir. $[Q]$ Sağlamlık matrisindeki çeşitli elemanlar şu şekilde gösterebiliriz;

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.20)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.21)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.22)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (2.23)$$

Genellikle ortotropik bir malzeme ($\Theta \neq 0^\circ$ veya $\Theta \neq 90^\circ$) için Denklem 2.4, 2.5 ve 2.6 matris formuna çevrilirse;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{S}] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Burada $[\bar{S}]$ matrisi ortotropik bir katman için esneklik matrisini temsil etmektedir. $[\bar{S}]$ matrisinde bulunan çeşitli elemanlar, özellikle ortotropik malzeme $[\bar{S}]$ matrisinde bulunan elemanlar cinsinden ifade edildiğinde;

$$\bar{S}_{11} = \frac{1}{E_{xx}} = S_{11}\cos^4\theta + (2S_{12} + S_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + S_{22}\sin^4\theta \quad (2.25)$$

$$\bar{S}_{12} = \frac{-v_{xy}}{E_{xx}} = S_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) + (S_{11} + S_{22} - S_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta \quad (2.26)$$

$$\bar{S}_{22} = \frac{1}{E_{yy}} = S_{11}\sin^4\theta + (2S_{12} + S_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + S_{22}\sin^4\theta \quad (2.27)$$

$$\bar{S}_{16} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})\sin\theta\cos^3\theta - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})\sin^3\theta\cos\theta \quad (2.28)$$

$$\bar{S}_{26} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})\cos\theta\sin^3\theta - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})\cos^3\theta\sin\theta \quad (2.29)$$

$$\bar{S}_{66} = 2(2S_{11} - 2S_{12} - 4S_{12} - S_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + (\sin^4\theta + \cos^4\theta)S_{66} \quad (2.30)$$

Denklem 2.25-2.30'da S_{11} ile S_{12} gibi elemanlar birbirleri yerine konulup sadeleştirmeler yapıldığında:

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{\cos^4\theta}{E_{11}} + \frac{\sin^4\theta}{E_{22}} + \frac{1}{4}\left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2v_{12}}{E_{11}}\right)\sin^2\theta \quad (2.31)$$

$$\frac{1}{E_{yy}} = \frac{\sin^4\theta}{E_{11}} + \frac{\cos^4\theta}{E_{22}} + \frac{1}{4}\left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2v_{12}}{E_{11}}\right)\sin^2\theta \quad (2.32)$$

$$\frac{1}{G_{xy}} = \frac{1}{E_{11}} + \frac{2v_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2v_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}}\right)\cos^2 2\theta \quad (2.33)$$

$$v_{xy} = E_{xx} \left[\frac{v_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{4}\left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2v_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}}\right) \right] \sin^2\theta \quad (2.34)$$

Buradan da Denklem 2.7 ve 2.8 deki m_x , m_y elastik sabitleri çekilebilir. Denklem 2.18'deki Esneklik Matrisinin tersi alındığında genellikle ortotropik bir katman için gerilim-gerinim ilişkisi;

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

Şeklinde ifade edilebilir. Burada $[\bar{Q}]$ matrisi genellikle ortotropik bir katman için sağlamlık matrisini temsil etmektedir. $[\bar{Q}]$ matrisinde bulunan çeşitli elemanlar, özellikle ortotropik malzeme $[\bar{Q}]$ matrisinde bulunan elemanlar cinsinden ifade edildiğinde;

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^2\theta \quad (2.36)$$

$$\bar{Q}_{12} = Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta \quad (2.37)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\cos^2\theta \quad (2.38)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta \quad (2.39)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta \quad (2.40)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \quad (2.41)$$

Denklem 2.25-2.30 ve 2.36'daki eşitliklerde; $[\hat{S}]$ matrisindeki \hat{S}_{16} ve \hat{S}_{26} elemanları veya $[\bar{Q}]$ matrisindeki \bar{Q}_{16} ve \bar{Q}_{26} elemanları uzama-kayma arasındaki etkileşimi temsil etmektedir.

$[\bar{Q}]$ ve $[\hat{S}]$ matrisindeki elemanlar kompozit bir tabakanın beş sabit özelliği cinsinden tasvir edilebilir. Tsai ve Pagano $[\bar{Q}]$ matrisindeki elemanları trigonometrik özdeşlikleri kullanarak şu şekilde ifade etmişlerdir [53]:

$$\bar{Q}_{11} = U_1 + U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta \quad (2.42)$$

$$\bar{Q}_{12} = \bar{Q}_{21} = U_4 - U_3 \cos 4\theta \quad (2.43)$$

$$\bar{Q}_{22} = \bar{Q}_{21} = U_1 - U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta \quad (2.44)$$

$$\bar{Q}_{16} = \frac{1}{2} U_2 \sin 2\theta + U_3 \sin 4\theta \quad (2.45)$$

$$\bar{Q}_{66} = U_5 - U_3 \cos 4\theta \quad (2.46)$$

Burada U_1, U_2, U_3, U_4 ve U_5 kompozit tabakanın açığa bağlı sağlamlık sabitlerini temsil etmektedirler ve bu sabitler;

$$U_1 = \frac{1}{8} (3Q_{11} + 3Q_{22} + 2Q_{12} + 4Q_{66}) \quad (2.47)$$

$$U_2 = \frac{1}{2} (Q_{11} - Q_{22}) \quad (2.48)$$

$$U_3 = \frac{1}{8} (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66}) \quad (2.49)$$

$$U_4 = \frac{1}{8} (Q_{11} + Q_{22} - 6Q_{12} - 4Q_{66}) \quad (2.50)$$

$$U_5 = \frac{1}{2} (U_1 - U_4) \quad (2.51)$$

eşitlikleri ile ifade edilmektedir. Denklem 2.42-46'dan Θ elyaf yönelimi açıları elde edilebilir;

$$\bar{Q}_{11}(-\theta) = \bar{Q}_{11}(\theta) \quad (2.52)$$

$$\bar{Q}_{12}(-\theta) = \bar{Q}_{12}(\theta) \quad (2.53)$$

$$\bar{Q}_{22}(-\theta) = \bar{Q}_{22}(\theta) \quad (2.54)$$

$$\bar{Q}_{66}(-\theta) = \bar{Q}_{66}(\theta) \quad (2.55)$$

$$\bar{Q}_{16}(-\theta) = -\bar{Q}_{16}(\theta) \quad (2.56)$$

$$\bar{Q}_{26}(-\theta) = -\bar{Q}_{26}(\theta) \quad (2.57)$$

[\bar{S}] matrisi için de benzer çıkarımlar yapılırsa;

$$\bar{S}_{11} = V_1 + V_2 \cos 2\theta + V_3 \cos 4\theta \quad (2.58)$$

$$\bar{S}_{12} = \bar{S}_{21} = V_4 - V_3 \cos 4\theta \quad (2.59)$$

$$\bar{S}_{22} = V_1 - V_2 \cos 2\theta + V_3 \cos 4\theta \quad (2.60)$$

$$\bar{S}_{16} = V_2 \sin 2\theta - 2V_3 \sin 4\theta \quad (2.61)$$

$$\bar{S}_{66} = V_5 - 4V_3 \cos 4\theta \quad (2.62)$$

Burada V sabitleri;

$$V_1 = \frac{1}{8}(3S_{11} + 3s_{22} + 2S_{12} + S_{66}) \quad (2.63)$$

$$V_2 = \frac{1}{2}(S_{11} - s_{22}) \quad (2.64)$$

$$V_3 = \frac{1}{8}(S_{11} + s_{22} - 2S_{12} + S_{66}) \quad (2.65)$$

$$V_4 = \frac{1}{8}(S_{11} + s_{22} + 6S_{12} - S_{66}) \quad (2.66)$$

$$V_5 = 2(V_1 - V_4) \quad (2.67)$$

Şeklinde yazılabilir ve bu sabitler malzemenin $[\hat{S}]$ ve $[\bar{Q}]$ matrislerinde bulunan elemanları hesaplamakta kullanılabilir.

2.4. Tabakalı Yapılar ve Klasik Laminasyon Teorisi

Önceki bölümlerde bahsedilen eşitlikler tek katmanlı bir yapının mekanik davranışlarını açıklamakta oldukça faydalı olmakla birlikte, yapısal kompozit yapılarda amaç doğrultusunda oluşturulan çok katmanlı yapıların davranışlarını açıklamakta yetersiz kalmaktadır.

Klasik laminasyon teorisi ile ince tabakalı kompozit yapıların her bir tabakasındaki gerilim ve gerilimler hesaplanarak total yapının mekanik davranışı bazı saptamalarla birlikte belirlenmektedir [52]. Her bir tabakanın sağlamlık matrisi belirlenerek başlanmakta ve şu adımlar izlenmektedir;

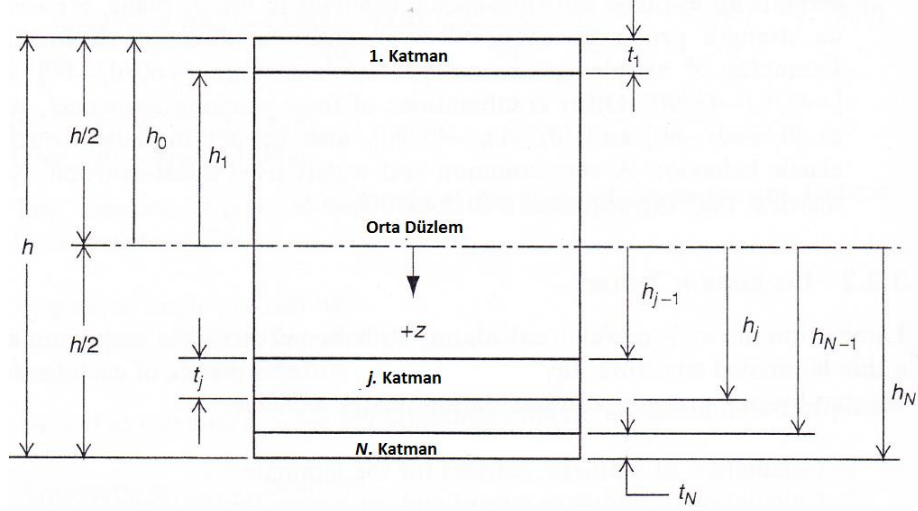
1. Tabakalı yapının sağlamlık matrisinin hesaplanması
2. Verilen moment ve yüklere göre tabakalı yapının orta düzlem gerinim ve eğrilik değerlerinin hesaplanması
3. Her bir katman için düzlem içi gerinimlerin ϵ_{xx} , ϵ_{yy} ve γ_{xy} hesaplanması
4. Her bir katman için düzlem içi gerilimlerin σ_{xx} , σ_{yy} , τ_{xy} hesaplanması

Kabuller:

Klasik laminasyon teorisi için basit kabuller ise şu şekildedir:

1. Tabakalı yapının genişliği kalınlığından çok daha fazladır.
2. Farklı katmanlar arasında mükemmel birleşim mevcuttur.
3. Kalınlık doğrultusundaki gerinim dağılımı lineerdir.
4. Bütün katmanlar makro boyutta homojen ve lineer elastik davranış göstermektedir.

Şekil 2.2’de klasik laminasyon teorisinin uygulanmasında kullanılan terimlerin belirtildiği tabakalı bir yapı temsili olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Tabakalı yapıda klasik laminasyon teorisi geometrisi [23].

Burada, geometrik orta düzlemi xy eksenlerini içermekte ve z eksenini kalınlık yönünü temsil etmektedir. Tabakalı yapının toplam kalınlığı h ve farklı katmanların kalınlıkları $t_1, t_2, t_3 \dots$ terimleri ile gösterilmektedir. Toplam katman sayısı ise N ile gösterilmektedir ve;

$$\varepsilon_{xx} = \varepsilon^{\circ}_{xx} + zk_{xx}, \quad (2.68)$$

$$\varepsilon_{yy} = \varepsilon^{\circ}_{yy} + zk_{yy}, \quad (2.69)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma^{\circ}_{xy} + zk_{xy} \quad (2.70)$$

$\varepsilon^{\circ}_{xx}, \varepsilon^{\circ}_{yy}$ = Tabakalı yapıda orta düzlem normal gerinimleri,

γ°_{xy} = Tabakalı yapıda orta düzlem kayma gerinimi,

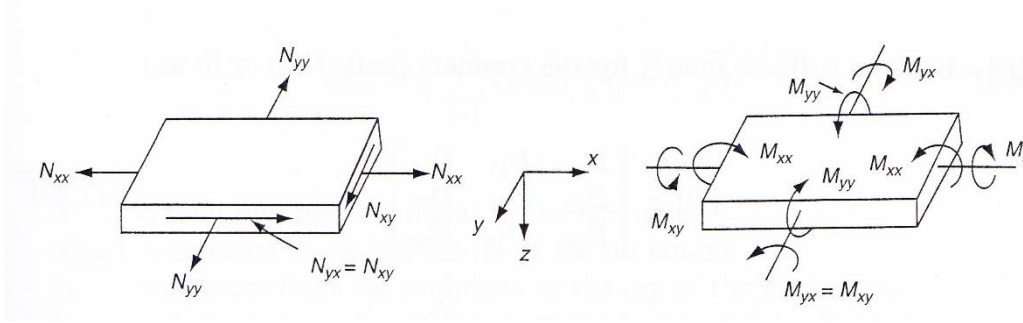
k_{xx}, k_{yy} = Tabakalı yapının eğilme eğriliği,

k_{xy} = Tabakalı yapının burulma eğriliği,

z = Kalınlık doğrultusunda orta düzleme olan uzaklık olarak gösterilmektedir.

2.4.1. Tabakalı Yapıda Kuvvet ve Momentler

Tabakalı yapıya uygulanan kuvvet ve momentler Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3. Tabakalı yapıda düzlem-içi, eğilme, ve burulma yükleri [23].

Tabakalı yapıya uygulanan kuvvet ve momentler, orta düzlem gerinim ve eğrilikleriyle bağıntılı olarak şu eşitliklerle gösterilmektedir:

$$N_{xx} = A_{11} \varepsilon^{\circ}_{xx} + A_{12} \varepsilon^{\circ}_{yy} + A_{16} \gamma^{\circ}_{xy} + B_{11} k_{xx} + B_{12} k_{yy} + B_{16} k_{xy} \quad (2.71)$$

$$N_{yy} = A_{12} \varepsilon^{\circ}_{xx} + A_{22} \varepsilon^{\circ}_{yy} + A_{26} \gamma^{\circ}_{xy} + B_{12} k_{xx} + B_{22} k_{yy} + B_{26} k_{xy} \quad (2.72)$$

$$N_{xy} = A_{16} \varepsilon^{\circ}_{xx} + A_{26} \varepsilon^{\circ}_{yy} + A_{66} \gamma^{\circ}_{xy} + B_{16} k_{xx} + B_{26} k_{yy} + B_{66} k_{xy} \quad (2.73)$$

$$M_{xx} = B_{11} \varepsilon^{\circ}_{xx} + B_{12} \varepsilon^{\circ}_{yy} + B_{16} \gamma^{\circ}_{xy} + D_{11} k_{xx} + D_{12} k_{yy} + D_{16} k_{xy} \quad (2.74)$$

$$M_{yy} = B_{12} \varepsilon^{\circ}_{xx} + B_{22} \varepsilon^{\circ}_{yy} + B_{26} \gamma^{\circ}_{xy} + D_{12} k_{xx} + D_{22} k_{yy} + D_{26} k_{xy} \quad (2.75)$$

$$M_{xy} = B_{16} \varepsilon^{\circ}_{xx} + B_{26} \varepsilon^{\circ}_{yy} + B_{66} \gamma^{\circ}_{xy} + D_{16} k_{xx} + D_{26} k_{yy} + D_{66} k_{xy} \quad (2.76)$$

Eşitlikler matris formuna çevrilirse;

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \varepsilon^{\circ}xx \\ \varepsilon^{\circ}yy \\ \gamma^{\circ}xy \end{bmatrix} + [B] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.77)$$

ve

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = [B] \begin{bmatrix} \varepsilon^{\circ}xx \\ \varepsilon^{\circ}yy \\ \gamma^{\circ}xy \end{bmatrix} + [D] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.78)$$

Burada;

N_{xx} = x doğrultusunda normal kuvvet sonucunu

N_{yy} = y doğrultusunda normal kuvvet sonucunu

N_{xy} = kayma kuvveti sonucunu

M_{xx} = yz düzleminde eğme momenti sonucunu

M_{yy} = xz düzleminde eğme momenti sonucunu

M_{xy} = burulma momenti sonucunu göstermektedir.

Tabakalı yapı için $[A]$ uzama sağlamlık matrisi:

$$[A] \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix}, \quad (2.78)$$

Tabakalı yapı için $[B]$ etkileşim sağlamlık matrisi

$$[B] \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix}, \quad (2.79)$$

Tabakalı yapı için $[D]$ eğilme sağlamlık matrisi

$$[D] \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (2.80)$$

$[A]$, $[B]$ ve $[D]$ sağlamlık matrislerindeki elemanlar ise şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j - h_{j-1}) \quad (2.81)$$

$$B_{mn} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^2 - h_{j-1}^2) \quad (2.82)$$

$$D_{mn} = \frac{1}{3} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^3 - h_{j-1}^3) \quad (2.83)$$

Burada;

N = Tabakalı yapıda bulunan toplam katman sayısı

$(\bar{Q}_{mn})_{j=j}$. Katmanda bulunan $[\bar{Q}]$ matrisindeki elemanlar

h_{j-1} = Orta düzlemden j . Katmanın üstüne kadar olan mesafe

h_j = Orta düzlemden j . Katmanın altına kadar olan mesafe olarak gösterilmektedir.

$[A]$, $[B]$ ve $[D]$ matrislerinin elemanları her bir katmanın elastik özelliklerinin ve orta düzleme göre konumlarının fonksiyonlarıdır. Eğer katmanlar ayarlanarak tabakalı yapı düzgün bir şekilde hazırlırsa elemanlar arasındaki etkileşimler ortadan kaldırılabilir. Örnek olarak A_{16} ve A_{26} sıfıra eşit olursa; düzlem içi normal gerilim ile orta düzlem kayma gerinimleri arasında bir etkileşim olmayacak ve düzlem içi normal gerilimler tabakalı yapıda kayma deformasyonlarına neden olmayacaktır. Aynı şekilde D_{16} ve D_{26} sıfıra eşit olursa eğilme momenti ile burulma eğriliği arasında bir etkileşim olmayacak ve eğilme momentleri tabakalı yapıda burulmaya neden olmayacaktır.

Bu gözlemler ışığında düzgün bir tabakalı yapı oluşturmak için yığın dizisi şunlar dikkate alınarak ayarlanmalıdır:

- Simetrik bir yapı oluşturulduğu takdirde $[B]$ matrisi sıfıra eşit olacak ve böylece uzama-eğilme arasında bir etkileşim oluşmayacaktır. Simetrik bir yapı

oluşturmak için; orta düzlemin üstünde bulunan her bir $+\theta$ yönelimi katman için orta düzlemin altında, orta düzleme eşit uzaklıkta bulunan özdeş (aynı kalınlıkta, aynı malzeme) bir katman yerleştirilmelidir.

- Dengeli bir yapı oluşturmak için A_{16} ve A_{26} sifıra eşitlenmelidir. Bunun için $+\theta$ yönelimi her bir katman için $-\theta$ yönelimi özdeş bir katman yerleştirilmelidir. Bu sayede A_{16} ve A_{26} sifıra eşit olacak ve düzlem içi normal gerilim ile orta düzlem kayma gerinimleri arasında bir etkileşim olmayacaktır.
- Tabakalı yapıda orta düzlem üzerindeki $+\theta$ yönelimi her bir katman için orta düzlemin altında ve orta düzleme eşit uzaklıkta $-\theta$ yönelimi özdeş bir katman yerleştirilmelidir. Bu sayede D_{16} ve D_{26} sifıra eşit olacak ve eğilme momenti ile burulma eğriliği arasında bir etkileşim oluşmayacaktır.

2.4.2. Tabakalı Kompozit Yapıda Orta Düzlem Gerilim ve Eğrilikleri

Eğer tabakalı yapı üzerine gelen normal kuvvet ve moment sonuçları biliniyorsa, Denklem 2.77 ve Denklem 2.78'in tersi alınarak orta düzlem üzerinde oluşan gerilim ve eğrilik değerleri hesaplanabilir:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^{\circ} \\ \varepsilon_{yy}^{\circ} \\ \varepsilon_{xy}^{\circ} \end{bmatrix} = [A_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [B_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.84)$$

$$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = [C_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [D_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.85)$$

Burada;

$$[A_1] = [A^{-1}] + [A^{-1}][B][(D^*)^{-1}][B][A^{-1}] \quad (2.86)$$

$$[B_1] = -[A^{-1}][B][(D^*)^{-1}] \quad (2.87)$$

$$[C_1] = -[D^*]^{-1}[B][A^{-1}] = [B_1]^T \quad (2.88)$$

$$[D^*] = [D] - [B][A^{-1}][B] \quad (2.89)$$

$$[D_1] = [D^*]^{-1} \quad (2.90)$$

Simetrik bir yapı için $[B] = [0]$ olacağı düşünüldüğünde denklemler ile orta düzlem gerinim ve eğrilikleri;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [A^{-1}] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.91)$$

ve

$$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = [D^{-1}] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.92)$$

Şekline dönüşecektir. Denklem 2.91, simetrik bir yapıda düzlem-içi kuvvetlerin sadece düzlem-içi gerinimlere yol açacağını ve eğrilik oluşturmayacağını göstermektedir. Aynı şekilde, Denklem 2.92, simetrik bir yapıda eğme ve burma momentlerinin sadece eğriliklere yol açacağını ve düzlem-içi gerinimlere sebep olmayacağını göstermektedir.

2.4.3. Sanki İzotropik, Dengeli-Simetrik Davranış

Sanki izotropik terimi tabakalı kompozit yapının düzlemsel yönde izotropik uzama davranışı göstermesini tanımlamak için kullanılmaktadır. Sanki izotropik yapı, bazı yönlerde izotropik malzeme özelliği göstermekle birlikte aslında izotropik bir malzemeyi tanımlamamaktadır.

Sanki izotropik bir yapı, düzlemdeki bütün doğrultularda eşit uzama sağlamlık özellikleri veya eşit eğilme sağlamlığı özellikleri göstermektedir. Örnek olarak:

$$A_{11} = A_{22} , A_{12} = \nu.A_{11} , A_{66} = \frac{1-\nu}{2} A_{11} , A_{16} = A_{26} = 0 \quad (2.93)$$

Burada, ν katmanın sadece uzama özelliklerinden elde edilen görünür poisson oranıdır.

[B] ve [D] matrisleri katmanın koordinat eksenine göre yönelimine bağlı olduğu için sadece sanki izotropik bir yapı için uzama-eğilme arasındaki etkileşimin tamamen kaldırılması mümkün olmayacaktır.

Simetrik ve dengeli bir yapı elde etmek için her $\pm \theta$ yönelimli katman için en az iki adet $+\theta$ ve iki adet $-\theta$ yönelimli katman gereklidir. Simetrik ve dengeli bir yapıda uzama-eğilme ve uzama-kayma etkileşimi bulunmayacaktır. Ancak bütün katmanlar $\theta=0^\circ$ ve 90° yöneliminde olmadığı sürece D_{16} ve D_{26} sifıra eşit olamayacak ve eğilme-burulma arasındaki etkileşim ortadan kaldırılamayacaktır. Bu yüzden tabakalı kompozit bir yapıda tamamıyla izotropik bir davranış elde edilemeyecektir.

3. TASARIM ÇALIŞMALARI VE SONLU ELEMANLAR ANALİZLERİ

3.1. Denge Plakası Yapısı

Denge Plakası (Trim Vane), amfibi zırhlı personel taşıyıcı araçların ön kısmında bulunan, karada kapalı konumda, suda ise açılarak aracın yüzmeye kabiliyetininin geliştirilmesi, sudaki stabilitelerinin artırılması ve araçların su içinde ilerlerken suyun araç üzerine birikerek batmasını engellemek için kullanılan, herhangi balistik isteri olmayan bir teçhizattır. Şekil 3.1’de örnek denge plakalarının karada ve sudaki durumları gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Temsili denge plakası yapıları (a) karada kapalı konumda (b) suda açık konumda.

Zırhlı araçlarda sürekli artan tehdit isteklerine ve gelişen silah teknolojilerine karşın, araçların koruma seviyesini düşürmeden ve mevcut silah teknolojileri ile karadaki ve sudaki hareket kabiliyetlerini korumak büyük önem arz etmektedir.

Bu amaçla, zırhlı araçlar üzerinde taşınan balistik koruma özelliği olmayan yapısal ve yapısal olmayan yardımcı elemanların hafifletilmesi için kompozit malzemelerin kullanımının önemi gün geçtikçe artmaktadır.

Halihazırda üretilmiş denge plakaları metal yapılar olup araca balistik katkı sağlamamalarına rağmen araç üzerindeki en ağır yardımcı teçhizatlardan biridir.

Bu çalışmada hali hazırda bulunan alüminyum denge plakası yapısı kompozit ve alüminyum olmak üzere hibritleştirilerek mevcut yapının mekanik özellikleri korunması ve hafifletilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla alüminyum bir şasi kompozit kabuklar ile kapatılmış ve yapının mekanik özellikleri korunarak hafifletilmiştir.

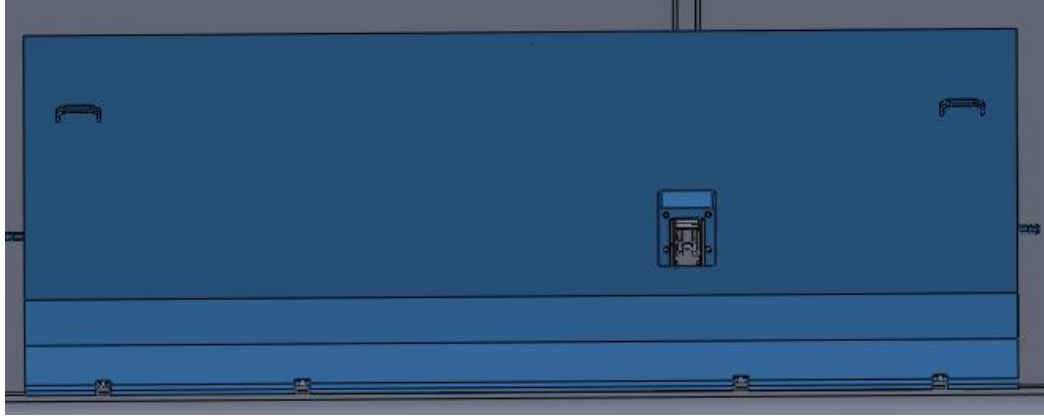
3.2. Denge Plakası Tasarımı

Elyaf takviyeli polimer kompozit malzemelerle tasarım genel olarak konvansiyonel metalik malzemelerle yapılan tasarım pratikleriyle uyumlu çalışmaktadır. Konvansiyonel olarak yapılan tasarımlar gibi kompozit denge plakasının tasarımına başlamadan önce tasarım isterleri belirlenmiş ve mevcut isterlere yönelik optimum ürün ortaya çıkarılmaya çalışılmıştır. Bunun için uygun ham malzeme seçimi, uygun üretim yönteminin belirlenmesi ve üretilebilir estetik bir geometri tasarlanması yoluna gidilmiştir.

Bu çalışmada tasarım isterleri olarak şu özellikler belirlenmiştir:

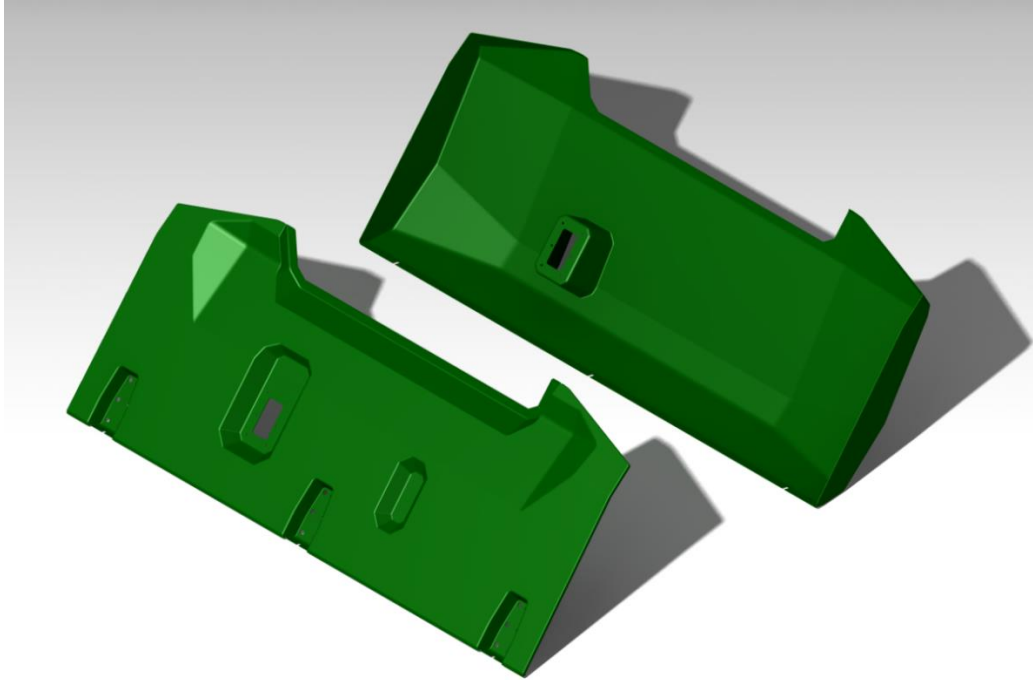
- Tasarlanan parçanın, mevcut aracın görüş ergonomisini bozması
- Parça ağırlığının konvansiyonel yapıya göre %40 civarında hafif olması
- Parça hacminin, mevcut aracın yüzme kabiliyetini koruması için gerekli minimum hacme sahip olması
- Parça üzerinde belirlenen yüzeye uygulanan 15kN sistem yüküne karşı mukavemetli olması

Belirlenen isterleri karşılayabilmek adına öncelikli olarak Şekil 3.2'de gösterilen konvansiyonel alüminyum tasarımı, tasarıma başlangıç noktası olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.2. Kanvansiyonel, alüminyum denge plakası tasarımı.

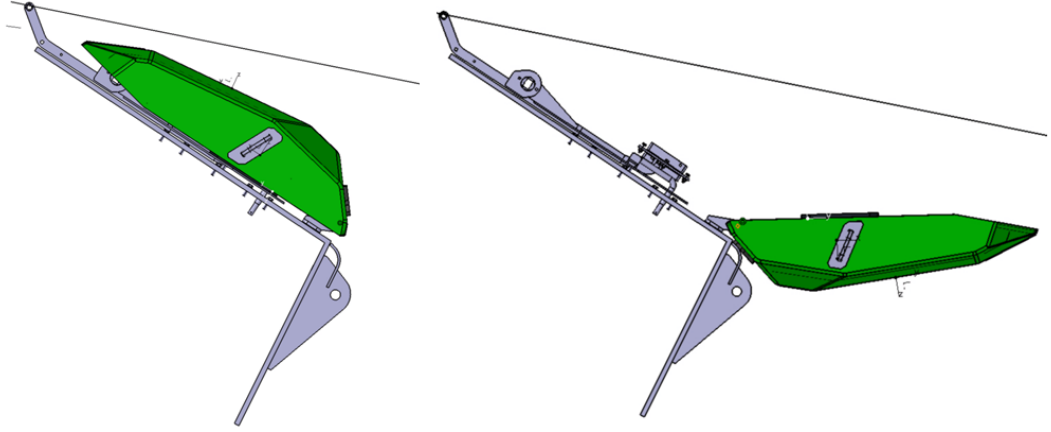
CATIA V5 yüzey tasarımı paketi yardımıyla, elyaf takviyeli polimer kompozit malzeme üretimine uygun geometriye sahip estetik görünümlü kabuk tasarımları gerçekleştirilmiştir. Kompozit yapı üst ve alt kabuk olmak üzere iki parçalı olarak hazırlanmıştır. Kabukların tasarımları, kabukların kalıptan çıkabilmesi için ters açı olmayacak ve en küçük kalıp açısı 5° olacak şekilde yapılmıştır. Şekil 3.3’de alt ve üst kabuk yüzeyleri gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Kompozit alt ve üst kabuk tasarımları.

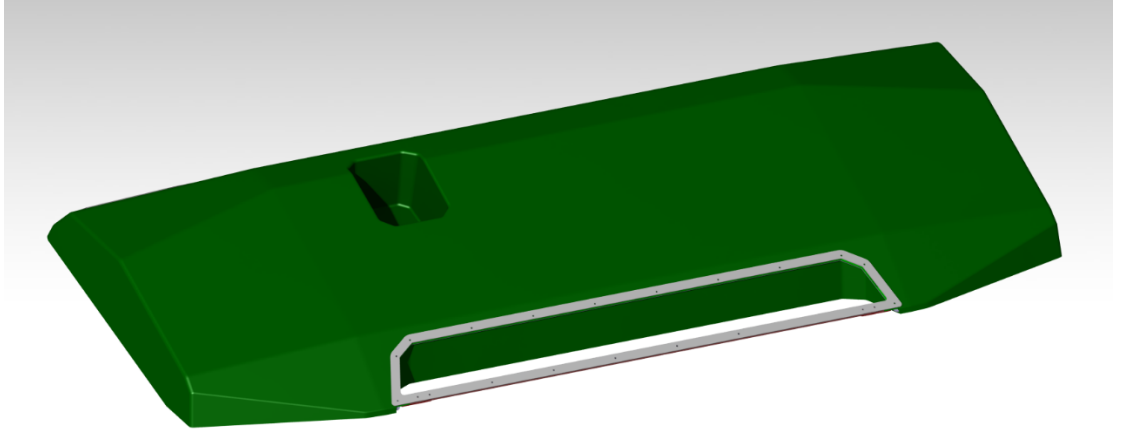
Tasarım için belirlenen isterler, tasarımda bazı kısıtlar yaratmaktadır. Tasarım isterlerinden biri olan minimum hacim isteği, yine tasarım isterleri arasında bulunan maksimum ağırlık ve görüş ergonomisi isterleri ile ters orantılıdır.

Kabuk tasarımları, minimum hacim isterlerini karşılayacak ve görüş ergonomisini bozmayacak şekilde yapılmıştır. Bunun için st kabuk geometrisi, CATIA programıyla oluşturulan üç boyutlu model üzerinde yapılan iterasyonlarla geliştirilmiş ve nihai kabuk tasarımının şekil 3.4'te görüldüğü gibi periskopun görüş açısı içine girmediği gözlemlenmiştir.



şekil 3.4. Periskop görüş açısı.

Ayrıca aracın periskopsuz kullanımında sürücünün görüş açısının geliştirilmesi amacıyla denge plakasının u kısmı bir saydam ve ereve yapısıyla donatılmıştır. şekil 3.5'te ereve ve saydam yapısını içeren denge plakası tasarımı gösterilmiştir.

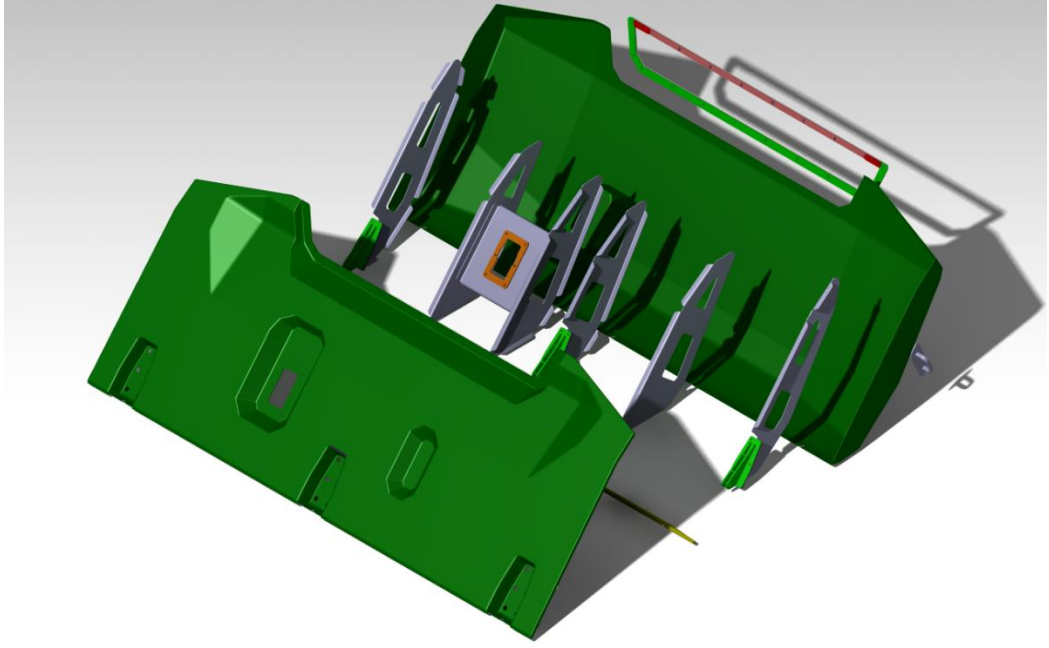


Şekil 3.5. Denge plakası saydamı ve çerçevesi.

Tasarım isterlerinden ağırlık kazancını maksimize edebilmek için, kabukların yüksek elyaf-reçine oranlı prepreg malzemelerden otoklav kürleme prosesi ile üretilmesine karar verilmiştir.

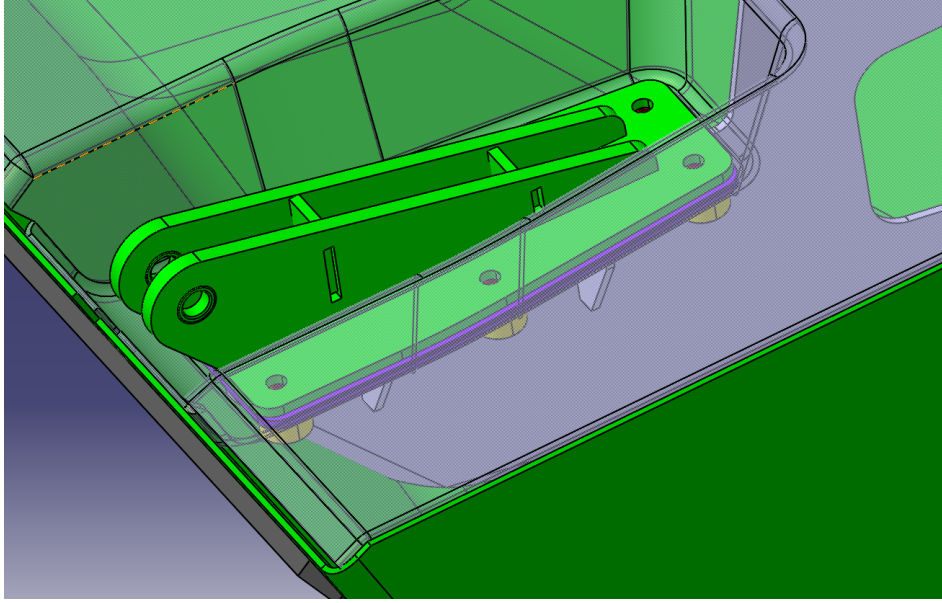
Kabuk tasarımları nihai hale getirildikten sonra, kabuklar arasında yük aktarımını sağlayacak, total yapıyı mukavim ve sağlamlaştıracak alüminyum kaburgaların tasarımına geçilmiştir.

Kaburgalar, CATIA programıyla oluşturulan üç boyutlu kabuk modelleri üzerinden parametrik tasarım yapılarak oluşturulmuş, minimum ağırlık sonuçları elde edilecek şekilde birkaç iterasyonda nihai hale getirilmiş ve diğer yardımcı elemanlar parça üzerine eklenmiştir. Şekil 3.6'da kabuklar ve arada kalan kaburga yapısının üç boyutlu modeli gösterilmiştir.



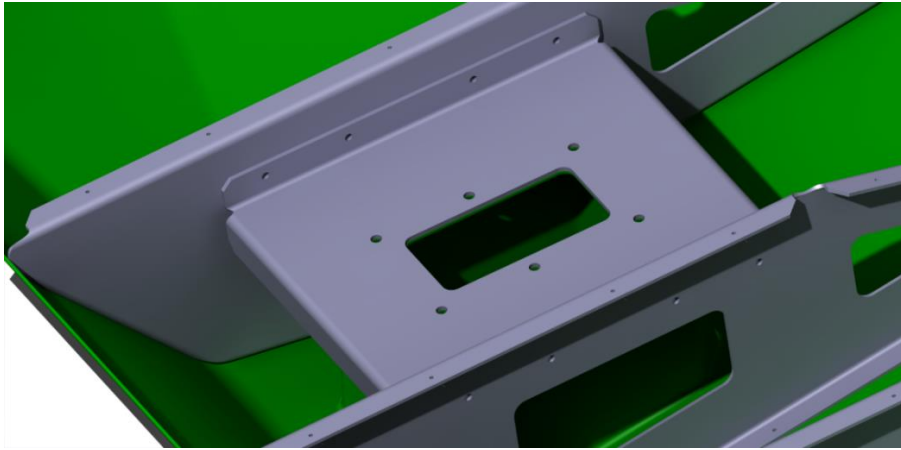
Şekil 3.6 Nihai denge plakası yapısı.

Denge plakası yapısı araç üzerine iki farklı platform üzerinden bağlanmaktadır. Birinci bölge menteşe bölgesi, ikinci bölge ise denge plakası sisteminin açılıp kapatıldığı kol sistemidir. Geniş yüzey alanına sahip kompozit yapının noktasal yüklenmesini engellemek için menteşe sistemi alüminyum kaburgalara direkt olarak bağlanmış ve Şekil 3.7’de gösterildiği gibi kompozit kabuk iki alüminyum plaka arasına alınarak kompozit yapının noktasal olarak yüklenmesi engellenmiştir.



Şekil 3.7. Denge plakası menteşe bağlantı arayüzü.

Denge plakası yapısının araç ile diğer bağlantı bölgesi olan kol sistemi, yine aynı şekilde, kompozit kabuklar ile doğrudan bağlanmamış onun yerine iki tarafından kaburgalara sabitlenmiş alüminyum bir plakaya bağlanmıştır. Alüminyum plakanın ataletinin ve burulma direncinin artırılması için plakanın çevresinde bulunan kulaklar Şekil 3.8’de gösterildiği gibi ters yönlere bükülerek sağlam bir yapı elde edilmiştir.



Şekil 3.8. Denge plakası kol sistemi bağlantı arayüzü.

3.3. Malzeme Seçimi ve Kompozit Yapının Katman Tasarımı

Denge plakasının yapısal kısmının imalatında alüminyum ve cam takviyeli epoksi matrisli kompozit olmak üzere iki farklı malzeme kullanılmıştır.

3.3.1. Alüminyum Malzeme Seçimi

Alüminyum malzeme olarak baskın olarak magnezyum alaşımli 5754 tipi alüminyum seçilmiştir. 5754 serisi alüminyumun lazer kesime uygunluğu, çok iyi soğuk şekillendirilme kabiliyeti, mükemmel gaz altı kaynağı uyumu ve çok iyi korozyon direnci özellikleri ve kolay tedarik edilebilir olması sayesinde bu çalışmada kullanılması uygun görülmüştür.

Gerinim sertleştirmesi ve kısmi tavlama ile çeyrek sertlik kazandırılmış AA5754 H22 tipi malzeme için üreticisi Profilglass firmasının beyan ettiği kimyasal içerik değerleri Çizelge 3.1’de verilmiştir.

Çizelge 3.1. AA5754 H22 Kimyasal kompozisyon (EN 573-3 kütlece %)

Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
0,250	0,350	0,004	0,166	3,220	0,077	0,004	0,018	95,910

AA5754 H22 tipi malzeme için üreticisi Profilglass firmasının beyan ettiği mekanik değerler; $R_{p0,2}=139,9$ MPa ve $R_m=237,1$ MPa şeklindedir.

3.3.2. Polimer Matrisli Kompozit Malzemenin Seçimi ve Katman Tasarımı

Polimer matrisli kompozit malzemenin takviye ve bileşenleri seçilirken tasarım isterlerini karşılayan optimum malzemeler seçilmeye çalışılmıştır.

Kompozit malzemenin seçiminde mekanik isterlerin yanı sıra nihai çalışma şartları da göz önüne alınmıştır.

Kompozit yapının tasarımı yapılırken şu adımlar izlenmiştir:

1. Elyaf tipi, dokuma tipi, reçine sistemi ve elyaf/reçine hacimsel oranının belirlenmesi
2. Üretim prosesinin belirlenmesi
3. Her bir katman için optimum elyaf yöneliminin belirlenmesi
4. Belirlenen yönelime göre yığın dizisinin ayarlanması
5. Her bir yönelimi için gerekli katman sayısının belirlenmesi ve nihai parçanın kalınlığının tespit edilmesi
6. Belirlenen kompozit malzeme sistemi ve yöneliminin üretilebilirlik analizlerinin yapılması

Ürünün korozif ortamda çalışacak olması nedeniyle takviye malzemesi olarak yüksek korozyon direnci gösteren, bunun yanı sıra kabul edilebilir mekanik özelliklere ve uygun maliyete sahip E-camı tercih edilmiştir.

Matris malzemesinin seçimi 1.Bölümde anlatıldığı üzere, en az takviye malzemesinin seçimi kadar önemlidir. Epoksi malzemelerin bilinen yüksek yorulma dayanımları ve yüksek mekanik özelliklerinin yanı sıra yüksek uzama katsayıları sayesinde yüklemeye esnasında yapı içinde mikro çatlaklar oluşmasını ve yapının beklenenden erken hataya uğramasını engellemekte tercih sebebidir.

Matris malzemesinin üretim anındaki ilk özelliklerinin yanı sıra nihai ürün su içinde çalışacağı için matris yapısı içine su girişinin engellenmesi ve matris yapısının su degradasyonuna uğramaması da önemlidir. Polyester bir tabakanın su içinde bir yıl çalışması sonucu tabakalar arası kesme gerilmesi dayanımının yalnızca %65'ini koruyabildiği, aynı şartlar altında çalışan epoksi bir tabaka ise dayanımının %90'ını koruyabildiği bilinmektedir [30].

Bahsedilen bu avantajları nedeniyle polimer matrisli kompozit malzemenin cam takviyeli epoksi yapıda olmasına karar verilmiştir.

Nihai ürünün mekanik isterleri ve sıkı ağırlık toleransı isterleri karşısında kompozit yapının yüksek elyaf/reçine oranlı (%62) prepreg malzemedan otoklav kür prosesi ile elde edilmesine karar verilmiştir.

Cam takviyeli epoksi prepreg için DeltaPreg firmasının VV320P dokuma cam elyaf ve DT120 yüksek performanslı epoksi sistemi tedarik edilmiştir. Sanki izotropik ve yüksek dayanımlı bir yapı elde edebilmek için atkı ve çözgü yönünde aynı özelliklere sahip düz dokuma kumaş ve yüksek darbe dayanımlı reçine sistemi tercih edilmiştir. Seçilen kumaş tipinin özellikleri Çizelge 3.2’de, seçilen reçine sisteminin özellikleri Çizelge 3.3’de verilmiştir.

Çizelge 3.2. VV320P Tipi E-camı kumaş için özellikler

Alansal Yoğunluk (g/cm ²)	Dokuma Tipi	Atkı Çözgü Oranı	İplik/cm Atkı	İplik/cm Çözgü	Rulo Genişliği (cm)	Kürlenmiş Kalınlık (mm)
320	Düz(Plain)	50/50	5,3	5,3	130	0,26

Çizelge 3.3. DT120 Tipi epoksi reçine sistemi için özellikler

Viskozite	Kür Sıcaklığı (°C)	Jelleşme Süresi (dk@°C)	Parlaklık	Camsı geçiş sıcaklığı (°C/ dk@°C)
Yüksek	110-145	7-12@120	Ortalama	115-120/90@120

Kullanılacak elyaf-reçine tipi ve diğer malzeme özellikleri belirlendikten sonra sıra elyaf yönelimlerinin ayarlanmasına gelmektedir. Kompozit yapı tasarımında birçok değişkenin varlığı düşünüldüğünde, tasarlanacak yapı kolon kiriş gibi basit bir geometri ve yükleme de tek yönlü olmadıkça çoğu zaman açık bir tasarım yöntemi yoktur.

Analitik düşünce ve tasarım bakış açısıyla bakıldığında; tabakalı kompozit yapının, sanki izotropik katmanlarla dengeli ve simetrik bir şekilde kurulmasının, simetrik olmayan yapılara göre avantajlar sağlayacağı aşikardır.

Bu sayede uzama-eğilme arasındaki etkileşim ortadan kaldırılacaktır. Uzaman-eğilme arasındaki etkileşim aynı zamanda yapının sağlamlığını da düşürmekte, kritik burkulma yükü değerini ve titreşim doğal frekansını düşürmektedir. Eğilme-burulma etkileşiminin de daha düşük olmakla birlikte benzer zararları bulunmaktadır. Ancak yapıda 0/90 kombinasyonlu katmanlar bulunacağından bu etkiyi ortadan kaldırmak mümkün değildir.

Yığın dizisinin doğru seçimiyle serbest kenar etkilerini ortadan kaldırmak mümkündür. Oluşturmayı amaçladığımız sanki-izotropik ve simetrik-dengeli kompozit yapı için yönelim $[+45,-45/0,90/0,90/+45,-45]_s$ olacak şekilde toplamda 8 katlı yapıyla tasarıma başlanmasına karar verilmiştir.

Massard, iteratif katmandan katmana yaklaşımıyla düzlem içi ve eğilme yükü altındaki tabakalı kompozit yapıları tasarlamıştır [53]. Bu yaklaşımda bir başlangıç simetrik yapı belirlenmekte ve uygulanan yükleri karşılayabilecek mukavemet elde edilene kadar adım adım simetrik katmanlar yapıya eklenmektedir.

Park, elyaf yönelim açılarını bulmak ve maksimum ilk katman kaybı gerilimini belirlemek için basit bir optimizasyon prosedürü izlemiştir [54].

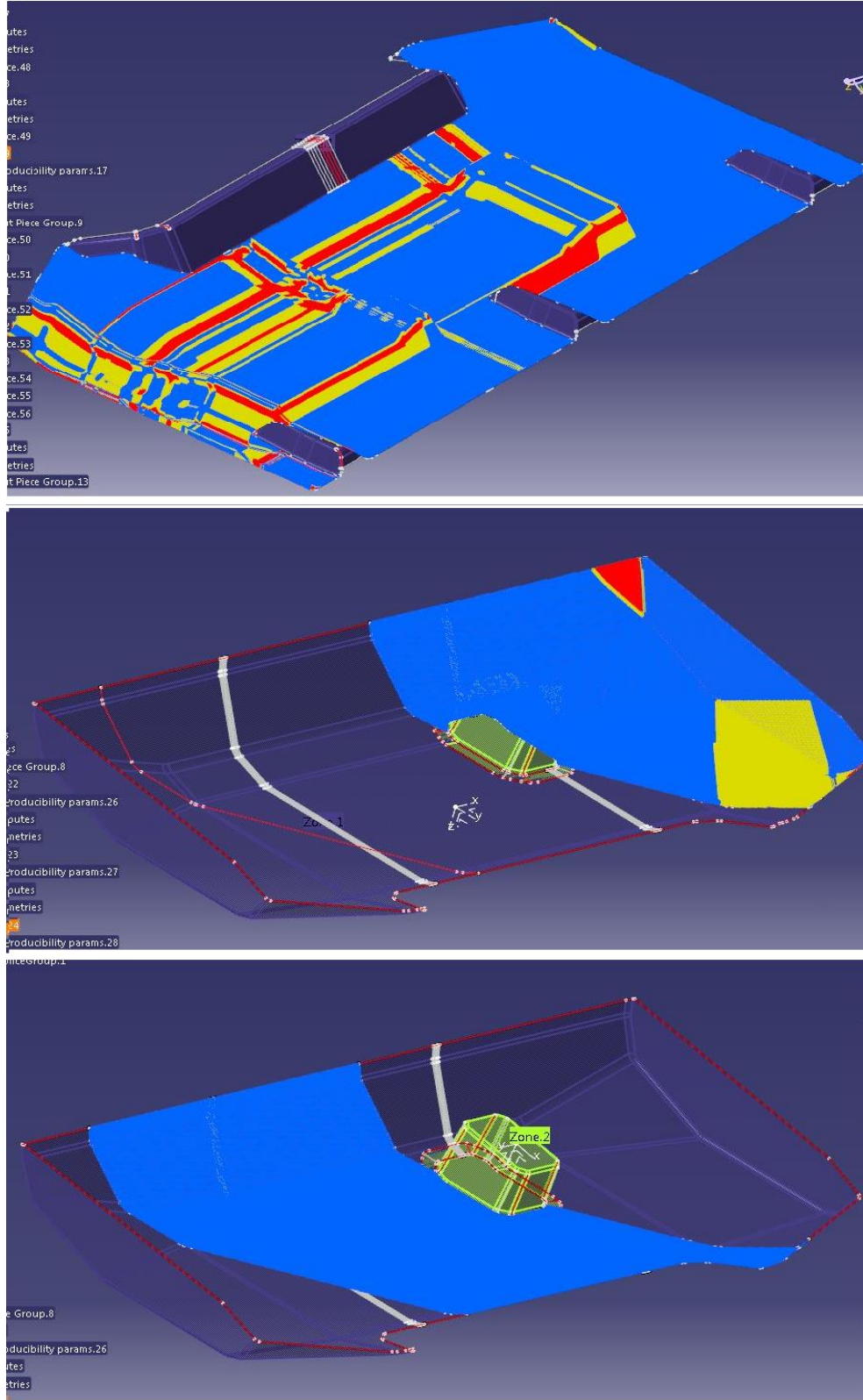
Bu çalışmada, sanki-izotropik konfigürasyon ailesinden $[+45,-45/0,90/0,90/+45,-45]_s$ yönelimi seçilmiş ve yapılan sonlu eleman analizlerinde gerek görülmesi halinde ilave simetrik katmanlar eklenmesi düşünülmüştür.

Malzeme seçimi ve yönelimlerinin belirlenmesinde tasarım ve ürün isterlerinin yanında üretilebilirlik konusu da dikkate alınmalıdır.

Aksi takdirde tasarlanan yönelimin ürüne yansıtılması mümkün olmayacaktır veya üründe zayıf noktalar ortaya çıkacaktır.

Üretilebilirlik analizleri CATIA Kompozit modülü ile yapılmıştır. Bunun için seçilen prepreğin drape ve diğer özellikleri CATIA kütüphanesine girilmiştir. Kabuk modelleri kumaş genişliği ve yönelimlerine uygun şekilde bölgelere ayrılmış, bu bölgeler arasındaki üst üste bindirme (overlap) ve kademelendirme (stagger) özellikleri belirlenmiştir.

CATIA Kompozit modülü ile yapılan üretilebilirlik analizlerinde, prepreg malzemenin kalıp üzerine yatmasında sorun olacağı görülen yerlere kesikler atılarak katman açılımları çıkarılmıştır. Şekil 3.10'da üst kabuk ve alt kabuk üzerinde yapılan üretilebilirlik analizlerinden örnekler gösterilmiştir. Burada mavi renkli gözükten kısımlar prepreg malzemenin seriminde sorunun olmadığı, kırmızı bölgeler ise müdahalenin gerekli olduğu bölgeleri göstermektedir.



Şekil 3.9. Üretilbilirlik analizleri

3.4. Sonlu Elemanlar Analizleri

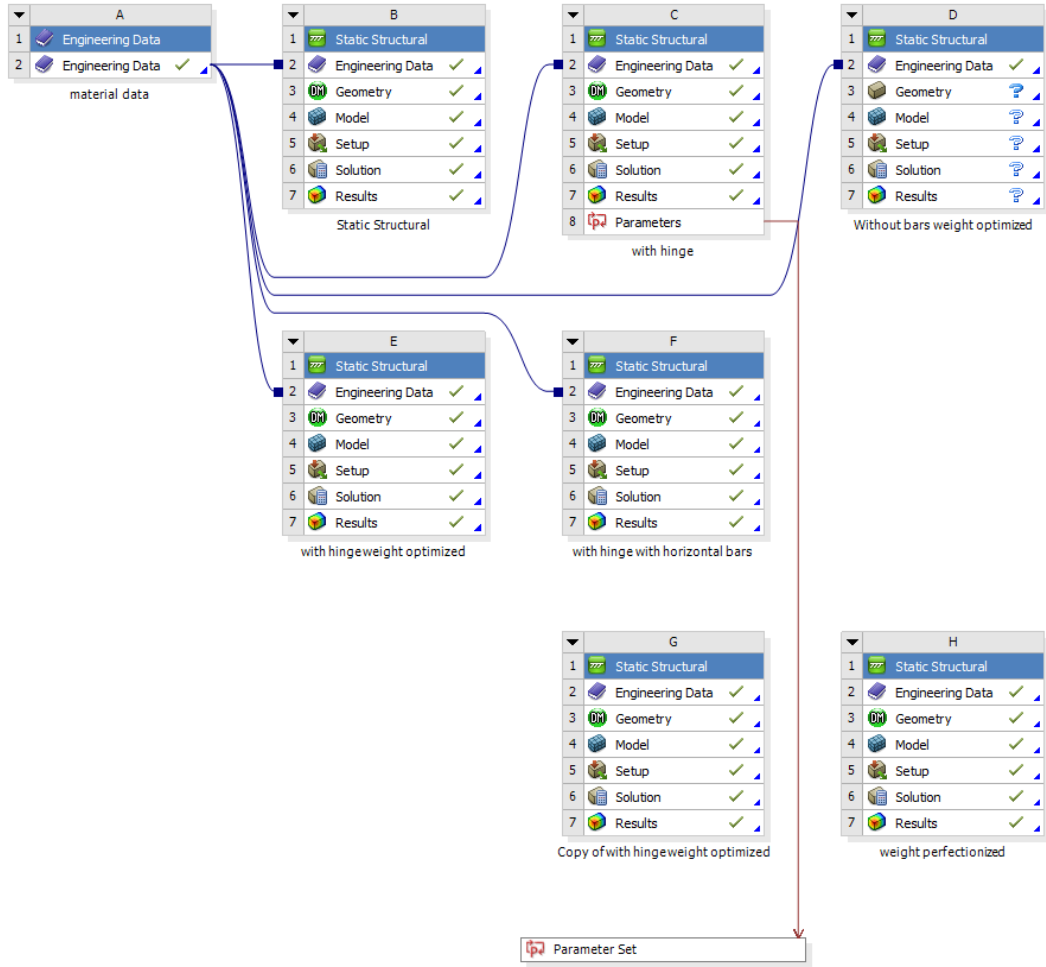
Kompozit malzemelerde yapılan sonlu elemanlar analizlerinde her bir katman için gerilim ve gerinim değerleri hesaplanarak total yapının güvenilir olup olmadığında karar verilmektedir.

Düz bir plaka veya kiriş gibi görece basit yapılarda gerilme ve gerinim değerlerini hesaplayabilmek nispeten kolay olsa da karmaşık yapı ve yükler söz konusu olduğunda yapı üzerindeki gerilim ve gerinimlerin hesaplanmasında bilgisayarlı sonlu eleman analizleri zorunlu olabilmektedir.

İzotropik malzemeler ve tabakalı kompozit malzemelerin sonlu eleman analizleri aynı prosedürü izlese de ortotropik kompozit malzemelerin sonlu eleman analizlerinde girdi verisinin oluşturulması çok daha karmaşıktır. İzotropik bir malzeme için poisson oranı, elastik modülü ve geometrik bilgilerin girilmesi yeterli iken ortotropik tabakalı bir kompozit yapıda her bir tabaka için elyaf yönelimi, katman kalınlığı, her bir tabakanın orta düzlemden uzaklığı ve her bir katman için birçok elastik sabit bilgisinin girilmesi gerekmektedir.

Sonlu eleman kodları ile birlikte laminasyon teorisini kombine edebilen birçok ticari sonlu eleman yazılımı mevcuttur. Bu yazılımların birçoğu ortotropik malzeme özelliklerine uygun katı ve yüzey eleman kütüphanelerine sahip ve düzlem-içi düzlemler arası gerilimleri doğru bir şekilde hesaplayabilmektedirler.

Bu çalışmada sonlu eleman yazılımı olarak ANSYS WORKBENCH 14.5 yazılımı kullanılmıştır. Analizlere ekstra güvenli olacak bir yapıyla başlanılmış, ağırlık kazancı sağlayabilmek için alüminyum parçaların tasarımlarında değişikliğe gidilmiş ve analizler yeniden koşulmuştur. Şekil 3.10'da gösterildiği gibi birkaç iterasyon sonunda nihai yapıya ulaşılmıştır. Kompozit kabukların yığın dizisi ve yönelimi üzerinde her hangi bir iterasyona gerek duyulmamıştır.



Şekil 3.10. Sonlu eleman analizlerinde izlenen süreç.

3.4.1. Malzeme Girdileri, Analiz Modeli ve Sayısal Ağ Çalışmaları

Sonlu eleman analizlerinde, üründe kullanılan iki farklı malzeme tipi için malzeme özellikleri girilmiştir. Kompozit kabuklar için ortotropik malzeme özellikleri girilmiştir. Ortotropik özellikler nedeniyle, her üç yön için de Elastik Modül, Kayma Modülü ve Poisson Oranı değerleri tanımlanmıştır. Kompozit malzeme özellikleri ANSYS programına aktarılırken parçanın koordinat sistemi ile uyumlu koordinat sistemi kullanılmıştır. Denge plakasında kullanılan bir diğer malzeme tipi olan alüminyum için izotropik malzeme özellikleri girilmiştir.

Kompozit malzemelerin malzeme karakterizasyonunun zorlukları nedeniyle, malzemenin karakterizasyonu yoluna gitmek yerine ortotropik malzeme özellikleri literatürden araştırılmıştır [55]. Güvenli tarafta kalabilmek adına daha düşük malzeme performansının belirtildiği üretici arşivindeki değerler kullanılmıştır. Kompozit kabuklar için tanımlanan mekanik özellikleri Çizelge 3.4’de analizde kullanılan yığın dizisi ve özellikleri Çizelge 3.5.’de verilmiştir.

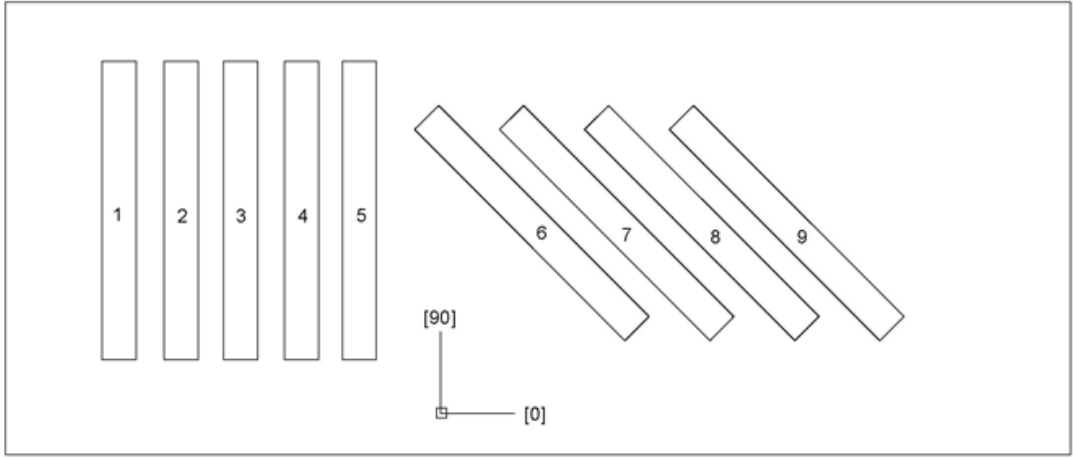
Çizelge 3.4. Cam fiber epoksi prepreg malzeme için belirlenen mekanik özellikler

X Yönünde Elastik Modül (MPa)	Y Yönünde Elastik Modül (Mpa)	Z Yönünde Elastik Modül (Mpa)	Poisson Oranı XY	Poisson Oranı YZ	Poisson Oranı XZ	Kayma Modülü XY (Mpa)	Kayma Modülü YZ (Mpa)	Kayma Modülü XZ (Mpa)
20000	19000	19000	0,13	0,26	0,26	4200	2100	2100

Çizelge 3.5. Sonlu eleman analizinde kullanılan kompozit yığın dizisi

Yığın Sırası	Yönelimi	Alansal Yoğunluk (g/m²)	Kür Edilmiş Kalınlık (mm)
1	[+45,-45]	320	0,26
2	[0,90]	320	0,26
3	[0,90]	320	0,26
4	[+45,-45]	320	0,26
5	[+45,-45]	320	0,26
6	[0,90]	320	0,26
7	[0,90]	320	0,26
8	[+45,-45]	320	0,26
			Toplam: 2,08 mm

Denge plakası kompozit kabuklarının hangi noktada hasara uğrayacağını tahmin edebilmek için, yapıda kullanılacak katman yönelimine ve katman dizilimine sahip bir deney plakası, gerçek yapının üretileceği şartlarda üretilmiş ve kürlenmiştir. Üretilen plakadan Şekil 3.11’de gösterildiği gibi , “ASTM D3039-00 Polimer Matrisli Kompozit Malzemelerin Çekme Özellikleri İçin Standart Deney Yöntemi” standardına uygun 175 mm x 20 mm x 2 mm ölçülerinde, [0,90] ve [+45,-45] yönelimli numuneler çıkartılmıştır.



Şekil 3.11. Çekme testi numuneleri.

Hazırlanan deney numuneleri çenelerin kompozit malzemeye zarar vermemesi için kalın zımpara kağıdıyla INSTRON 3369 statik çekme-basma cihazına bağlanmış ve 2 mm/dk sabit hızda çekme işlemleri Şekil 3.12’de gösterildiği şekilde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.12. Çekme testi.

Çekme testi sonucunda elde edilen kopma gerilmeleri (MPa) ve kopma uzaması (%) değerleri Çizelge 3.6'da verilmiştir.

Çizelge 3.6. Çekme testi sonuçları.

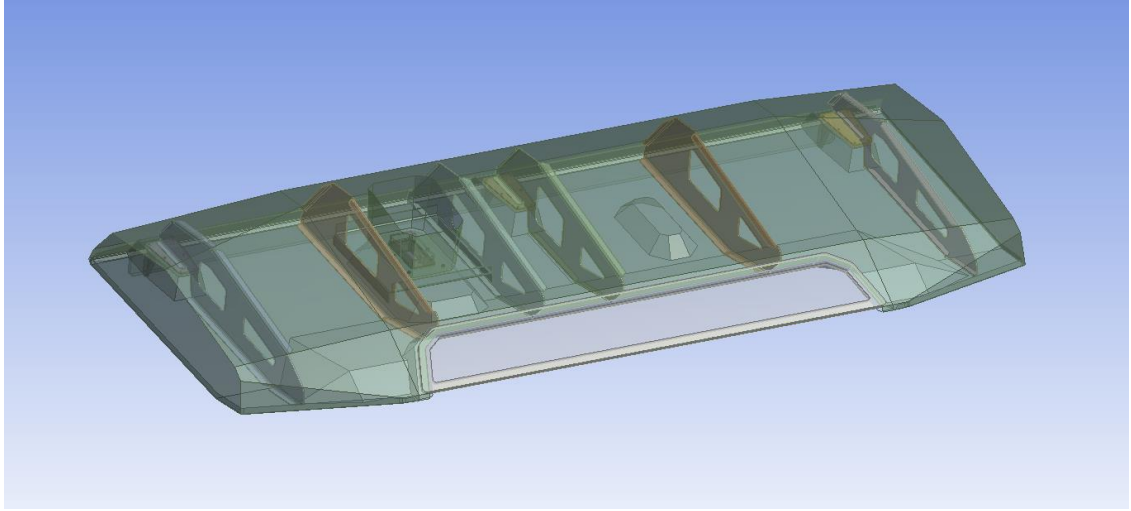
Numune	Kopma Gerilmesi (MPa)	Kopma Gerinimi (mm/mm)
1	348,4	0,046
2	328,6	0,041
3	343,6	0,045
4	338,9	0,044
5	332,1	0,042
Ortalama	338,32	0,043
Std.Sapma	8,1	0,002
6	345,4	0,046
7	332,4	0,042
8	325,2	0,041
9	327,5	0,041
Ortalama	332,62	0,042
Std.Sapma	9,03	0,002

AA 5754 malzeme için malzeme özellikleri www.matweb.com arşivinden alınarak kullanılmıştır. Alüminyum malzemeler için tanımlanan mekanik özellikler Çizelge 3.7’de verilmiştir.

Çizelge 3.7. AA5754 malzeme için belirlenen mekanik özellikler

Elastik Modül (MPa)	Poisson Oranı	Esneklik Modülü (MPa)	Kayma Modülü (MPa)
71700	0,33	70294	26955

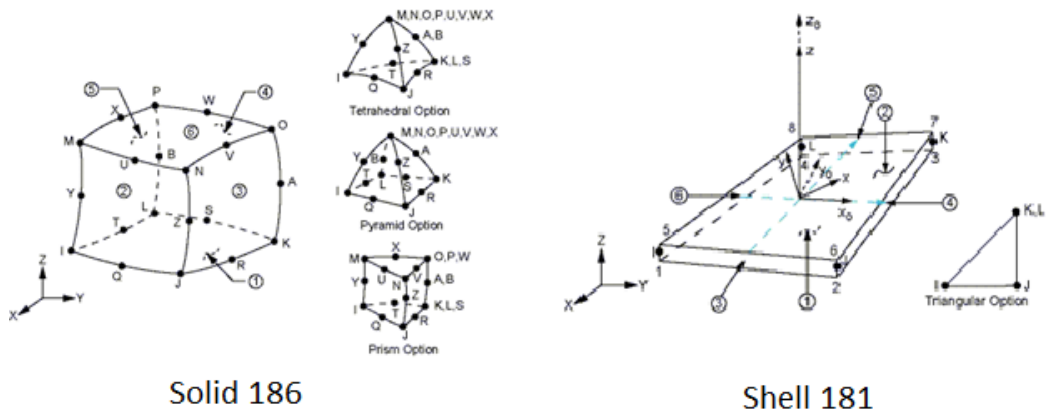
CATIA V5 yazılımı ile tasarımı yapılmış olan model, *.stp formatına çevrilerek Şekil.3.13’de gösterildiği şekilde ansys workbench 14.5 ortamına taşınmıştır.



Şekil 3.13. Sonlu Eleman Modeli

Analizde yüzey (shell) olarak modellenen parçalarda 4 düğüm noktalı 6 yüzlü ve 3 düğüm noktalı 3 yüzlü Shell 181 eleman tipi kullanılarak sonlu elemanlar ağı örülmüştür. Katı (solid) modellenen parçalarda da 20 düğüm noktalı 8 yüzlü Solid 186 eleman tipi kullanılmıştır.

Sonlu eleman analizlerinde kullanılan eleman tiplerinin Ansys 14.5 Help modulünden alınan temsili gösterimleri Şekil.3.14’te verilmiştir.

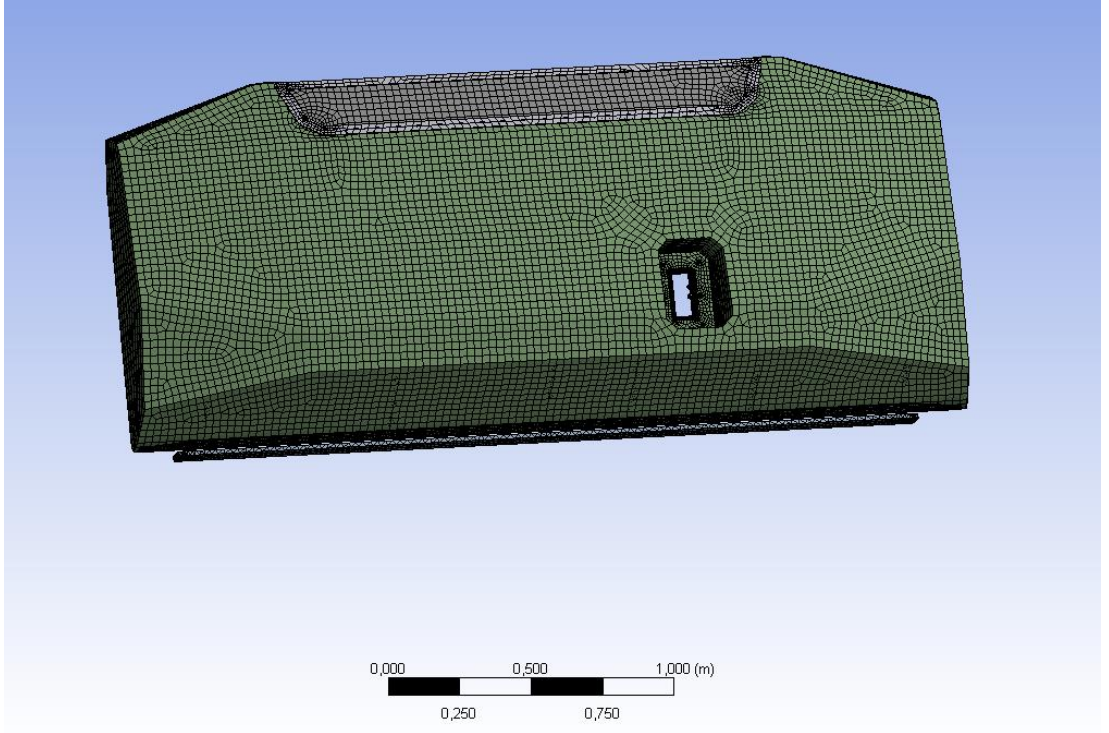


Solid 186

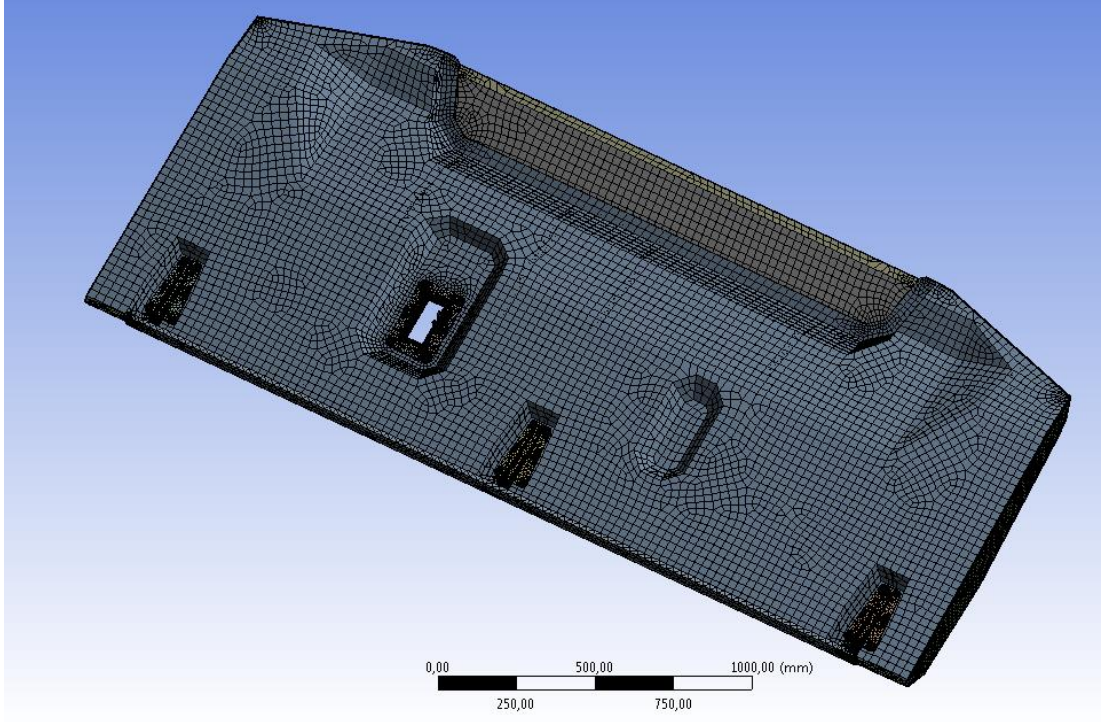
Shell 181

Şekil.3.14. Sonlu eleman analizlerinde kullanılan eleman tipleri

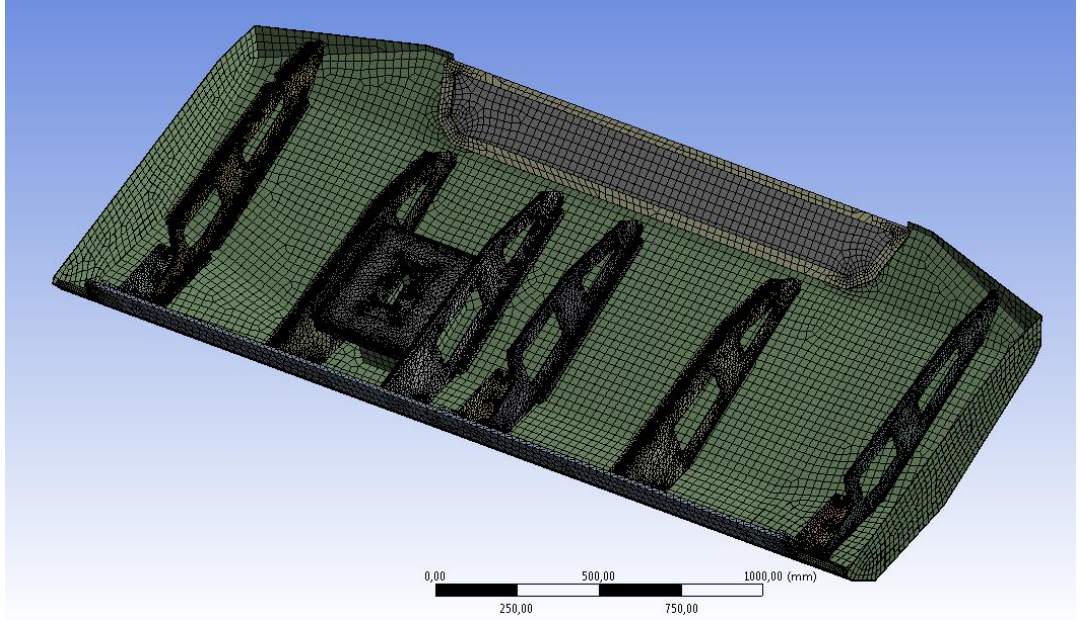
Modelin sonlu eleman ağında, ađ algoritması olarak ANSYS Advance Mesher algoritması kullanılmıştır. Analiz modelinde 386123 dűđüm ve 193974 eleman bulunmaktadır. Sonlu eleman modeli birden fazla parçadan oluştuğundan, parçaların birbirleriyle olan temaslarını modelleyebilmek adına, temas yűzeyleeri arasında pek çok temas elemanı tanımlanmıştır. Tanımlanan bu temas elemanları, tip olarak “ayrılmaz temas” (bonded contact) özelliğine sahiptir. Üst kabuk modelindeki ađ yapısı Őekil 3.15’de, alt kabuk modelindeki ađ yapısı Őekil 3.16’da, kaburgalar üzerindeki ađ yapısı Őekil 3.17’de gösterilmiştir.



Şekil 3.15. Üst kabuk modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı.



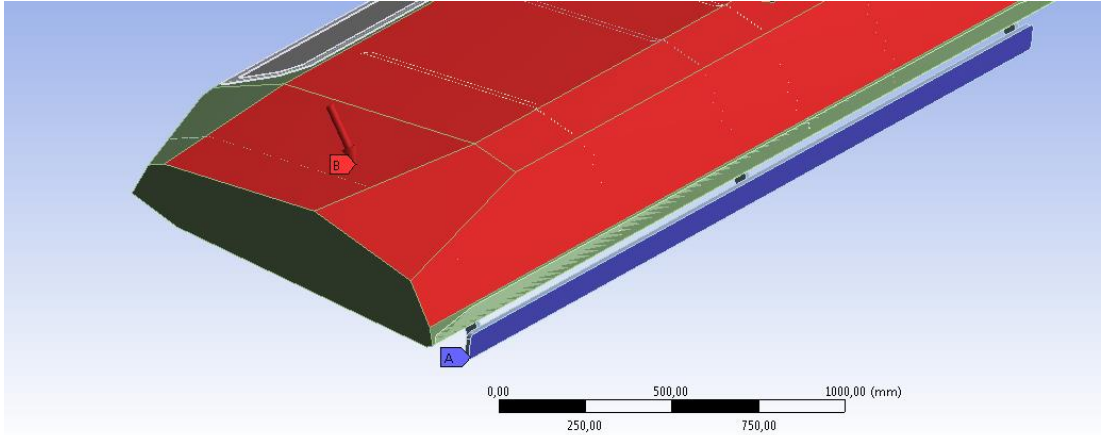
Şekil 3.16. Alt kabuk modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı.



Şekil 3.17. Kaburga modeli üzerinde oluşturulan ağ yapısı.

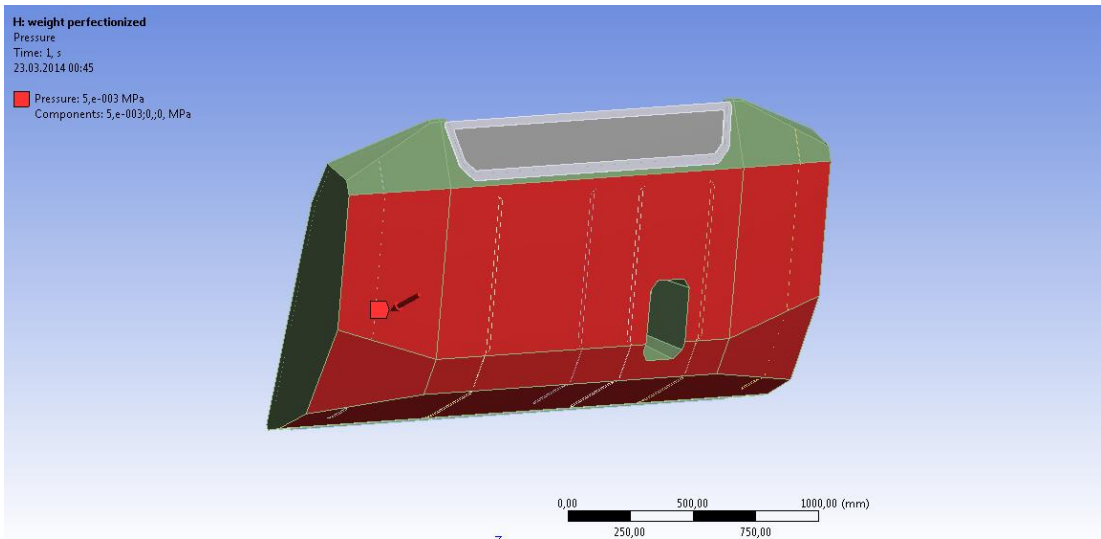
3.4.2 Sınır Koşulları ve Yükleme Şartları

Sonlu eleman modeli montaj ara yüzünü en iyi şekilde sembolize edecek şekilde 3 farklı noktadan kontak koşulu ile, araç ara yüzünü temsil eden “dummy hinge” ara yüzüne Şekil 3.18’de görüldüğü gibi sabitlenmiştir. Tanımlı kontak koşulu kapsamında, rotasyonel serbestlik tanınmış ancak merkez hareketi sabitlenmiştir.



Şekil 3.18. Sabitlenen sonlu eleman modeli.

Tasarım isterlerinden biri olan, denge plakası üst kabuğu üzerindeki belirlenen alana gelecek olan 15 kN sistem yükü Şekil 3.19’da gösterildiği gibi, önceden tanımlanan açıyla analiz modeli üzerine uygulanmıştır.

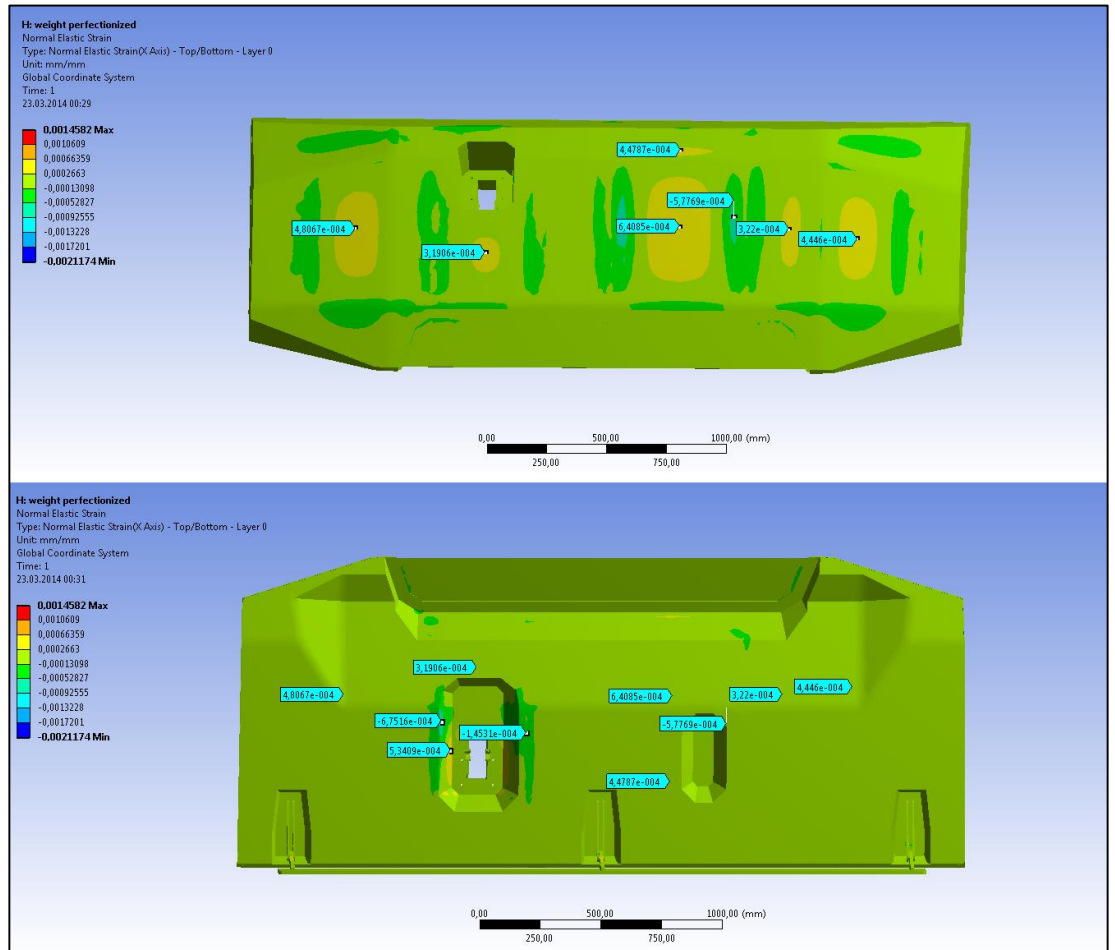


Şekil 3.19 Sonlu eleman modeli üstüne uygulanan yük.

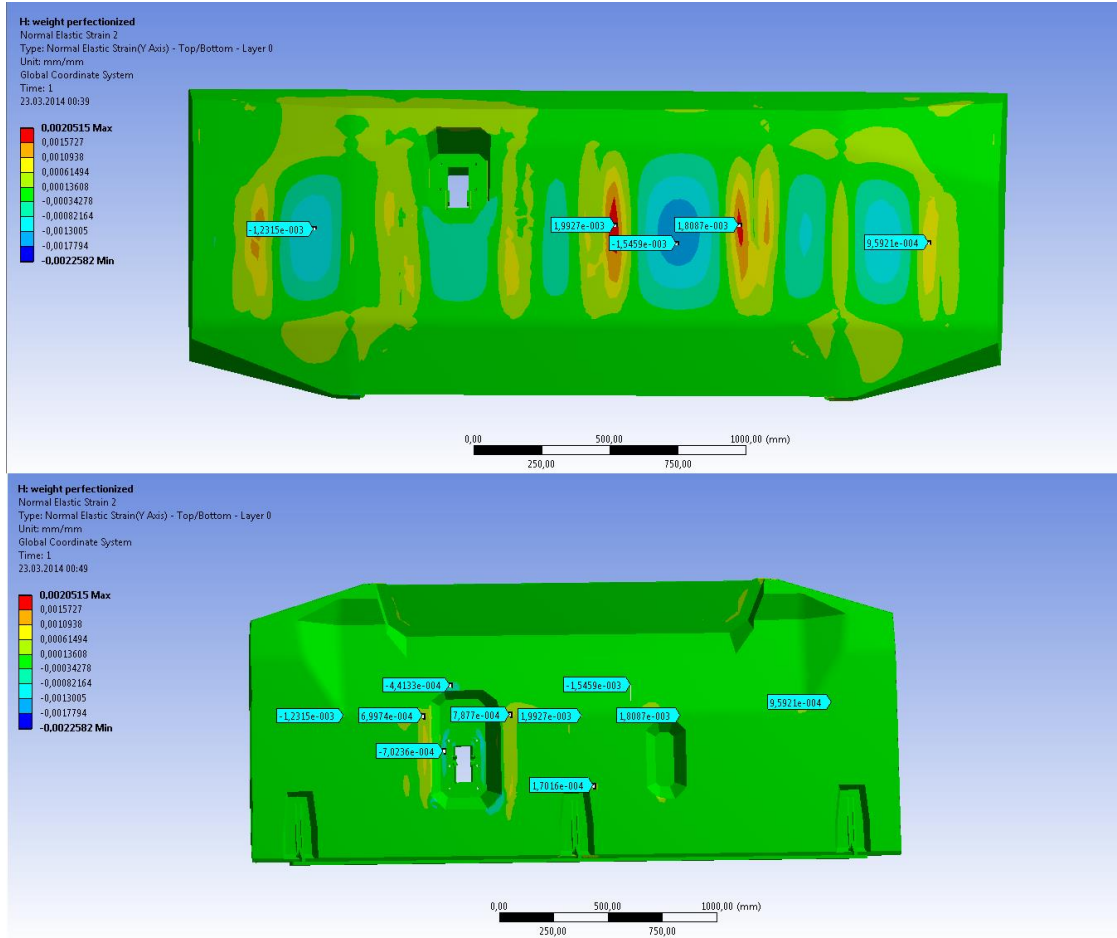
3.4.3 Analiz Çalışmaları ve Sonuçlar

Denge plakasının gerçek çalışma şartları altında hasara uğrayıp uğramayacağını öngörebilmek adına denge plakasının yayılı yük altında davranışı analiz edilmiştir.

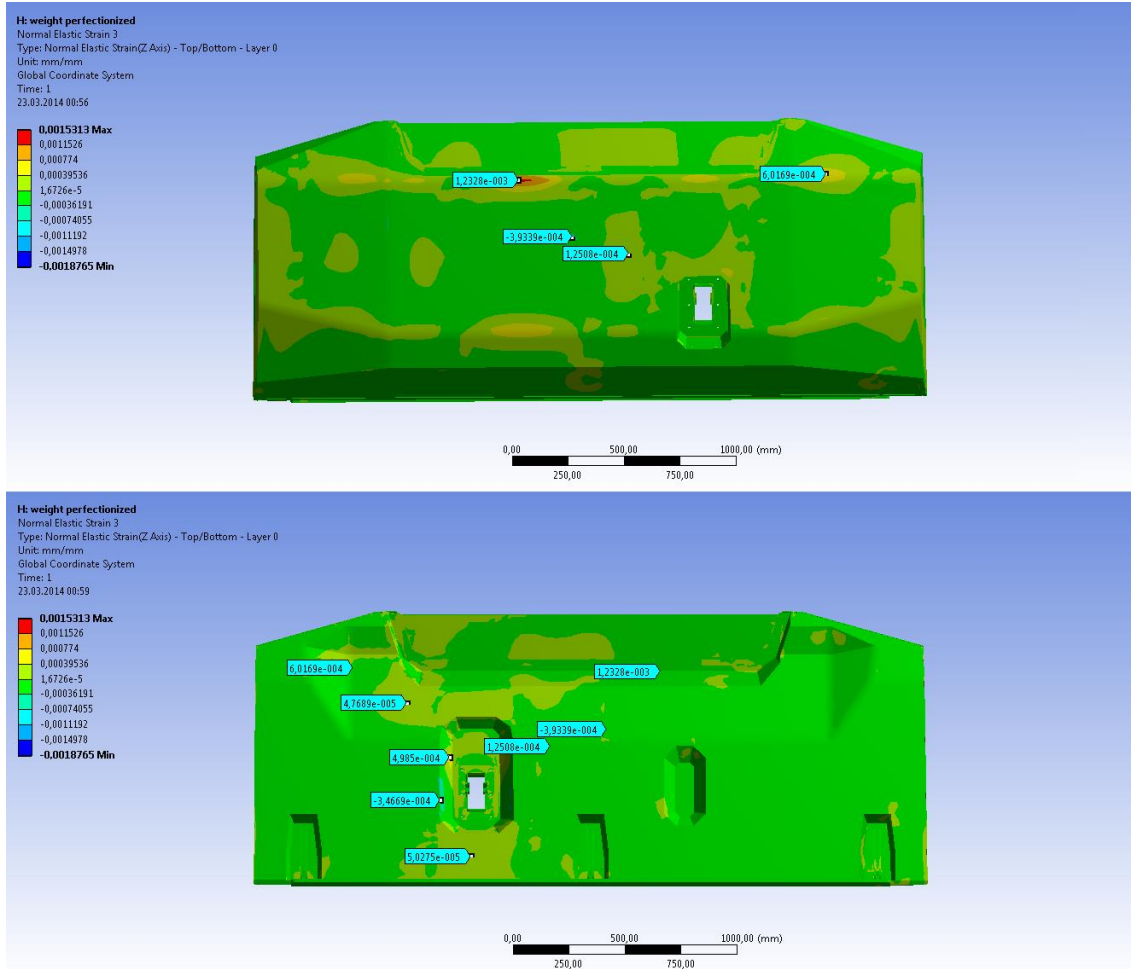
Şekil 3.20’de (x) yönünde kompozit kabuklar üzerinde normal elastik gerinim sonuçları, Şekil 3.21 (y) yönünde kompozit kabuklar üzerinde normal elastik gerinim sonuçları, Şekil 3.22 (z) yönünde kompozit kabuklar üzerinde normal elastik gerinim sonuçları verilmiştir.



Şekil 3.20. Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (x yönü).

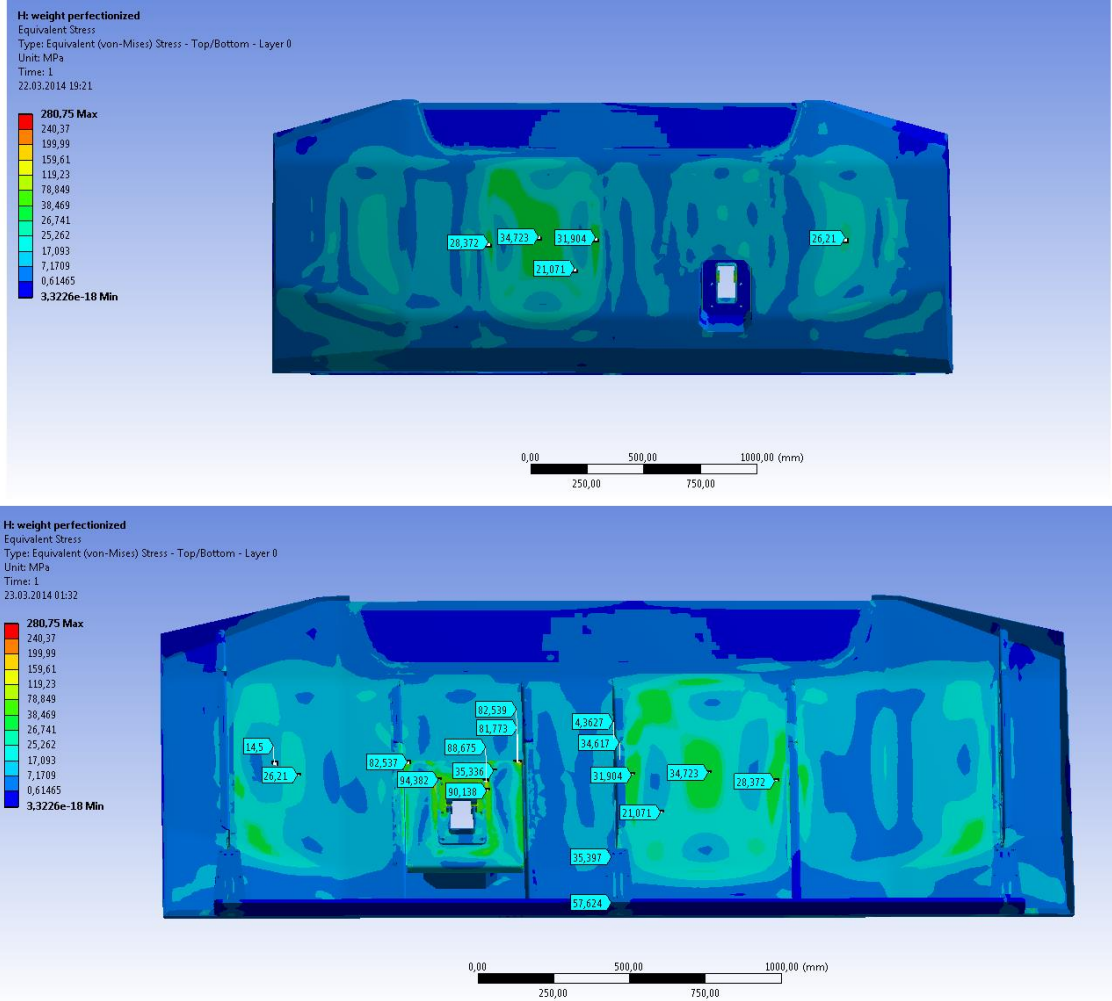


Şekil 3.21. Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (y yönü).



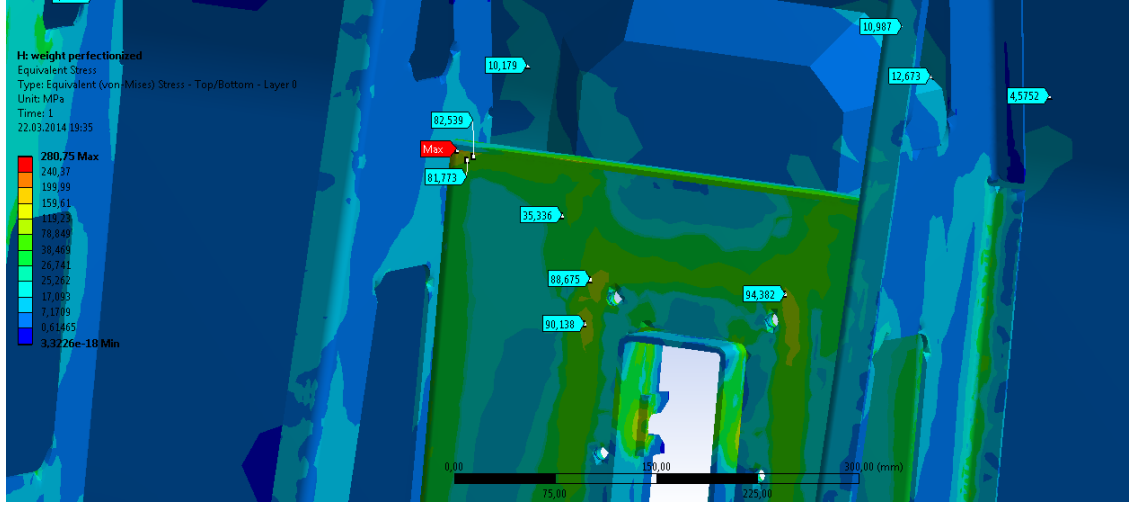
Şekil 3.22 Alt ve üst kabuk üzerinde oluşan normal elastik gerinim (z yönü).

Alüminyum kaburgalar üzerinde Von-Mises eşdeğer gerilme analizleri yapılmıştır. Şekil 3.23'de üst kabuk ve alüminyum kaburgalar üzerinde meydana gelen eşdeğer gerilme değerleri gösterilmiştir.



Şekil 3.23. Dış kabuk ve kaburga yapısı üzerinde oluşan eşdeğer gerilmeler.

Von-mises eşdeğer gerilme analizleri sonucunda Şekil 3.24'te detay görünümü verilen bölgede iki eleman üzerinde beklenmeyen gerilme artışı gözlemlenmiştir. Durumun ağ yapısının mevcut geometri ile uyum sağlayamamasından kaynaklandığı kanaatine varılmış ve bu münferit durum değerlendirmeler yapılırken göz ardı edilmiştir.



Şekil 3.24. Kaburga yapısı üzerinde eşdeğer gerilme detay görünümü.

Alüminyum kaburga yapısı değerlendirilirken Von-mises eşdeğer gerilme analizleri dikkate alınmıştır. Alüminyum malzemenin akma sınırı $R_{p0,2}=139,9$ MPa üzerinden yapılan değerlendirmede kaburga yapısının 1,47 kat güvenli olduğu sonucuna varılmıştır.

Kompozit kabuklar değerlendirilirken normal elastik gerinim analizleri dikkate alınmıştır. (y) doğrultusunda en yüksek gerinim değerinin ortaya çıktığı üst kabuk yapısının 17 kat güvenli olduğu sonucuna varılmıştır.

4. DENGE PLAKASININ ÜRETİMİ

Tamamı alüminyumdan imal edilmiş bir denge plakasını hafifletmek amacıyla, cam takviyeli polimer kompozit yapı oluşturulmuş ve bu yapı alüminyum kaburgalar ile desteklenmiştir. Parçanın hafifletilirken mevcut çalışma şartlarındaki yapısal isterlerin karşılanabilmesi için kompozit kabuklar üstün özellikli cam takviyeli epoksi prepreg malzemeler ile otoklav kütleme yöntemiyle üretilmiştir.

Kompozit kısmın üretimi tek bir çatı altında gerçekleştirilirken alüminyum parçalar montaja hazır bir şekilde tedarik edilmiştir. Bu kısımda kompozit kabukların üretimi üzerinde durulacaktır.

Kompozit malzeme imalatı, özel süreç olarak kabul edilmektedir. Özel süreç ürünlerinde parçaya zarar vermeden üretim sürecinin başarılı bir şekilde gerçekleştirilip gerçekleştirilmediğinin tespit edilmesi çok güçtür. Bunun için özellikle yapısal kompozit parçaların üretiminde üretimin her safhasının kontrol altında tutulması çok önemlidir.

Denge plakasının üretimi için şu adımlar izlenmiştir:

1. Kompozit kalıplarının üretimi
2. Prepreg katmanlarının kesim ve serim işlemleri
3. Ürünün otoklav ile kürlenmesi
4. Alüminyum parçaların tedarigi
5. Kenar kesim ve montaj işlemleri

4.1. Kompozit Kalıplarının Üretimi

Kalıpların üretiminde model üzerinden kompozit kalıp alma yöntemi kullanılmıştır. Bunun için alt ve üst kompozit kabuk yüzey modelleri kapalı birer erkek model haline getirilecek şekilde CATIA programında modellenmiştir.

Erkek model geometrileri CNC ile mdf kütükler üzerine işlenmiş ve kalıp modelleri oluşturulmuştur. Şekil 4.1' kompozit üst kabuğun, Şekil 4.2'de kompozit alt kabuğun hazırlık aşamasındaki MDF modelleri verilmiştir.

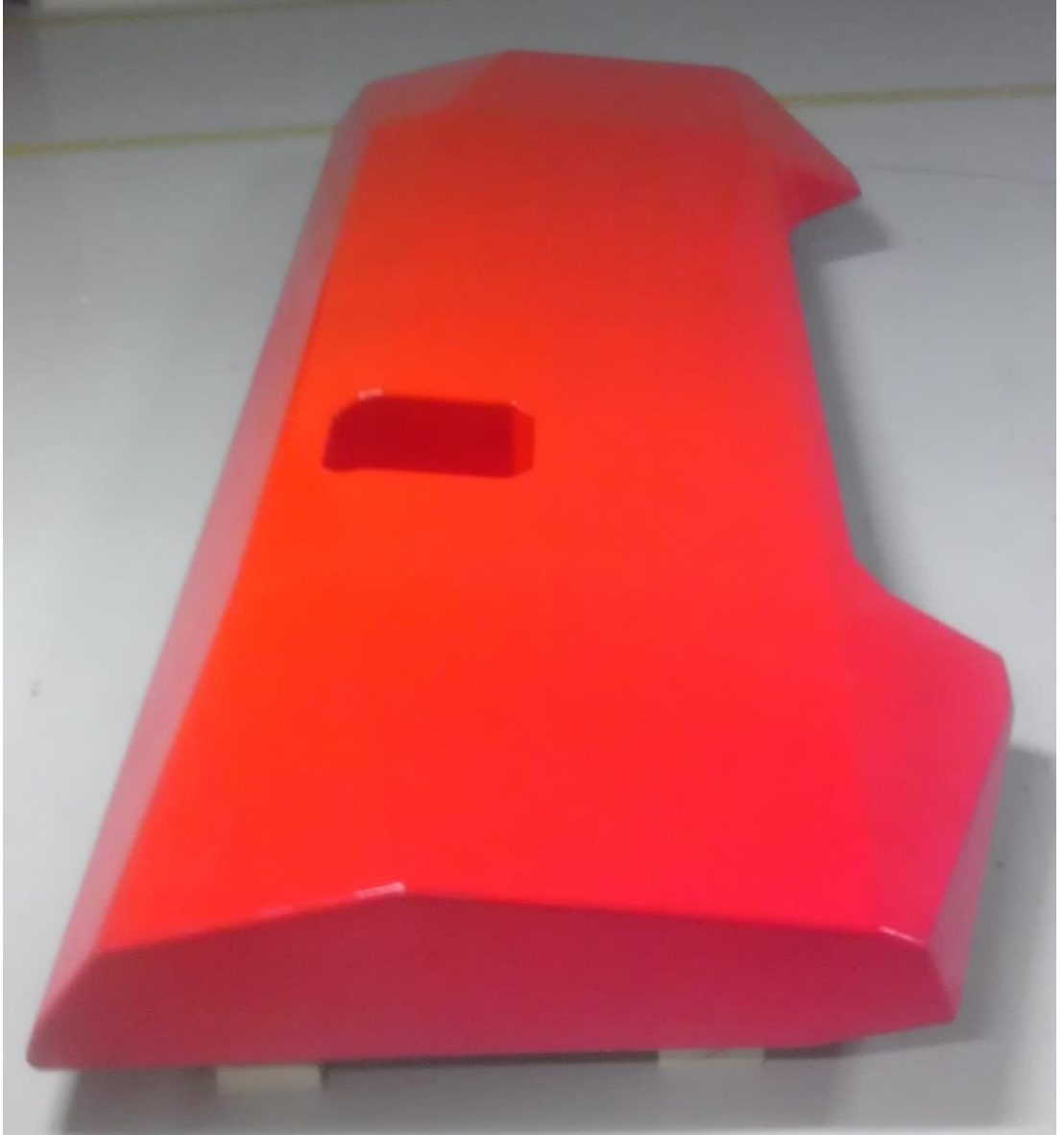


Şekil 4.1. Kompozit üst kabuk yapısının hazırlık aşamasındaki mdf modeli.



Şekil 4.2. Kompozit alt kabuk yapısının hazırlık aşamasındaki mdf modeli.

İyi bir kalıp yüzeyi almak ve dolayısıyla ürün yüzeyini iyi çıkarabilmek açısından kalıp modelinin yüzey kalitesi çok önemlidir. Model üzerindeki herhangi bir dalgalanma, yüzey bozukluğu kalıba yansıtacak dolayısıyla kaliteli bir yüzeye sahip ürün alınamayacaktır. Model yüzeyinin iyi bir şekilde kontrol edilebilmesi ve parlak, düzgün ve pürüzsüz bir yüzey çıkartabilmek için modeller Şekil 4.3'te gösterildiği gibi parlak kırmızı akrilik boya ile boyanarak nihai haline getirilmiştir.



Şekil 4.3. Üst Kabuk nihai kalıp modeli.

Üretimde kullanılacak kompozit kalıplar, Modeller üzerine sırasıyla jelkot, cam elyaf kırık ve dokuma kumaşlar serilerek çok az çekme özelliğine sahip epoksi reçine ile 1. Bölümde anlatılan vakum poşetleme yöntemi ile üretilmiştir. Kalıpların geometrik kararlılığını arttırmak için çelik çerçeve ve destekler yerleştirilmiştir. Şekil 4.4'te üst kabuk yapısında kullanılan kompozit kalıp gösterilmiştir.



Şekil 4.4. Üst kabuk kompozit kalıbı.

Son haline getirilen kalıplar serimden hemen önce temizlenmiş ve kalıp üzerine Frekote 770NC kalıp ayırıcı solüsyon sürülerek serim işlemine hazır hale getirilmiştir.

4.2. Prepreg Katmanlarının Kesim ve Serim İşlemleri

Yapısal bir kompozit parça oluşturulurken doğru bir katman ve yönelim oluşturabilmenin yanında oluşturulan bu yapının doğru şekilde parçaya aktarılması da çok önemlidir.

Kompozit kabukların üretilmesi esnasında prepreg katmanların kalıp üzerine tek seferde serilmesi mümkün değildir. Prepreg rulusunun sahip olduğu ölçüler, prepreg tabakanın serilebilirlik özellikleri ve derin yüzeylere katmanın yatırılması sonucu prepreg yapıda oluşacak kırışıklıklar nedeniyle her bir yığın katı parçalara ayrılmıştır. Katlardaki birleşim yerleri üst üste bindirilmiş (overlap) ve farklı katmanlardaki üst

üste bindirme noktaları ötelenerek (stagger) toplam katman yapısı, CATIA kompozit modülünde modellenmiştir.

Oluşturulan katman parçaları yine CATIA kompozit modülü sayesinde düzleme aktarılmış ve düzlemdeki çizimler *.dxf formatına çevrilmiştir.

Düzleme aktarılan bu çizimler ile katmanların kesilmesi için birkaç yöntem olmakla birlikte, en doğru ve en hızlı yöntem otomatik bir katman kesme makinasının kullanılmasıdır. Bu çalışmada oluşturulan katman açılımları KURIS CNC katman kesim tezgahında kesilmiştir. Bunun için *.dxf formatındaki çizim, cihazın CAD&NEST programına aktarılmış, burada kumaş bilgileri ve kesim parametreleri belirlendikten sonra katman parçaları yine bu programla sanal prepreg alanı üzerine yerleştirilerek (nesting) kesim dosyası *.cut oluşturulmuştur.

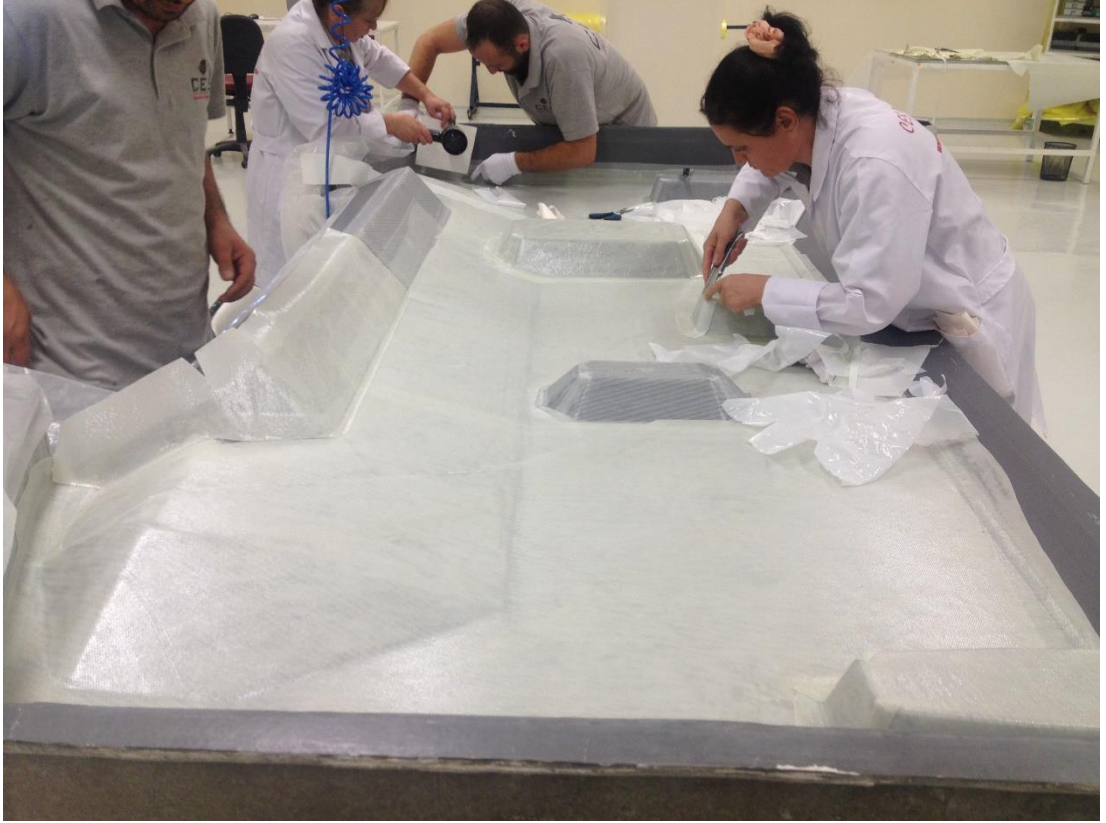
Oluşturulan kesim dosyası tezgaha aktarılarak Şekil 4.5’de gösterildiği gibi kesim işlemleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.5. CNC katman kesim tezgahında katmanların kesim işlemi.

Bu yöntem sayesinde tasarlanan katman yönelimleri çok doğru bir şekilde prepreg üzerine aktarılabilmekte, tezgah tablası üzerindeki vakum sayesinde çok doğru ve hızlı bir şekilde (70m/dk) kesilebilmekte ve çok fazla parçadan oluşan katmanların karışmaması için tezgah üzerinde bulunan kalem ile katman parçaları üzerine rozet ve parçanın numarası yazılabilmektedir.

Kesimi yapılan katmanlar toz, sıcaklık ve nem kontrollü sınıf 100000 temiz odada Şekil 4.6'da gösterildiği şekilde kompozit kalıplara serilmiştir. Serim işlemleri yapılırken tasarımdaki elyaf yönelimlerinin doğru bir şekilde üretilecek ürüne yansıtılabilmesi için prepreg katmanlar üzerindeki rozet yönlerinin kalıp üzerinde oluşturulan rozet yönleriyle uyumlu olmasına dikkat edilmiştir.



Şekil 4.6. Kesimi yapılan prepreg katmanların kalıp üzerine serim işlemleri.

Serim işlemleri yapılırken ilk kat serildikten sonra ve beşinci kata kadar sonraki her iki katta bir ara vakum işlemi yapılmıştır. Bu sayede prepreg malzemenin kalıp yüzeyine düzgün bir şekilde yatması, katmanlar arasında boşlukların alınması ve iyi bir pekiştirme (consolidation) sağlanması mümkün olmuştur.

Serim işlemleri parça yüzeyinde pürüzsüz ve düzgün bir yapı oluşturabilmek için, kalıp ayırıcı uygulanan kalıp yüzeyi üzerine soyma kumaşı kullanmadan uygulanmıştır. Bütün katmanların serim işlemleri bittikten sonra sırasıyla soyma kumaşı, delikli film ve battaniye ile kalıp, vakuma almaya hazır hale getirilmiştir.

Parça üzerindeki sıcaklığın ölçümü ve kür işleminin kontrol edilebilmesi için iki adet parça yüzeyine bir adet de orta düzlem üzerinde olmak üzere üç adet J tipi ısıtıcı çift yerleştirilmiştir.

Parça üzerinde etkin ve homojen vakumlama sağlayabilmek için, kalıp sistemi üzerine dengeli bir dağılım sağlayacak şekilde çaprazlamasına altı adet vakum portu yerleştirilmiştir. Bunlardan üç tanesi vakum kaynağının sağlanması üç tanesi ise vakum değerlerinin ölçülmesi ve kontrol edilmesi içindir.

Bu işlemler her iki kabuk için de aynı şekilde gerçekleştirilip kalıp sistemi vakuma alındıktan sonra otoklav kür işlemine hazır hale getirilmiştir. Şekil 4.7'de otoklav yüklemesine hazır hale getirilmiş alt kabuk gösterilmiştir.

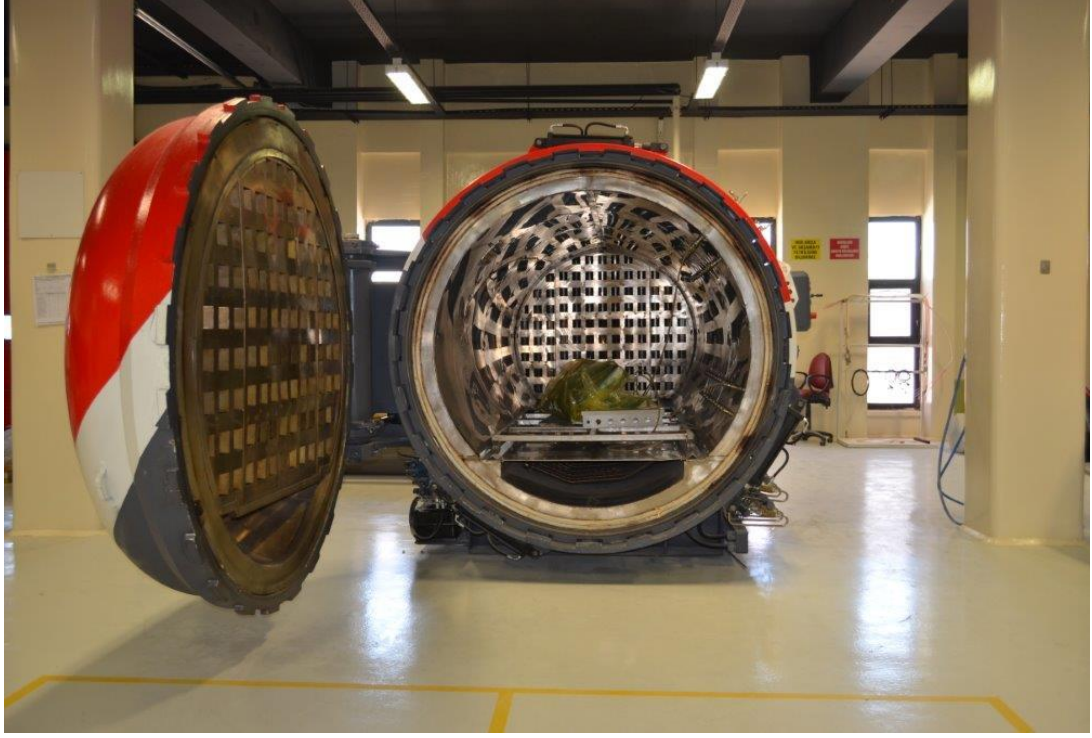


Şekil 4.7. Otoklav yüklemesine hazır haldeki alt kabuk.

4.3. Ürünün Otoklav ile Kürlenmesi

Üstün özellikli kompozit bir ürün ortaya çıkarabilmek için en önemli aşamalardan birisi de kürlenme işleminin gerçekleştirildiği aşamadır. Otoklav ile kürleme işlemi esnasında parçaya uygulanan kür prosesi ürün özelliklerini çok önemli ölçüde etkilemektedir.

Denge plakasının üretiminde, Şekil 4.8’de gösterilen maks 10 bar basınç ve 250 °C’de çalışabilme imkanına sahip 4,2 m iç uzunluk ve 1,6 m iç çapta kompozit otoklavı kullanılmıştır.



Şekil 4.8. Denge plakasının üretiminde kullanılan kompozit otoklavı.

Otoklav ile kürlenme işlemi ile iyi bir sonuç elde etmek için basınç ve vakumun kontrolü, parça üzerindeki sıcaklık dağılımı, ısıtma-soğutma hızı ve kür süresi büyük önem arz etmektedir.

Otoklav ile prepreg malzemenin kürlenmesi esnasında sıcaklık artışı ile birlikte reçine viskozitesi düşmekte ve bir noktada en düşük noktaya ulaşmaktadır, bu noktadan sonra reçine viskozitesi çok hızlı bir şekilde yükselmektedir (jelleşme zamanı).

Reçine viskozitesinin en düşük olduğu bu noktada parça üzerinde etkin bir basınç ve vakum olması çok önemlidir. Viskozitenin düşük olduğu bu noktada basınç sayesinde katmanların arasındaki boşlukların giderilmesi ve pekleştirilmesi, fazla reçinenin battaniye üzerine çekilmesi sağlanacak ve vakum sayesinde de reçine akışı ve katmanlar arasında kalan hava kabarcıklarının çekilmesi sağlanacaktır. Bu sayede yüksek elyaf/reçine oranına sahip ve çok düşük boşluklu bir yapı elde etmek mümkün olacaktır.

Üretim sürecinin sahip olduğu bu hassas durumlar düşünüldüğünde kür sıcaklığı ve basıncı şu hususlar dikkate alınarak seçilmelidir [23]:

- Reçine düzenli bir şekilde kürlenmeli ve mümkün olan en kısa zamanda tanımlanan kürlenme derecesine ulaşabilmelidir.
- Prepreg malzeme üzerindeki her hangi bir noktadaki sıcaklık saptanmış en yüksek sıcaklık değerini geçmemelidir.
- Kür basıncı, kompozit yapı içindeki her hangi bir prepreg katmanındaki boşlukları giderebilecek ve fazla reçinenin dışarı atılmasını sağlayabilecek miktarda olmalıdır.

Prepreg üreticileri kendi ürünleri için uygun kür çevrimini bildirmelerine rağmen bu her zaman en doğru çözüm olmayabilir. Kür işleminin düzgün bir şekilde tamamlanabilmesi için kür çevriminin; kullanılan prepreg malzemeye, kalıp cinsine ve ürün geometrisine göre ayarlanması gerekebilir.

Loos ve Springer yaptıkları bir çalışmada, prepreg üreticilerinin önerdikleri kür çevrimin kalın ve karmaşık parçalar için uygun olmadığını belirtmiş ve otoklav kütleme işlemi için bir model geliştirmişlerdir [56]. Buna göre;

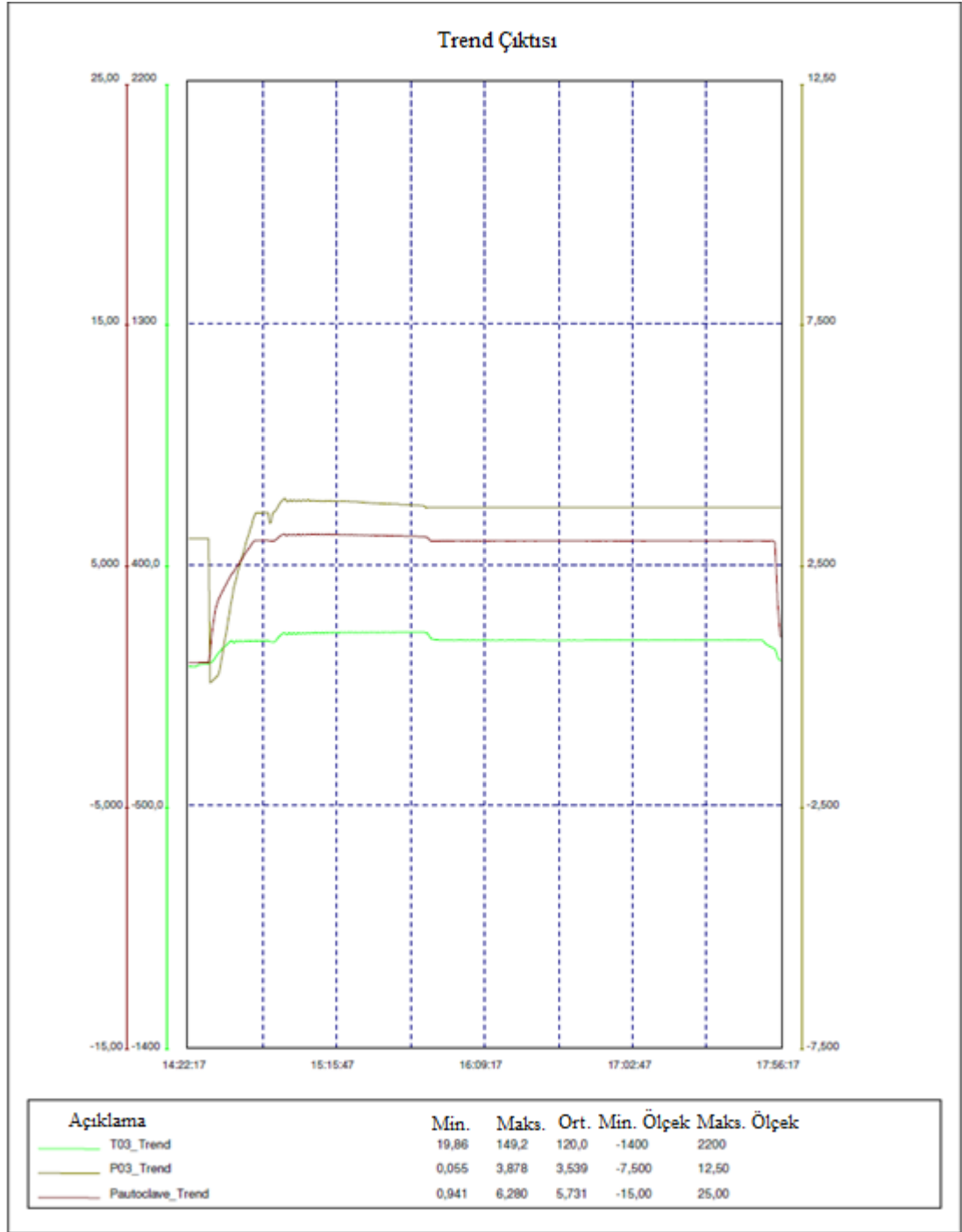
- Katmanlar arasındaki en yüksek sıcaklık, maksimum kür sıcaklığına, ısıtma oranına ve toplam katman kalınlığına bağlıdır.
- Serim içindeki reçine akışı maksimum kür basıncına, basınç uygulama oranına, ısıtma oranına ve toplam katman kalınlığına bağlıdır.

Eğer ısıtma oranı çok yüksek ise parça yüzeyi kalıp yüzeyine oranla daha çabuk ısınacak ve parça yüzeyi kürlendiği anda kalıp yüzeyindeki katmanlar kürlenmeye devam edecektir ve kalıp yüzeyinde oluşan hava kabarcıklarının yapıdan atılması mümkün olmayacaktır.

Katmanlar üzerine çok erken bir zamanda yüksek basınç uygulanması halinde reçine viskozitesinin düşük olduğu noktada istenilenden fazla reçinenin yapı dışında çıkması ve yapının reçinece fakir olmasına neden olacaktır. Bir diğer yandan basıncın yetersiz veya jelleşme zamanından sonra uygulanması durumunda reçine viskozitesi fazla artacak ve boşluksuz, yüksek elyaf/reçine oranlı bir yapı ortaya çıkarmak mümkün olmayacaktır.

Tüm bu hususlar dikkate alınarak denge plakasının kurlenmesi için uygun bir otoklav kür çevrimi programlanmış ve Şekil 4.9' da gösterildiği şekilde kür çevrimi boyunca takip edilerek kayıt altına alınmıştır.

Buna göre prepreg reçinesinin sahip olduğu yüksek viskozite ve ürünün sahip olması gereken yüksek mekanik özellikler nedeniyle kür basıncı 6 bar olarak belirlenmiştir. Reçine viskozitesinin yüksek olması nedeniyle basıncın kür çevriminin en başından itibaren uygulanmasında sakınca görülmemiştir. Kür çevriminin düzgün bir şekilde tamamlanabilmesi için prepreg malzemenin en az 90 dakika ortalama 120 °C'de kalmasına dikkat edilmiştir.



Şekil 4.9. Otoklav kür trend grafiği.

Denge plakası kabukları kür reçetesi ayarlandıktan sonra Şekil 4.10'da gösterildiği şekilde otoklava yüklenmiş, vakum portları ve ısıl çift prizleri kür çevriminin kontrol edilebilmesi için ilgili yerlere bağlanmıştır.



Şekil 4.10. Otoklava yüklenmiş alt kabuk kalıbı

Kompozit kabuklar kür çevrimi sonunda otoklavdan çıkartılmış ve kalıptan ayrılmıştır. Gözle kontrolleri yapıldıktan sonra kenar kesim işlemlerine geçilmiştir.

4.4. Alüminyum Parçaların Tedariki

Kompozit kabukların arasına yerleştirilecek olan alüminyum kaburga parçaları levhadan lazer kesimle kesilmiş ve tasarımda büküm noktası olarak belirtilen kısımlardan abkant pres ile bükülmüştür.

Menteşe ve kaburgaların arasında kalan ara yüzlerdeki birleşim noktaları TIG kaynağıyla birleştirilerek kabuklar arasındaki iç yapı tamamlanmıştır.

Alüminyum parçaların korozyon direncini arttırmak için bütün alüminyum parçalar alodin kaplanarak nihai haline getirilmiştir.

4.5. Kenar Kesim ve Montaj İşlemleri

Otoklav kürü sonunda kalıptan çıkartılan kompozit kabukların kenar kesim işlemleri, kalıp yüzeyinden transfer edilen parça bitiş çizgileri üzerinden yapılmıştır. Bütün kesim işlemleri kompozit yüzeyde katman ayrılmasına neden olmamak için, kompozit kesimine özel takımlar ile yüksek hızlı el aletleri vasıtasıyla kesilmiştir.

Kompozit yapılarda mekanik birleştirmenin, yapının birleşme noktalarından erken hasara uğramasına sebep olabileceği bilinmektedir [57]. Bu sebeple kompozit yapıların tasarımı yapılırken mekanik bağlantı yerine yapıştırma bağlantıları tercih edilmektedir, ancak yapıştırma bağlantılarının tasarımı, ürünün kullanımının tamamıyla güvenli olduğu hakkında şüpheler yaratıyorsa mekanik bağlantılardan da faydalanılmalıdır [58].

Bu çalışmada kompozit kabukların birbirlerinin içine girerek temas noktalarında yapıştırma yüzeyleri oluşması sağlanmıştır. Kompozit kabuklar birbirleriyle Sika yapısal yapıştırıcı ile bağlanmıştır. Kaburgalar kompozit yüzeylere yine aynı şekilde Sika yapısal yapıştırıcıyla tutturulmuş ve kaburgaların kabuklar ile birleşim noktalarını güçlendirebilmek adına alüminyum perçinler atılmıştır. Kompozit kabuklar üzerinde zayıf noktalar oluşturmamak adına perçin sayısı minimumda tutulmaya çalışılmıştır.

Yapıştırma bağlantısının en yüksek performansı gösterebilmesi için, kompozit yüzeyler alkol ile temizlenmiştir. Alüminyum yüzeyler zımparalanıp alodin kaplama söküldükten sonra alkol ile temizlenmiş ve yapı Şekil 4.1'de gösterildiği gibi birleştirilmiştir.



Şekil 4.11. Alüminyum kaburgaların kompozit yapıyla birleştirilmesi.

Daha sonra, alüminyum kaburgalar üzerinde bulunan kılavuz delikler vasıtasıyla kompozit kabuklar üzerine delikler delinmiş ve Şekil 4.12’de gösterildiği gibi perçinleme işlemleri yapılmıştır.



Şekil 4.12. Kompozit kabuk ile alüminyum kaburganın perçinlenmesi.

Alt kabuğun montajı bittikten sonra, yapıştırma yüzeylerine yapıştırıcı sürüldükten sonra üst kabuk kapatılmıştır.

4.5. Son İşlemler

Denge plakası yapısı montajlanarak nihai haline getirildikten sonra kullanım esnasında içine su dolmaması için denge plakası içinde kalan boş hacim otomatik dozlama cihazı ile Şekil 4.13’de gösterildiği şekilde poliüretan köpük doldurulmuştur.



Şekil 4.13. Denge plakası yapısının içine poliüretan köpük doldurulması.

Köpük doldurma işlemi tamamlandıktan sonra kompozit yüzey taşan köpüklerden temizlenmiş ve boyaya hazırlanmıştır. Şekil 4.13’de gösterilen, denge plakasının boyanması ile üretim aşamaları sona ermiştir.



Şekil 4.14. Boyanmış denge plakası yapısı.

5. SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER

Bu tez çalışmasında halihazırda alüminyumdan üretilen bir denge plakasının kompozit ve alüminyumdan üretilen hibrit yapıya dönüştürülerek hafifletilmesi planlanmıştır. Çalışmanın başarılı sayılabilmesi için belirlenen, görüş ergonomisi, toplam ağırlıktaki hafifleme, sağlanması gereken minimum hacim ve yapısal gereklilikler değerlendirilmiştir.

En yüksek performansı elde edebilmek için üretim yöntemleri araştırılmış ve kompozit yapının prepreg malzemelerle otoklav ile üretilmesine karar verilmiştir. Yüksek performanslı ileri kompozit ürün üretebilmek için kompozit malzemenin yapısı tasarlanmış ve malzeme tasarımına uygun üretim süreci belirlenmiştir.

Tasarım çalışmalarında, alüminyum yapı başlangıç noktası olarak kabul edilmiştir. Aşırı güvenli olarak tasarlanan başlangıç kompozit-alüminyum tasarımı sonlu eleman analizlerinin yardımıyla itere edilmiştir. Yapılan iterasyonlar sonucunda hedeflenen ağırlığın teorik olarak yakalandığı noktada üretim aşamasına geçilmiştir. Nihai hale getirilen tasarımın, üç boyutlu katı modeller üzerinde yapılan değerlendirmelerde, ağırlık, görüş ergonomisi ve hacim hedeflerini yakaladığı görülmüştür.

Üretilen cam takviyeli epoksi kompozit yapının, teorik tasarımdaki özellikleri yakalayabilmesi için üretilebilirlik analizleri yapılmış, üretim süreci her aşamada kontrol altında tutulmuştur.

Tasarlanan teorik yapı başarılı bir şekilde tasarımla uyumlu olarak üretilmiş ve geliştirilen kompozit-alüminyum denge plakası yapısı, hedeflenen %40 hafifleme istisini yakalamıştır.

Kompozit-alüminyum yapıyla geliştirilerek üretilen denge plakası yapısı, araç üzerinde test edilmiştir. Denge plakası yapısı sorunsuz bir şekilde araç üzerine monte edilmiş, görüş ergonomisinde sorun yaratmadığı, montaj ara yüzüyle sorunsuz bir şekilde uyum sağladığı görülmüştür.

Geliştirilen denge plakası yapısı araç üzerinde gerçek çalışma şartlarında fonksiyonel testlere tabii tutulmuş, denge plakası yapısı karada ve su içinde yapılan bütün testleri sorunsuz olarak geçmiş ve yapısal olarak da hedefler yakalanmıştır.

Bu tez çalışmasında alüminyum gibi yüksek özgül mekanik özelliklere sahip yapıların bile, kompozit malzemelerin kullanımı ile yapısal özelliklerden fedakarlık yapmadan güvenli bir şekilde hafifletilebileceği görülmüştür.

5.1. Gelecek Çalışmalar

Denge plakası sistemi kullanım esnasında el ile açılmakta ve açık konumuna serbest düşme hareketi ile gelmektedir. Serbest düşme hareketi ADAMS gibi bir dinamik simülasyon yazılımı ile analiz edilip menteşeler ve diğer yapılar üzerinde oluşan darbe yükü hesaplanabilir.

Sonlu eleman çalışmalarında kullanılan analiz modeli ve ağ yapısı geliştirilerek daha doğru ve daha güvenilir sonuçlar daha yüksek kapasiteli bilgisayarlarda yapılacak analizlerde elde edilebilir. Böylece denge plakası yapısının, daha düşük güvenlik katsayılarıyla üretilerek daha da hafifletilmesi mümkün olabilir.

Kompozit-alüminyum yapı, karbon fiber-epoksi kompozit parçaların da kullanımıyla tamamen ileri kompozit ürünlerden üretilerek, mekanik özelliklerden ödün vermeden daha da hafifletilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] Carl T. Herakovich, Mechanics of composites: A historical review, Mechanics Research Communications 41 (2012) 1– 20
- [2] Composite materials – page 1 of 3, Index 4.3.1 RSC Advancing the Chemical Sciences
- [3] “Papyrus” erişim adresi:
<http://en.wikipedia.org/wiki/Papyrus> , erişim tarihi: 1 Kasım 2013
- [4] “American Composites Manufacturers Association, history of the composites industry” erişim adresi:
<http://www.acmanet.org/the-industry/history> , erişim tarihi: 2 Aralık 2013
- [5] “Aluminium” erişim adresi:
<http://en.wikipedia.org/wiki/Aluminium> , erişim tarihi: 2 Aralık 2013
- [6] “Bringing the World Closer with Aluminium ” erişim adresi:
<http://transport.world-aluminium.org/modes/aircraft.html> , erişim tarihi: 5 Aralık 2013
- [7] “Alfred Wilm” erişim adresi:
http://en.wikipedia.org/wiki/Alfred_Wilm , erişim tarihi: 27 Kasım 2013
- [8] “Alfred Wilm” erişim adresi:
<http://global.britannica.com/EBchecked/topic/644589/Alfred-Wilm> , erişim tarihi: 27 Kasım 2013
- [9] “History of the Metal” erişim adresi:
<http://www.aluminiumleader.com/en/facts/history/> , erişim tarihi: 27 Kasım 2013
- [10] J. Clausen, U. Specht, M. Busse, A. Lang, J. Sanders, Integration of glass fibre structures in aluminium cast parts for CFRP aluminium transition structures, Procedia Materials Science 2 (2013) 197 – 203
- [11] K. Schimanski, A. von Hehl, H.-W. Zoch, Failure behavior of diffusion bonded transition structures for integral FRP-Aluminum compounds, Procedia Materials Science 2 (2013) 189 – 196
- [12] Jean-Paul Kabche, Vincent Caccese , Keith A. Berube, Randy Bragg, Experimental characterization of hybrid composite-to-metal bolted joints under flexural loading, Composites: Part B 38 (2007) 66–78
- [13] Fink, Axel and Kolesnikov, Boris and Wilmes, H., Hybrid Titanium Composite Material Improving Composite Structure Coupling, 20th AAAF Colloquium, Materials for Aerospace Applications, 24-26 Nov. 2003, Paris, Frankreich
- [14] “Boeing A Quarterly Publication, Boeing 787 from the Ground Up” erişim adresi:
http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_1.html , erişim tarihi: 25 Kasım 2013
- [15] M. Ebisawa, T. Hara, T. Hayashi and H. Ushio, “Production Process for Metal Matrix Composite (MMC) Engine Block”, SAE Special Paper Series, 910835.
- [16] S.V. Prasada, R. Asthanab Aluminum metal–matrix composites for automotive applications: tribological considerations, Tribology Letters, Vol. 17, No. 3, October 2004
- [17] Nikilesh Chawla, Metal Matrix Composites in Automotive Applications, Advanced Materials & Processes/July 2006

- [18] K. M. Prewo, J. J. Brennan, Silicon carbide yarn reinforced glass matrix composites, *Journal of Materials Science* April 1982, Volume 17, Issue 4, pp 1201-1206
- [19] Hisaichi Ohnabe, Shoju Masaki, Masakazu Onozuka, Kaoru Miyahara, Tadashi Sasa, Potential application of ceramic matrix composites to aero-engine components, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Volume 30, Issue 4, April 1999, Pages 489–496
- [20] Roger N. Rothon Particulate-Filled Polymer Composites sf 16-21
- [21] Igor Kokcharov, *COMPOSITES*, 26.09.12
- [22] George H. Staab, *Laminar Composites*, Butterworth-Heinemann, Wobum, MA, 1999
- [23] P.K. Mallick *Fiber-Reinforced Composite*, CRC Press Taylor & Francis Group, FL, (2008)
- [24] Faris M. AL-Oqla, S.M. Sapuan, Natural fiber reinforced polymer composites in industrial applications: feasibility of date palm fibers for sustainable automotive industry, *Journal of Cleaner Production*, (2013) 1-8
- [25] C. Alves , P.M.C. Ferrao, A.J. Silva, L.G. Reis, M. Freitas, L.B. Rodrigues, D.E. Alves, Ecodesign of automotive components making use of natural jute fiber composites, *Journal of Cleaner Production* 18 (2010) 313–327
- [26] C.H. Andersson, R. Warren, Silicon carbide fibers and their potential for use in composite materials, Part 1, *Composites*, 15:16 (1984)
- [27] John W. Weeton, Robert A. Signorelli, *FIBER-METAL COMPOSITE MATERIALS*, NASA TECHNICAL NOTE, NASA TN D-3530, WASHINGTON D.C. (1966)
- [28] John J. Toon, *METAL FIBERS AND FABRICS AS SHIELDING MATERIALS FOR COMPOSITES, MISSILES AND AIRFRAMES*, Memcor Engineered Materials Div. Memtec America Corp. IEEE, (1990)
- [29] Doc.Dr. Murat Vural-İTÜ Makine Fakültesi Ders Notları
- [30] “Gurit Guide to Composites” erişim adresi:
<http://www.gurit.com/files/documents/guide-to-composites-v5pdf.pdf> , erişim tarihi: 15 Kasım 2013
- [31] Sanjay K. Mazumdar, *COMPOSITES MANUFACTURING Materials, Product, and Process Engineering*, CRC Press, Florida (2002)
- [32] “High-Performance Composites internet dergisi Eylül 2010 sayısı” erişim adresi:
<http://www.compositesworld.com/articles/sqrtm-enables-net-shape-parts>, erişim tarihi: 15 Kasım 2013
- [33] Cedric De Roover, Bertrand Vaneghem, Highly integrated structure manufactured in one-shot with prepreg UD tape, *JEC Magazine #62*, January-February 2011
- [34] Cihan KARAKASLIOGLU, *POLİMER ESASLI TEKSTİL KARMA MALZEMELERİNİN DENEYSEL VE SONLU ELEMENLAR ANALİZİ*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Y.L Tezi, Mart 2009
- [35] *Prepreg Technology Handbook*, Hexcel Corporation, USA, March 2005
- [36] L.G. Stringer, Optimization of the wet lay-up/vacuum bag process for the fabrication of carbon fibre epoxy composites with high fibre fraction and low void content, *Composites*, Volume 20, Issue 5, September 1989, Pages 441–452
- [37] D. Abraham, S. Matthews, R. McIlhagger, A comparison of physical properties of glass fibre epoxy composites produced by wet lay-up with autoclave consolidation

- and resin transfer moulding, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Volume 29, Issue 7, July 1998, Pages 795–801
- [38] Daniel B. Miracle, Steven L. Donaldson, ASM Handbooks Volume 21: Composites, USA, 2001
- [39] Emre Deniz YALÇIN, AA7075 VE AA5754 ALÜMİNYUM ALAŞIMLARIN SÜRTÜNME KARIŞTIRMA KAYNAK YÖNTEMİ İLE KAYNAK EDİLEBİLİRLİĞİNİN İNCELENMESİ, Karadeniz Teknik Üniversitesi, Y.L. Tezi, Haziran 2010
- [40] Evren TAN, THE EFFECT OF HOT-DEFORMATION ON MECHANICAL PROPERTIES AND AGE HARDENING CHARACTERISTICS OF Al-Mg-Si BASED WROUGHT ALUMINUM ALLOYS, Middle East Technical University, Master Thesis, December 2006
- [41] Altenpohl, Dietrich G., “Aluminum: Technology, Applications and Environment”, Aluminum Association, 1999
- [42] ASM Specialty Handbook, “Aluminum and Aluminum Alloys”, Materials Information Society, 1996 (Dövme al sınıflandırma)
- [43] BS EN 515-1993 Aluminium and aluminium alloys-Wrought products-Temper designations
- [44] Askeland, D.R., Malzeme bilimi ve mühendislik malzemeleri, (Çev. M. Erdoğan), Nobel Yayın Dağıtım 1998.
- [45] ASM Handbook Committee, Metals Handbook Properties and selection ,Non ferrous alloys and pure metals, ninth edition , volume 2. American Society for metals, Metalspark Ohio 1979.
- [46] Smith, W.F., 2001, Mühendislik alarımının yapı ve özellikleri demir dışı alarım, (Çev. M. Erdoğan), Nobel Yayın Dağıtım, 2
- [47] Sezai DOĞAN, AA 5754 –H12 ALÜMİNYUM ALASIMININ SÜRTÜNME KARISTIRMA KAYNAĞINDA İŞLEM PARAMETRELERİNİN MİKROYAPI ve MEKANİK ÖZELLİKLERE ETKİLERİ, Osmangazi Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, Ekim 2006
- [48]<http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=bb191b05a9424da5bdef4be5cad33182&ckck=1>, erişim tarihi: 15 Kasım 2013
- [49] Mevlüt TÜRKÖZ, AL 2024 VE AL 5754 ALAŞIMLI ALÜMİNYUM SACLARIN ŞEKİLLENDİRİLEBİLME KABİLİYETİNİN ARAŞTIRILMASI, Yüksek Lisans Tezi, Selçuk Üniversitesi, 2009
- [50] Servet KAPTI, FAILURE ANALYSIS OF COMPOSITE JOINTS UNDER PRELOAD MOMENT AND MOISTURE, DOKUZ EYLÜL UNIVERSITY, MSc. Thesis, September 2011
- [51] Mazumdar, S. K. (2001). Composites Manufacturing - Materials, Product, and Process Engineering (1th ed.). USA: CRC Press LLC.
- [52] Robert M.Jones, Mechanics of Composite Materials Second Edition, Taylor&Francis, USA, 1999
- [53] T.N Massard, Computer sizing of composite laminates for strength, J.Reinforced Plastic Composites, 1984
- [54] W.J Park, An optimal design of simple symmetric laminates under first ply failure criterion, J. Composite Materials, 1982
- [55] MIL-HDBK-17, COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK, DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, USA, 17 JUNE 2002

- [56] A.C. Loos, G.S. Springer, Curing of epoxy matrix composites, *J. Composite Materials*, 1983
- [57] P. P. Camanho and F. L. Matthews, Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review, *Composites Part A* 28A (1997) 529-547
- [58] L. P. V. M. van Rijn, Towards the fastenerless composite design, *Composites Part A* 27A, (1996) 915-920

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, Adı: İNCE, Ender

Uyruğu: T.C.

Doğum Tarihi ve Yeri: 29.02.1988, Ankara

Medeni Hali: Bekar

Telefon: 0 (555) 620 53 90

e-mail: eince@etu.edu.tr

Eğitim:

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Y.Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2014
Lisans	Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2011

İş Deneyimi:

Yıl	Yer	Görev
2013-	CES İleri Kompozit ve Savunma Teknolojileri A.Ş.	Kalite Yöneticisi ve Proje Mühendisi
2012-2013	Labiotech Biyomekanik Araştırma ve Test Laboratuvarı	Kalite Yöneticisi-Araştırmacı
2011-2012	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2010	TUSAŞ Türk Havacılık Ve Uzay Sanayii A.Ş.	Stajyer Mühendis
2008	Erkunt Sanayii A.Ş.	Stajyer Mühendis
2007	O.R.S. Rulman Sanayii A.Ş.	Stajyer Mühendis

Yabancı Dil:

İngilizce (İleri Düzeyde)

Uluslar Arası Kongre Bildirileri:

1. Ince, E., Demir, T., “ Iterative Design And Testing Of A Modular Anterior Plate,” International Workshop on Physics Based Modelling of Material Properties & Experimental Observations,” Antalya, Türkiye, 15-17 Mayıs 2013.

2. Toroman, M.F., Demir, T., **Ince, E.,** “ Biomechanical Performance of Various Cement Augmented Cannulated Pedical Screw Designs for Osteoporotic Bones,” AMPT 15th International Conference of Advances in Materials and Processing Technologies, NSW Avustralya, 2012.