

T.C.
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KOMPOZİT PARÇA ÜRETİM PROSESİNDE KARBON
FİBER TAKVİYELİ POLİMER YAPININ TERMOMEKANİK
DAVRANIŞININ PHYTON'DA MODELLENMESİ İLE PROSES
PARAMETRELERİNİN OPTİMİZASYONU**

FATİH TÜRK
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GEBZE
2023

T.C.
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KOMPOZİT PARÇA ÜRETİM
PROSESİNDE KARBON FİBER TAKVİYELİ
POLİMER YAPININ TERMOMEKANİK
DAVRANIŞININ PHYTON'DA
MODELLENMESİ İLE PROSES
PARAMETRELERİNİN OPTİMİZASYONU

FATİH TÜRK
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DANIŞMANI
PROF. DR. FEVZİ BEDİR

GEBZE
2023

T.R.
GEBZE TECHNICAL UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

**PROCESS PARAMETER OPTIMIZATION
OF CARBON COMPOSITE PRODUCTION
THROUGH MODELLING
THERMOMECHANICAL BEHAVIOUR
OF CFRP POLYMERIC STRUCTURE IN
PYTHON**

FATİH TURK
**A THESIS SUBMITTED FOR THE DEGREE OF
MASTER OF SCIENCE**
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

THESIS SUPERVISOR
PROF. DR. FEVZİ BEDİR

GEBZE

2023

GTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 07/02/2023 tarih ve 2023/11 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 21/02/2023 tarihinde tez savunma sınavı yapılan Fatih Türk'ün tez çalışması Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

JÜRİ

ÜYE

(TEZ DANIŞMANI)

: Prof. Dr. Fevzi Bedir

ÜYE

: Prof. Dr. Mehmet Ali Arslan

ÜYE

: Do. Dr. Savaş Dilibal

ONAY

Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun

...../...../..... tarih ve/..... sayılı kararı.

ÖZET

Bu çalışmada, otoklav ortamında Hexcel AS4/8552 UD prepreg ile kompozit üretimi esnasında parça üzerinde meydana gelen “warpage” ve “spring-in” mekanizmaları incelenmiştir. Bu amaçla geliştirilen ANSYS kür simülasyon ortamını doğrulamak adına, literatürde deneysel sonuçları ifade edilen basit U formundaki 1 adet parçanın üretimi ANSYS-ACCS ortamında 3-B simüle edilmiştir. Akabinde proses bazlı şekil değişimlerini minimize etmek adına kalıp tasarımı optimizasyonu yapılmıştır. Optimizasyonu yapılan kalıp ile üretilmiş parçanın artık gerilmeler ve titreşim cevapları incelenerek hata kriterleri, optimize edilmemiş kalıp ile üretilen parça ile karşılaştırılmıştır. Doğrulaması yapılan simülasyon ortamında, farklı parametre setleri ile farklı geometrik ölçülerdeki parçaların analizleri tamamlanarak parçaların termomekanik davranışını ifade eden matematik model Python’da kodlanmıştır. Nihai aşamada örnek çalışma olarak Amerikan Lynx ZX1790 model helikopter metal palinin kompozit modellemesi yapılarak kür simülasyonu, statik analizi ve optimizasyon sonuçları çalışılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Otoklav Kür Simülasyonu, Spring-in, Kalıp Optimizasyonu, ANSYS, Helikopter Pali.

SUMMARY

In this study, warping and spring-in mechanisms were investigated in the production of composite parts with Hexcel AS4/8552 UD prepreg in an autoclave environment. In order to verify the ANSYS curing simulation environment developed for this purpose, simple U-shaped parts, whose experimental results are expressed in the literature, were analyzed in 3-D. Afterwards, mold design optimization was made in order to minimize process-based shape changes. Residual stresses and vibration responses of the part produced with the optimized mold were also examined and error criteria were compared. In the validated simulation environment, the analyzes of the parts with different parameter sets and different geometric dimensions were completed and the mathematical model expressing the thermomechanical behavior of the parts was coded in Python. In the final stage, the American Lynx ZX1790 model helicopter metal blade composite was modeled as a case study, and curing simulation, static analysis and optimization results were studied.

Key Words: Autoclave Cure Simulation, Spring-in, Mold Optimization, ANSYS, Helicopter Blade.

TEŞEKKÜR

Başta, yüksek lisans eğitimimde ve akademik hayatımda desteğini ve yardımlarını hiçbir zaman esirgemeyip bilgisi ile bu çalışmanın oluşmasının yolunu açan danışmanım Prof. Dr. Fevzi Bedir'e,

Eğitim hayatım boyunca maddi-manevi desteklerini benden esirgemeyen babam Mümin Türk ve annem Nezahat Türk'e,

Göstermiş olduğu desteklerinden dolayı sevgili eşim Nergis Türk'e,

Ve bütün çalışmam boyunca yanımda olan, bilgi ve tecrübelerini benimle paylaşan değerli arkadaşım Fatih Durmaz'a en içten teşekkürlerimi sunarım.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	v
SUMMARY	vi
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xii
TABLolar DİZİNİ	xvi
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER VE ÜRETİMİ	3
2.1. Karbon Kompozit Malzemeler	5
2.1.1. Karbon Fiber; Prekürsör, Üretim ve Özellikler	6
2.1.2. Polimer Matrisler (Termoset ve Termoplastik Reçineler)	9
2.1.3. Kompozit Lamina ve Laminasyon Makro Mekanik İncelemesi	11
2.1.3.1. Tek Yönlü Lamina	17
2.1.3.2. Örgü Elyaf Lamina	18
2.1.3.3. Lamina Yönlenmesi	19
2.1.4. Prepreg Yapısı	21
2.2. Kompozit Parça Üretim Yöntemleri	23
2.2.1. Elle Yatırma	23
2.2.2. RTM	24
2.2.3. Otoklav	24
2.3. Otoklav Proses Kaynaklı Çarpılmalar	26
2.3.1. Etkin parametreler	28
2.3.1.1. Termal Genleşme Katsayısı	28
2.3.1.2. Reçine Kür Çekmesi	30
2.3.1.3. Kalıp-Parça Etkileşimi	30
2.3.1.4. Artık Gerilmeler	31

2.3.2. Çarpılma Mekanizmaları	32
3. OTOKLAV KÜR SİMÜLASYONU	35
3.1. ANSYS ile Nümerik Modelleme	36
3.1.1. Simülasyon Modelinin Deneysel Yöntemle Doğrulanması	37
3.1.1.1. Simülasyon Modelleri	39
3.1.1.2. ANSYS-ACP Laminasyon Modellemesi	41
3.1.1.3. Basınç ve Sıcaklık Değişimli Isı Transferi Modellemesi	42
3.1.1.4. Yapısal Analiz	45
3.1.2. Kalıp Tasarım Optimizasyonu	48
3.1.3. Farklı Laminasyon ve Uzunluktaki Parçaların Analizi	52
3.1.4. Optimizasyon Sonrası Yapısal Sağlık	56
3.1.4.1. Hata Kriteri	57
3.1.4.2. Titreşim Analizi ile Yorulma Sonuçları Karşılaştırması	62
3.2. Parametre Setleri ile Analiz Verisi Üretimi	65
4. SİMÜLASYON SONUÇLARININ PYTHON MODELLEMESİ	67
4.1. Matematik Model Tasarımı	68
4.2. Girdi Veriler ve Çıktıların Yorumu	73
5. HELİKOPTER KOMPOZİT PAL ANALİZİ	74
5.1. Helikopter ve Kompozit Pal Yapısı	74
5.2. Kompozit Pal Modellemesi	77
5.2.1. Kutu Kiriş Modellemesi	79
5.2.1.1. Kutu Kirişin Nominal Hız Şartlarında İncelenmesi	81
5.2.1.2. Kutu Kiriş Modelinin Rijitlik Değerleri ile Optimizasyonu	82
5.2.1.3. Helikopter Palinin Nihai Modelinin Hazırlanması	84
5.3. Kompozit Pal Kür ve Hata Analizi	86
6. SONUÇLAR ve YORUMLAR	91
KAYNAKLAR	92
ÖZGEÇMİŞ	96

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler ve</u>	<u>Açıklamalar</u>
<u>Kısaltmalar</u>	
W_f	: Fiber ağırlık kesri
w_f	: Fiber ağırlığı
w_c	: Kompozit ağırlığı
ρ_f	: Fiber yoğunluğu
ρ_c	: Kompozit yoğunluğu
v_f	: Fiber hacmi
v_c	: Kompozit hacmi
V_f	: Fiber hacim kesri
V_m	: Matris hacim kesri
ρ_m	: Matris yoğunluğu
$\Delta\theta$	: Spring-in açısı
$\Delta\theta_{CTE}$	: Spring-in açısı termal bileşeni
$\Delta\theta_{CS}$	: Spring-in açısı kür çekmesi bileşeni
θ	: Parça açısı
α_l	: Fiber yönünde termal genleşme katsayısı
α_t	: Kalınlık yönünde termal genleşme katsayısı
ΔT	: Kür sıcaklığı ve ortam sıcaklığı arasındaki fark
Φ_l	: Fiber yönünde kür çekmesi
Φ_t	: Kalınlık yönünde kür çekmesi
E	: Young modülü
ν	: Poisson oranı
α	: Termal genleşme katsayısı
C_p	: Isı kapasitesi
k	: Termal iletim katsayısı
ρ	: Yoğunluk
H_L	: Taşınım ısı transfer katsayısı
N_u	: Nusselt sayısı
k	: Hava termal iletkenlik katsayısı

d	: Hava karakteristik ölçüsü
v	: Akışkan hava hızı
ν	: Akışkan hava kinematik viskozitesi
CTE	: Termal genleşme katsayısı (Coefficient of Thermal Expansion)
İTÜ	: İstanbul Teknik Üniversitesi
ODTÜ	: Orta Doğu Teknik Üniversitesi
MM	: Aynalama Metodu (Mirror Method)



ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil No:</u>	<u>Sayfa</u>
2.1: Takviye tipine göre kompozit malzemeler	3
2.2: Cam fiberin farklı formları.	4
2.3: PAN prekürsör üretimi.	6
2.4: Karbon fiber üretim döngüsü.	7
2.5: Karbon fiber üretim şematik gösterimi.	7
2.6: Karbon fiber üretimi kimyasal bağ şeması.	8
2.7: Karbon fiber talebinin yıllara göre artış grafiği.	8
2.8: Küresel karbon fiber üreticilerinin kapasiteleri.	9
2.9: Kompozit yapıların analiz yaklaşımı şeması.	12
2.10: İzotropik ve anizotropik malzeme yük altında şekil değişimi.	13
2.11: İzotropik ve anizotropik malzeme yük altında yer değiştirmesi.	14
2.12: Sonsuz küçük küpteki gerilmeler.	15
2.13: Sonsuz küçük yüzeyde normal ve kayma gerilmeleri.	15
2.14: Tek yönlü lamina.	17
2.15: Örgü elyaf lamina.	19
2.16: Farklı lamina yönlenmeleri gösterimi.	20
2.17: Prepreg üretim akışı.	21
2.18: Reçinenin karbon kumaşa emdirilmeden önceki hali.	22
2.19: Elle yatırma yöntemi şematik gösterimi.	23
2.20: RTM prosesi şematik gösterimi.	24
2.21: Otoklav proses öncesi vakuma alma işlemi.	25
2.22: Otoklav proses şeması.	25
2.23: Etkin parametrelerin deformasyona etkilerinin yüzdesel dağılımı.	26
2.24: Otoklav, kür profili ve polimerizasyon şematik gösterimi.	27
2.25: Otoklav prosesinde sertlik ve viskozite değişimleri.	28
2.26: Fiber-reçine genleşme farkını ifade eder nümerik analiz modeli.	29
2.27: Kalıp-parça etkileşimi.	31
2.28: “Spring-in” ve “warp” mekanizmaları gösterimi.	32
2.29: Deforme olmuş kompozit parça montaj gösterimi.	33
3.1: Simülasyon modelleme ve sonuç analizi yol haritası.	34

3.2:	Nümerik analiz modeli.	37
3.3:	Literatür referans serim planı ve parça boyutları.	38
3.4:	Literatür referans kalıp ölçüleri.	38
3.5:	Literatür referans kür çevrimi.	39
3.6:	Kür simülasyon adımları.	40
3.7:	ANSYS ACP modülünde laminasyon modelleme.	42
3.8:	ANSYS ACP ‘stack-up’ modellemesi.	43
3.9:	Kompozit alt yüzeyinde taşınım ile ısı transferi modellemesi.	44
3.10:	Kompozit üst yüzeyinde taşınım ile ısı transferi modellemesi.	45
3.11:	Kompozit alt yüzeyine kalıptan iletimle ısı transferi modellemesi.	45
3.12:	Model 1 simülasyonu deformasyon sonuçları.	46
3.13:	Model 2 simülasyonu deformasyon sonuçları.	47
3.14:	Model 3 simülasyonu deformasyon sonuçları.	48
3.15:	Kür analizi geliştirilen geometri.	49
3.16:	Başlangıç tasarımı-Tasarım 1.	50
3.17:	Vakum plaka kalınlığı artırılmış tasarım-Tasarım 2.	50
3.18:	Maça kalınlığı azaltılmış tasarım-Tasarım 3.	50
3.19:	Optimize tasarım maça modeli.	51
3.20:	Analize referans optimize kalıp modeli.	52
3.21:	MM yöntemi ile “spring-in” telafisi.	52
3.22:	İlk analiz deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).	53
3.23:	İlk analiz gerilme sonuçları (0.5xAuto görünüm).	53
3.24:	Revizyon 1 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).	54
3.25:	Revizyon 1 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).	54
3.26:	Revizyon 2 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).	55
3.27:	Revizyon 2 deformasyon sonucu- Z eksen (0.5xAuto görünüm).	55
3.28:	Revizyon 2 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).	55
3.29:	Revizyon 3 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).	56
3.30:	Revizyon 3 deformasyon sonucu- Z eksen (0.5xAuto görünüm).	56
3.31:	Revizyon 3 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).	56
3.32:	Montaj kuvvetleri statik analiz modellemesi.	59
3.33:	Montaj kuvveti sonrası yer değiştirmeler.	59
3.34:	Montaj kuvveti sonrası nihai şekil.	60

3.35:	Tsai-Wu hata kriterleri sonuçları.	60
3.36:	Hava aracı üst kabuk kür simülasyonu deformasyon sonuçları.	61
3.37:	Hava aracı üst kabuk formunun montaj esnasında yükleme şartları.	61
3.38:	Hava aracı üst kabuk formunun montaj yükleri sonrası deformasyonu.	62
3.39:	Hava aracı üst kabuk formunun montaj yükleri sonrası deformasyonu.	62
3.40:	Farklı kompozit serim setlerinin yorulma eğrisi.	64
3.41:	Optimize kalıp ile üretilmiş kompozit parçanın MIL-STD-810H standartları titreşim şartlarında yorulma sonucu.	65
3.42:	Optimize edilmemiş kalıp ile üretilmiş kompozit parçanın MIL-STD-810H standartları titreşim şartlarında yorulma sonucu.	66
4.1:	Farklı dokuma tiplerinin TexGen yazılımında modellemesi.	68
4.2:	Tam Faktöriyel deney tasarımı akış şeması.	69
4.3:	“Spring-in” davranışının Python modellemesi.	74
5.1:	Kompozit rotor palinin kesiti.	76
5.2:	Sikorsky 76 model helikopter palinin yapısı.	76
5.3:	Westland Lynx ZX170 model helikopter.	78
5.4:	Kanat profili genel hatları.	79
5.5:	NPL9615, NPL8617, NPL9618 kanat profillerinin sınırları	79
5.6:	Kutu kiriş ve kanat profili.	80
5.7:	Kutu kiriş eğilme modları ve doğal frekans analitik formülleri.	81
5.8:	Nominal dönme hızında rotor palinin doğal frekansları (L1,F1,L2,F2) ve aerodinamik yüklerin frekansı (Ω_1 , Ω_2 , Ω_3)	82
5.9:	Nominal dönme hızında kutu kiriş frekanslarının literatürdeki frekanslarla karşılaştırılması grafiği.	82
5.10:	Nominal dönme hızında geliştirilen kutu kirişin literatürdeki frekanslarla karşılaştırılması grafiği.	84
5.11:	Geliştirilen kutu kiriş katı modeli.	85
5.12:	Mafsalsız rotor-pal bağlantısı.	85
5.13:	Mafsallı rotor-pal bağlantısı.	85
5.14:	Kompozit pal nihai tasarımı.	86
5.15:	Helikopter kompozit pali kür simülasyonu sonrası deformasyonu.	87
5.16:	Alt kabuk hücum kenarı deformasyonu.	88

5.17: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yükün statik analiz modeli.	88
5.18: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası yer değiştirmeler.	89
5.19: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası Tsai-Wu hata kriteri sonuçları (Kürleme gerilmeleri dâhil).	90
5.20: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası Tsai-Wu hata kriteri sonuçları (Kürleme gerilmeleri ihmal edilmiş).	91



TABLÖLAR DİZİNİ

<u>Tablo No:</u>	<u>Sayfa</u>
3.1: Hexcel AS4/8552 tek yönlü lamina özellikleri.	41
3.2: Alüminyum 6061 T6 malzeme özellikleri.	42
3.3: “Spring-in” değerleri karşılaştırma tablosu.	48
3.4: Farklı kalınlıklarda kalıp tasarımı ile üretim sonuçları.	51
3.5: Hava aracı (4 pal C-130) pervanesinin maruz kaldığı titreşim frekansları (MIL-STD-810H).	65
3.6: Deney parametre setleri simülasyon sonuçları.	67
5.1: Literatürde yer alan kutu kirişin rijitlik değerleri.	83

1. GİRİŞ

Günümüzde kompozit malzeme denilince akla mühendislik bilgileriyle yoğrulmuş, üretimi zor, maliyeti yüksek ve çok karmaşık yapılara sahip malzemeler gelse de insanoğlunun ürettiği kompozit malzemelerin kökeni çok eskilere uzanmaktadır. Bilinen en eski kompozit malzemelerden birisi milattan önce Mezopotamya bölgesinde tahta parçalarının bir araya getirilip yapıştırılmasıyla üretilen kontrplak malzemelerdir. 1200' lü yıllarda Moğollar savaşlar kazanmalarında çok etkili olan günümüzün modern kompozit tanımına da uyan yayları icat etmişlerdir. Bu yayda tahta, boynuz, deri, geyik boynuzu, tendon ve bambu kullanılmıştır. Ana gövdeyi boynuzlar oluştururken tendon ve derinin görevi ise ana gövdeyi bir arada tutmaktır. Yapıştırıcı olarak ise balık tutkalları kullanılmıştır [2].

1930'lu yıllar ise modern kompozit malzemelerin üretiminin başladığı yıllar kabul edilmiştir. Owens Corning şirketi 1935 yılında ilk fiber takviyeli kompoziti üretmiştir. 1938 yılında daha üstün özelliklere sahip epoksi reçineler kullanılmaya başlanmıştır. 1940'larda özellikle II. Dünya Savaşı'nın başlamasıyla kompozitlere olan ilgi artmıştır. 1947 yılında kompozit parçalar otomobil üretiminde kullanılmaya başlanmış ve 1950'li yıllarda artık farklı kompozit üretim metotları geliştirilmiştir. 1961 yılında cam fiber takviyeli kompozitlere nazaran daha üstün özelliklere sahip ilk karbon fiber takviyeli kompozitin patenti alınmıştır [2].

Havacılık ve motor sporları endüstrisinde hafif tasarım gerekliliği, karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin talebini arttırmıştır. Her geçen yıl kompozit malzeme üretimi aşamalı olarak artmaktadır. İklim değişikliği etkileri, enerji kullanımı optimizasyonunun ne derece önemli olduğunu özellikle ulaştırma sektöründe göstermiştir. Önde gelen uçak üreticileri Airbus, Boeing, EMBRAER ve Lockheed Martin, birçok ticari ve askeri uçağın yapımı için kullanılan termoset ve termoplastik karbon takviyeli polimer malzemelerinin yüzdesini yavaş yavaş arttırmaktadır. Otomotiv endüstrisinde, 'Formula One' araçlarının gövdesinin yapımında, ağırlıklı olarak karbon fiber takviyeli kompozitler kullanılmaktadır. Proses kaynaklı artık gerilmeler ve şekil bozulmaları, daha büyük hurda oranlarına ve/veya montaj işlemi sırasında daha fazla zorluğa yol açması sebebiyle üreticiler için hala büyük bir sorun teşkil ediyor. Deforme olmuş parçaların bir araya getirilmesi, parçanın iç artık gerilme düzeyinin artmasına neden olabilir, bu da parça performansını zayıflatır [15],[20].

1.1. Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği

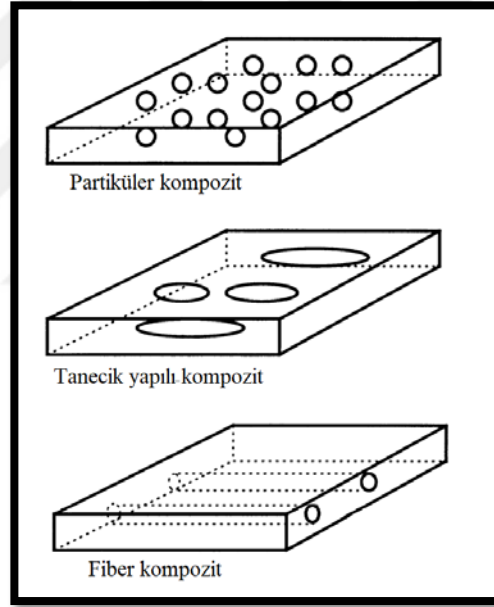
Kompozit imalat sürecinde proses parametrelerine bağlı gerilmeler ve şekil değişimi, hurda ürün çıktısı ve yeniden işlem ile ekstra maliyetlere sebep olmakla birlikte üretilen ürünün aerodinamik veya mekanik performanslarına etki etmektedir. Bu sebeple fiber ve matrisin davranışlarının incelenmesi önem arz etmektedir.

Sürece dair pratik bilgilerin haricinde, artık gerilmeler, takım geometrisi ve malzemesi, laminasyon planı ve otoklav proses şartları gibi parametreleri baz alan mühendislik yaklaşımları kompozit parçadaki nihai şekil değişikliğine dair teorik izlenebilirlik çalışmalara öncülük etmektedir.

Konuyla ilgili literatür çalışmaları ve bazı paket ticari yazılımlar mevcuttur fakat bu tez çalışması ile üretimde oluşan özel ihtiyaçları yorumlayıp çözüm verebilecek esnek, teorik bir proses simülasyon aracı geliştirilmiştir. Veri işleme, yorumlama ve anlamlı sonuçlar alma bakımından popüler ve zengin kütüphane araçlarına sahip Python programlama dili ile ANSYS kür simülasyonundan alınan veriler modellenerek, kalıp ve nihai kompozit ürün üretilmeden önce “warpage” ve “spring-in” mekanizmaları tayin edilerek tasarım parametrelerinin iyileştirilmesi ve şekil değişikliklerinin tolerans değerleri içinde kalmasını sağlayacak yaklaşımlar incelenmiştir. Tolerans aralıklarını belirlemek adına kür sonrası artık gerilmeler, doğal frekans, rezonans ve MIL-STD-180H askeri test standartlarında rastgele titreşim profilleri incelenmiştir. Çalışmanın son kısmında Amerikan tip bir helikopterin kompozit palinin kütle ve statik analizi yapılarak çalışmanın çıktılarının ne kadar kritik veriler ürettiği ifade edilmiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELER VE ÜRETİMİ

Kompozit malzeme, birbiri içinde çözünemeyen iki veya daha fazla malzemenin makroskobik düzeyde birleşiminden oluşan bir yapıdır. Bir bileşen ‘takviye’ olarak adlandırılır ve bu bileşenin içinde gömülü olduğu diğer bileşen ‘matris’ olarak ifade edilir. Takviye fazı malzemesi lifler, parçacıklar veya pullar şeklinde olabilir. Matris faz malzemeleri ise genellikle takviyeyi bir arada tutan akışkan sürekli malzemelerdir. Beton takviyeli çelik ve grafit liflerle takviye edilmiş epoksi, kompozit sistemlere örnek verilebilir. Selüloz lifleri ile takviye edilmiş lignin matrisi birleşiminden oluşan odun ve kalsiyum, fosfat ve kolajenden meydana gelen kemik yapısı doğal kompozitlere örneklerdir [18].



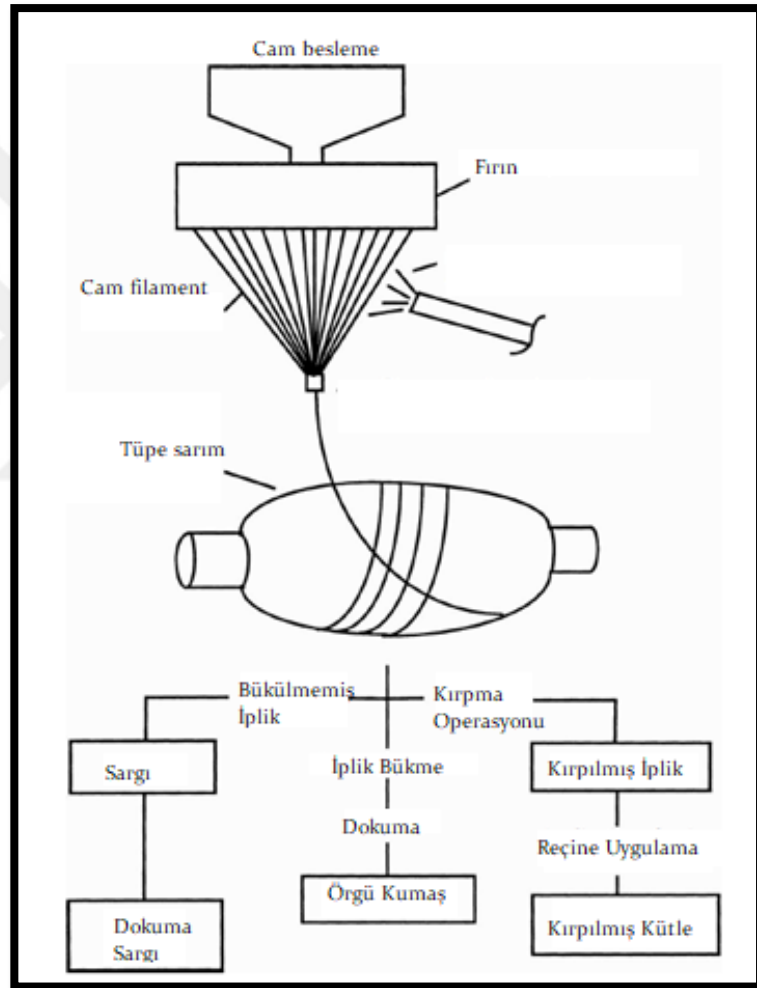
Şekil 2.1: Takviye tipine göre kompozit malzemeler.

Kompozit malzemeler, standart heterojen malzemelerden farklı özelliklere sahiptir. Zayıf bir matrisle çevrelenmiş güçlü liflere (sürekli veya süreksiz) sahip yapıdaki bu malzemelerde matris, lifleri dağıtmaya ve aynı zamanda yükleri liflere iletmeye hizmet eder [12].

Elyaf ve matris arasındaki bağ, kompozit malzemenin üretim aşamasında oluşturulur. Üretim prosesinin kompozit malzemenin mekanik özellikleri üzerinde temel bir etkisi vardır. Lifler, her biri 5 ile 15 mikrometre arasında çapa sahip binlerce

liftten oluşur ve tekstil makinelerinde üretilir. Bu lifler farklı formlar halinde satışa sunulur [12]. Başlıca elyaf malzemeleri şöyle sıralanabilir;

- Cam,
- Aramid veya Kevlar,
- Karbon,
- Boron,
- Silisyum karbür [18].



Şekil 2.2: Cam fiberin farklı formları.

Matris malzemeleri üç ana gruba ayrılır;

- Polimerik matris: termoplastik reçineler (polipropilen, polifenilen sülfon, poliamid, polietereterketon vb.) ve termoset reçineler (polyesterler, fenolikler, melaminler, silikonlar, poliüretanlar, epoksiler).

- Mineral matris: silisyum karbür, karbon. Yüksek sıcaklıklarda kullanılabilirler.
- Metalik matris: alüminyum alaşımları, titanyum alaşımları, yönlendirilmiş ötektikler [18].

Kompozitler, düşük ağırlık, korozyon direnci, yüksek yorulma mukavemeti ve daha hızlı montaj gibi avantajlar ile günümüz malzemelerinin önemli bir parçası haline gelmiştir. Kompozitler, uçak yapılarından golf malzemelerine, elektronik ambalajlamadan medikal ekipmanlara ve uzay araçlarından ev yapımına kadar birçok alanda kullanılmaktadır [18].

Kompozit malzemeler, değişken mekanik özellikleri ile tasarımcıların zorlu mühendislik problemlerini daha sağlam ve daha hafif tasarımlar yaparak aşmalarını sağlar. Ayrıca, kompozitlerin kullanımıyla karmaşık şekilli parçaların üretilmesi, metaller gibi geleneksel malzemelerin kullanımına göre daha kolaydır. Kompozit malzemelerin iyi boyutsal stabilite, korozyon direnci, hasar yayılımının yavaşlığı, iyi yorulma mukavemeti ve yaşlanma direnci gibi birçok başka avantajlı özelliği vardır. Bu nedenle, kompozit malzemelerin kullanımı otomotiv endüstrisi, inşaat, havacılık, uzay, silahlanma, gemi, elektrik-elektronik, spor ve eğlence endüstrileri ve paketleme, sanat ve dekorasyon gibi çeşitli endüstrilerde yaygındır [7].

Bu çalışma, karbon fiber ve polimerik matris gruplarından olan termoset epoksi reçinenin kombinasyonu ile üretilen karbon prepreg üzerine yapılmıştır. Karbon prepreg, otoklav ile hava aracı üretim prosesinde sıkça kullanılan bir kompozit türüdür. Karbon, prepreg ve diğer kavramlar üretim yöntemleri ile bir sonraki kısımda detaylı şekilde izah edilmiştir.

2.1.Karbon Kompozit Malzemeler

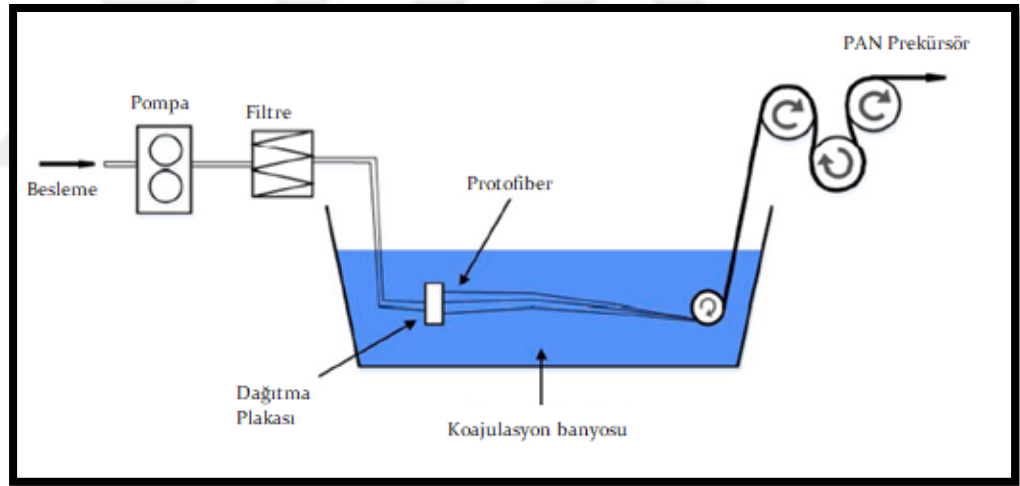
Karbon lifleri, ağırlıkça en az %92'den %100'e kadar oranlarda anizotropik karbondan yapılır. Kompozit parçalar filament sarma, bant sarma, pultrüzyon, vakum torbalama, sıvı kalıplama ve enjeksiyon kalıplama gibi farklı yöntemlerle üretilir. Birden fazla prekürsörün bir araya getirilmesiyle elde edilen karbon fiber için en yaygın kullanılan prekürsör türü PAN (poliakrilonitril)'dir. Karbon fiberler, yapısına ve kısıtlı işleme proses kombinasyonlarına bağlı olarak düşük yoğunluk, yüksek gerilme mukavemetine ve yüksek modüle sahiptir (1000 GPa teorik limitine kadar).

Prekürsörün hem yapısı hem de kompozisyonu, ortaya çıkan karbon liflerinin özelliklerini önemli ölçüde etkiler. Karbon fiber üretiminin temel prosesleri her ne kadar benzerlik gösterse de yüksek performans ürün elde etmek için farklı prekürsörler farklı işleme koşulları gerektirir [10].

2.1.1. Karbon Fiber; Prekürsör, Üretimi ve Özellikler

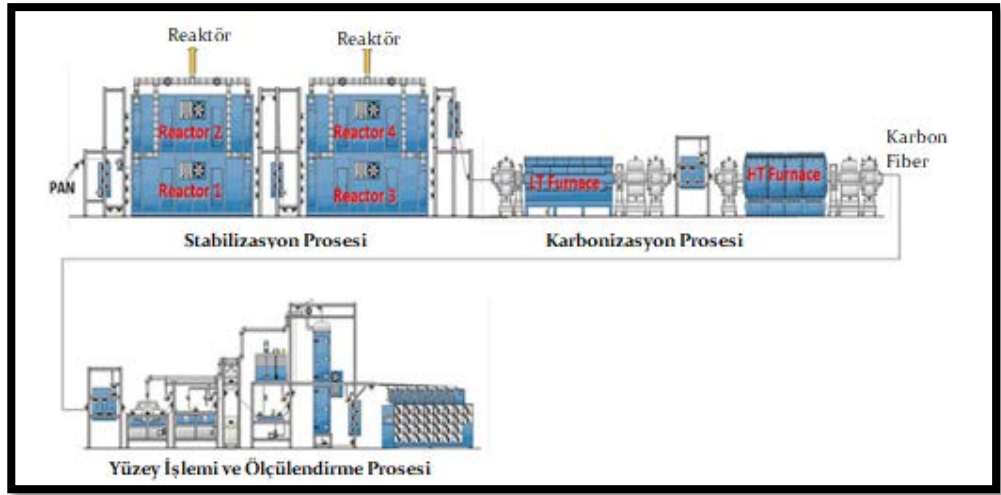
PAN, karbon fiber üretiminin ana prekürsörü konumunu, karbonlaşmadan sonra iyi ayarlanmış bir karbon ağına dönüşme yeteneği sayesinde pekiştirir. Karbon fiber morfolojisinin dönüşümü ve nihai fiziksel özellikleri elde etmesi, prekürsörün kimyası ve termal stabilizasyonu ile başlar [19].

Çok filamentli bir lifin 3000 (3K) ila 50000 (50K) filament ile eğilmesi sonucu elde edilen elyaf, prekürsör fiber olarak tanımlanır [10].



Şekil 2.3: PAN prekürsör üretimi.

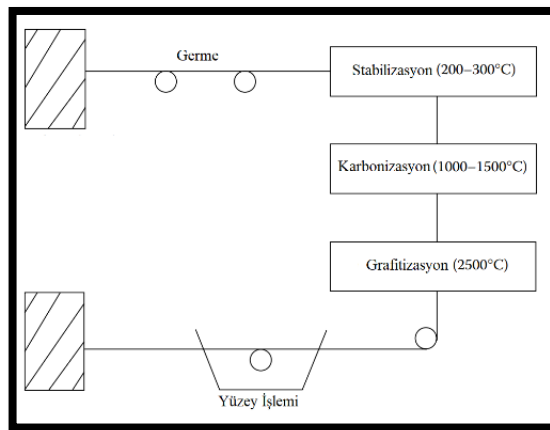
Karbon fiber üretiminde prekürsör, kendi temel kimyasına bağlı olarak 200-400°C arasındaki sıcaklıklarda oksitlenir. 1600°C'ye kadar olan sıcaklıklarda oksitlenmiş prekürsör, hidrojen, oksijen, azot ve diğer karbon dışı elementlerin çıkarılmasıyla karbonize olur [10].



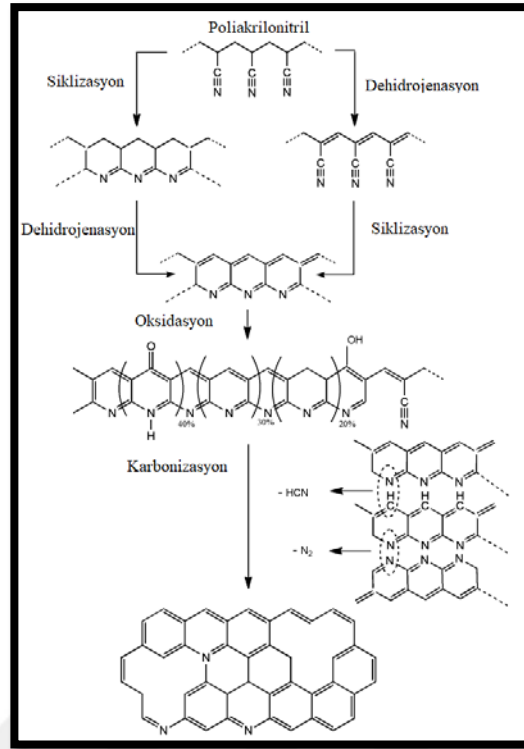
Şekil 2.4: Karbon fiber üretim döngüsü.

PAN lifleri mekanik özelliklerini geliştirmek için uzunluklarının beş ila on katına kadar uzatılır ve sonra üç ısıtma işleminden geçer. Stabilizasyon adı verilen ilk işlemde, sonraki yüksek sıcaklık süreçlerinde boyutlarını dengelemek için lifler 200-300°C sıcaklık aralığındaki fırından geçirilir. Karbonizasyon adı verilen ikinci işlemde, 1000 ve 1500°C arasında azot veya argon atmosferinde pirolize edilir. Piroliz, karmaşık organik bir maddenin ısı yoluyla daha basit bir yapıya ayrışması olarak tanımlanır. Grafitizasyon olarak adlandırılan son işlemde, 2500°C civarlarına kadar ısıtma işlemi uygulanır. Lifler, son iki ısıtma işleminde daha yüksek ısıl dayanıma sahip yapıya geliştirilmesi için gerilim işlemine de tabi tutulabilir [18].

Bu üç adımlık ısıtma sürecinin sonunda, kompozit yapılarda kullanıldıklarında liflerin tutunma kuvvetini geliştirmek ve ILSS değerini artırmak için yüzey ısıtma işlemine tabi tutulur. Daha sonra bir makarada toplanırlar [18].

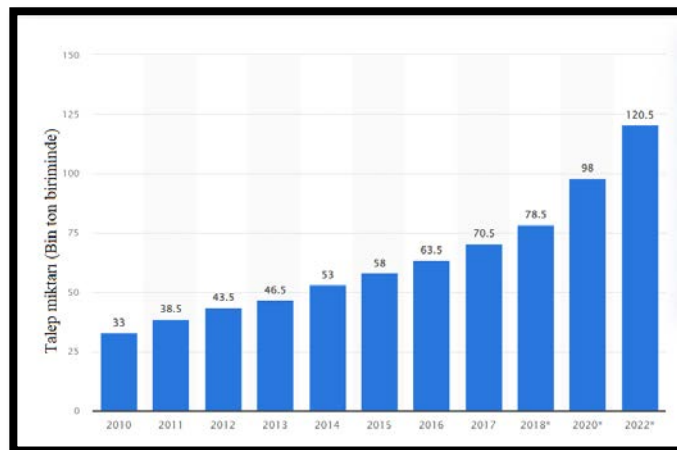


Şekil 2.5: Karbon fiber üretim şematik gösterimi.



Şekil 2.6: Karbon fiber üretimi kimyasal bağ şeması.

Karbon fiber, olağanüstü güç ve sertlikle birlikte hafif olmaları sayesinde yüksek performanslı uygulamalar için umut verici bir malzeme olarak tüm dünyanın dikkatini çekmiştir. Bazı piyasa tahmin raporlarına göre, küresel karbon fiber talebi 2015 yılındaki 58 binden 2022 yılına kadar 120 bin tona çıkacaktır. Benzer büyüme eğilimi karbon fiber kompozitlerde de gözlenmiştir. Bu durum, karbon fiber kompozitlerin yakıt verimli kullanımı için hafif çözümler sağlama yeteneğine atfedilmektedir [19], [48].



Şekil 2.7: Karbon fiber talebinin yıllara göre artış grafiği .

Küresel başlıca karbon fiber üreticileri Şekil 2.8’de özetlenmiştir. PAN prekürsör sistemi ile tahmini karbon fiber üretim kapasitesine göre sıralanan listede diğer bir anizotropik prekürsör olan ‘pitch’ tahmini kapasiteleri de ifade edilmiştir [10].

Üretici	Kapasite [t]	
	PAN	Pitch
Toray Industries	9100	
Toho Tenax (Teijin)	8200	
Mitsubishi Rayon/Grafil	4700	
Zoltek	3500	
Hexcel	2300	
Formosa Plastics	1750	
Cytec Engineered Materials	1500	360
SGL Carbon Group/SGL Technologies	1500	
Mitsubishi Chemical		750
Nippon Graphite Fiber		120

Şekil 2.8: Küresel karbon fiber üreticilerinin kapasiteleri.

Karbon fiberler mekanik özelliklerine göre şu şekilde sınıflandırılır;

- Ultra yüksek modül (UHM) (>500 GPa),
- HM (>300 GPa),
- Orta modül (IM) (>200 GPa),
- HT mukavemet (>4 GPa) [10].

2.1.2. Polimer Matrisler (Termoset ve Termoplastik Reçine)

Elle yatırma, reçine transferi ile kalıplama veya RTM ve otoklav gibi termoset kompozitler için bir dizi imalat yöntemi mevcuttur. Termoset reçineler, belirli bir zaman aralığında ısı uygulanarak kürlendiklerinde sertleşir. Bununla birlikte, bir termoset reçine, ısıtıldığında veya kürlendiğinde, işlem geri döndürülemezdir, bu da reçinenin sıcaklıkla şekillendirme veya kür işleminden sonra yeniden şekillendirilemeyeceği anlamına gelir. Bir termoset reçine ısıtıldığında kimyasal reaksiyon olarak reçine molekülleri arasında üç boyutlu (3-D) bağlar (kimyasal çapraz

bağlama veya bazen polimerizasyon reaksiyonları olarak adlandırılan) meydana gelir. Bu nedenle, kür sonrası, termoset reçineleri yüksek sıcaklıklarda güç ve şekillerini korumakta ve tekrar ısıtıldığında sıvı hale gelmemektedir. Ama belli bir sıcaklığın üzerinde, termoset reçinesinin mekanik özelliklerinde dramatik bir düşüş gözlenir. Bu sıcaklık cam geçiş sıcaklığı (T_g) olarak adlandırılır. T_g , zaman, sıcaklık ve basınç gibi belirli kür döngüsü parametrelerine bağlı olarak her termoset reçinesi için farklılık gösterir. Termoset reçine, kürlemeden önce düşük sıcaklıklarda sıvı halde kalabildiğinden, reçine matrisine sürekli fiber takviyeleri gömülebilir. Bu nedenle termoset kompozitler, farklı fiber takviyelerle kullanılabilme adına çeşitlendirmeye elverişlidir. Epoksi, vinil ester, furan, siyanat ester, bismaleimide, fenolik reçine ve doymamış polyester, fiber takviyeli kompozitlerde kullanılan termoset reçinelerine örnek olarak verilebilir [7].

Epoksi reçineler, en yaygın kullanılan reçinelerdir. Epoksi diğer polimer matrislerden daha pahalı olmasına rağmen, en popüler PMC matrisidir. Uzun uygulamalarında kullanılan polimer matrislerin üçte ikisinden fazlası epoksi tabanlıdır. Epoksinin en çok kullanılan polimer matris malzemesi olmasının ana nedenleri şunlardır;

- Yüksek mukavemet,
- Düşük viskozite ve düşük akış hızları, liflerin iyi bir şekilde ıslanmasını sağlaması ve işlem sırasında liflerin yanlış hizalanmasını önlemesi,
- Kür esnasında düşük uçuculuk,
- Düşük çekme oranları, epoksi ve takviye arasındaki bağın kayma gerilimine eğilimini azaltması,
- Belirli özellik ve işleme gereksinimlerini karşılamak için yirmiden fazla sınıfta konfigüre edilebiliyor olması [18].

Termoplastik kompozitler farklı üretim yöntemleri ile işlenebilirler. Örneğin, otoklav, diyafram kalıplama ve kompresyon kalıplama en yaygın kullanılan yöntemlerdir. Termoplastik reçineler, ısıtıldığında yumuşar ve soğutulduklarında da sertleşir ve katılaşır. Bir termoplastik reçine sistemini, reçinenin moleküler yapısında kimyasal bir değişikliğe neden olmadan gerektiği kadar ısıtıp soğutmak mümkündür. Bu da termoplastik reçine kompozitlerinin üretim sürecinin geri döndürülebilir olduğu anlamına geliyor. PET, polipropilen, polikarbonat, PBT, vinil, polietilen, PVC, PEI ve

naylon yaygın olarak kullanılan termoplastik reçinelere örnek olarak verilebilir. Termoplastik kompozitler, kısa lif takviyesi ile termoplastik kompozitler, kompozit endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır ve bu tür termoplastik kompozitler genellikle takviye olarak cam veya karbon fiber içerirler. Ancak, son on yıldır, özellikle otomotiv endüstrisinde uzun fiber termoplastik kompozit uygulamalar görmek mümkün olmuştur. Bu malzemelerin ayarlanabilir ve çoğaltılabilir fiber uzunluk dağılımı, yüksek verimlilik ve kısa proses süreleri gibi özellikleri malzeme yapısı ve üretim süreçleri açısından avantajları vardır [7].

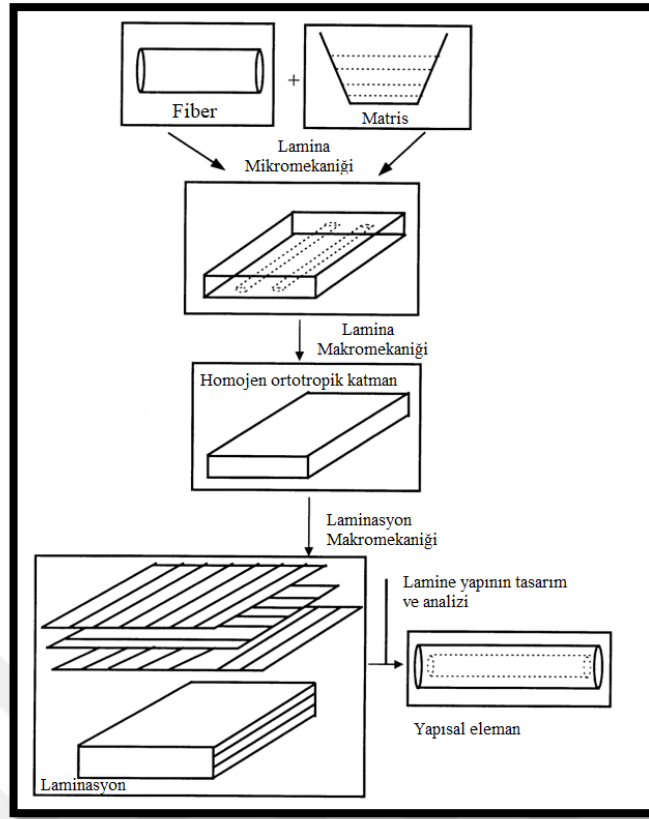
2.1.3. Kompozit Lamina ve Laminasyon Makro Mekanik İncelemesi

Lamina (katman olarak da adlandırılır), tek yönlü liflerden veya örgü liflerinden oluşan matrisle birleşmiş düz bir katmandır. Laminasyon ise kompozit laminaların üst üste serimi ile oluşur. Her katman çeşitli yönlenme ile yerleştirilebilir ve farklı malzeme sistemlerinden oluşturulabilir [12].

Bir kompozit malzeme iki veya daha fazla bileşenden oluşur; bu nedenle, bu tür malzemelerin analizi ve tasarımı metal gibi geleneksel malzemelerden farklıdır. Kompozit yapıların mekanik davranışlarını analiz etme yaklaşımı Şekil 2.9’da şematik olarak ifade edilmiştir [12].

Öncelikle, kompozit bir laminanın ortalama özellikleri, bileşenlerin ayrı ayrı özelliklerinden yola çıkarak bulunur. Bu özellikler sertlik (stiffness), mukavemet, termal ve nem genleşme katsayılarını içerir. Ortalama özellikler laminanın homojen olduğu düşünülerek elde edilir. Bu seviyede, bir lamina sertlik (stiffness) ve mukavemet gereksinimleri için optimize edilebilir. Buna laminanın mikro mekaniği denir [12].

Daha sonra tek yönlü/iki yönlü lamina için gerilme-gerinim ilişkileri geliştirilir. Yükler, lamina simetri eksenine ana yönleri boyunca veya eksen dışı uygulanabilir. Ayrıca, sertlik (stiffness), termal ve nem genleşme katsayıları ve açılı lamina mukavemetleri için ilişkiler geliştirilir. Laminanın hata ve hasar teorileri, laminanın gerilme ve mukavemet özellikleri üzerine kuruludur. Buna laminanın makro mekaniği denir [12].



Şekil 2.9: Kompozit yapıların analiz yaklaşımı şeması.

Kompozit malzemelerden üretilmiş bir yapı, genellikle birbirini üzerine serilmiş çeşitli laminalardan meydana gelmiş bir yapıdır. Tek bir laminanın makro mekaniğini bilen biri, laminasyonun makro mekaniğini geliştirir. Tüm laminasyonda sertlik (stiffness), mukavemet, termal ve nem genişleme katsayıları bulunabilir. Laminasyon hata teorisi, gerilmelere ve her laminaya uygulanan hata teorilerine dayanır. Bu kompozit analizi bilgisi kompozitlerden yapılmış yapıların mekanik tasarımının temelini oluşturabilir. [12].

Kompozit tasarımcısının parçaların temel yapısı olan "fiber + matris" karışımının geometrik ve mekanik özelliklerini tam olarak anlaması ve bilmesi temel önem taşımaktadır [12].

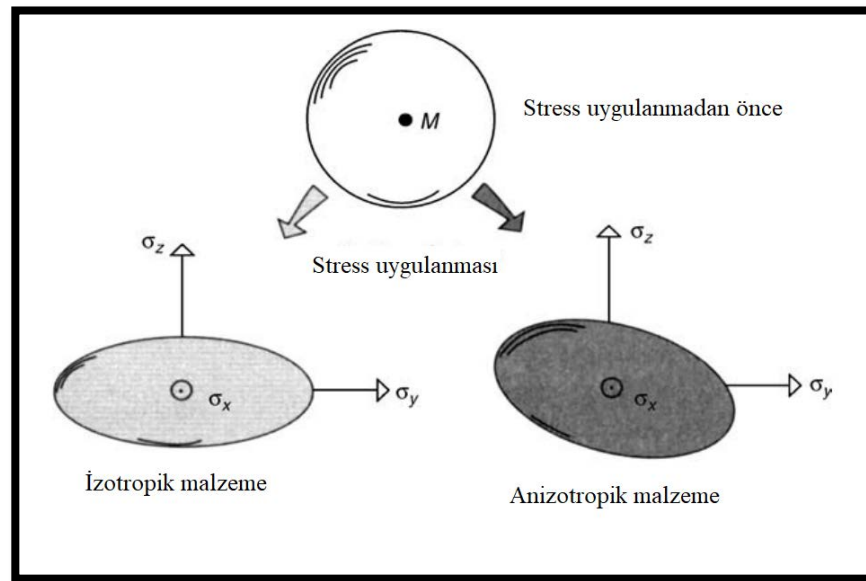
Lamina, genellikle 0,005 inç (0,125 mm) kalınlığa sahip kompozit bir malzemenin ince katmanıdır. Bir laminasyon, lamina kalınlığı yönünde bu tür laminaların bir kısmının üst üste serilmesi ile oluşturulur. Bir otomobilde yaprak yaylı süspansiyon sistemi gibi bu laminasyonlardan yapılan mekanik yapılar, eğme ve bükme gibi çeşitli yüklere maruz kalırlar. Bu tür lamine yapıların tasarımı ve analizi, laminasyondaki gerilme ve gerinim hakkında bilgi gerektirir. Ayrıca, hata ve hasar

teorileri, sertlik modelleri (stiffness) ve optimizasyon algoritmaları gibi tasarım araçları bu laminasyon gerilme ve gerinim değerlerine ihtiyaç duyar [18].

Yük altındaki elastik cisimlerin mekanik davranışları (elastiklik teorisi) incelendiğinde, aşağıdakileri dikkate almak gerekir:

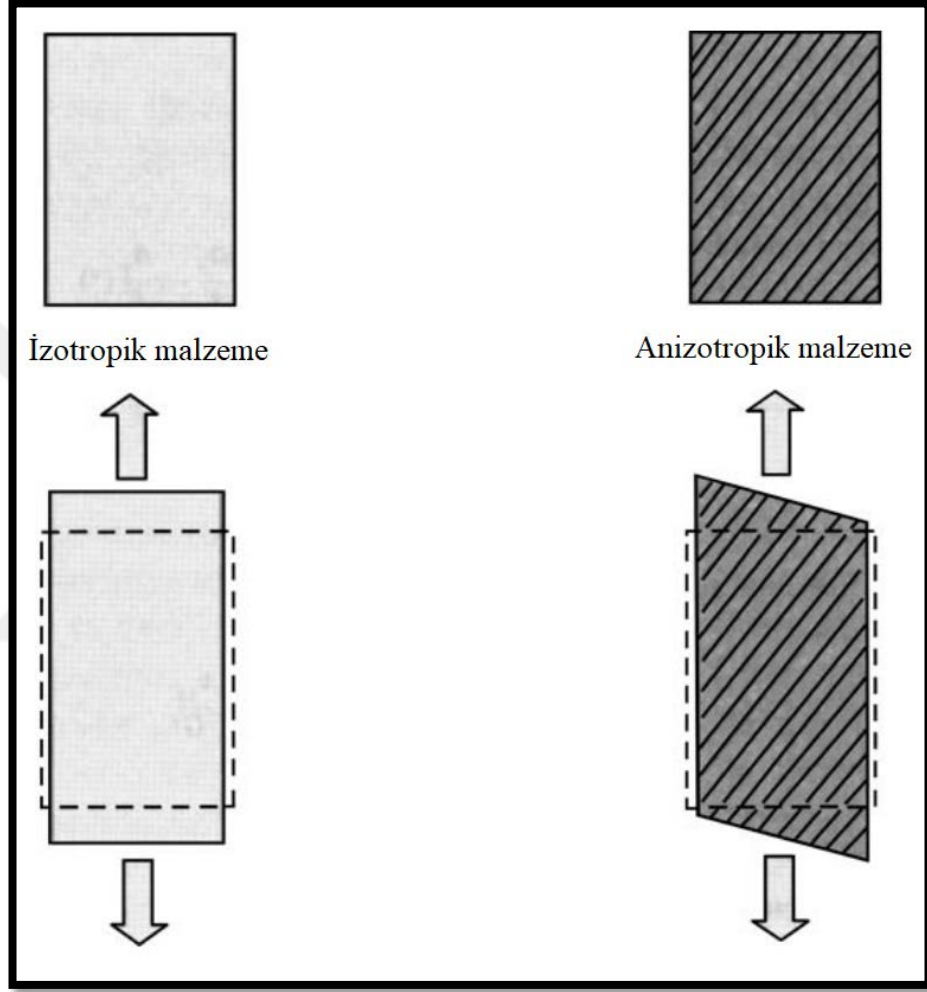
- Strese maruz kalan elastik bir yapı, geri döndürülebilir bir şekilde deforme olur,
- Yapının her bir noktasında, sadece normal gerilme olan ana düzlemleri tanımlayabiliriz,
- Bu düzlemdeki normal yönler ana gerilme yönü denir,
- Yapının bir noktasını çevreleyen küçük bir malzeme küresi yüke maruz kaldıktan sonra elipsoit olur,
- Elipsoidin ana gerilme yönlerine göre uzaysal konumu, çalışma altındaki malzemenin izotropik ya da anizotropik olup olmadığını karakterize etmemizi sağlar. Şekil 2.10 bu olguyu gösterir. Şekil 2.11 izotropik bir örneğin deformasyonunu ve anizotropik bir örneği gösterir [18].

İzotropik bir malzemenin özellikleri malzemenin her yönünde aynıdır. Örneğin, çelik malzemenin Young modülü her yönde aynıdır. Anizotropik malzemenin bir noktasında malzeme özellikleri her yönde farklıdır [12].



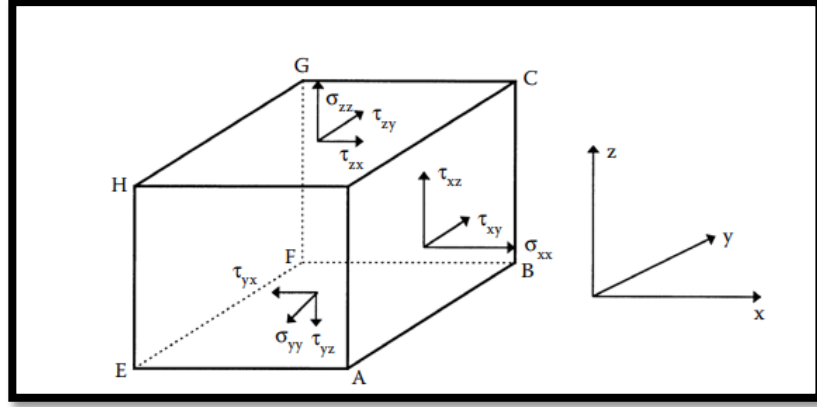
Şekil 2.10: İzotropik ve anizotropik malzeme yük altında şekil değişimi.

İzotropik bir plakaya uygulanan boylamsal yüklemenin boyuna yönde bir uzama ve enine yönde bir daralma oluşturacağını düşünebilirsiniz. Anizotropik bir plakaya uygulanan yükün aynısı, boylamsal uzantı ve enine daralmaya ek olarak açısall bir deformasyon oluşturur. Basit düzlem stresi durumunda gerilme-gerinim ilişkilerini kullanarak elastik sabitleri elde edilebilir [12].



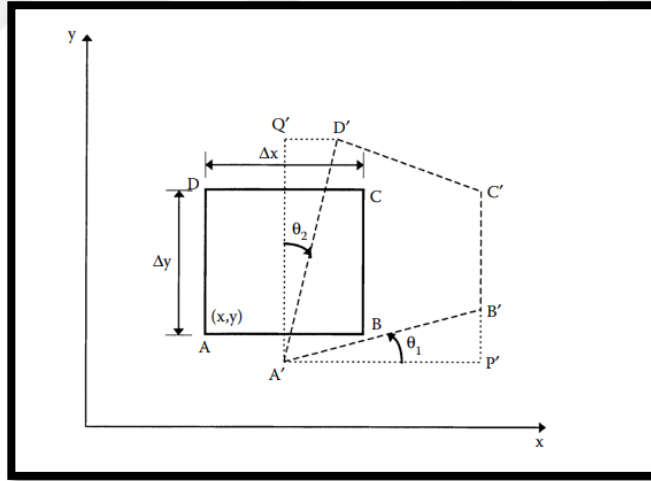
Şekil 2.11: İzotropik ve anizotropik malzeme yük altında yer değiştirmesi.

Mekanik bir yapı dış yüklere maruz kalır, bu yük yüzey ve gövde kuvvetleri olarak davranır. Bu kuvvetler yapıda iç yükler ile sonuçlanır. Yapıdaki tüm noktalarda iç yüklerin bilinmesi esastır çünkü bu yüklerin yapıda kullanılan malzemenin mukavemetinden daha az olması gerekir. Birim alan başına yükün yoğunluğu olarak tanımlanan gerilme bu bilgiyi belirler çünkü malzemenin mukavemeti gerilme cinsinden ifade edilir [18].



Şekil 2.12: Sonsuz küçük küpteki gerilmeler.

Bir yapının içindeki yüklerin bilgisi kadar dış yükler nedeniyle deformasyonlarını bilmek de önemlidir. Örneğin, içten yanmalı motordaki bir piston, akma kuvvetlerinden daha büyük gerilme oluşturmayabilir, ancak aşırı deformasyon motora hâkim olabilir. Ayrıca, yapıda gerilme bulmak genelde deformasyon bulmayı gerektirir. Bunun nedeni, bir noktadaki gerilme durumunun altı bileşeni olmasıdır, ancak sadece üç güç dengesi (her yönde bir tane) denklemi vardır [18].



Şekil 2.13: Sonsuz küçük yüzeyde normal ve kayma gerilmeleri.

Deformasyon bilgisi, gerinim cinsinden belirtilir ve yapının boyut ve geometrisine göre değişim gösterir. Bir noktadaki gerinim, genel olarak bir sağ koordinat sistemindeki sonsuz küçük bir kübik üzerinde tanımlanır. Yükler altında, sonsuz küçük küpün kenarlarının uzunluğu değişir. Küpün yüzleri de bozulur.

Uzunluk değişimi normal gerinime karşılık gelirken çarpılma, kayma gerilmesine karşılık gelir. Şekil 2.13'te, küpün yüzeyinde gösterilmiştir [18].

Üç denge denklemi, bir noktadaki altı gerilme bileşenini tanımlamak için yetersizdir. Doğrusal elastik ve bir noktada küçük deformasyon, gerilme ve gerinime sahip olan bir yapı Hooke yasası olarak adlandırılan altı eşzamanlı doğrusal denklemle ilişkilendirilir. Bir noktada 15 bilinmeyen parametre vardır; altı gerilme, altı gerinim ve üç deformasyon. Hooke yasasının altı eşzamanlı doğrusal denklemiyle birleştirildiğinde, altı gerinim-deformasyon ilişkisi ve üç denge denklemi 15 bilinmeyenin çözümü için 15 denklem verir. Gerinim-deformasyon ve denge denklemleri diferansiyel denklemler olduğundan, tam çözümler için sınır koşullarını bilmeye tabidirler [18].

Üç boyutlu gerilme durumundaki doğrusal izotropik malzeme için, Hooke'un x-y-z ortogonal sistemdeki bir noktada gerilme-gerinim ilişkileri aşağıda matris formunda belirtilmiştir [18];

$$\begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & \frac{-\nu}{E} & \frac{-\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu}{E} & \frac{1}{E} & \frac{-\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu}{E} & \frac{-\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E(1-\nu)}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{E(1-\nu)}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{\nu E}{(1-2\nu)(1+\nu)} & \frac{E(1-\nu)}{(1-2\nu)(1+\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

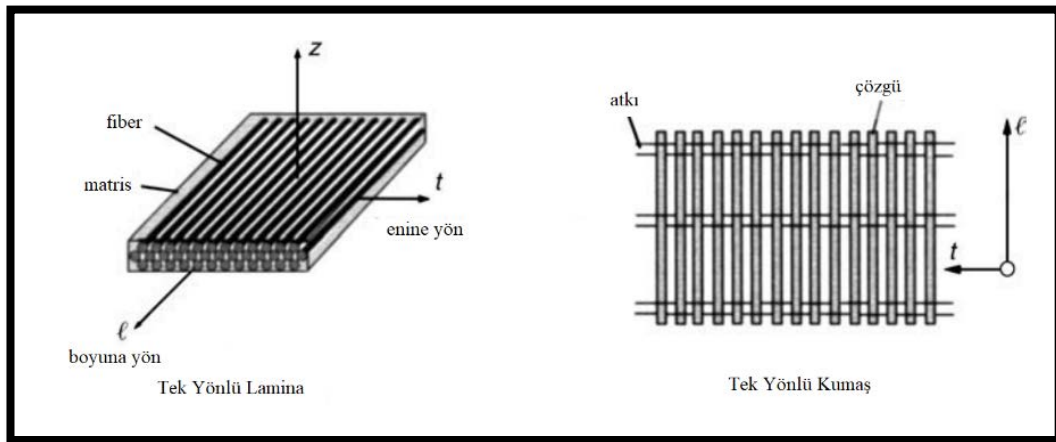
ν , Poisson oranını ifade ederken kayma modülü G , iki elastik sabiti E ve ν ye bağlı bir fonksiyondur.

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2.3)$$

Denklemdaki 6×6 matris (2.17) izotropik maddenin uyumluluk (compliance) matrisi $[S]$ olarak adlandırılır. Denklem (2.17) 'deki uyumluluk matrisini ters çevirerek elde edilen 6×6 matrise (2.18), izotropik maddenin sertlik (stiffness) matrisi $[C]$ denir [18].

Bir noktada 21 bağımsız elastik sabiti olan malzemeye anizotropik madde denir. Bu sabitler belirli bir noktada bulunduğunda, gerilme-gerinim ilişkisi o noktada geliştirilebilir. Bu sabitlerin, eğer madde homojen değilse noktadan noktaya değişebileceğini unutulmamalıdır. Bu malzeme homojen olsa bile, bu 21 elastik sabiti analitik ya da deneysel olarak bulunması gerekir. Bununla birlikte, birçok doğal ve sentetik materyaller malzeme simetrisine sahiptir ve elastik özellikler simetrisinin yönleriyle aynıdır, çünkü simetri iç yapıda vardır. Neyse ki, bu simetri bağımsız elastik sabitlerin sayısını, 6×6 sertlik $[C]$ ve 6×6 uyumluluk $[S]$ matrisleri içindeki sabitlerin bazılarını sıfırlayarak veya ilişkilendirerek azaltır. Bu, çeşitli elastik simetri türleri için Hooke yasası ilişkilerini basitleştirir [18].

2.1.3.1. Tek Yönlü Lamina



Şekil 2.14: Tek yönlü lamina.

Prepreg üreticisi, prepregler için gerçek ağırlık ve ağırlığa göre reçine yüzdesi bildirir. Farklı liflerin her biri farklı bir yoğunluğa sahiptir ve bu da aynı lif hacmi yüzdesinde farklı yoğunlukta kompozit üretimine neden olur. Fiber hacmi, üretilen kompozitlerin özelliklerini tanımlamak için kullanıldığından, ağırlık kesri ve fiber hacmi dönüşümü için aşağıdaki denklemler kullanılabilir;

$$W_f = \frac{w_f}{w_c} = \frac{\rho_f v_f}{\rho_c v_c} = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \quad (2.4)$$

$$V_f = \frac{\rho_c}{\rho_f} W_f = 1 - V_m \quad (2.5)$$

- W_f : Fiber ağırlık kesri
- w_f : Fiber ağırlığı
- w_c : kompozit ağırlığı
- ρ_f : Fiber yoğunluğu
- ρ_c : Kompozit yoğunluğu
- v_f : Fiber hacmi
- V_f : Fiber hacim kesri
- V_m : Matris hacim kesri
- ρ_m : Matris yoğunluğu

Kompozit bir yapıda çoğu fiber tipinin mekanik ve fiziksel özelliklerini raporlamaya elverişli, kolayca elde edilebilen ve tekrarlanabilir fiber yüzdesi %60'tır. Farklı fiber hacimlerinde ve farklı fiberler için enine yönde, kayma ve basma özellikleri matrisin ve lifin etkileşimine bağlı olarak değişkenlik gösterecektir. Bu değerler, çeşitli yönlerde serilmiş fiberlere sahip bir laminasyonun özelliklerini hesaplamak için kullanılabilir. Bunu yapmak için lamina yönlenmesini ifade eder bir metot tanımlanmalıdır [31].

2.1.3.2. Örgü Elyaf Lamina

Kumaşlar iki dik yönde yönlendirilmiş liflerden oluşur: biri çözgü (warp), diğeri ise atkı (weft) yönü olarak adlandırılır. Atkı iplikleri, sabit bir deseni izleyerek, çözgü ipliklerinin altından ve üstünden geçerek birbiri üzerine dokunur. Şekil 3.9a, her atkı

Plain dokuma Satin dokuma Twill dokuma

Şekil 2.15: Örgü elyaf lamina.

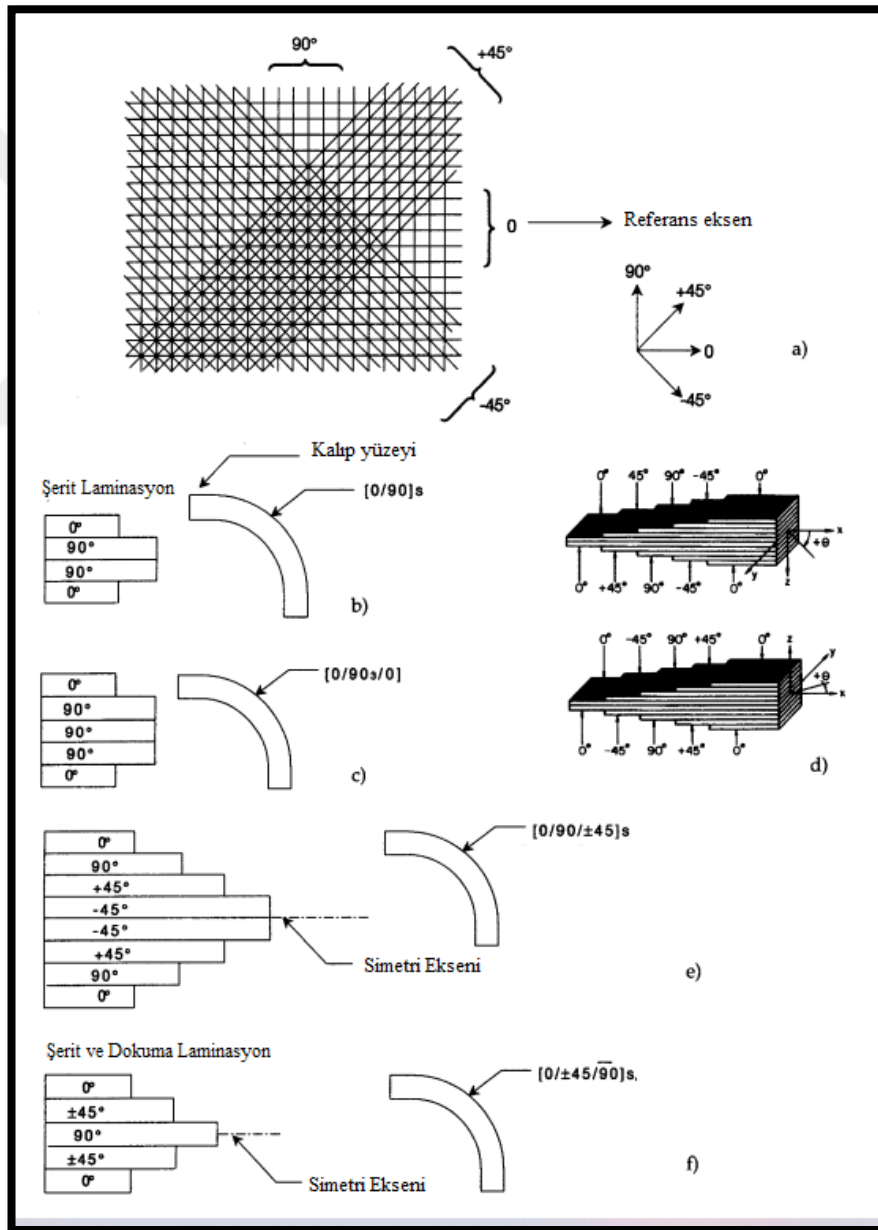
2.1.3.3. Lamina Yönlenmesi

Modern kompozit kullanmanın avantajlarından biri, fiberlerin farklı yük gerekliliklerine yanıt verecek şekilde yönlendirilebilme potansiyelidir. Bu, kompozit tasarımcının malzemeyi, her laminadaki fiber yönlerini ve laminaların nasıl düzenlendiğini (stack-up ve serim planı) göstermesi gerektiği anlamına gelir [31].

Geometrik orta düzlem, laminasyonun simetrik olup olmadığını belirlemek için referans yüzeydir. Genel olarak, düzlem dışı gerinimlerin, laminasyon bükülme ve gerilmelerinin, analizin karmaşıklığının azaltılması için, simetrik laminasyonlar kullanılmalıdır. Ancak, bazı kompozit yapılar geometrik simetriye ulaşabilir, bu yüzden tek bir lamina üzerinde simetri, eğer üretimi sınırlıyorsa, gerekli değildir. Orta

düzlem simetrik laminasyon oluşturmak için orta düzlemin üzerindeki her katman için orta düzlemin altında aynı katman (aynı kalınlık, malzeme özellikleri ve açısal yönlendirme) bulunmalıdır [31].

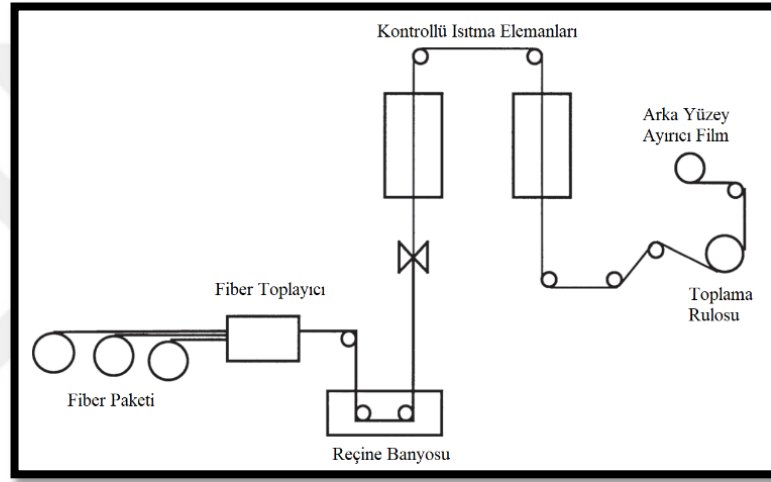
Tüm laminasyonlar düzlemde ortotropik davranışlar elde etmek için dengelenmelidir. Dengeyi sağlamak için, +8 pozitif açıyla ortalananmış her katman için aynı kalınlığa ve malzeme özelliklerine sahip -8 oranında benzer bir katman olmalıdır. Laminasyon yalnızca 0° ve/veya 90° katmanlar içeriyorsa, denge için gerekli koşulları sağlar. Laminasyonlar orta düzleme göre simetrik olup dengeli olmayabilir veya tam tersine dengeli ama asimetrik olabilir [31].



Şekil 2.16: Farklı lamina yönlenmeleri gösterimi.

2.1.4. Prepreg Yapısı

Prepreg, belirli oranda polimer matris (reçine) emdirilmiş liflerden oluşan kürlemeye hazır üründür. Prepregler, 3 ile 50 in  arasında standart genişliklerde bulunurlar. (76 ila 1270 mm). Polimer matrisin termoset mi yoksa termoplastik mi olduğuna bağlı olarak prepreg, bir buzdolabında veya oda sıcaklığında saklanır. Prepreglerin manuel veya mekanik olarak farklı yönlerde serimi ile kompozit yapılar oluşturulabilir. Akabinde yüksek basınç ve sıcaklıklar altında vakum torbalama ve kürleme işlemi ile parça üretimi gerçekleştirilebilir [18].



şekil 2.17: Prepreg  retim akışı.

şekil 1.14'te, bir prepregin nasıl üretildiğinin şeması gösterilmektedir. Bir dizi lif reçine banyosundan geçirilir. Daha sonra, reçine emdirilmiş lif yapısının k r tepkimesini geliştirmek amacıyla (A fazından B fazına geçiş) ısıtılır. Termoset reçinelerin    fazı vardır: A, B ve C. Reçineler, reçinenin katı ya da sıvı olabileceği, ancak ısı uygulandığında akabileceği A fazında üretilir. B fazı, termoset reçine ile prepreg üretilirken reaksiyonun orta aşamasıdır. Bu aşama, grafik/epoksi gibi kompozit katmanların kolay işlenmesini sağlar. C fazı, termoset reçine reaksiyonunun son aşamasıdır. Bu faz, kompozit parça üretimi esnasında kompozit katmanların k rlenilişi esnasında meydana gelir. Re ineyi tamamen k rlemek için B fazında ısı ve basınç uygulanabilir. Bu aşama geri döndürülemez ve çözünmez sertleşmiş yapı ile sonuçlanır. B fazına geçmiş prepreg makaraya sarılarak sırtına bir ayırıcı film uygulanır. Ayırıcı film, prepreglerin depolama sürecinde birbirlerine yapışmasını önler [18].



Şekil 2.18: Reçinenin karbon kumaşa emdirilmeden önceki hali.

Polimer matris kompozit imalat teknikleri, filament sargı (genellikle boru ve tankların kimyasalları işlemesi için kullanılır), otoklav (düşük boş içerik ve yüksek kalitenin önemli olduğu yapılar için karmaşık şekiller ve düz paneller yapmak için kullanılır) ve reçine transfer kalıplama (kısa üretim koşulları gerekli olduğundan otomotiv endüstrisinde yaygın olarak kullanılır) şeklinde üç ayrı kısımda incelenebilir [18].

Prepreglerin ıslak serime göre avantajları;

- Prepregler kuru liflerin tutunma hasarını azaltır,
- Kısa liflerin daha iyi dağılmasını sağlayarak laminasyon özellikleri daha gelişmiştir,
- Prepregler, karıştırılması zor veya özel reçine sistemlerinin kullanımına izin verir,
- Kullanımdan önce analiz fırsatı bulunduğu için daha fazla tutarlılığa uygundur,
- Isıl proses, liflerin düzgün şekilde yerleşmesi ve reçinenin hareketi ve kürlemeden önce gazdan arındırmak için daha fazla zaman sağlar,
- Yüksek kür basıncı boşlukları azaltır ve fiber ıslatmayı iyileştirir,
- Çoğu prepreg, prosesleri iyileştirmek için özel sistemler olarak optimize edilmiştir [31].

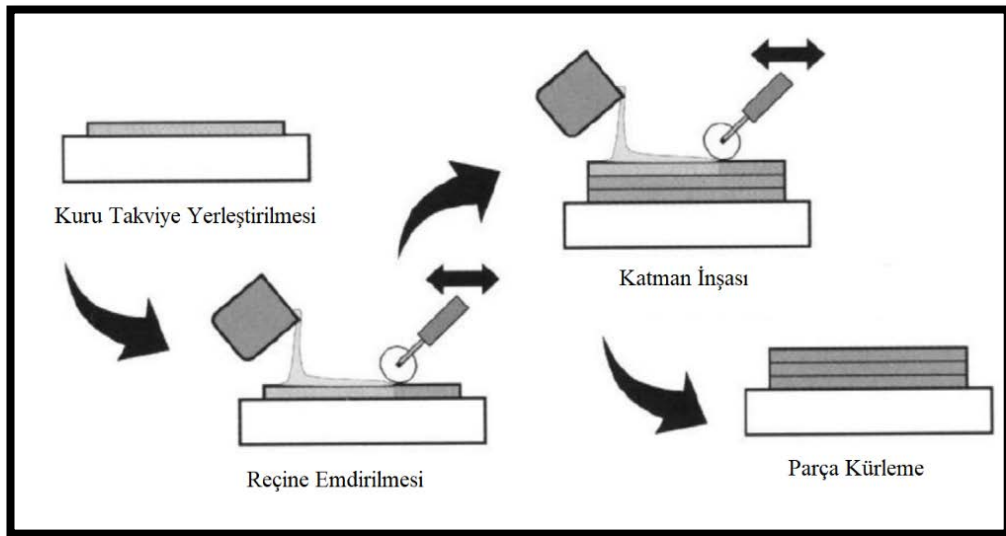
2.2. Kompozit Parça Üretim Yöntemleri

Üretimde, sürekli fiber kompozitler gerekli mukavemet özelliklerini sağlamak adına katmanların istenilen yönlere yönlendirilmesi ile lamine edilir. Bu yapı, farklı serim kombinasyonlarının gerçekleştirilebileceği laminasyon olarak adlandırılır. Örneğin, simetrik ve dengeli bir laminasyonun orta düzlemine göre simetrik bir serim seti vardır [7].

Kompozit sanayide, çeşitli üretim süreçleri mevcuttur ve her sürecin uygulanması maliyet, tasarım kriterleri, gerekli kalite ve miktar gibi farklı parametrelere bağlıdır. Kalıplar yardımıyla belirli üretim yöntemleri kullanılarak üretimi gerçekleştirilen kompozitler frezeleme ile son şekillerini alıp delik delme işlemleri ile montaj operasyonlarına hazır hale getirilmektedir [11]. Termoset ve termoplastik kompozitler için önemli üretim süreçlerinden bazıları aşağıdaki paragraflarda açıklanacaktır.

2.2.1. Elle Yatırma

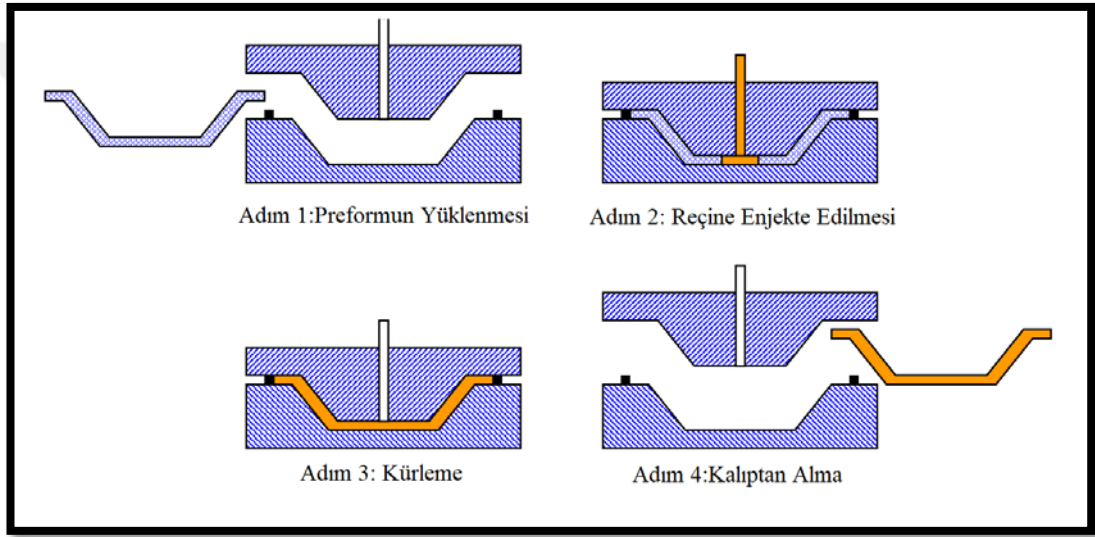
Elle yatırma yönteminde çoğunlukla örgü kumaşı ya da kuru takviye, kalıba elle yerleştirilir. Elle yatırma işlemi sırasında, düşük viskozite reçinesi her bir katmanı beslemek için kullanılır. Üretilmesi planlanan miktarlar küçük olduğunda bu yöntem uygulanabilir [7].



Şekil 2.19: Elle yatırma yöntemi şematik gösterimi.

2.2.2. RTM

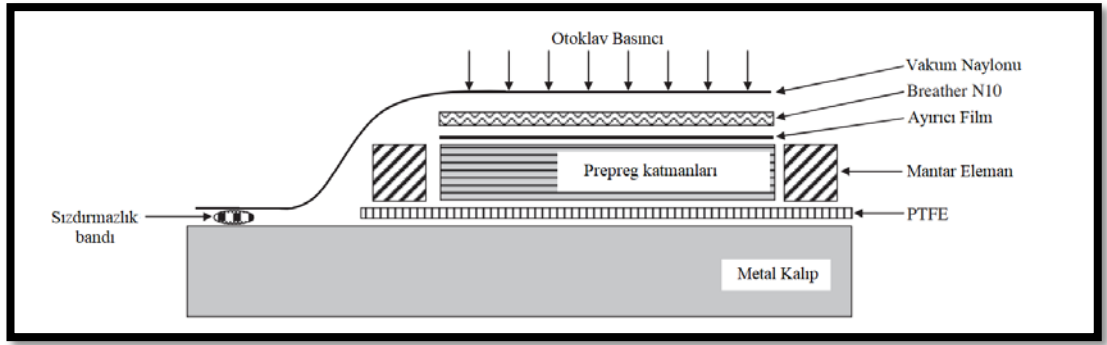
Termoset kompozitler için sıvı şekillendirme işlemlerinden biri olan reçine transfer kalıplama (RTM) işleminde, kuru bir laminasyon metal iki parçalı bir kalıba yerleştirilir ve kalıp parçaları birbirine üzerine kapatılır. Sonra, basınçlı düşük viskozite reçine giriş kanalları kullanılarak kalıbın içine infüze edilir. Kalıbın içinde sıkışan havanın çıkışını kolaylaştırmak için, bazen belirli hava deliklerinde vakum uygulanır. Bu yöntemle çok sıkı toleranslar elde edilebilir. Ayrıca, gerektiğinde kalıbın içine ısıtıcılar yerleştirilerek kürleme işlemi hızlandırabilir [7].



Şekil 2.20: RTM prosesi şematik gösterimi.

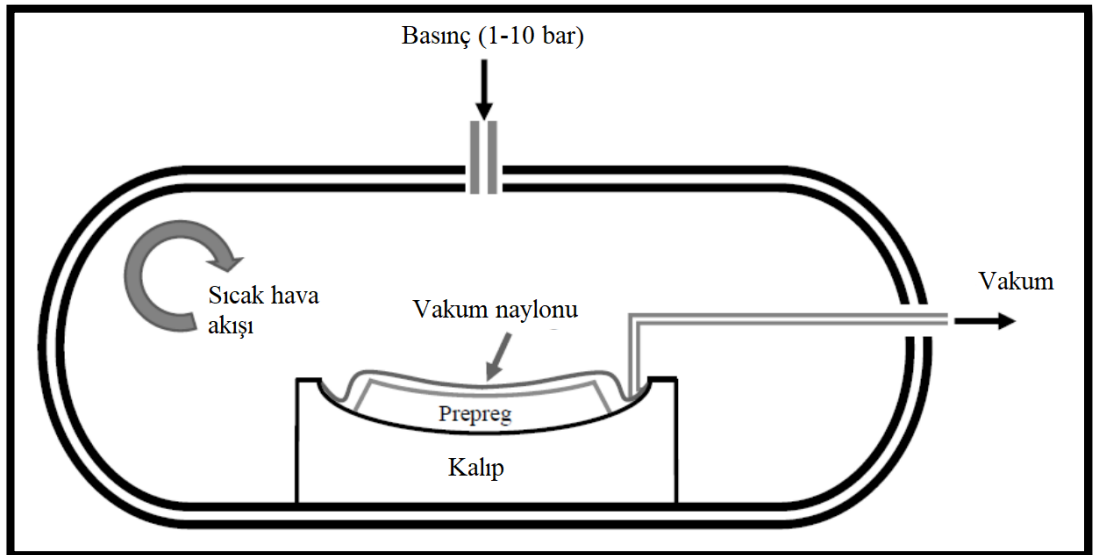
2.2.3. Otoklav

Kompozitler için bir diğer önemli üretim süreci olan otoklav prosesi, genellikle havacılık sanayisinde tercih edilir. Bu yöntemle yüksek kaliteli kompozit parçalar üretilir. Ancak bu yöntem ciddi zaman gerektiren bir yöntemdir. Otoklav prosesinin ana adımları şu şekilde sıralanabilir; prepreg hazırlanması, kalıp hazırlanması, prepreglerin parça üretilmek üzere kalıba yerleştirilmesi, parçanın kurlenmesi, parçanın kalıptan çıkarılması ve parça kontrolü [7].



Şekil 2.21: Otoklav proses öncesi vakuma alma işlemi.

Prepregler, tasarlanan boyutta ve her katman için istenen yönlerde kesilir. Kalıbın üzerine serim konfigürasyonuna göre yerleştirilirler. Daha sonra prepreg, kompozitin kurlenmesi için kalıpla birlikte vakum ile paketlenir. Son olarak, vakum torbalanmış montaj, ısı ve basınç uygulandığı otoklav içine konur ve belirli bir kür döngüsünde prosese tabi tutulur. Diyafram kalıplama termoplastik kompozitler üretmek için uygulanan bir termoform sürecidir. Bu işlem sırasında, düz laminasyon bir ön forma iki diyafram arasında konumlandırılır ve bu bir kalıba kısıılır. Daha sonra laminasyon, diyafram ve kalıp içeren üretim montajı bir otoklav makinesine yerleştirilir. Gerekli proses sıcaklığı ve basınç otoklav ortamında uygulanır. Otoklav kullanımı nedeniyle, bu süreç yüksek kaliteli ürünler verir [7].

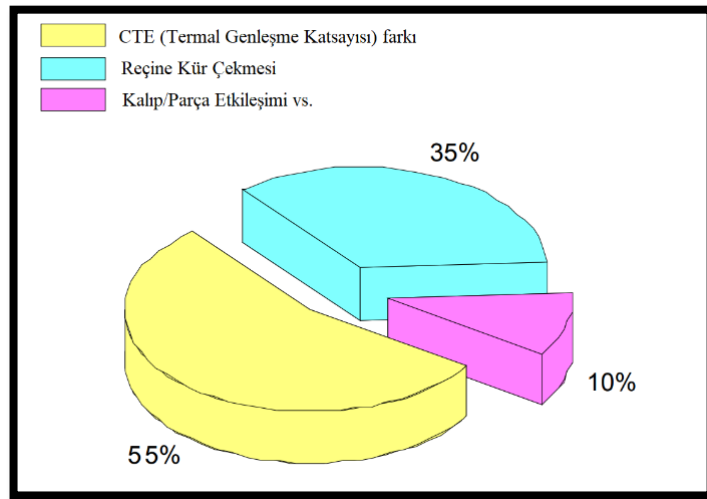


Şekil 2.22: Otoklav proses şeması.

2.3. Otoklav Proses Kaynaklı Deformasyonlar

İstenilen formu vermek üzere işlenebilen, bükülebilen veya preslenebilen metallere farklı olarak, kompozitler için malzeme nihai parça formunda şekillenir. Kompozit malzeme bileşenleri, işlem sırasında karşılaşılan çevresel koşullardaki değişikliklere farklı tepkiler verir. Kimyasal olarak, takviye lifler proses döngüsü sırasında önemli bir değişiklik yaşamazlar. Diğer tarafta termoset polimer matrisi polimerizasyon sırasında %6 'ya kadar daralır. Kimyasal deformasyonların yanı sıra, kütleme esnasında termal deformasyonlar da vardır. Takviye lifler fiberin eksenine boyunca soğuma esnasında çok az termal deformasyon gösterir. Diğer taraftan, polimer matris, daha yüksek bir termal genişleme katsayısına sahiptir. Kompozitlerin bileşen malzemeleri, kütleme sonrası sürekliliği korumak için iyi bir şekilde bağlanmış ve düzgün bir şekilde deforme edilmiş olması gerektiğinden, bu deformasyonlar kompozit içinde dengelenir ve artık gerilimler tetiklenir. [8].

Boyut değişimlerine neden olan faktörler arasında reçinenin kür esnasında hacimsel daralması, fiber ve matrisin termal genişleme katsayılarındaki uyumsuzluk ve kalıp-parça etkileşimi ve işleme kusurları sayılabilir. Tipik kompozit parça için bu parametrelerin katkıları Şekil 2.23'te gösterilmiştir [8].

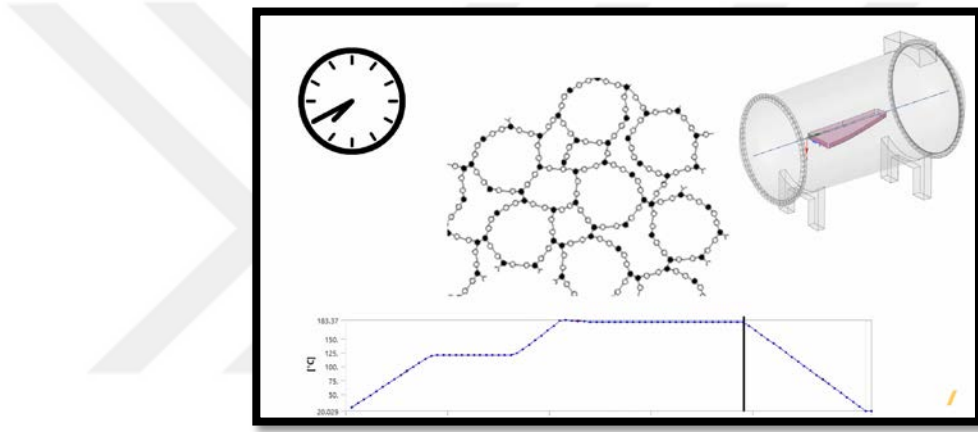


Şekil 2.23: Etkin parametrelerin deformasyona etkilerinin yüzdesel dağılımı.

Fiber takviyeli malzemelerin anizotropik yapısından dolayı, termal genişleme katsayıları ve mekanik özellikleri fiber yönlendirmeye hassastır. Bu nedenle, lamina serim planı çarpılmaları etkileyen önemli bir faktördür. Asimetrik serimler için artık

gerilmeler kalınlık yönü boyunca dengelenmez ve yük momenti tetiklenir. Bu yük momentleri büyük çarpımalara neden olabilir. Simetrik laminasyonlar için, artık gerilmeler kalınlık yönü boyunca dengelenir ve deformasyonlar çoğunlukla termal genişleme katsayısının boyuna ve enine yönlerdeki farkından kaynaklanır [8].

Kompozit malzemelerde meydana gelen “warpage” ve “spring-in” gibi deformasyonlar tekrar işleme ihtiyaçları ile proses maliyetlerini artırır. Ayrıca bu deformasyonlar matris mikro çatlaklarına neden olur ve mekanik özellikleri zayıflatır. Deformasyonlar genellikle kompozit parçaların montaj işlemini zorlaştırır. Bu nedenle, parça kalitesini artırmak, maliyeti düşürmek ve montaj için tolerans gereksinimlerini sağlamak adına etkili boyut kontrolü son derece arzu edilir [8],[47].

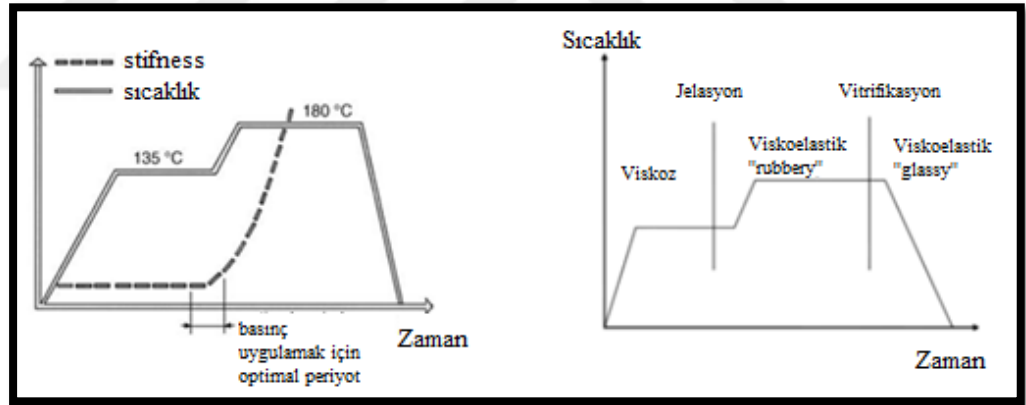


Şekil 2.24: Otoklav, kür profili ve polimerizasyon şematik gösterimi.

Kompozit imalat için geleneksel boyut kontrol işlemleri doğru ve kullanışlı modellerin olmaması nedeniyle çoğunlukla deneme-yanılma yaklaşımlarına dayanmaktadır. Sonlu eleman analizi (FEA) mühendislik analizi için etkili ve yaygın olarak kullanılan bir araç olmasına rağmen, kompozit modelleme için FEA, daha karmaşık geometrik modelleme ve kafes işleminin yanı sıra kompozitlerin katman tabanlı yapısı nedeniyle daha büyük miktarda parametre giriş çalışması gerektirir. Bu, kullanıcılar için kapsamlı FEA bilgisine ve becerilerine ihtiyaç duyar. Geometri karmaşık hale geldiğinde ve düğüm ve elementlerin sayısı arttığında hesaplama genellikle zaman alır. Tüm bunlar onun endüstrideki uygulamalarını kısıtlıyor. Bu nedenle, tasarım aşamasında erkenden pratik ve proaktif boyut kontrolü elde etmek için kompozit tasarım için kullanışlı bir mühendislik aracı geliştirmek son derece arzu edilir [8].

2.3.1. Etkin Parametreler

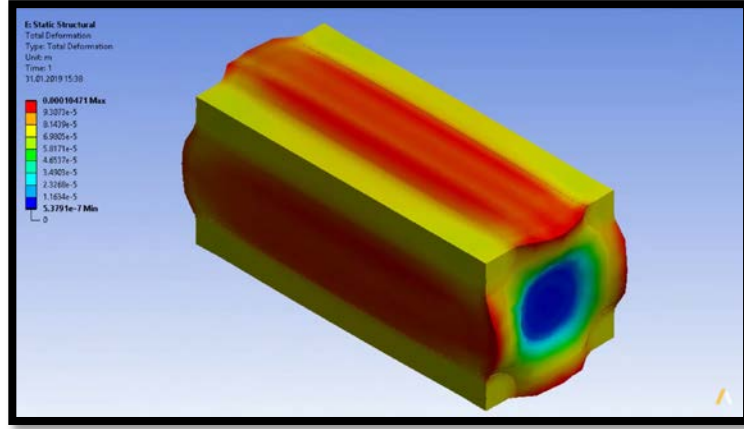
Kürleme esnasında, reçinede biriken gerilim artar. Kür prosesinin ilk aşamalarında, viskoz halindeki termoset reçinesi kayda değer stresleri koruyamaz. Reçine, ‘rubbery’ durumuna dönüştüğünde, önemli miktarda katılık (bulk) modülüne erişerek kalıp nedeniyle üç boyutlu olarak kısıtlanan alanda hidrostatik gerilmeler ortaya çıkabilir. [30, 37] Bu işlem, kürleme sürecinin ilk aşamalarında kalın kompozitlerde çatlaklar oluşturabilir. Vitrifikasyondan sonra, ‘glassy’ durumundaki bir reçine için Young modülü ve kayma modülü değeri, aynı reçinenin ‘rubbery’ durumundaki değerinin yüz katı kadardır. [37] Bu nedenle, vitrifikasyon reçinesi elastik bir katı gibi davranır ve termal gerinimler çapraz bağ reaksiyonları (polimerizasyon) nedeniyle kimyasal gerinimlere (kür çekme gerinimi) göre çok daha baskındır. Termal genleşme katsayısındaki (CTE) anizotropi, reçine kür çekmesi ve kalıp-parça etkileşimi gibi kompozit parçalarda şekil bozukluklarına artık gerilmelere neden olan farklı mekanizmalar vardır [7].



Şekil 2.25: Otoklav prosesinde sertlik ve viskozite değişimleri.

2.3.1.1. Termal Genleşme Katsayısı (CTE)

Anizotropik termal genleşme katsayısı (CTE) nedeniyle artık gerilmeye neden olan üç mekanizma vardır. Bu mekanizmalar sırasıyla fiber ve matris düzeyinde (mikro mekanik düzey), lamina düzeyinde ve laminasyon düzeyindeki diferansiyel termal genişleme özelliklerine bağlıdır [7],[47].



Şekil 2.26: Fiber-reçine genleşme farkını ifade eder nümerik analiz modeli.

İlk mekanizmada, polimer-matrisin termal genleşme katsayısının (CTE) genel olarak lif termal genleşme katsayısından (CTE) daha yüksek olduğu belirtilir. Buna ek olarak, lifler genellikle ortotropik termal genişleme katsayılarına sahiptir. Bu, bir lifin termal genleşme katsayısının (CTE) benzersiz ve birbirine dik olan üç yönde bağımsız olduğu anlamına gelir. Bu etkenler mikro mekanik düzeyde artık gerilmelere yol açar, çünkü parça, kür sıcaklığından oda sıcaklığına soğutulur. Bu seviyede gelişen artık gerilmeler şekil bozulmalarına fazla katkıda bulunmamaktadır, ancak bunlar matris çatlama ilerlemesine neden olabilir ve kompozitlerin mekanik özellikleri üzerinde olumsuz bir etkiye neden olabilir [7].

Tek yönlü lifler, örgü elyaf liflerine göre çok daha büyük termal genleşme katsayısına (CTE) sahiptir çünkü lif yönü lifler tarafından domine edilirken, enine yönler reçine tarafından domine edilir. Dahası, tek yönlü kompozit malzemelerin mekanik sertlik (stiffness) özellikleri, fiber yönüne göre enine yönde çok daha zayıftır [37]. Bu nedenle, ikinci mekanizmada, bir laminanın sıcaklığı arttığında, enine genleşme fiber yönünde gözlenen genleşmeden daha fazladır ve sonuç olarak ilk düz düzlemde “warpage” ile karşılaşılır [7].

Üçüncü mekanizma ikinci mekanizmaya benzer ama bu sefer laminasyon seviyesindedir. Laminasyonlar, fiber baskın boylamsal termal genleşme katsayısına kıyasla daha yüksek enine termal genleşme katsayısına sahip olduklarından, sıcaklık gradyanı ile deforme etme eğilimindedirler. Ancak, laminasyonun enine genleşmesi büyük ölçüde serim planı konfigürasyonuna bağlıdır. Başlangıçta düz bir laminasyon simetrik ve dengeli ise, lamina enine genleşmesi, serim setinden (lay-up) ve termal genleşme katsayısındaki anizotropiye bağlı ‘warpage’ gözlenmemesinden bağımsız

olarak birbirini iptal edecek şekilde tüm uzuma-bükülme eşlemeleri ortadan kaldırılır. Bu durum, dengeli laminasyona sahip bir serim dizisine bir gerilim kuvveti uygulandığında, gerilme-kayma eşlenik etkisinin nötralize edilmesi durumuna benzer [7].

Bununla birlikte, köşeli bir laminasyon için, simetrik ve dengeli bir serim yapılandırması olması, termal genleşme katsayısındaki anizotropi nedeniyle “spring-in” şekil deformasyonunu engellemez, çünkü laminasyonun nötr eksen köşe radyusu nedeniyle orta düzlemden kaydırılır [7].

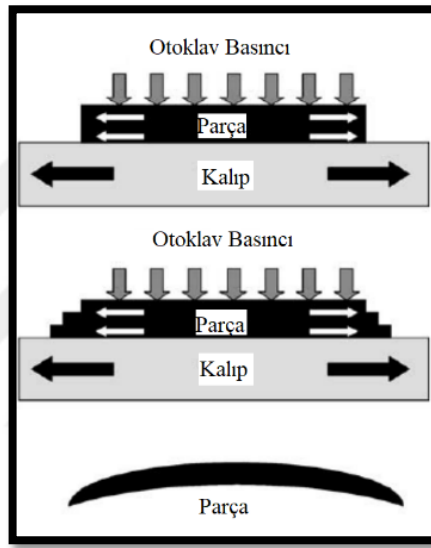
2.3.1.2. Reçine Kür Çekmesi

Kürleme esnasında reçine molekülleri arasındaki kimyasal reaksiyonlar nedeniyle reçineler hacim olarak daralır. Tipik epoksi reçine için hacimsel küçülme, tam olarak kürlendiğinde %6-7 civarındadır. Dahası, reaksiyon kinetiği, ısı transferleri ve reçinenin düşük termal yayılımı arasındaki güçlü bağlantı nedeniyle kürleme esnasında termal ve kimyasal dönüşüm geçişleri gözlenir. Kalın laminasyonlarda, kalınlık yönündeki termal geçişler kür prosesi üzerinde önemli etkilere sahiptir ve reçine kür çekme eğilimini değiştirebilirler [41]. Düzgün bir reçinenin yüzeyi ve çekirdeği arasındaki kür derecesi farkı, toplam kür derecesinin %15'ine ulaşmaktadır [40]. Bu, reçinede artık gerilmelere ve kür geçişlerine neden olur ve mekanik özelliklerde değişime yol açar. Buna ek olarak, kimyasal çekme, düzlem içi ve enine yönler arasında oluşan farklı kimyasal daralma nedeniyle köşeli veya silindirik laminasyonlarda şekil bozukluklarına neden olur. Kür çekmesi, farklı kür döngüleri kullanılarak minimize edilebilir. Bu amaçla, kür döngüsünün zaman ve sıcaklık parametreleri değiştirilir. Bununla birlikte, kür döngüsü parametrelerinin artık gerilmeleri azaltmak için değiştirilmesi her zaman uygulanabilir değildir, çünkü kür sürecinde bir artış olabilir veya proses sonunda istenmeyen mekanik özellikler elde edilebilir. [7].

2.3.1.3. Kalıp-Parça Etkileşimi

Serim konfigürasyonuna bakılmaksızın, düz kalıplarla üretilen laminasyonlarda içbükey çarpılma mekanizması olan “warpage” meydana getirir. Kalıplar

kompozitlerle karşılaştırıldığında genellikle daha yüksek termal genleşme katsayısına (CTE) sahiptir. Bu koşullar altında hem kalıp hem de kompozit parça, otoklav içindeki sıcaklık değişikliklerine maruz kalır ve kalıba yakın katmanlar, kalıptan uzak olan katmanlardan daha fazla uzanır. Bu tekdüze olmayan gerinim dağılımı, kürleme esnasında kompozit viskozite ve mekanik özellikleri değiştiğinden kompozit parçalarda artık gerilmelere neden olur. Kalıptan alma işleminden sonra, kompozit parça Şekil 19'da gösterilen mekanizmaya göre çarpılır. Kalıp-parça arabirimindeki sürtünme kuvvetlerine bağlı olarak, kalıp ve parça arasında göreceli bir kayma vardır ve bu da şekil bozulmasına neden olur [7].



Şekil 2.27: Kalıp-parça etkileşimi.

2.3.1.4. Artık Gerilmeler

Artık gerilmeler termal genleşme ve kompozit kimyasal çekmesinden kaynaklanır. Artık gerilmelerin geleneksel analizleri, kür sıcaklığı ile ortam sıcaklığı arasındaki dengeli farkı temel alır ve kür süreci tamamlanmadan önce herhangi bir stres gelişimi gerçekleşmez [8].

Bu analizler, ince laminasyonlarda artık gerilmeleri tahmin etmede oldukça başarılıdır. Ancak, kür esnasında karmaşık sıcaklık ve kür derece geçişlerinin geliştiği kalın kompozit laminasyonlarda proses kaynaklı streslerin tahmin edilmesi için uygun değildir. Önceki çalışmalara dayanarak Bogetti ve Gillespie, kalın termoset kompozit laminasyonlarda proses kaynaklı gerilme ve deformasyon üzerine bir çalışma

sundular. Tek boyutlu bir kür simülasyon analizi, sıcaklık ve kür derecesindeki karmaşık geçişler, proses kaynaklı artık gerilmeler ve deformasyonlar arasındaki ilişkileri incelemek için artırılmış laminasyon levha teorisi modeline bağlanmıştır [8].

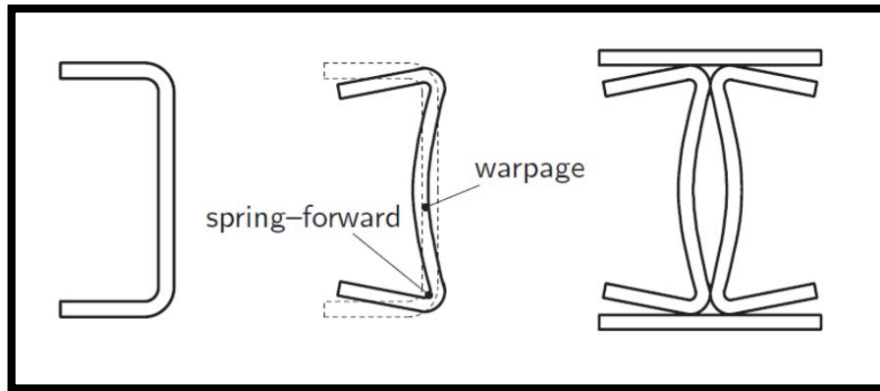
Deneyisel çalışmalar, artık gerilmelerin nihai ürünün mekanik performansları üzerindeki etkisinin boylamsal ve enine gerilme kuvveti ve delaminasyon özellikleri açısından yararlı, düzlem içi kayma mukavemetin açısından zararlı olabileceğini göstermiştir [8].

2.3.2. Çarpılma Mekanizmaları

Üretimde deformasyonlar genellikle düz ve tek kavisli yapılarda “warpage” olarak belirtilirken açılı yapılarda “spring-in” olarak ifade edilirler. Üretilecek parçanın köşe bölümleri genellikle kalıbın karşılık gelen açısından daha küçük bir açıyla çıkar ve bu mekanizmaya “spring-in” adı verilir. Diğer yandan “warpage” mekanizması düz bir levhanın burkulması veya şekil bozulmasıdır. İlgili mekanizmalar Şekil 2.28’de gösterilmiştir [25].

Polimerizasyon esnasında lif ve reçinenin termo mekanik özelliklerinin uyumsuzluğu ve reçinenin hacimsel daralması nedeniyle, düz bir panelde ‘warpage’ çarpılması ve eğimli bir flanşta “spring-in” yaylanması gibi beklenmedik boyutsal değişimlere neden olan artık gerilmeler kompozit yapı içerisinde gelişir [41].

Kavisli veya açılı termoset kompozit laminasyonlar üzerindeki “spring-in” etkisi, otoklav işleminden sonra kalıptan çıkarıldığında laminasyondaki küçülmeye bağlı oluşan içbükey açının ölçüsüdür [30].



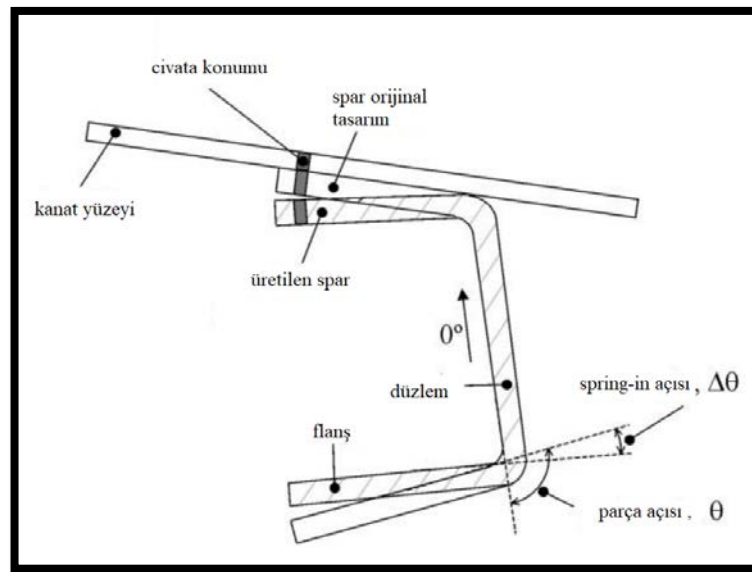
Şekil 2.28: “Spring-in” ve “warpage” mekanizmaları gösterimi.

Karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) üretimi, otoklav kür döngüsünün ardından, “spring-back” olarak da adlandırılan kalıcı deformasyonu tetikler [26].

“Spring-back” mekanizması, otoklav kür sürecinde oluşan iç stresin bir sonucu olarak meydana gelir. Artan iç gerilimler üç farklı mekanizmadan kaynaklanır: kimyasal mekanizma, termomekanik mekanizma ve kalıp ve kompozit laminasyon arasındaki etkileşim arasındaki etkileşim [26].

Çeşitli üretim parametreleri, “spring-back” mekanizmasını önemli ölçüde etkiler. Bu parametreler 2 kategoriye ayrılır: içsel ve dış parametreler. İç parametreler laminasyonun fiziksel özelliklerinden oluşurken (uzunluk, kalınlık, düzlem ve geometri, dış parametreler ise üretim süreci parametreleridir (kalıp malzemesi, kalıp yüzey kalitesi, kür çevrimi ve otoklav basıncı). Geçmiş çalışmalardan elde edilen iç parametrelere ilişkin bulgular, laminasyon uzunluğu ve kalınlığının “spring-back” üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir [26].

“Spring-in”, otoklav prosesli üretilen açılı parçalarda sıkça gerçekleşirken, yapı tasarımına ve proses şartlarına bağlı olarak “warpage” herhangi bir sorun teşkil etmeyebilir. “Spring-in”, eşleşen yüzeylerde yetersiz uyumlar nedeniyle montajda sorunlara neden olur ve bu sorunu telafi etmek için daha önceki deneyimlere bağlı olarak kalıpta tasarımında bir telafi faktörü geliştirilir. Ancak, “spring-in” mutlak büyüklüğünü tahmin etmek zordur ve genellikle üretime bağlı değişkendir. Şekil 2.29, “spring-in” mekanizmasının bir spar flanşının spar ve kanat yüzeyi arasındaki bağlantı yerlerinin uyumu üzerindeki etkisini şemasını gösterir [1].



Şekil 2.29: Deforme olmuş kompozit parça montaj gösterimi.

Basit bir denklem (2.5) malzeme anizotropisi temelinde açılı laminasyonların “spring-in” yaylanmasını öngörmek için önerilmiştir. Bu denklem, kür ve ortam koşulları arasındaki sıcaklık farkını, termal genleşme ve kür çekme anizotropisini ve parça açısını hesaba katar [1].

$$\begin{aligned}\Delta\theta &= \Delta\theta_{CTE} + \Delta\theta_{CS} \\ &= \theta \left(\frac{(\alpha_l - \alpha_t)\Delta T}{1 + \alpha_t \Delta T} \right) + \theta \left(\frac{\phi_l - \phi_t}{1 + \phi_t} \right)\end{aligned}\quad (2.6)$$

- $\Delta\theta$ = Spring-in açısı
- $\Delta\theta_{CTE}$ = Spring-in açısı termal bileşeni
- $\Delta\theta_{CS}$ = Spring-in açısı kür çekmesi bileşeni
- θ = Parça açısı
- α_l = Fiber yönünde termal genleşme katsayısı
- α_t = Kalınlık yönünde termal genleşme katsayısı
- ΔT = Kür sıcaklığı ve ortam sıcaklığı arasındaki fark
- ϕ_l = Fiber yönünde kür çekmesi
- ϕ_t = Kalınlık yönünde kür çekmesi

Denklemin ilk kısmı, laminasyon tamamen kürlendiğinde soğutma sırasında ortaya çıkan artık gerilmelerin sonucu olan termal genleşme anizotropisi bileşenidir. İkinci kısım ise reçine kür çekmesinin bir sonucudur ve kür döngüsünün soğutma öncesi adımlarında oluşan streslerle ilişkilidir. Yayınlanan sonuçlar bu denklemin bazı durumlarda “spring-in” etkisi için makul bir tahmin sağladığını gösteriyor. Ancak, bu denklem, tasarlanan ve üretilen kalıp etkisi gibi harici parametreleri hesaba katmaz [1].

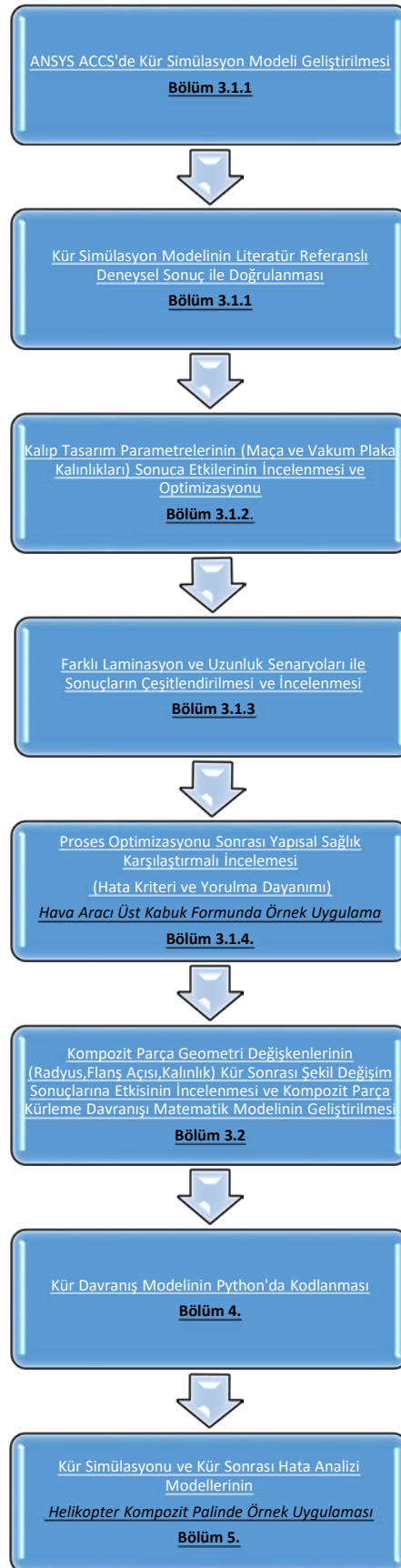
3.OTOKLAV KÜR SİMÜLASYONU

Üretim toleransları, otoklav kür prosesinin sebep olduğu kompleks bozukluklar nedeniyle zor bir konudur ve bazen havacılıkta kompozit kullanımının artmasının önündeki önemli bir engeldir. Otoklavda kürlemeye bağlı bozulmalar, hesaplama odaklı bir kalıp tasarım telafisi stratejisinin geliştirilmesiyle modellenir ve azaltılır [42]. Otoklav kaynaklı deformasyonlar genellikle milimetre ölçeğindedir ve bileşenin genel boyutlarının küçük bir parçasına tekabül eder. Bazı deformasyonlar ise önemlidir ve bileşenin büyüklüğüne ve çevresindeki yapıya nasıl entegre edildiğine bağlı değildir [9]. Bu çalışmada asıl odaklanılan ve çözüm geliştirilen alan kompozit laminasyonun kırılma ve kesme ile tolere edilebilen düzlem içi mekanizmalarından ziyade düzleme dik deformasyonlardır.

Otoklavda kürleme sonu kompozit parçanın mekanik özelliklerine etki eden dış parametrelerden olan kür profilinin optimizasyonu senaryosu bu çalışmada önceliklenmemiştir. Zira deformasyonu azaltmak üzere kür profilinde yapılacak değişiklikler ürünün mekanik özellikleri bakımından istenmeyen sonuçlar doğurabilir. Bu sebeple ayrı bir çalışma altında geliştirilmesi daha faydalı olacaktır.

İlerleyen bölümde detayları izah edilecek olan simülasyon ve sonuçlarının faydalı bir modele dönüştürülme metodu daha çok kalıp tasarımının optimize edilmesi üzerine kurgulanmıştır. Kürleme esnasındaki genleşmeler ve üretilen kompozit parçanın çatlamadan, hasara uğramadan kalıptan çıkarılmasına olanak sağlayan maçalı kalıp tasarımının optimizasyonu amaçlanmıştır. İncelenen kalıp yapısını pim, civata ve burç kombinasyonu ile montajlanıp kürleme sonrası sökülen parçalı maçalar ve vakuma alma işleminin bir parçası olan sızdırmazlık bandı uygulamasının efektif yapılabileceği, maçaların üstünde toparlandığı düz plaka meydana getirir.

Maçalı kalıp tasarımındaki montaj elemanları, kalıp-parça ısı geçişlerini homojenize etmeye yönelik tasarım iyileştirmelerini kısıtlıyor olsa dahi, iyi derecede optimizasyon çıktıları elde edilmektedir. Deneysel uygulamalar ile desteklenen analiz ortamının verileri bir matematik model haline getirilip bahsi geçen kalıp tasarım iyileştirmelerine faydalı veriler sağlaması hedeflenmiştir. Bu çalışmada belirli bir seviyeye kadar geliştirilen matematik model sayesinde, kalıptan alınan ürün sonuçlarına bakılarak tasarımın veya kalıbın tekrarlı revizyonları elimine edilerek maliyet ve zaman tasarrufu sağlanabilecektir.

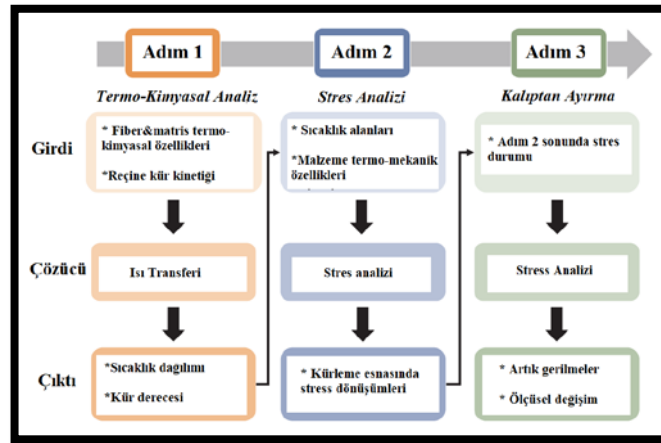


Şekil 3.1: Simülasyon modelleme ve sonuç analizi yol haritası.

3.1. ANSYS ile Nümerik Modelleme

ANSYS Kompozit Kür Simülasyonu (ACCS) kompozit parçalarda artık gerilmeleri ve “spring-in” mekanizmalarını analiz etmek için kullanılır. ACCS tamamen “Workbench” ayarları altında tasarlanır. Kür simülasyonu için gerekli kompozit malzeme verileri arayüzdeki mühendislik veri biriminden beslenir. Diğer ANSYS ürünlerine benzer şekilde ACCS-ACP modülleri arası bağlantı, simülasyon ve proses tasarım verilerinin sürekli değişimine olanak tanır. ANSYS Design Explorer ile bağlantı, malzeme ve üretim proses kısıtlamalarının aşamalı tasarım optimizasyonuna olanak sağlar. ACCS kimyasal model çözümü “Transient Thermal” modülü içinde gerçekleşir. Polimerizasyon ve Tg geçiş sıcaklığının geliştirilmesi, ekzotermik çapraz bağ reaksiyonlarıyla iç ısı üretimi yine bu modülde simüle edilir. Daha sonra termal kür verileri yapısal analiz birimi olan “Static Structural” modülüne bağlanır. Bu birimde ACCS kür malzeme modeli, artık gerilmeler ve proses kaynaklı çarpılmaların ilerleyişi incelenir [29].

Sonlu Elemanlar Analizi (FEA), imalat sırasında kompozit laminasyon, kalıp ve kalıp-parça etkileşimini simüle ederek kompozit parçanın kalıptan çıkarıldıktan sonra deforme olmuş şeklini hesaplamak için yaygın olarak benimsenmiştir. Kütleme kaynaklı artık gerilmeler ve kalıptan çıkarıldıktan sonra kompozit parçanın boyutsal değişimini tahmin etmek için, küre bağlı termomekanik özelliklerin ve kalıp-parça etkileşiminin evrimini açıklamak üzere entegre fizik tabanlı bir işlem modeli geliştirilmiştir. Önerilen model kimyasal termal analiz, stres analizi ve kalıptan çıkarma simülasyonu da dahil olmak üzere üç adımdan oluşur [40].



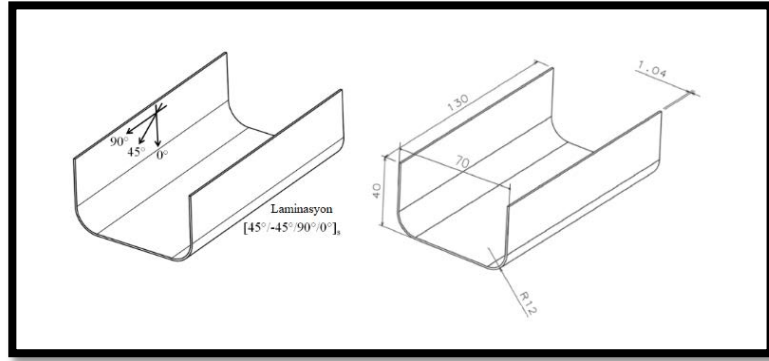
Şekil 3.2: Nümerik analiz modeli.

Önceki paragraflarda izah edilen kür simülasyon adımlarının ANSYS ACCS ortamında tasarımı ve geliştirilmesi sonrası analiz ortamının doğrulanması adına literatürde kür proses şartları ve kalıp tasarımları detaylıca ifade edilen uygulama referans alınmıştır. Bahsi geçen uygulama ABAQUS ortamında simüle edilirken aynı zamanda deneysel uygulama ile gerçekleştirilmiştir.

3.1.1. Simülasyon Modelinin Deneysel Yöntemle Doğrulanması

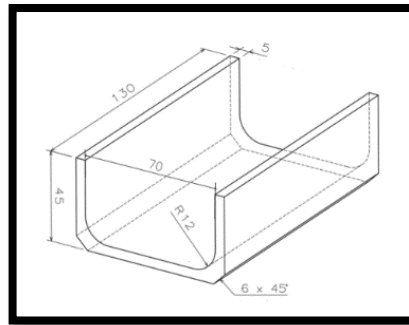
Deneysel sonuçlarla doğrulanan referans çalışmaya ait proses parametreleri şu şekilde özetlenebilir;

- Laminasyon malzemesi: Hexcel AS4/8552 tek yönlü prepreg,
- Serim planı: $[45^\circ / -45^\circ / 90^\circ / 0^\circ]_s$,



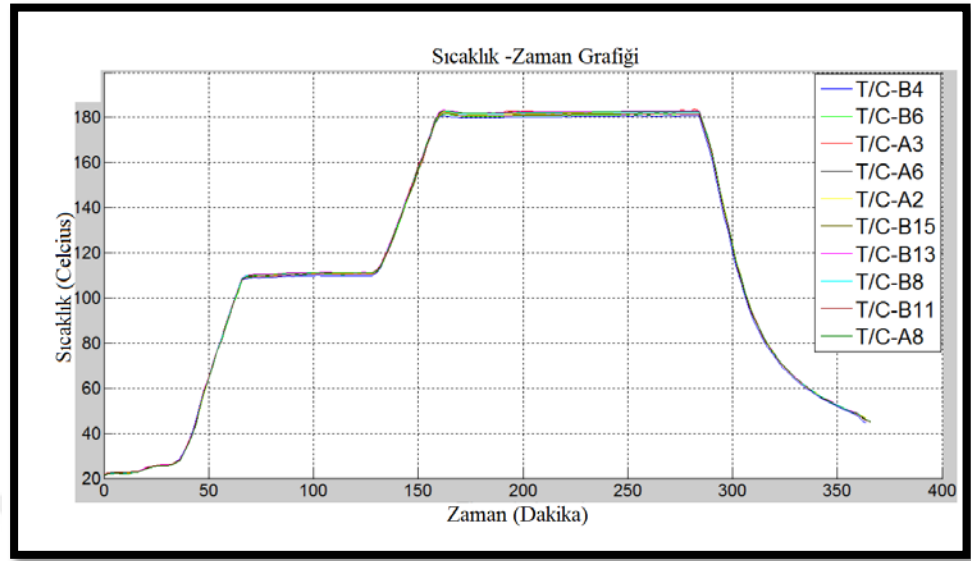
Şekil 3.3: Literatür referans serim planı ve parça boyutları.

- Lamina kalınlığı / Laminasyon kalınlığı: 0.13 mm / 1.04 mm,
- Parça kalınlığı: 1.04 mm,
- Kalıp malzemesi: Alüminyum 6061 T6.



Şekil 3.4: Literatür referans kalıp ölçüleri.

- Kür çevrimi ve adımları;



Şekil 3.5: Literatür referans kür çevrimi.

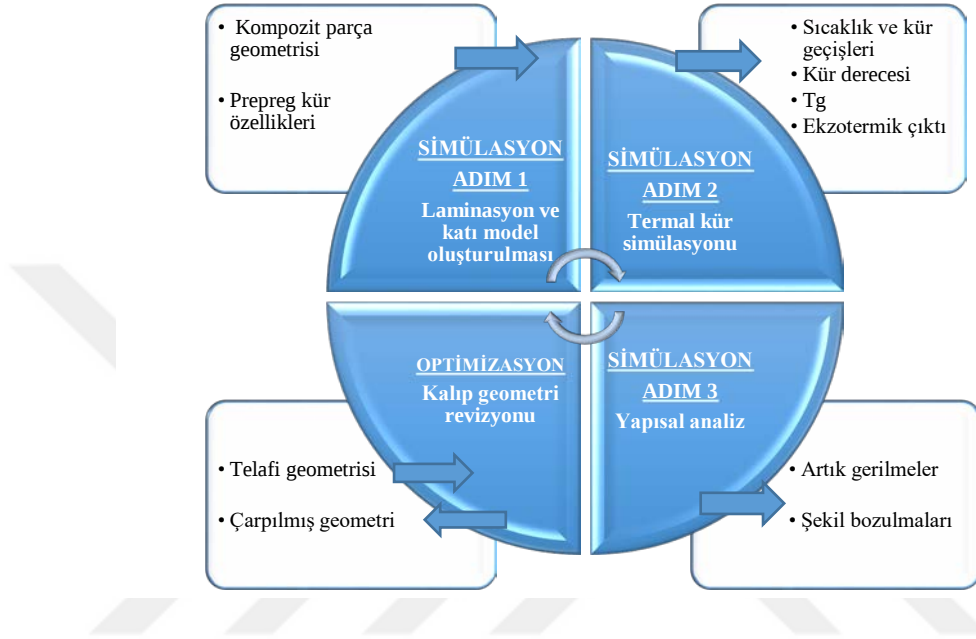
- 1 bar vakuma alınır,
- 7 bar otoklav basıncı uygulanır,
- Otoklav basıncı 1 bara ulaştığında vakum 0.2 bar güvenli değere düşürülür,
- 1- 3 °C / dakika ile 110 °C'ye kadar ısıtılır,
- 60 dakika 110 °C'de beklenir,
- 1- 3 °C / dakika ile 180 °C'ye kadar ısıtılır,
- 120 dakika 180 °C'de beklenir,
- 2- 5 °C / dakika ile soğutulur,
- Parça 60 °C ve altına düşünce otoklav basıncın tahliye edilir.

Literatürde ifade edilen ve bu çalışmada referans olarak kullanılan deneysel ve iki farklı nümerik analizin sonunda meydana gelen “spring-in” değerleri;

- Deneysel: 0,85°,
- Nümerik analiz (ABAQUS): 1,11°,
- Kalıpla birlikte nümerik analiz (ABAQUS): 0,92°.

3.1.1.1. ANSYS ACCS Simülasyon Modelleri

ANSYS ACCS ortamında üç alternatif kür simülasyonunun geliştirilmesi ve kalıp tasarım optimizasyonu için döngü ve metot Şekil 3.5’de şematize edilmiştir.



Şekil 3.6: Kür simülasyon adımları.

Alternatif simülasyonlardan model 1, otoklav içi ısıyın taşınım yoluyla kompozit parçaya erişimini simüle ederken, kürlenmiş parçanın kalıp ile temas eden yüzeyine, kalıp üzerinden iletilen ısı verileri de hesaba katan simülasyon model 2’yi temsil etmektedir. Bu çalışmada model 3 olarak tanımlanan simülasyon, kalıp-parça yüzey etkileşimini de hesaba katarak kalıp ve parçayı aynı modül içerisinde analiz etme kabiliyetine sahiptir. Ancak, yüzeyler arası sürtünme ve bağlantı modelinin ayrı bir çalışma ile geliştirilip doğrulanması ihtiyacı ve analiz süresinin 1 ve 2 numaralı modellere göre çok daha uzun olması sebebiyle optimizasyon ve Python modelleme verilerinde bu yöntem kullanılmamıştır ve model 2 tercih edilmiştir. Bahsi geçen üç farklı simülasyon tasarımında da Şekil 3.6’da ifade edilen akış şeması esas alınmıştır ve her simülasyonun kendine ait ek girdileri ayrıca izah edilmiştir.

ANSYS ACCS kür analizinde kullanılacak kompozit malzeme ve alüminyum kalıp malzemesi verileri Tablo 3.1’de ve Tablo 3.2’de verilmiştir.

Tablo 3.1: Hexcel AS4/8552 tek yönlü lamina özellikleri.

MALZEME ÖZELLİKLERİ	DEĞER	
Yoğunluk	1580	kg m ⁻³
Ortotropik Termal Genleşme Katsayısı		
X Yönünde Termal Genleşme Katsayısı	1,00E-20	C ⁻¹
Y Yönünde Termal Genleşme Katsayısı	3,26E-05	C ⁻¹
Z Yönünde Termal Genleşme Katsayısı	3,26E-05	C ⁻¹
Ortotropik Elastisite		
Young's	1,35E+11	Pa
Y Yönünde Young Modülü	9,50E+09	Pa
Z Yönünde Young Modülü	9,50E+09	Pa
Poisson Oranı XY	3,00E-01	
Poisson Oranı YZ	4,50E-01	
Poisson Oranı XZ	3,00E-01	
Kayma Modülü XY	4,90E+09	Pa
Kayma Modülü YZ	3,27E+09	Pa
Kayma Modülü XZ	4,90E+09	Pa
Ortotropik Termal İletkenlik		
X Yönünde Termal İletkenlik	5,50E+00	W m ⁻¹ C ⁻¹
Y Yönünde Termal İletkenlik	4,89E-01	W m ⁻¹ C ⁻¹
Z Yönünde Termal İletkenlik	6,58E-01	W m ⁻¹ C ⁻¹
Specific Heat,C	1,30E+03	J kg ⁻¹ C ⁻¹
Lamina Tipi		
Camsı Geçiş Sıcaklığı		
Başlangıç Değeri	2,67E+00	C
Nihai Değer	2,18E+02	C
Malzeme Özellikleri Dönüşümü		
Fiber Hacim Kesri	5,74E-01	
Reçine Özellikleri		
Başlangıç Kür Derecesi	0,0001	
Maksimum Kür Derecesi	0,9999	
Jelasyon Kür Derecesi	0,33	
Toplam Isı Reaksiyonu	5,40E+05	J kg ⁻¹
Ortoropik Lamina Sıvı Termal İletkenlik		
X Yönünde Termal İletkenlik	5,5	W m ⁻¹ C ⁻¹
Y Yönünde Termal İletkenlik	0,489	W m ⁻¹ C ⁻¹
Z Yönünde Termal İletkenlik	0,658	W m ⁻¹ C ⁻¹
Ortoropik Lamina Sıvı Termal Kür Çekmesi		
X Yönünde Kür Çekmesi	1,00E-20	m m ⁻¹
Y Yönünde Kür Çekmesi	0,0073	m m ⁻¹
Z Yönünde Kür Çekmesi	0,0073	m m ⁻¹
Ortoropik Lamina Sıvı Pseudo Elastisite		
X Yönünde Young Modülü	1,13E+12	Pa
Y Yönünde Young Modülü	1,65E+08	Pa
Z Yönünde Young Modülü	1,65E+08	Pa
Ortoropik Lamina Rubbery Elastisite		
Poisson Oranı XY	3,46E-01	
Poisson Oranı YZ	9,82E-01	
Poisson Oranı XZ	3,46E-01	

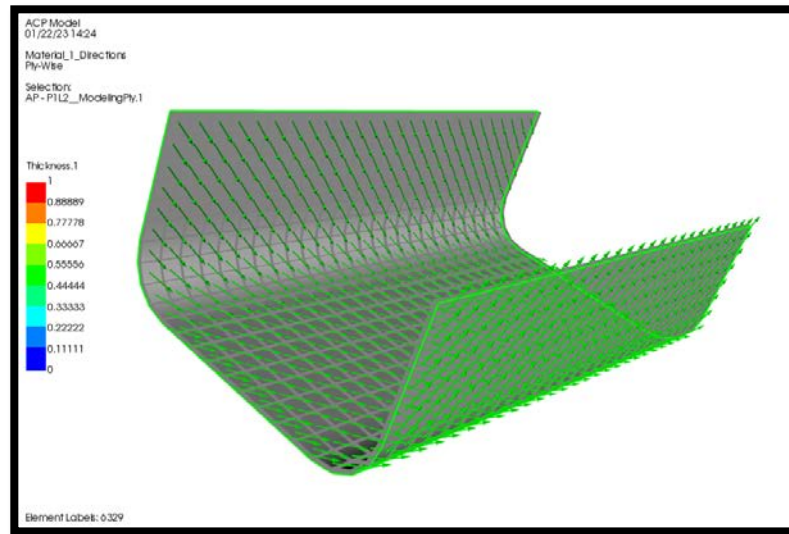
Tablo 3.2: Alüminyum 6061 T6 malzeme özellikleri.

Malzeme Özellikleri	Birim	Değer
E	MPa	68.9
ν	-	0.33
α	$\mu\epsilon/^{\circ}\text{C}$	25.2
C_p	J/kgK	896
k	W/mK	167
ρ	g/cm^3	2.7

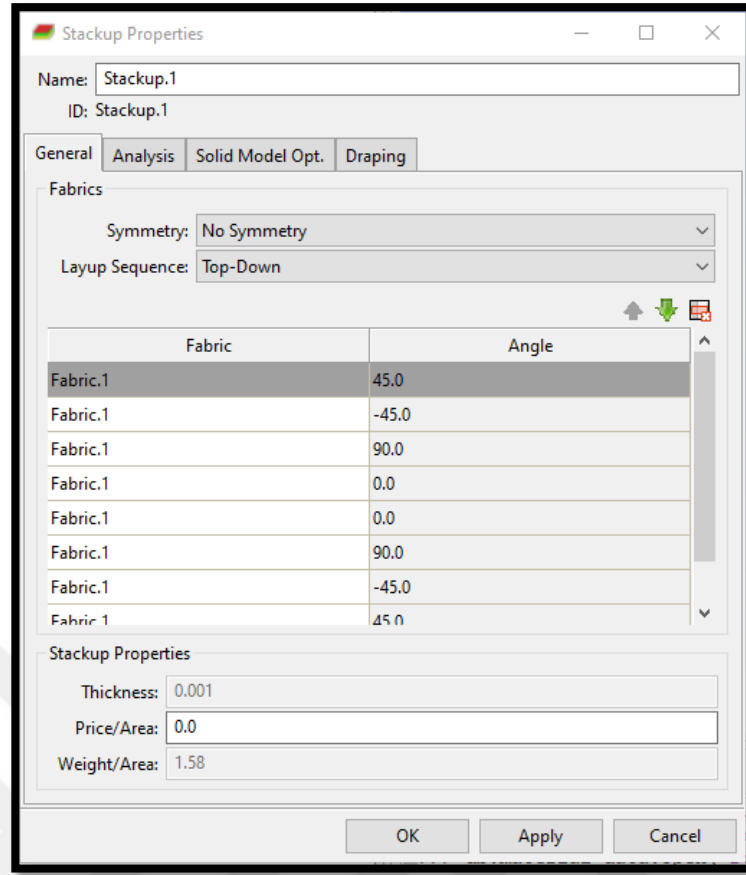
- E : Young modülü.
- ν : Poisson oranı.
- α : Termal genleşme katsayısı.
- C_p : Isı kapasitesi.
- k : Termal iletim katsayısı.
- ρ : Yoğunluk.

3.1.1.2. ANSYS-ACP Laminasyon Modellemesi

Her üç tip simülasyon modelinde analizin birinci adımındaki laminasyon ve katı model süreci aynıdır. $[45^{\circ} / -45^{\circ} / 90^{\circ} / 0^{\circ}]_s$ laminasyon dizisi, ANSYS ACP modülünde ‘stack-up’ sekmesinde modellenip parça yüzey formundan katı model elde edilir. Lamina dizilimi ve serim yönlenmeleri Şekil 3.6 ve Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



Şekil 3.7: ANSYS ACP modülünde laminasyon modelleme.



Şekil 3.8: ANSYS ACP ‘stack-up’ modellemesi.

3.1.1.3. Basınç ve Sıcaklık Değişimli Isı Transferi Modellemesi

Taşınım ile ısı transferi, makine mühendisliğinin çok iyi çalışılmış bir alanıdır. Isı transfer katsayılarının incelenmesi ve karakterize edilmesi için çeşitli yaklaşım ve teknikler mevcuttur. Yüksek türbülanslı yükler altında, taşınım ile ısı transferinin belirlenmesi bir hayli zordur. Otoklav (fırınlara da dahil) nadiren tek tip gaz akışı alanlarına sahiptir ve otoklav için standart sıcaklık akış dağılımı olması çok nadirdir, belki de duyulmamıştır [35].

Kür analizinin ikinci adımı olan termal modelleme ANSYS “Transient Thermal” modülünde gerçekleştirilmiştir. Model 1 simülasyonunda kompozit parça yüzeyinde oluşan zamana bağlı ısı değerleri, taşınım ısı transferi yöntemi ile hesaplanmıştır. Bu modülde farklı sıcaklık ve basınç şartlarında yüzeydeki ısı geçişleri ifade etmek adına tanımlanan “film coefficient” bir diğer tabirle taşınım ısı transfer katsayısı hesabı denklemde (3.1) verilmiştir [49].

$$H_L = N_u * k / d \quad (3.1)$$

- H_L : Taşınım ısı transfer katsayısı
- N_u : Nusselt sayısı
- k : Hava termal iletkenlik katsayısı
- d : Hava karakteristik ölçüsü

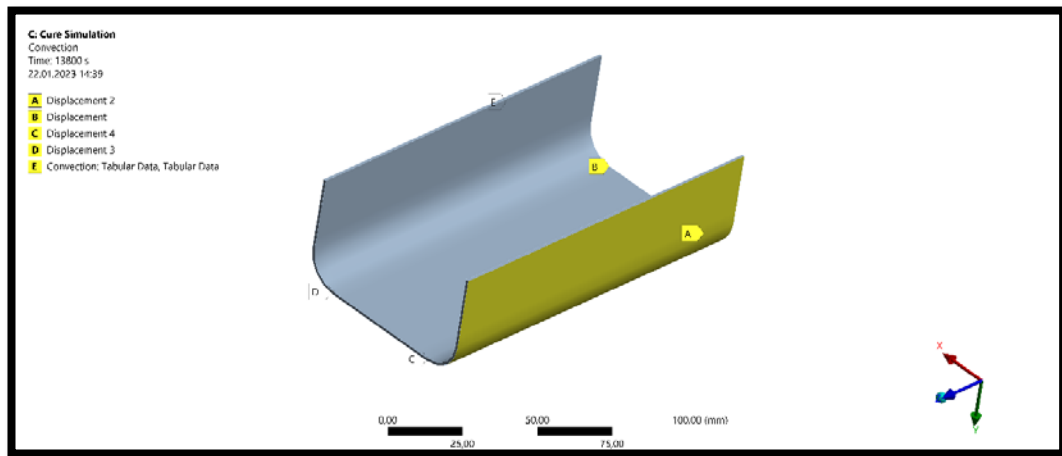
Re	Nu
1 – 4	$0.89Re^{0.33}$
4 – 40	$0.82Re^{0.39}$
$40 - 4 \times 10^3$	$0.63Re^{0.47}$
$4 \times 10^3 - 4 \times 10^4$	$0.17Re^{0.62}$
$4 \times 10^4 - 4 \times 10^5$	$0.024Re^{0.81}$

Şekil 3.8: Reynold sayısına bağlı Nusselt sayısının hesaplanması.

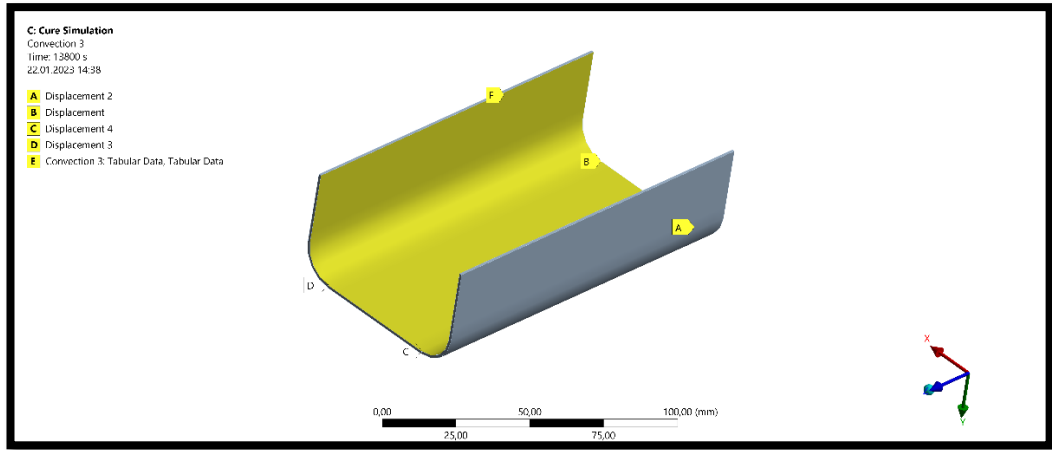
$$Re = v * d / \nu \quad (3.2)$$

- v : Akışkan hava hızı
- ν : Akışkan hava kinematik viskozitesi

Kür profiline bağlı değişken basınç ve sıcaklıklardaki “film coefficient” değerleri Şekil 3.9 ve Şekil 3.10’da gösterildiği gibi kalıp yüzeylerine uygulamıştır.



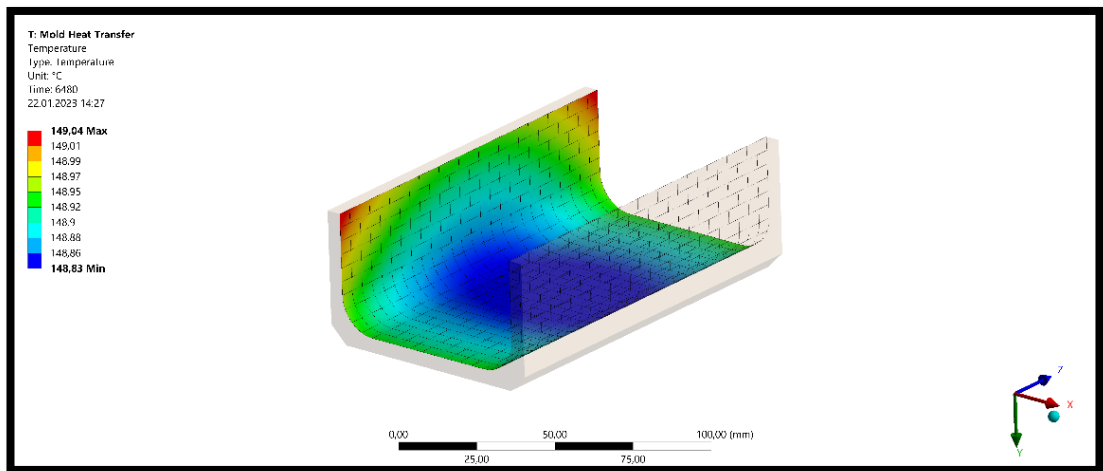
Şekil 3.9: Kompozit alt yüzeyinde taşınım ile ısı transferi modellemesi.



Şekil 3.10: Kompozit üst yüzeyinde taşınım ile ısı transferi modellemesi.

Otoklavda kalıp sebebiyle hava akımının dağılması sonucu oluşan ısı transfer katsayılarının asimetrisi termal geçişlerin belirlenmesinde çok önemlidir.[14] Kalıpta sıcaklık dağılımını homojenize etmek için birçok araştırma yapılmasına rağmen, kompleks kalıp yapısının ısı akış alanını geliştirmek zor olduğundan bölgesel sıcaklık değişimlerini ortadan kaldırmak halen mümkün değildir.[22]

Daha önceden bahsedildiği üzere model 2 simülasyonunda, kompozit parçanın kalıp ile temas eden yüzeyinde, kalıp tasarımına bağlı ısı dağılımı değişkenlik gösterecektir. Bu modelde kompozit parçanın otoklav ısı akışına temas eden açık yüzeyinden hariç olarak kalıbın dış yüzeylerinde ısı akışı tanımlanmıştır. Kompozit parçanın kalıpla temas eden yüzeyine alüminyum kalıptan iletim yoluyla gelen ısı verileri kullanılarak simülasyon yapılmıştır.

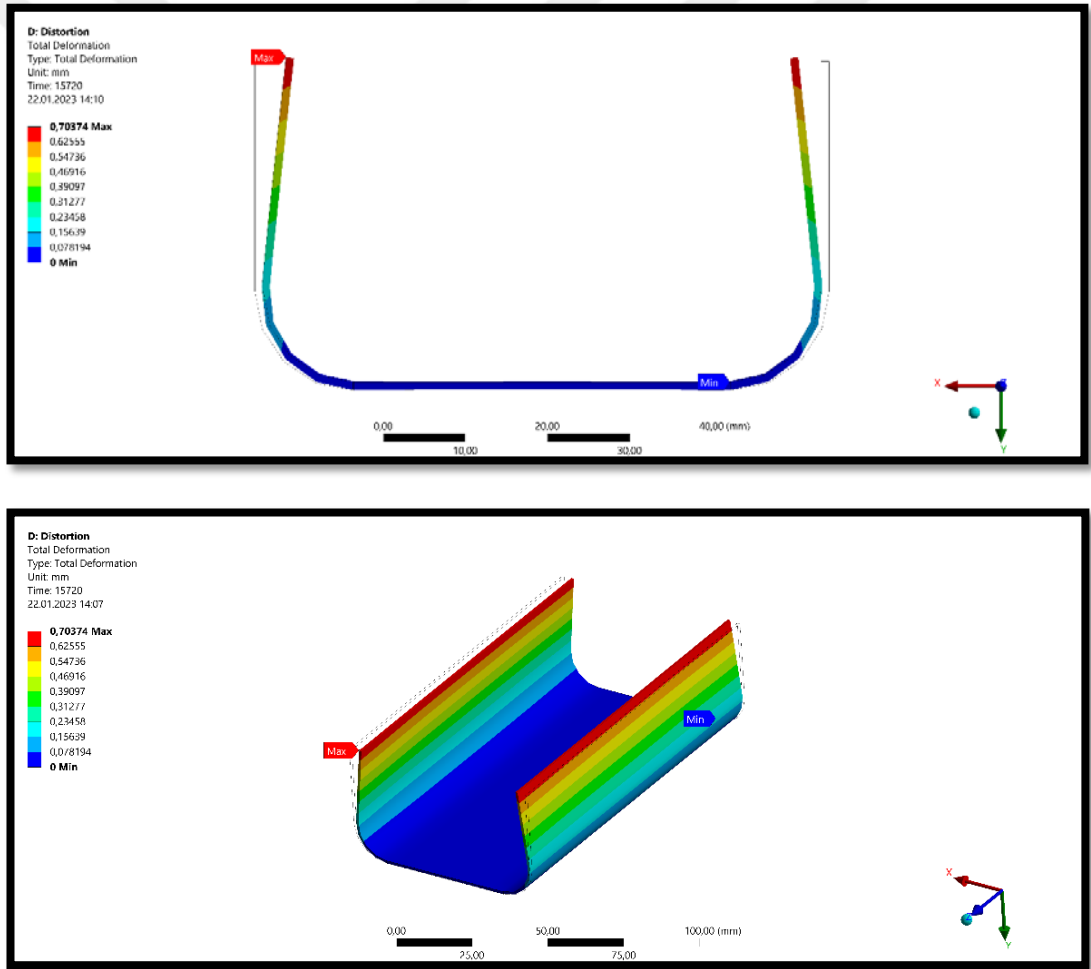


Şekil 3.11: Kompozit alt yüzeyine kalıptan iletimle ısı transferi modellemesi.

3.1.1.4. Yapısal Analiz

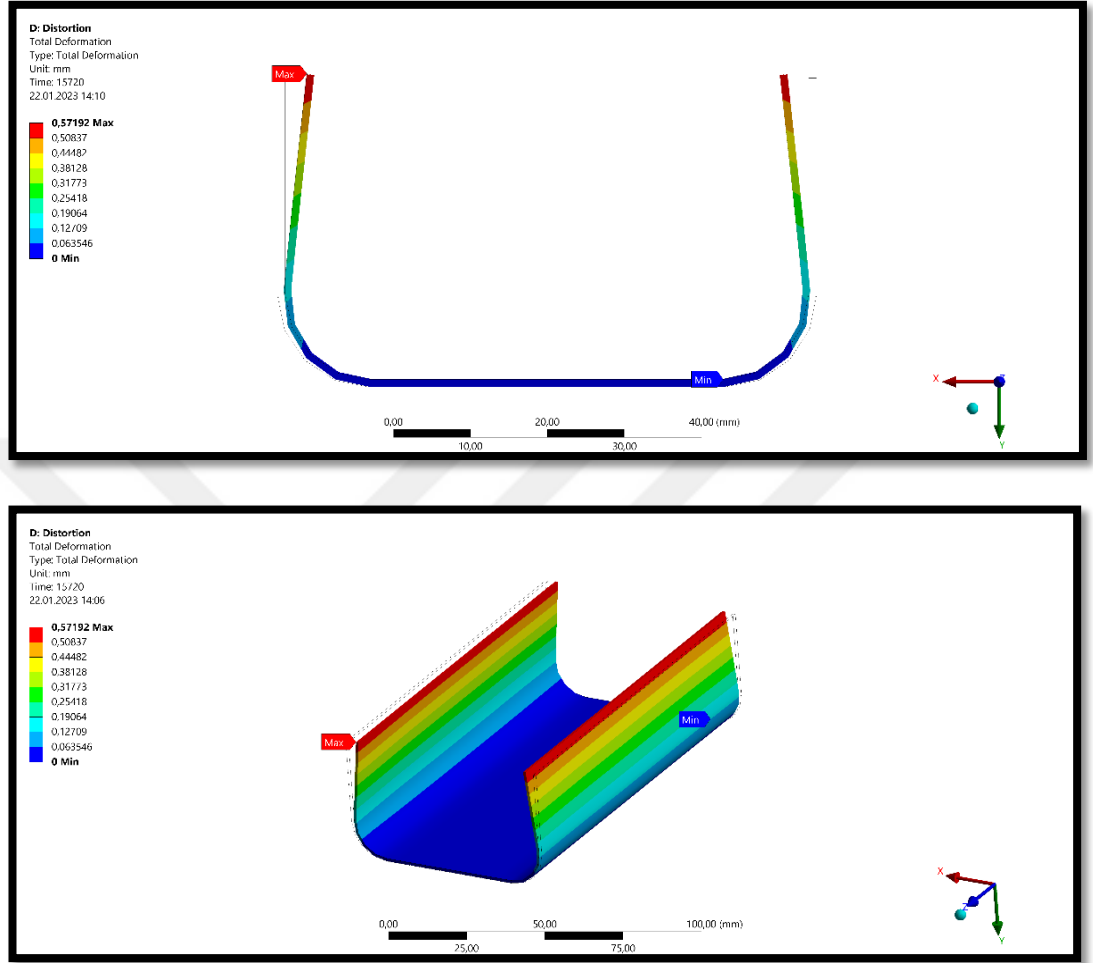
Simülasyonun son adımı olan termomekanik süreç ANSYS “Static Structural” modülünde tamamlanmıştır. Şekil 3.9’da gösterildiği üzere parçanın düz yüzeyinde dört noktanın yer değiştirmesi parça kalınlık yönünde sıfır kabul edilmiştir. Parçanın kalıp ile temas eden yüzeyinde ise sürtünmesiz mesnet tanımlanarak 3 adımdan oluşan toplam kütleme sürecinin son adımı olan soğutma esnasında mesnet kaldırılmıştır. Termal adımda oluşan artık gerilmelere bağlı çarpılmalar bu adımda gözlemlenmiştir.

Model 1 simülasyonu sonucu “spring-in” değeri $1,14^\circ$ ölçülmüştür. Deformasyon Şekil 3.12’de “0.5xAuto” ölçekle gösterilmiştir.



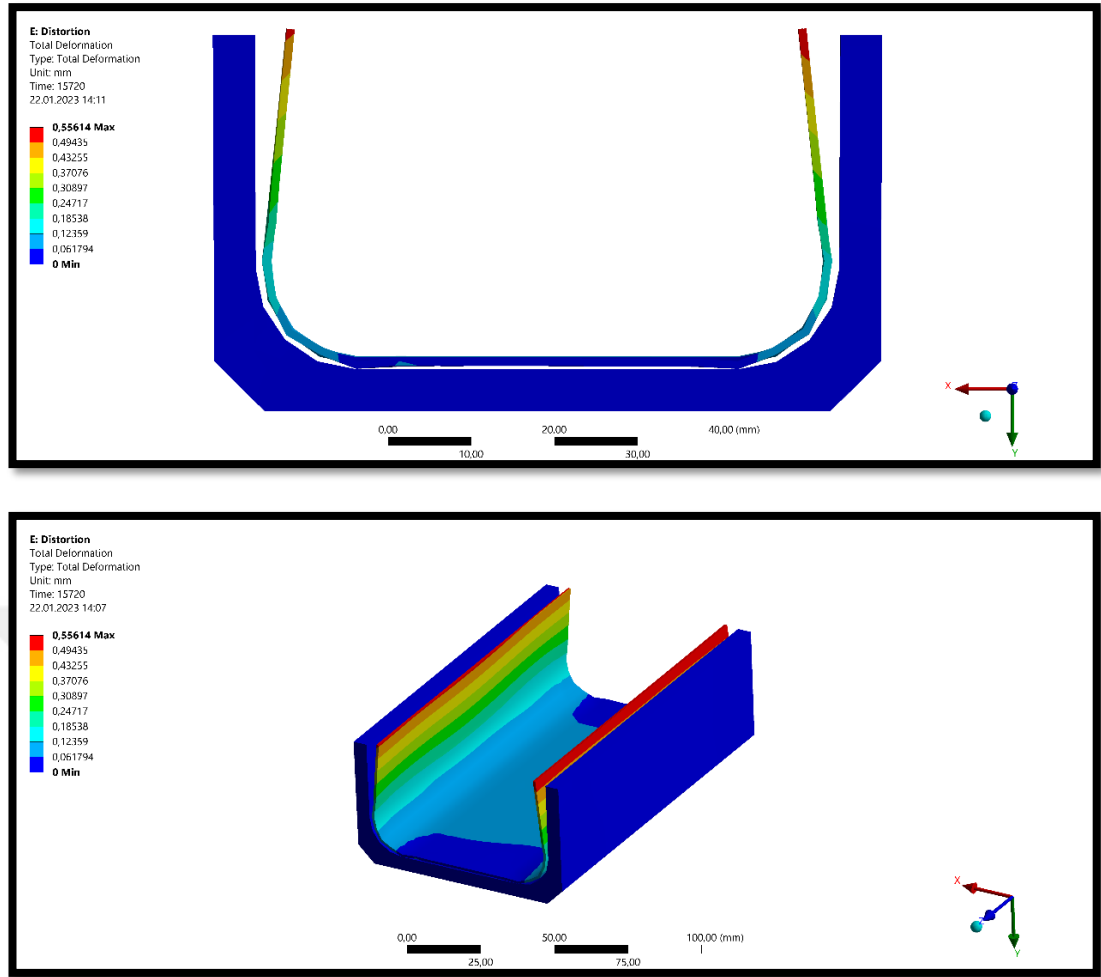
Şekil 3.12: Model 1 simülasyonu deformasyon sonuçları.

Model 2 simülasyonu sonucu “spring-in” değeri $0,93^\circ$ ölçülmüştür. Deformasyon Şekil 3.13’te “0.5xAuto” ölçekle gösterilmiştir.



Şekil 3.13: Model 2 simülasyonu deformasyon sonuçları.

Model 3 simülasyonu, yüzeyler arası sürtünme ve bağlantı modelinin ayrı bir çalışma ile geliştirilip doğrulanması ihtiyacı ve analiz süresinin 1 ve 2 numaralı modellere göre çok daha uzun olması sebebiyle optimizasyon ve Python modelleme verilerinde bu yöntem kullanılmamıştır. Bu modellemenin görsel sonuçları “0.5xAuto” ölçekle Şekil 3.14’te paylaşılmıştır.



Şekil 3.14: Model 3 simülasyonu deformasyon sonuçları.

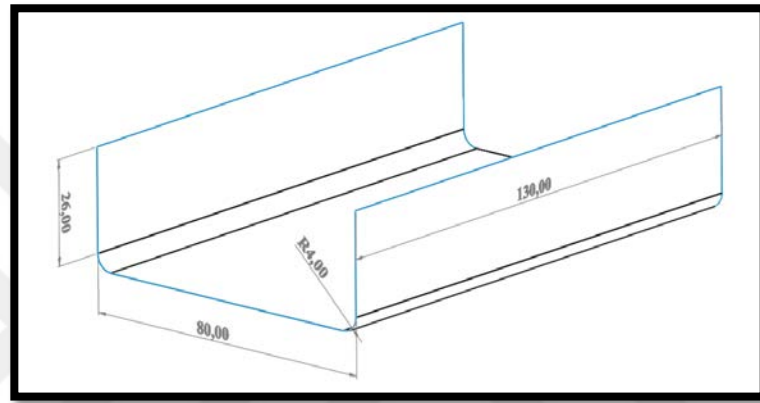
Literatürde deneysel sonuçları ifade edilen U profil kompozit parçanın “spring-in” değerleri ile bu çalışma kapsamında ANSYS ACCS’ de geliştirilen simülasyon ortamı “spring-in” değerleri kıyaslandığında birbiriyle çok küçük farklarla eşleştiği görülmüştür. Karşılaştırmalı değerler Tablo 3.3’te belirtilmiştir.

Tablo 3.3: “Spring-in” değerleri karşılaştırma tablosu.

Analiz Modeli	Spring-in (Literatür Değeri)	Spring-in (ANSYS ACCS Değeri)
Kalıp hesaba katılan model	0,92°	0,93°
Kalıp hesaba katılmayan model	1,11°	1,14°

3.1.2. Kalıp Tasarım Optimizasyonu

Hava araçlarının dış yapı iskeletini oluşturan rib ve spar tasarımını da temsil eden U formundaki yapı, kalıp optimizasyonu ve davranış modellemesi odağında bu çalışmada kullanılmıştır. Şekil 3.14'te üretim parametreleri optimize edilen kompozit parça ölçüleri verilmiştir. Analizin otoklav kür profili, prepreg, laminasyon ve kalınlık bilgileri serim planı hariç 3.1.1 numaralı kısımda izah edilen analiz ile aynıdır. Bu çalışmada tercih edilen serim planı $[+45^\circ / 0^\circ / -45^\circ / 90^\circ]_s$ şeklindedir.



Şekil 3.15: Kür analizi geliştirilen geometri.

Kompozit üretimine mahsus kalıpların tasarımında kumaş serimine elverişli ve otoklav şartlarında çalışmaya uyumlu olmak, mevcut kalıp üretim teknolojileri ile optimum zaman ve maliyette üretilebilmek gibi parametreler rol oynar. Bu parametrelerden bir tanesi de üretimi tamamlanan kompozit parçanın kalıptan hasarsız veya minimum hasarla çıkartılmasıdır. Zira kompozit parçanın hem yüzeyi hem de iç yapısının maruz kalacağı zorlamalar yapısal sağlık bakımından dezavantajlar doğurmaktadır. Maçalı kalıp tasarımı bu anlamda riskleri minimize etmek adına avantajlı bir yapıya sahiptir. Ancak kalıp yapısının birden fazla bileşenden meydana gelmesini gerektiren bu yaklaşım, kalıbın birçok noktasında bağlantı ve referanslama elemanlarına ihtiyacı doğurmaktadır. Böylelikle kalıp üzerinde olmazsa olmaz kalınlık ve yüzey alanı artışları söz konusu olmaktadır. Bu artışlar, kompozit parça ve kürleme prosesi için avantajlı veya dezavantajlı olabilir. Bahsi geçen durumlar, kalıp üretim ve tasarım maliyetlerini bir miktar artırsa da nihai kompozit parçanın üretimindeki riskleri azaltma potansiyeli sebebiyle faydalı bir yaklaşımdır. Şekil bu çalışma kapsamında başlangıç maçalı kalıp kesitini göstermektedir.



Şekil 3.16: Başlangıç tasarımı-Tasarım 1.

Başlangıç tasarımında maça duvar kalınlıkları 50 mm iken vakum plakası kalınlığı 25 mm'dir. Maça ile vakum plakasının pim-burç-cıvata kombinasyonu ile referanslaması ve montajı ihtiyacından ötürü maça duvarlarının kalınlıkları bağlantı elemanları ölçülerine referansla artmıştır. Vakum plakası ise sızdırmazlık bandının yerleşimi ve efektif vakum girişleri için belirli genişlikte tasarlanmıştır.

Başlangıç tasarımı ile yapılacak kompozit parça üretimi, ANSYS ACCS modülünde simüle edilmiştir. Analiz sonuçları farklı maça ve vakum plaka kalınlık kombinasyonu sonuçları ile karşılaştırılarak kalınlık optimize edilmiştir.



Şekil 3.17: Vakum plaka kalınlığı artırılmış tasarım-Tasarım 2.

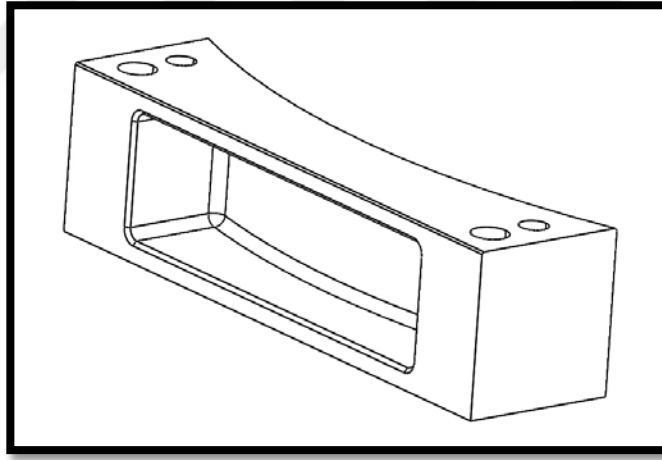


Şekil 3.18: Maça kalınlığı azaltılmış tasarım-Tasarım 3.

Tablo 3.4: Farklı kalınlıklarda kalıp tasarımı ile üretim sonuçları.

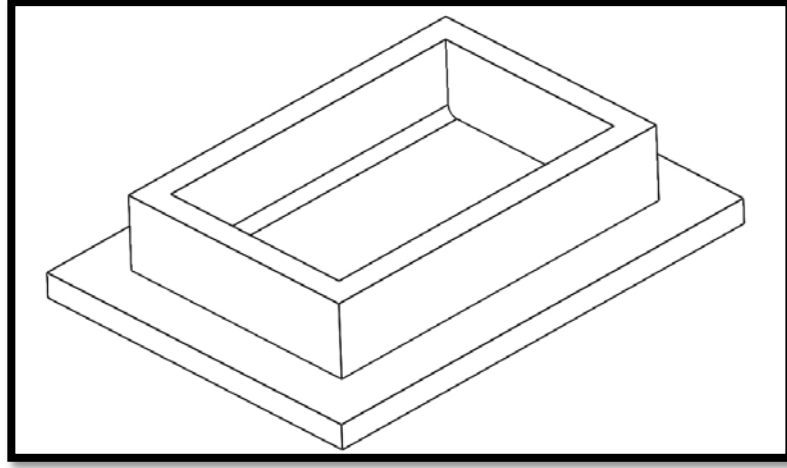
Tasarım No	Spring-in °	Maksimum Gerilme (MPa)
1	0,77°	180
2	0,71°	160
3	0,80°	193

U formundaki parçanın taban ve flanş yüzeylerindeki sıcaklık dağılımlarını homojenize edecek optimize kalınlık kararı Tablo 3.4'te paylaşılan karşılaştırmalı sonuçlar ile verilmiştir. 3 numaralı tasarım, “spring-in” ve maksimum gerilme bakımından en yüksek değeri vermektedir fakat diğer tasarımlara kıyasla majör farklılıklar görülmemiştir. Otoklav prosesinin son adımı olan soğutma aşamasında 2 numaralı tasarımın daha yavaş soğuduğu ve beklenen sürede beklenen seviyede soğumayı gerçekleştirmediği görülmüştür. Bu parametrelere bağlı olarak optimum kalınlık ihtiyacına 3 numaralı tasarım cevap verdiği görülmüştür ve davranış modelleme analizi bu tasarım üzerinden yapılmıştır.



Şekil 3.19: Optimize tasarım maça modeli.

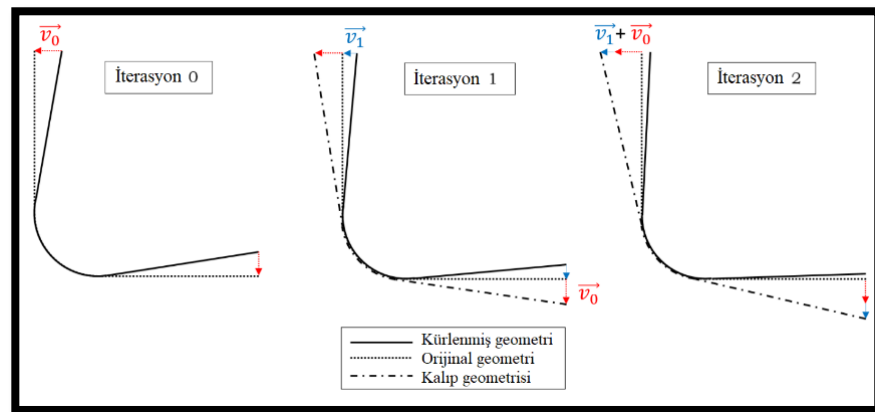
Şekil 3.17’de verilen optimize kalınlık kesiti, ANSYS ACCS kür analizini daha yalın hale getirmek üzere kullanılan tasarımdır. Ancak pratikte bu tasarım bira daha farklıdır. Pim-burç-cıvata kombinasyonlu maçada, kalınlıkların azaltılması esnasında bağlantı elemanlarının efektif konumlandırmasını korumak da önemlidir. Bu sebeple maçanın bağlantı elemanlarını koruyacak şekilde kalınlık boşaltma modeli Şekil 3.19’da gösterilmiştir.



Şekil 3.20: Analize referans optimize kalıp modeli.

Kalınlık optimizasyonu sonrası otoklav prosesine bağlı çarpılmayı telafi adına bir optimizasyon daha gereklidir. Kompleks yapılarda bu optimizasyon daha çok CAD modelin çarpılma sonucu oluşan modele göre revizyonu şeklinde olabilir. U formunda meydana gelen “spring-in” çarpılmasını telafi etmek adına “Mirror Method” uygulaması tavsiye edilmiştir.

Kafes tabanlı yöntem ayna yöntemi (MM) de denir. Kürlenmeye bağlı bozulmaların ilk yaklaşımında doğrusal olarak kabul edilebileceği görüşüne dayanır. Bu hipotez altında, dengelenmiş geometri, nominal geometriye göre ters eğri geometrisine yakın olmalıdır. Bu yöntem, ana deformasyon “spring-in” iken mükemmel bir telafiye doğru yaklaşır ve çok az iterasyon gerektirir (normalde 1 ile 4 arasında). Ancak, “warpage” geçerli olduğunda, yöntem aynı verimlilikte sonuç vermez ve farklılaşır. Bu durum nominal ve ters geometri arasındaki radikal davranış değişikliğinden kaynaklanmaktadır [27].

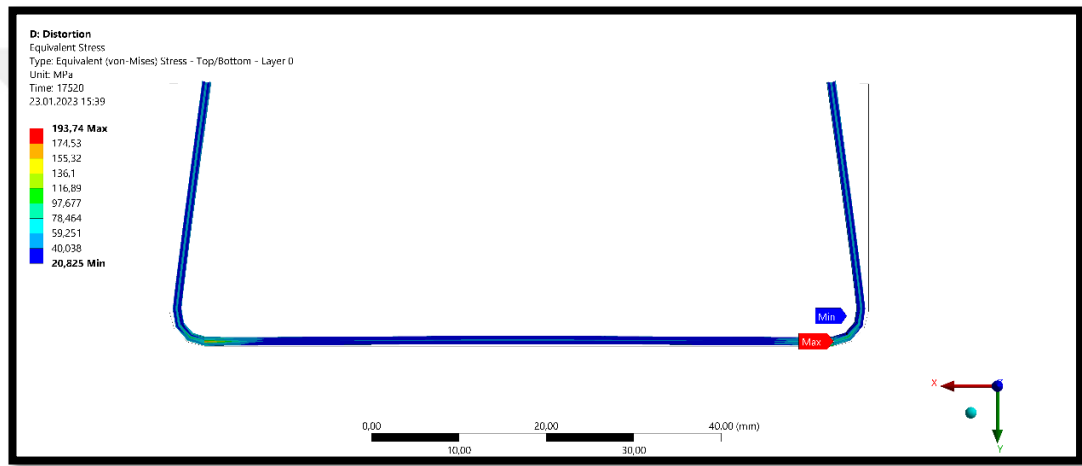


Şekil 3.21: MM yöntemi ile “spring-in” telafisi.

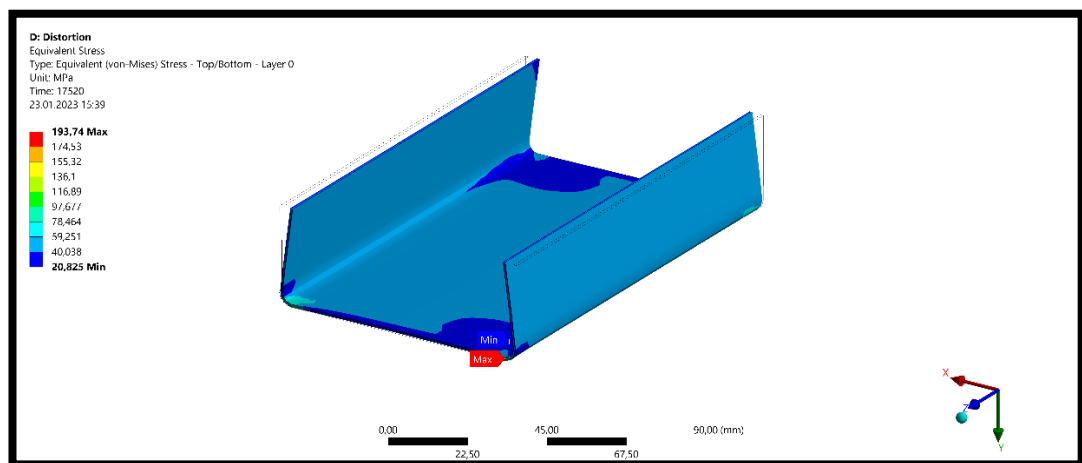
3.1.3. Farklı Laminasyon ve Uzunluktaki Parçaların Analizi

Kompozit parça geometrisi ve laminasyon değişikliklerinin sonuçları nasıl etkilendiğini görmek üzere standart analiz şartları üç farklı şekilde yenilenerek tekrar simüle edilmiştir. Bu revizyonlar aşağıdaki gibidir;

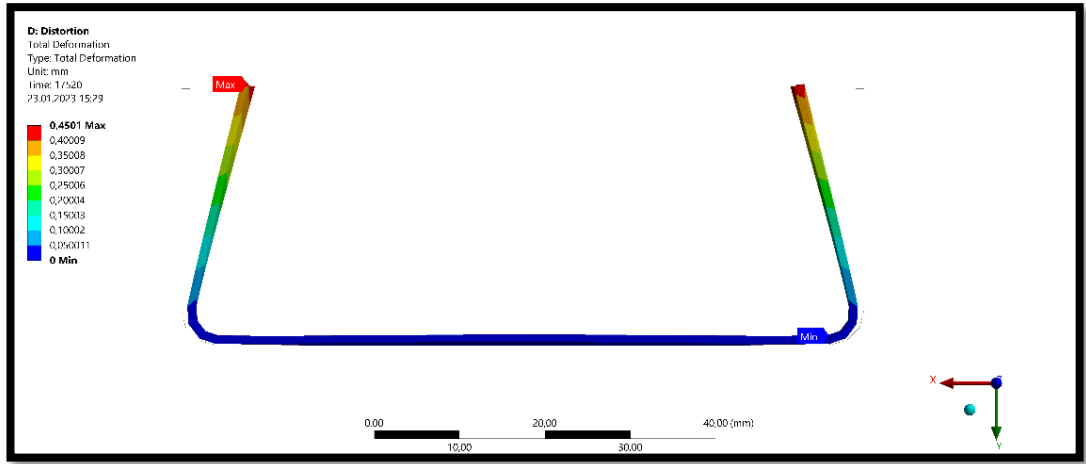
- Revizyon 1: standart parça boyunun 130 mm'den 300 mm'ye uzatılması,
- Revizyon 2: aynı serim paketinin asimetrik dizilimi,
- Revizyon 3: serim planının $[0^\circ / 90^\circ]_s$ şeklinde yenilenmesi.



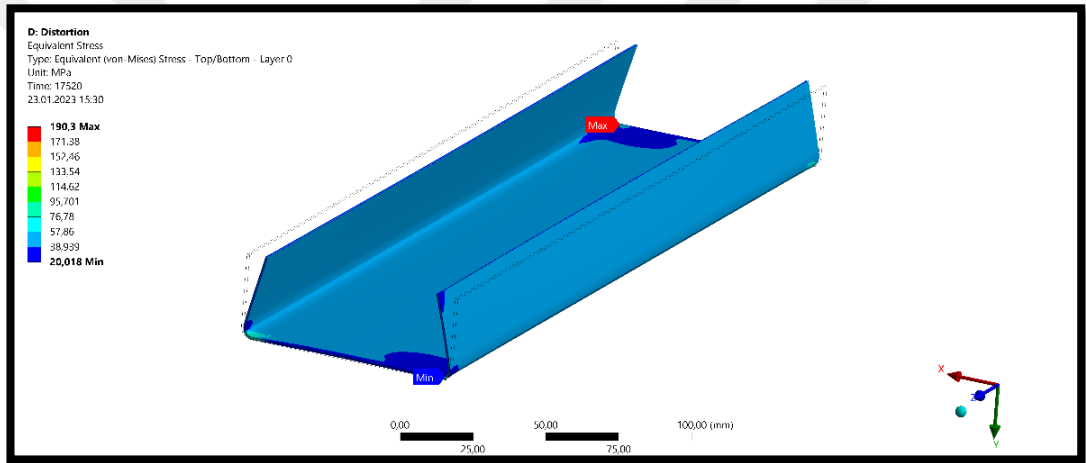
Şekil 3.22: İlk analiz deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).



Şekil 3.23: İlk analiz gerilme sonuçları (0.5xAuto görünüm).

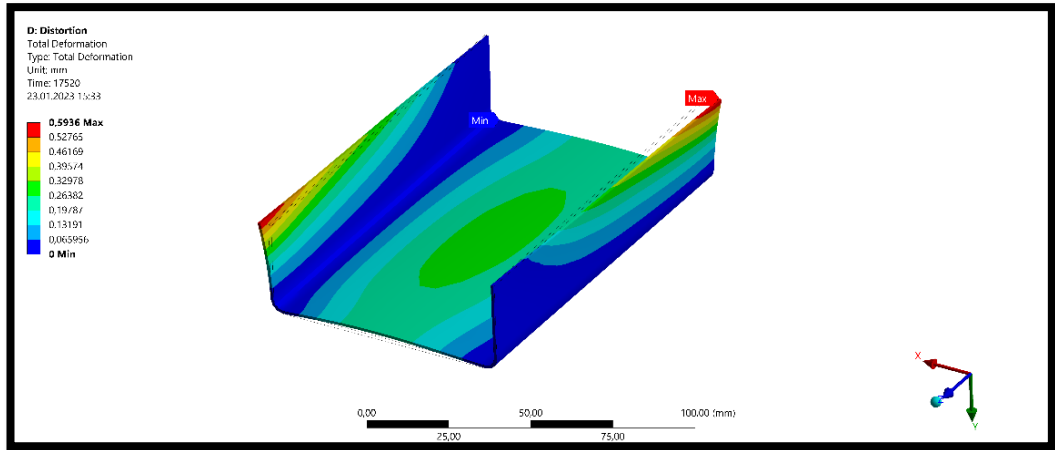


Şekil 3.24: Revizyon 1 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).

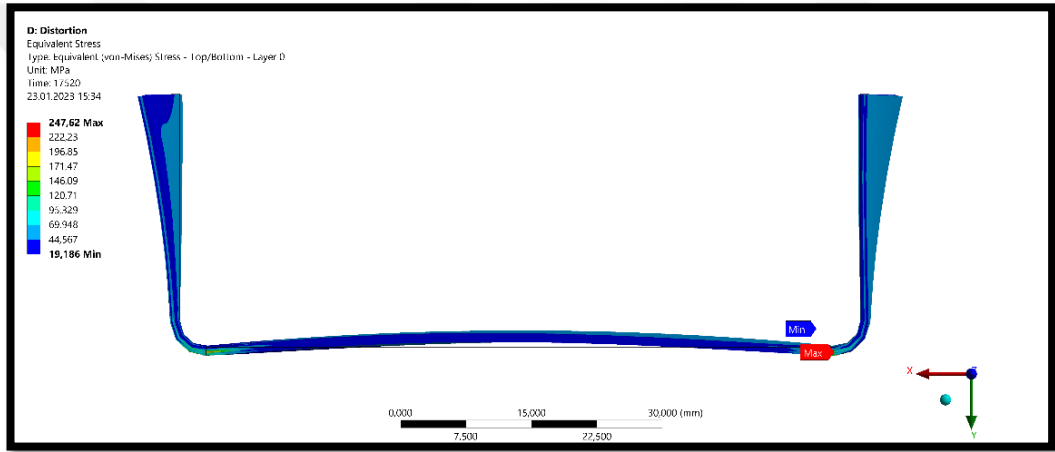


Şekil 3.25: Revizyon 1 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).

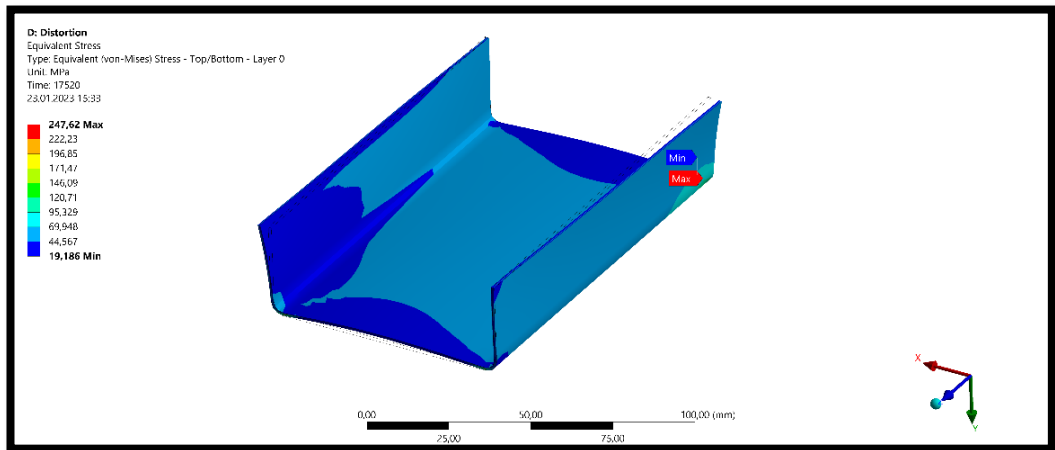
Kompozit parça boyunun 130 mm'den 300 mm'ye kadar uzatılması sonucunda parçanın geneline hâkim olan gerilmeler çok ciddi oranda değişmezken 'spring-in' değeri $0,82^\circ$ 'den $0,86^\circ$ 'ya yükselmiştir. Bu ölçekte bir parça için majör bir değişim olarak görülmezken çok daha uzun ve büyük kompleks geometrilerde çarpılmaların birikimi sonuçlarının değerlendirilmesi gerekebilir.



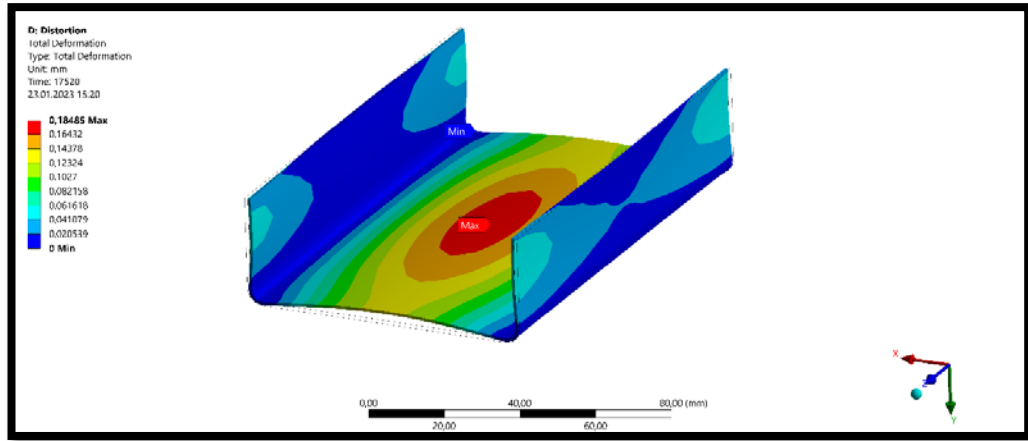
Şekil 3.26: Revizyon 2 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).



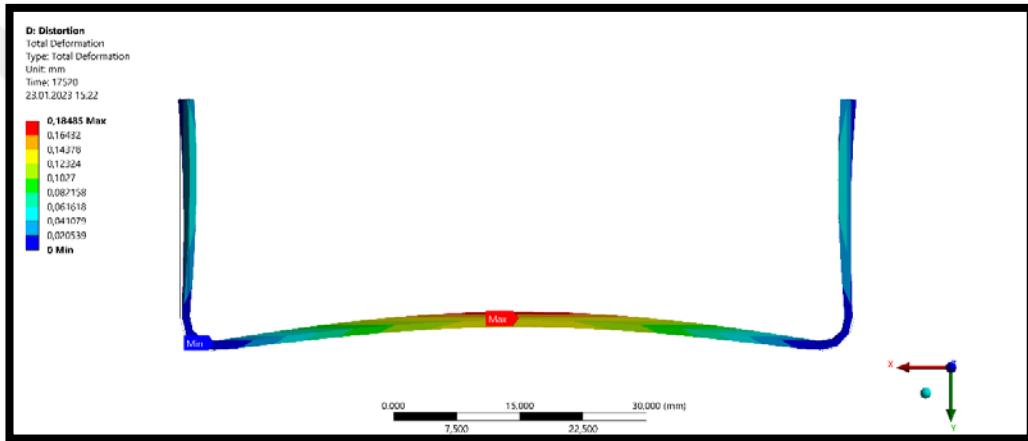
Şekil 3.27: Revizyon 2 deformasyon sonucu - Z eksen (0.5xAuto görünüm).



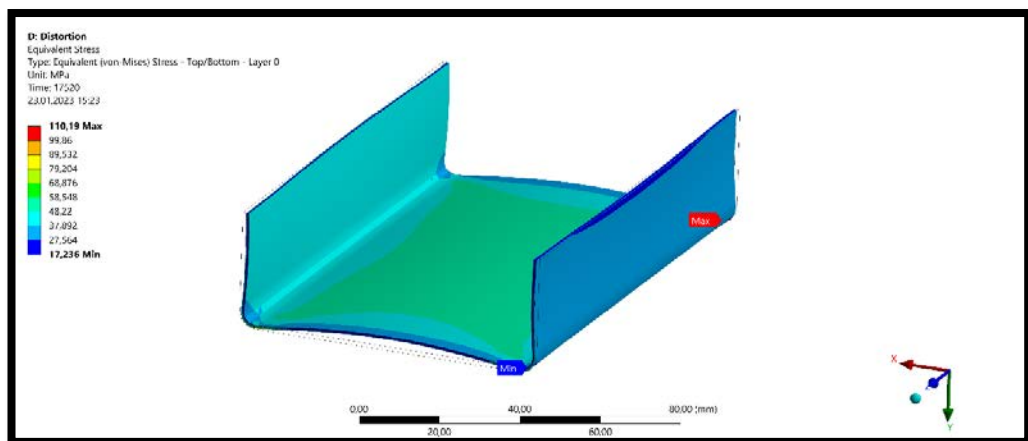
Şekil 3.28: Revizyon 2 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).



Şekil 3.29: Revizyon 3 deformasyon sonucu (0.5xAuto görünüm).



Şekil 3.30: Revizyon 3 deformasyon sonucu- Z eksen (0.5xAuto görünüm).



Şekil 3.31: Revizyon 3 maksimum gerilme sonucu (0.5xAuto görünüm).

3.1.4. Optimizasyon Sonrası Yapısal Sağlık

Kompozit parçaların üretim maliyeti üzerine yapılan araştırmalar incelendiğinde yatırım ve laboratuvar maliyetlerinden sonra en büyük payın kalıp maliyetlerinde olduğu görülmektedir [24]. Bu maliyetler, birincil ve optimize kalıp tasarımı ile bunların üretimleri ve revizyonu gibi alt kırılımları kapsamaktadır. Bununla birlikte kalıp tasarımına bağlı hurda ürün çıktısı da kalıp maliyeti olarak ifade edilebilecek ciddi maliyetler arasında sayılabilir.

Karbon fiber takviyeli parçaların üretimi esnasında, malzeme, tasarım ve proses üçlüsünden kaynaklanan birçok çarpılma etkeni vardır. Bu çarpılmalar, parçaların montajda uyumsuzluğu veya kalıbın yeniden işlenmesi gibi istenmeyen sonuçlar doğurur. Oluşan deformasyonu tahmin etmek için basit analitik modeller kullanarak parçanın geometrik uygunluğunu sağlamak adına kalıp tasarımları değiştirilebilir. Daha karmaşık geometrilerdeki proses kaynaklı çarpılmaları simüle etmek için de birçok sonlu elemanlar modeli geliştirilmiştir. Bu simülasyonlardan alınan verilerle yapılacak kalıp tasarımı sayesinde, üretim sonrası elde edilecek yapının tasarım toleransları içinde kalması sağlanabilir. Başka bir deyişle, kalıp tasarımının en başında üretim kaynaklı sapmaları ele almak, montaj ve diğer maliyetleri azaltan bir etken olacaktır [23].

Kalıp tasarım optimizasyonunun getirdiği maliyet tasarrufuna ek olarak, üretilen parçaların servis koşullarındaki hasar ve yorulmaya karşı dayanım kabiliyetleri, uzun vadede bir maliyet tasarrufu olarak değerlendirilebilir. Parçanın tekrar bakım veya onarım ömrünü veya toplam yorulma dayanımını kısaltan montaj zorlamaları ve zorlamalara bağlı ek iç gerilmeler de yine bu kapsamda maliyet artırıcı etkenler olarak değerlendirilebilir.

Lamine kompozitlerde çalışma koşulları altında gözlenen hasar mekanizmaları, matris çatlakları, delaminasyonlar, fiber-matris bağlarında kopma, fiber kırılması gibi karmaşık yapılarıdır. Matris çatlakları, fiber ağırlıklı hata modlarının hesaplanması ve laminasyon mukavemetinin hesaplanması için gerekli olan laminalara stresin yeniden dağılımına ve sertlik (stiffness) değerlerinin azalmasına yol açar. Ayrıca, herhangi bir matrisin çatlama analizinin ilk adımı, matris çatlakları içeren laminasyonun stres durumu elde etmektir. Bu nedenle, çatlamış laminasyonun stres alanını analiz etme

yeteneği, lamine kompozitler için hasar mekanizmalarının geliştirilmesinde önemli bir rol oynamıştır [13].

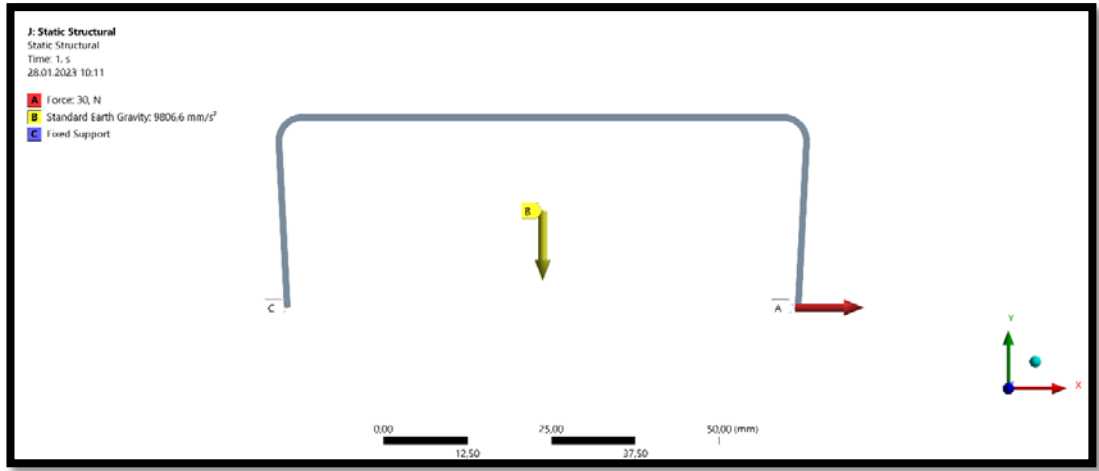
Kritik karbon kompozit yapıların güvenlik marjını artırmak ve optimize bir tasarım ortaya koymak için ileri mühendislik çalışmaları sıkça yapılmaktadır. Servis koşullarındaki hasarlarla birleşmiş fiber dalgalanmaları ve boşluklar gibi üretim kusurları, karbon kompozit yapıların mekanik özellikleri ve yorulma ömrü üzerinde zararlı bir etkiye sahip olabilir [28]. Bu nedenle proses bazlı şekil bozukluklarının montaj esnasındaki zorlamalara bağlı neden olduğu i gerilme artışlarının çalışma koşulları altındaki hasar ve yorulma dayanımlarına etkisinin incelenmesi önem arz etmektedir.

3.1.4.1. Hata Kriterleri

Optimize edilmemiş kalıp ile üretilen kompozit parça, eşlenik parça ile montajı esnasında maruz kaldığı zorlama yükler nedeniyle, optimize kalıp ile üretilen parçaya kıyasla daha fazla strese sahiptir. Bu durum proses esnasında biriken yüklerle birlikte kompozit iç yapısında artan gerilmelere sebep olarak yük altında kusur risklerini artırırken bazı yapılarda çalışma ve taşıma koşullarındaki titreşim yükleri sebebiyle yorulma dayanımı konusunda bir dezavantaj olabilir.

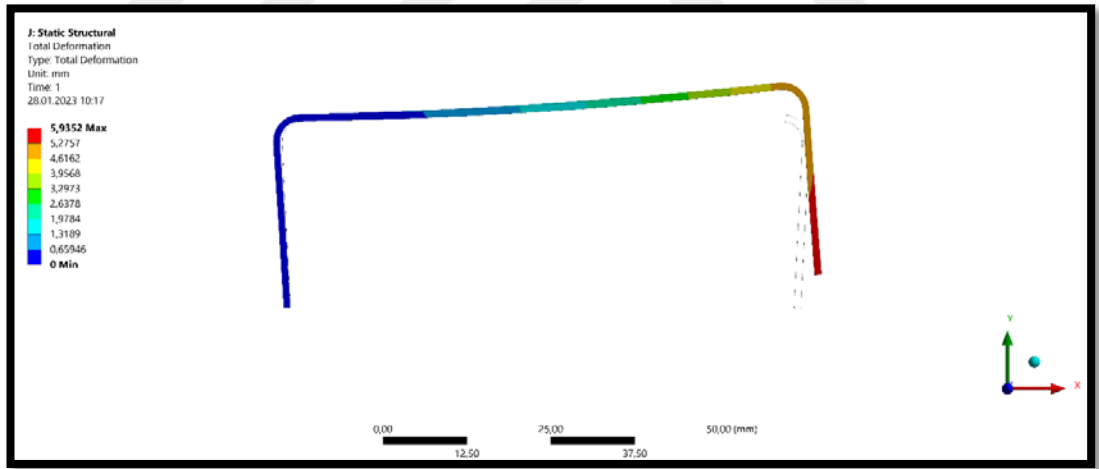
İzotropik malzemelerde hata tahmini, maksimum gerilme, maksimum gerilim gibi prensipler üzerine kuruludur. Ancak bu kriterler tek yönlü lamina için kullanılmaz çünkü zayıf olan düzlemler ana stres yönüyle aynı hizada olmayabilir. Bu nedenle Puck, Tsai-Wu, Tsai-Hill gibi bira alternatif hata kriteri kompozit lamina hatalarını tahmin etmek için geliştirilmiştir [3].

“Inverse Reverse Factor (IRF)” kompozit yapıda muhtemel hataları yorumlamada kullanılan parametredir. Hata yükü, IRF değerine bölünen yk değerı olarak tanımlanabilir. $IRF > 1$ durumunda kompozit yapıda kusurlar meydana gelir ve $IRF < 1$ durumunda yapı güvenlidir. Ama gereksiz hantal bir yapıdan kaçınmak için IRF değerı 0.9 ile 1 arasında tutulmalıdır [3].



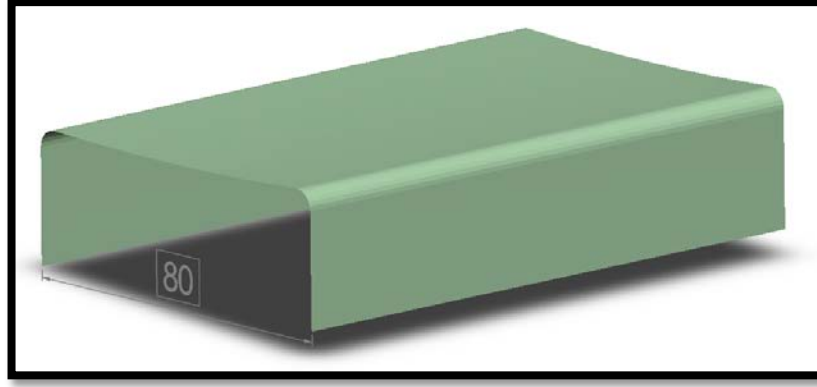
Şekil 3.32: Montaj kuvvetleri statik analiz modellemesi.

Bu çalışmanın konusu olan U formundaki kompozit parça, entegrasyon esnasında fikstür üzerinde referans yüzeyden mengene ile tutulduğu ve montajın tamamlanması adına operatör tarafından manuel el yüküne maruz kaldığı senaryoda analiz edilmiştir. Şekil 3.31’de analiz sınır şartlarının modellemesi mevcuttur.



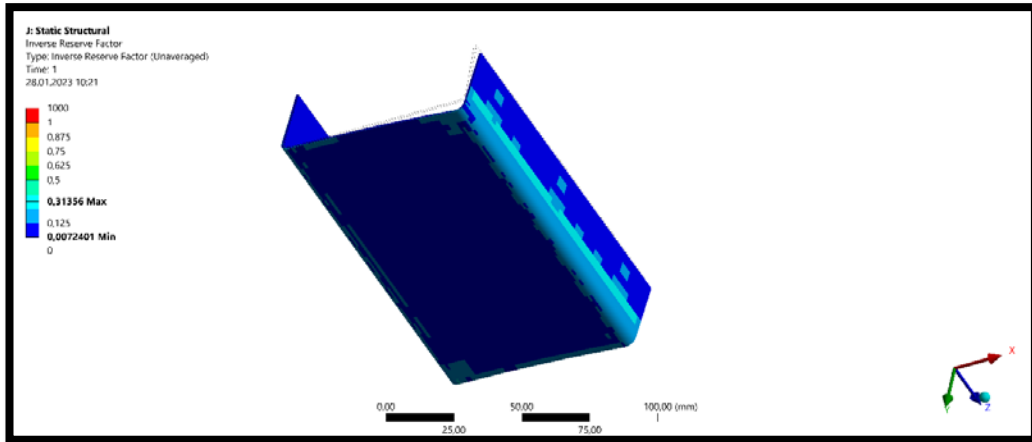
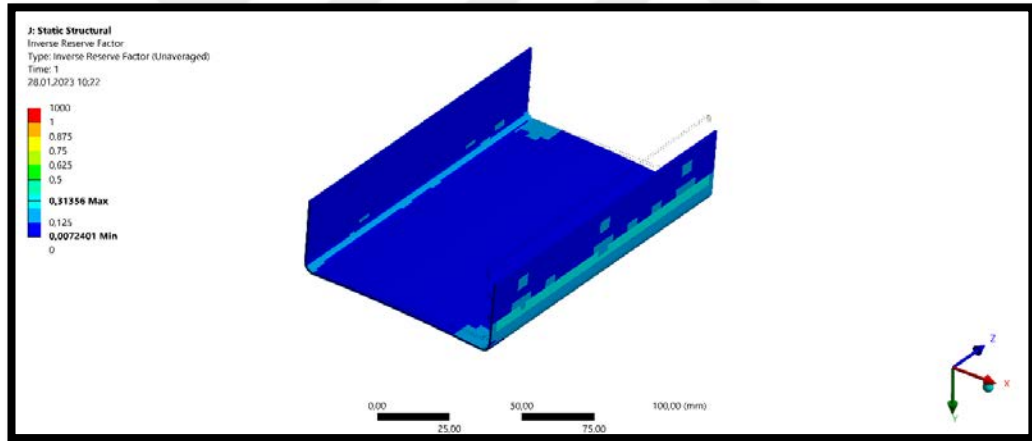
Şekil 3.33: Montaj kuvveti sonrası yer değiştirmeler.

Flanşlar arası mesafe olan 80 mm nominal ölçünün montajda yakalanması için 30 N yük tek taraflı uygulandığı durumda başlangıç ölçülerine ulaşılmasına rağmen parçanın düz yüzeyindeki şekil bozukluğu ve gerilim artışları dikkat çekmektedir.



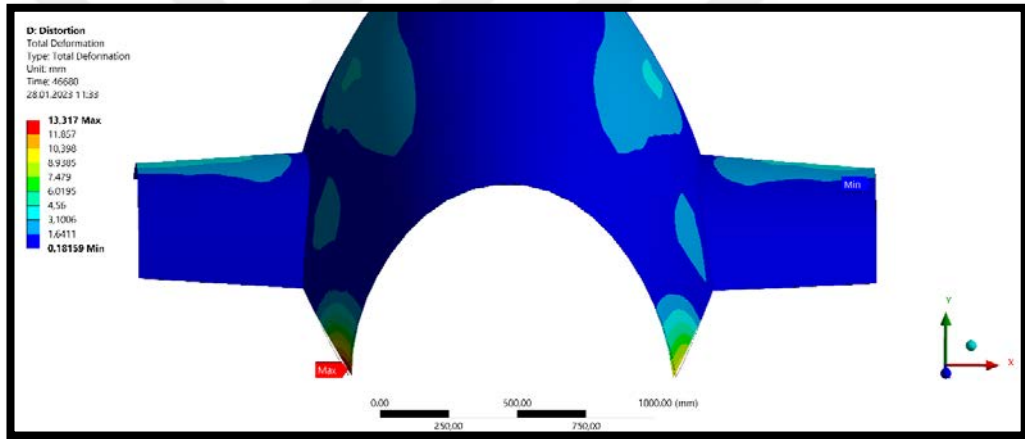
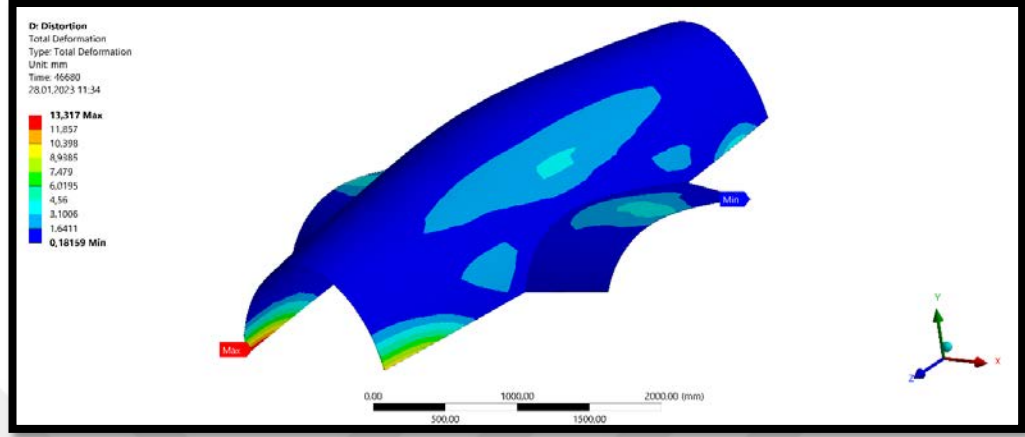
Şekil 3.34: Montaj kuvveti sonrası nihai şekil.

Fikstür üzerinde montaj yüklerinin modellenmesi sonrası ANSYS ‘composite failure’ fonksiyonu altında Tsai-Wu kriteri referans alınarak kompozit yapı hataları incelendiğinde Şekil 3.34’de görüldüğü üzere parça iç ve dış katmanları ile birlikte ara katmanlarında bölgesel risk artışları olduğu görülmüştür.

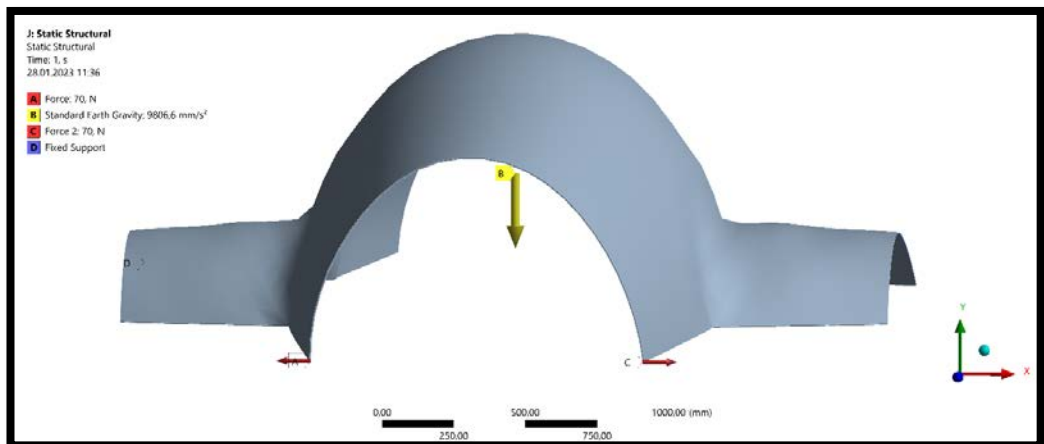


Şekil 3.35: Tsai-Wu hata kriterleri sonuçları.

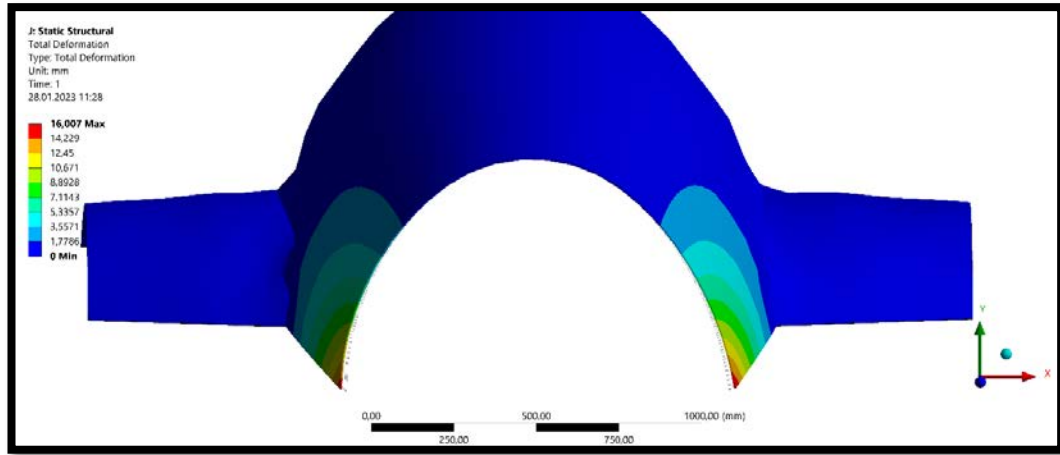
Hava aracı üst kabuk formunun otoklavda kürlenmesi sonrası şekil deformasyonu ve montajda zorlamalı yükün sebep olduğu gerilmeleri görüntülemek adına yapılan çalışmanın sonuçları Şekil 3.35 ve Şekil 3.36’da gösterilmiştir.



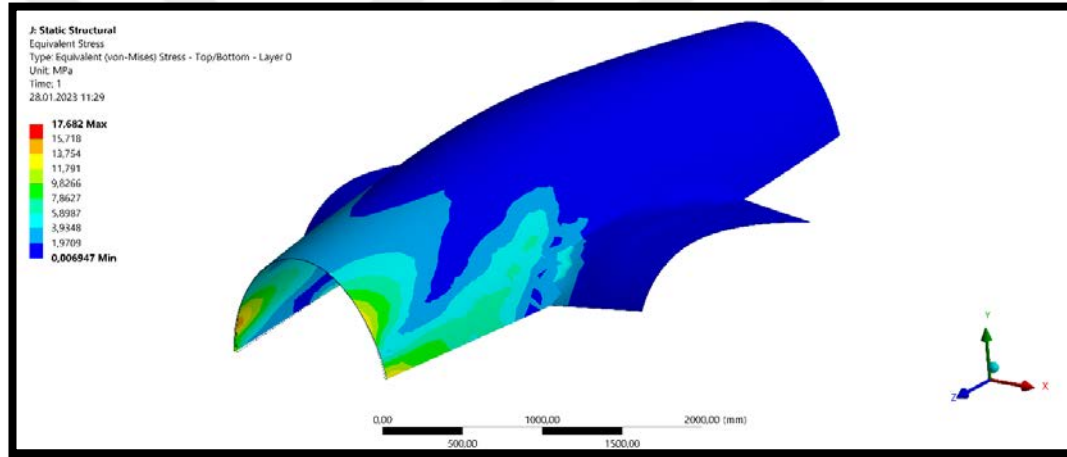
Şekil 3.36: Hava aracı üst kabuk kür simülasyonu deformasyon sonuçları.



Şekil 3.37: Hava aracı üst kabuk formunun montaj esnasında yükleme şartları.



Şekil 3.38: Hava aracı üst kabuk formunun montaj yükleri sonrası deformasyonu.



Şekil 3.39: Hava aracı üst kabuk formunun montaj yükleri sonrası gerilme sonuçları.

Entegrasyon sonrası nominal geometrinin yakalanması ile hava aracı üst kabuk formunda meydana gelen gerilimler ve şekil değişimi Şekil 3.38 ve Şekil 3.39'da gösterilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde hava aracının kanat başlangıç formuna kadar ulaşan ek gerilimler olduğu görülmektedir. Bütün malzemelerde olduğu gibi kompozit parça ile üretim sonrasında da malzeme iç gerilimlerinin minimum seviyede kalması arzu edilir çünkü her gerilim hem geometrik uygunluk hem de yapının mukavemet ve ömrü bakımından bir tehdittir. Bu yönüyle üretilecek parçanın özelliklerine bağlı olarak proses parametrelerinin optimizasyonu ciddi önem arz etmektedir.

3.1.4.2. Titreşim Analizi ile Yorulma Sonuçları Karşılaştırması

Yorulma, döngüsel yük altındaki malzemelerde ilerleyen hasara neden olan bir olgudur. Fiziksel hasar, çatlaklar ve deformasyondan oluşur. Bu da nihayetinde malzemelerde kusurlara yol açar. Yorulma hasarını tahmin etmek için iki farklı yolu vardır. Bu yöntemlerden biri, gerilim yoğunluğu faktörü gibi kırılma mekaniği parametrelerini kullanarak çatlakları bireysel olarak incelemektir. Diğer yol, yorulma ömrü için gerilme-döngü (S-N) eğrisi karakterizasyonu gerektiren, başlangıç kusurlarına göre daha büyük ölçekteki çentiksiz geometrideki çatlak başlangıçları da dahil nispeten "küçük" çatlakları inceleyen kolektif bir yöntemdir [6].

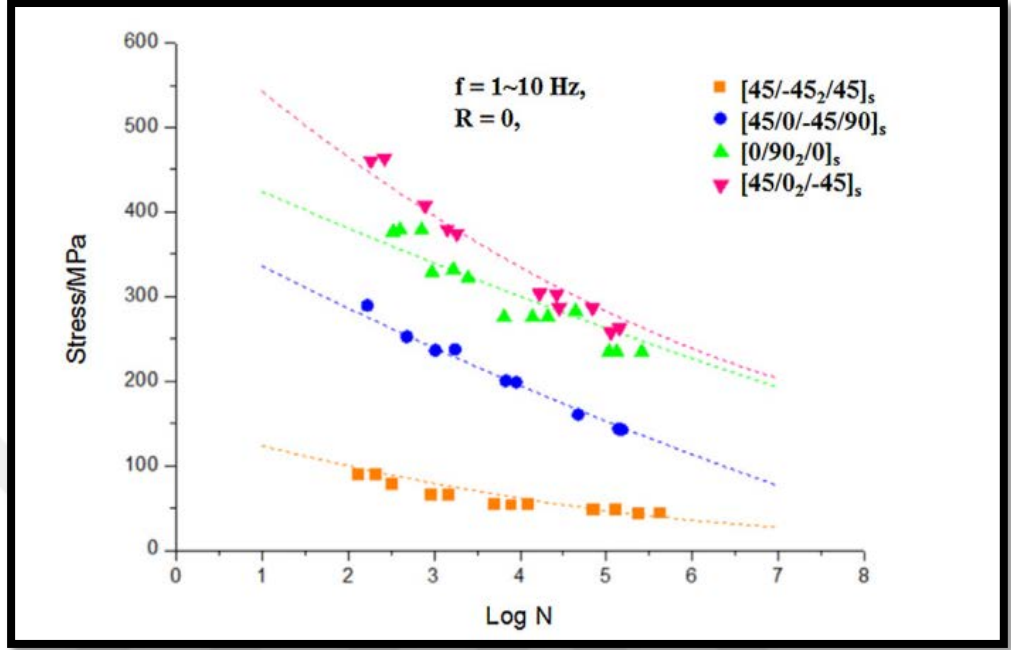
Yorulma ömrü tahmini, özellikle döngüsel yükler nedeniyle hatalara oldukça duyarlı olan havacılık yapıları başta olmak üzere mekanik yapıların emniyetli tasarımında temel araçlardan biridir. Bu yorulma ömrü tahmini, ağırlıklı olarak iki kavrama dayanır: gerilme-ömür yaklaşımı yani S-N eğrilerine dayalı kümülatif yorulma hasarı (CFD) ve genellikle a-N veya Paris eğrileri olarak adlandırılan döngülerin sayısına göre yorulma çatlağının ilerlemesine dayalı yorulma çatlaması gelişimidir (FCG) [15].

S-N eğrisi karakterizasyonu sadece mühendislik malzemeleri için değil aynı zamanda dinamik yüklemeye maruz kalan çeşitli bileşenlerin hata emniyetli tasarımı ve yorulma ömrü tahmini için de önemlidir. S-N eğrisi, bir diyagramda uygulanan gerilme (S) değerine karşılık yükleme döngüsü (N) şeklinde tanımlanabilir. S-N eğrisi davranışı, 19. yüzyıldan beri süren yorulma ve ömür çalışmalarının belkemiği olmuştur [20].

Gelişmiş kompozit yapılar için güncel yorulma ömrü yaklaşımlarının çoğu, küçük yapı taşındaki ampirik gerilmenin döngü sayısına oranına (S/N) dayalıdır. Farklı fiber reçineli sistemler, serim konfigürasyonları veya yükleme koşulları gibi sebeplerle çeşitlenen malzeme özellikleri, genellikle kompozitlerin analizini ve testini zorlaştırır. Anizotropik heterojen özellikler ve yorulma ömrü üzerindeki hata modlarının değişmesinin yanı sıra birbirleriyle etkileşim içinde olan çoklu hata mekanizmaları, kompozit yapılardaki hasar artışını tahmin etmeyi zorlaştırıyor [38].

Fiber takviyeli kompozit malzemeler için birçok yorulma modeli geliştirilmiştir ve bu modeller üç kategoriye ayrılabilir: S-N eğrileri ve yorulma hata kriterlerine dayalı yorulma ömrü modelleri; artık sertlik/mukavemet modelleri ve aşamalı yorulma

hasar modelleri. Tüm bu üç modelde, S-N eğrileri, fiber takviyeli yapının yorulma değerlendirmesinin esas unsurudur [39]. Frekans değeri tek yönlü kompozit laminasyonların yorulma davranışında az bir etkiye sahiptir [16].



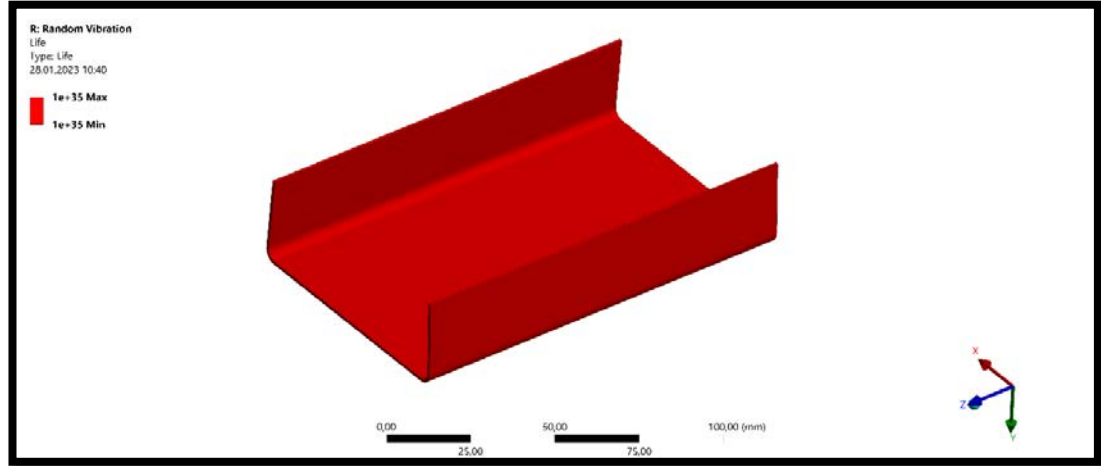
Şekil 3.40: Farklı kompozit serim setlerinin yorulma eğrisi [39].

Bir önceki bölümde, bu çalışmanın odağındaki U formlu kompozit parçanın montaj esnasındaki zorlamaya bağlı hata analizi modellenip sonuçlar karşılaştırılmıştı. $[+45^\circ / 0^\circ / -45^\circ / 90^\circ]_s$ serim planı ve AS4-8552 UD prepreg ile üretilen parçanın askeri standartlardaki titreşim profillerine maruz kalması durumunda yorulma dayanımı ise bu bölümde incelenmiştir. Bu analiz, proses optimizasyonunun yapısal sağlık bakımından ne derecede önemli olduğunu değerlendirmek adına yapılmıştır. 18 Mayıs 2022 tarihinde güncellenen ve Amerika Savunma Bakanlığı tarafından yayınlanan MIL-STD-810H test metot standartlarında ifade edilen, hava aracı pervanesinin maruz kaldığı dikey titreşim yükleri modellenerek analiz tamamlanmıştır. 20 saatlik bir uçuşun 1 saatlik bölümündeki frekans (Hz) ve güç spektral yoğunluğu (PSD) setleri Tablo 3.5'te ifade edilmiştir [44].

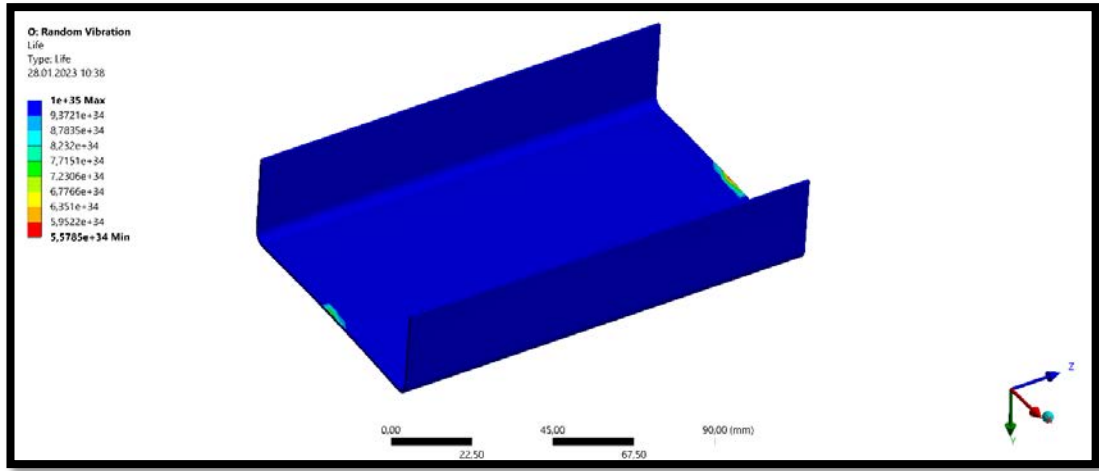
Tablo 3.5: Hava aracı (4 pal C-130) pervanesinin maruz kaldığı titreşim frekansları (MIL-STD-810H).

Vertical Axis Broadband Random		Vertical Axis Sinusoidal Components		Longitudinal and Transverse Broadband Random	
Frequency, Hz	ASD, g ² /Hz	Center Frequency, Hz (Blade Order)	Acceleration peak (g _{pk})	Frequency, Hz	ASD, g ² /Hz
10	0.0032	17 (R)	0.5	10	0.0022
30	0.0032	68 (nR)	2	40	0.0022
60	0.0002	136(2nR)	0.6	60	0.00015
150	0.0002	204 (3nR)	0.4	125	0.00015
300	0.0012	Overall rms, g	1.76	175	0.0005
400	0.0012			240	0.0009
500	0.0005			325	0.00022
725	0.0005			500	0.00022
800	0.00045			1000	0.00015
943	0.00045			2000	0.00002
1061	0.00015	Longitudinal and Transverse Sinusoidal Components		rms, g	0.61
1450	0.00005	Center Frequency, Hz (Blade Order)	Acceleration peak (gpk)		
1500	0.0001				
1575	0.0001	17 (R)	0.2		
1610	0.00004	68 (nR)	0.5		
1800	0.000025	136 (2nR)	0.2		
2000	0.000025	204 (3nR)	0.1		
rms, g	0.84	Overall rms, g	0.74		
Test Duration per axis: 1 hour for 20 hours of flight.					

Üretim süreci optimize edilmemiş kompozit parçanın montaj esnasındaki ek zorlamalara bağlı iç yapı gerilme artışları, parçanın belirli bölgelerinde yorulmaya bağlı ömür azalmasına sebep olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 3.41: Optimize kalıp ile üretilmiş kompozit parçanın MIL-STD-810 H standartları titreşim şartlarında yorulma sonucu.



Şekil 3.42: Optimize edilmemiş kalıp ile üretilmiş kompozit parçanın MIL-STD-810H standartları titreşim şartlarında yorulma sonucu.

3.2. Parametre Setleri ile Analiz Verisi Üretimi

Mühendislik tasarımlarında malzeme seçimi, parça ölçüleri, mekanik bağlantı modelleri, termal kabiliyetler ve kalınlık optimizasyonu gibi birçok konu masaya yatırılır ve üretilmesi planlanan parçanın mühendislik isterleri ve çalışma koşulları hesaba katılarak bu parametrelerin öncelikleri sonuca etkileri bakımından değerlendirilerek tayin edilir. Bu yaklaşım, mühendislik tasarımlarının temelini oluşturur. Mühendislik analizlerinde, konu sürecin analiz yapıtaşları yerine oturduktan sonra farklı parametre setlerinin çıktıları için tekrarlı analiz kurulumu yerine yaklaşımın matematik modellemesi faydalı bir yöntemdir. Bu yöntemle hem analiz adımlarının hem de tasarım süreçlerinin girdileri bu modellere dayalı kısa bir zamanda verilebilir. Böylelikle proses ve tasarımın parametrik optimizasyonu için elverişli bir süreç ortaya konabilir.

Bu çalışmanın önemli hedeflerinden birisi de bir önceki paragrafta bahsedilen kapsam çerçevesinde, karbon kompozit yapıların otoklavda kürlenmesi esnasındaki davranışlarının birçok parametre setine cevap verebilecek çıktıları üretebilen matematik modelin Python programlama dilinde geliştirilmesidir. Bu sayede ürün ve proses tasarımcısı, parametre değişiklik çıktılarını anlık görüntüleyebilme imkânı ile hızlı tasarım optimizasyonu kabiliyeti kazanacaktır. Bu parametre setleri, geometri bazında farklı gruplar halinde sınıflandırılabilceği gibi farklı serim setleri ve

kalınlıklar, farklı kalıp malzemeleri veya farklı otoklav kür profilleri halinde de sınıflandırılabilir.

Farklı parametrelerde simülasyon sonuçları, hata ve yorulma analizleri incelenen bu çalışmanın odağındaki geometride, flanş açısı, köşe radyusu ve kalınlık (stack-up sayısı) parametrelerinin değişmesiyle meydana gelen “spring-in” değerlerini görüntülemek üzere 27 adet parametre seti simüle edilmiştir. Matematik model elde etmek için kullanılan parametre setleri ve sonuçları Tablo 3.6’da paylaşılmıştır.

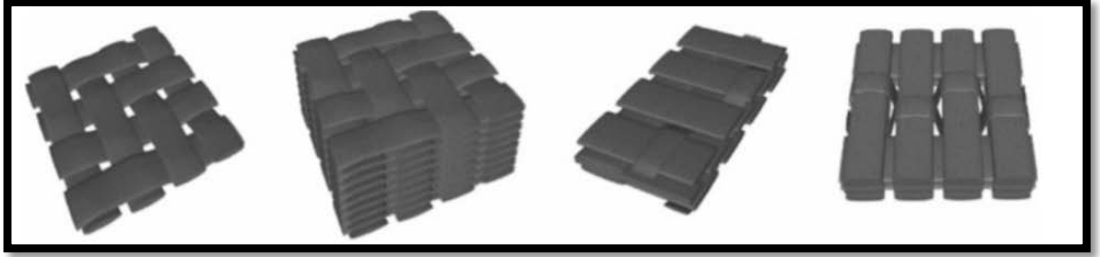
Tablo 3.6: Deney parametre setleri simülasyon sonuçları.

Parametre Seti	Flanş Açısı (°)	Köşe Radyusu(mm)	Stack-Up (Adet)	Spring-in (°)
1	90	4	1	0,827
2	90	4	2	0,727
3	90	4	3	0,715
4	90	5	1	0,837
5	90	5	2	0,814
6	90	5	3	0,781
7	90	6	1	0,856
8	90	6	2	0,816
9	90	6	3	0,805
10	75	4	1	0,608
11	75	4	2	0,673
12	75	4	3	0,537
13	75	5	1	0,657
14	75	5	2	0,601
15	75	5	3	0,624
16	75	6	1	0,592
17	75	6	2	0,685
18	75	6	3	0,543
19	60	4	1	0,524
20	60	4	2	0,479
21	60	4	3	0,512
22	60	5	1	0,487
23	60	5	2	0,561
24	60	5	3	0,439
25	60	6	1	0,538
26	60	6	2	0,503
27	60	6	3	0,522

4. SİMÜLASYON SONUÇLARININ PYTHON MODELLEMESİ

Python dünyanın en popüler programlama dilidir ve Python ekosistemi geliştiricilerin yeni çözümler üretmek için özgürce kullanabileceği açık kaynak kod kütüphaneleri içerir. PyAnsys kod kütüphanesi, geliştiricilerin Python tabanlı projelerine ANSYS tabanlı simülasyonu entegre etmelerini sağlayarak yeni bir çağır açmıştır. PyAnsys, MAPDL ve AEDT de dahil olmak üzere kullanıcıların ANSYS ürünleriyle benzeri görülmemiş bir şekilde etkileşim kurmalarını sağlayan bir Python paketidir. Paketler, kullanıcılara sadece ANSYS simülasyon katmanlarını kullanarak çok çeşitli çoklu fizik simülasyonlarının çalıştırılmasını kodlamaya imkân vermesi ile kalmayıp, aynı zamanda simülasyonu diğer otomatik işlemlere dahil eden iş akışlarını da kodlama imkânı sunan modern programlanabilir bir arayüz sağlar. [43]

Python destekli arayüze sahip ABAQUS yazılımı ile de kompozit yapıların analizi mümkündür. Tekstil geometrisini modelleme imkânı veren Python tabanlı TexGen yazılımında iplik ve dokuma özelliklerini modelleyip ABAQUS ortamına aktarımı mümkündür [33].



Şekil 4.1: Farklı dokuma tiplerinin TexGen yazılımında modellenmesi.

Bu çalışmada izlenen yöntem, ANSYS simülasyon verilerinin çeşitli matematik modeller ile Python'da birbirine bağlanıp kodlanması ile davranış modellemesi üzerinedir. Otoklav kür simülasyonu sonuçlarının çeşitli geometrik parametre setleri ve çıktıları üzerine kurgulanmış davranış modellemesi, kompozit yapıların analizi için kısıtlı bir kapsam içermektedir. Kapsam, farklı kompozit iplik, örgü veya laminasyon özelliklerinin parametrik modellenmesi ile malzeme odaklı sonuç değişimlerini görüntüleyecek dönüşüm kabiliyetine sahiptir.

4.1. Matematik Model Tasarımı

Deney tasarımı, bir prosesteki girdi faktörleri üzerine istenilen değişikliklerin sistematik bir şekilde yapılmasıyla tepki değişkeni üzerindeki değişkenliğin gözlenmesi ve yorumlanması olarak tanımlanan bir kalite geliştirme tekniğidir. Deney tasarımının amacı bir sürecin gösterdiği davranışlar hakkında bilgi toplayarak, bu sürecin kalite karakteristiklerini etkileyen faktörleri belirlemek ve sürecin kalitesinin iyileştirilebilmesi için hangi faktörlerin hangi seviyede olması gerektiğini belirlemektir [34].



Şekil 4.2: Tam Faktöriyel deney tasarımı akış şeması.

Bu çalışmada kompozit kürlenme davranışını modellemek için üç seviyeli ve üç faktörlü 3^3 tam faktöriyel deney tasarımı uygulanmış olup toplam 27 deneysel tasarım noktası ANSYS’ de simüle edilmiştir. Deney sonuçları Tablo 3.6’da paylaşılmıştır.

Deney sonuçlarının matematik modellemesini ifade eden Python senaryosu 69,70,71 ve 72.sayfalarda kodlama dizini halinde paylaşılmıştır.

```

import sys
import numpy as np
from numpy.linalg import inv, det
from PyQt5 import QtCore, QtWidgets
from PyQt5.QtWidgets import QGridLayout, QWidget, QApplication, QLineEdit,
QFormLayout, QLabel
from PyQt5.QtWidgets import QPushButton
from PyQt5.QtCore import QSize, QPoint, Qt
from PyQt5.QtWidgets import QMessageBox
from PyQt5.QtGui import QPen, QFont, QImage, QPainter

result = 0
class Template(QWidget):
    def __init__(self):
        super().__init__()
        self.setMinimumSize(QSize(320, 140))
        self.setWindowTitle("Composite Rib Design Informations")
        self.x = 0
        self.y = 0
        self.z = 0
        self.X = np.array([[1, 90, 4, 1, 8100, 16, 1, 360],
                            [1, 90, 4, 2, 8100, 16, 4, 720],
                            [1, 90, 4, 3, 8100, 16, 9, 1080],
                            [1, 90, 5, 1, 8100, 25, 1, 450],
                            [1, 90, 5, 2, 8100, 25, 4, 900],
                            [1, 90, 5, 3, 8100, 25, 9, 1350],
                            [1, 90, 6, 1, 8100, 36, 1, 540],
                            [1, 90, 6, 2, 8100, 36, 4, 1080],
                            [1, 90, 6, 3, 8100, 36, 9, 1620],
                            [1, 75, 4, 1, 5625, 16, 1, 300],
                            [1, 75, 4, 2, 5625, 16, 4, 600],
                            [1, 75, 4, 3, 5625, 16, 9, 900],
                            [1, 75, 5, 1, 5625, 25, 1, 375],
                            [1, 75, 5, 2, 5625, 25, 4, 750],

```

```

[1, 75, 5, 3, 5625, 25, 9, 1125],
[1, 75, 6, 1, 5625, 36, 1, 450],
[1, 75, 6, 2, 5625, 36, 4, 900],
[1, 75, 6, 3, 5625, 36, 9, 1350],
[1, 60, 4, 1, 3600, 16, 1, 240],
[1, 60, 4, 2, 3600, 16, 4, 480],
[1, 60, 4, 3, 3600, 16, 9, 720],
[1, 60, 5, 1, 3600, 25, 1, 300],
[1, 60, 5, 2, 3600, 25, 4, 600],
[1, 60, 5, 3, 3600, 25, 9, 900],
[1, 60, 6, 1, 3600, 36, 1, 360],
[1, 60, 6, 2, 3600, 36, 4, 720],
[1, 60, 6, 3, 3600, 36, 9, 1080]]))

```

```

self.Xt = self.X.T

```

```

self.res = np.dot(self.Xt, self.X)

```

```

self.m = np.array(self.res)

```

```

self.Xinv = np.linalg.pinv(self.res)

```

```

self.F = np.array(

```

```

    [0.827, 0.727, 0.715, 0.837, 0.814, 0.781, 0.856, 0.816, 0.805, 0.608,
0.673, 0.537, 0.657, 0.601, 0.624, 0.592, 0.685, 0.543, 0.524,
    0.479, 0.512,
    0.487,
    0.561, 0.439, 0.538, 0.503, 0.522]).T

```

```

self.C = np.dot(self.Xinv, self.Xt)

```

```

self.matrixRes = np.dot(self.C, self.F)

```

```

str1 = ' '.join(str(e) for e in self.matrixRes)

```

```

QMessageBox.about(self, "Matrix Result", str1)

```

```

self.f1 = QLineEdit()

```

```

self.f2 = QLineEdit()

```

```

self.f3 = QLineEdit()

self.btn = QPushButton('Calculate the shape distortion ')
form = QFormLayout(self)
form.addRow('Part Angle: ', self.f1)
form.addRow('Part Radius: ', self.f2)
form.addRow('Ply Number: ', self.f3)
form.addRow(self.btn)
self.btn.clicked.connect(self.clickMethod)

def clickMethod(self):
    self.x = int(self.f1.text())
    self.y = int(self.f2.text())
    self.z = int(self.f3.text())
    global result
    result = self.matrixRes[0] + self.matrixRes[1] * self.x + self.matrixRes[2] *
self.y + self.matrixRes[3] * self.z + self.matrixRes[4] * self.x * self.x + \
        self.matrixRes[5] * self.y * self.y + self.matrixRes[6] * self.z * self.z +
self.matrixRes[7] * self.x * self.y * self.z
    self.close()

class Label(QLabel):
    def __init__(self):
        super().__init__()

    def paintEvent(self, e):
        qp = QPainter()
        qp.begin(self)

        image = QImage('spring-in.PNG')
        qp.drawImage(QPoint(), image)

        pen = QPen(Qt.red)
        pen.setWidth(2)

```

```
qp.setPen(pen)
```

```
font = QFont()
```

```
font.setFamily('Times')
```

```
font.setPointSize(20)
```

```
qp.setFont(font)
```

```
global result
```

```
qp.drawText(240, 332, str(result))
```

```
qp.end()
```

```
class Example(QWidget):
```

```
    def __init__(self):
```

```
        super().__init__()
```

```
        self.setGeometry(50, 50, 660, 620)
```

```
        self.setWindowTitle("Shape Distortion Result")
```

```
        self.label = Label()
```

```
        self.grid = QGridLayout()
```

```
        self.grid.addWidget(self.label)
```

```
        self.setLayout(self.grid)
```

```
if __name__ == "__main__":
```

```
    app = QApplication(sys.argv)
```

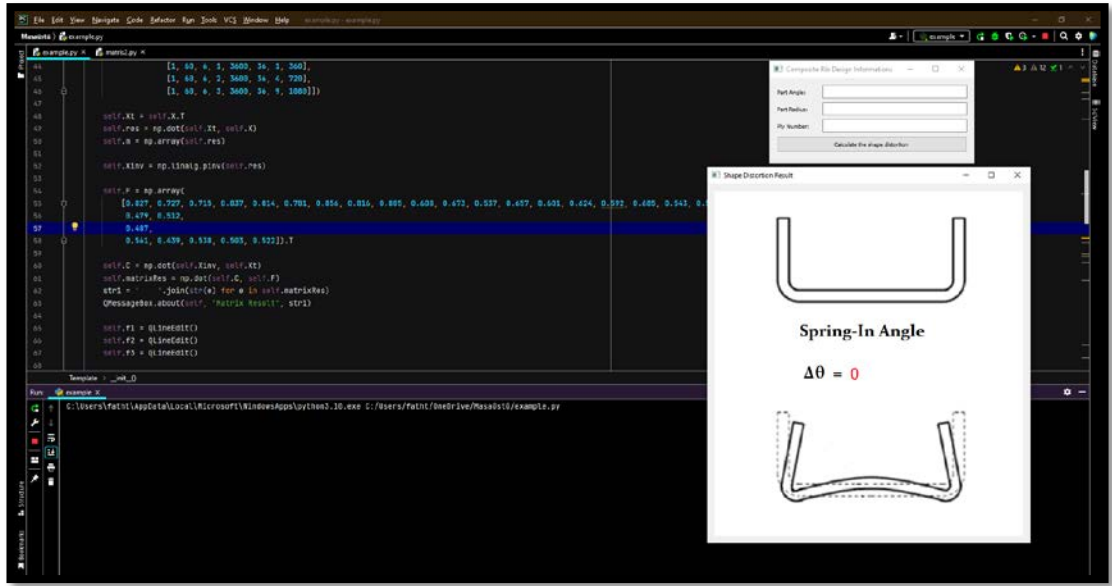
```
    gui = Template()
```

```
    gui.show()
```

```
    ex = Example()
```

```
    ex.show()
```

```
    sys.exit(app.exec_())
```



Şekil 4.3: “Spring-in” davranışının Python modellemesi.

4.2. Girdi Veriler ve Çıktıların Yorumu

Mühendislik yapıları, gelen yüklerin taşınması, montaj bölgesindeki statik yüklerin etkisi gibi birçok konu göz önünde bulundurularak tasarlanır. Tasarım kriterlerinden bazıları maliyet veya mühendislik bakımından büyük etkilere sahip olması sebebiyle radikal değişemezken bazıları üretilebilirlik şartlarına bağlı olarak esnetilebilir. Bu çalışmanın konusu olan ve aynı zamanda hava aracı iskelet yapı birimi kiriş yapısını da temsil eden U formundaki tasarım, üretim deformasyonlarını minimize etmek adına gerek görüldüğü durumda optimize edilir. Farklı radyus ve açılardaki geometriyi kalınlıkla birlikte ele alan matematik model hem ürün hem de kalıp tasarımcısına doğru tasarım için hareket alanını pratik şekilde tayin eder. Bu sayede deneme yanılma yoluyla katedilmesi mümkün olan tasarım optimizasyon süreci daha az maliyetle ve daha kısa sürede gerçekleştirilebilir. Çalışmanın konusu olan geometrinin (Şekil 3.14) farklılaşması sonrası şekil değişimleri gözlemlendiğinde sonuçlar şöyle özetlenebilir;

- Flanş açısı dik derecelenmeye yaklaştıkça “spring-in” açısı artar
- Parça kalınlığı arttıkça “spring-in” açısı düşer
- Radyus değeri arttıkça “spring-in” açısı düşer.

5. HELİKOPTER KOMPOZİT PAL ANALİZİ

Gelişmiş helikopter rotor palleri genellikle kompozit malzemelerden üretilmektedirler ve yapılarında çeşitli hasarlara neden olabilecek yüksek derecede dinamik ve kararsız aerodinamik çevresel yüklerde çalışmaktadırlar. Bu yükleme şartlarına tekrarlı olarak maruz kalınması kompozit rotor pal yüzey kaplamalarında delaminasyon, çatlak vb. hasarlara neden olabilir [17]. Bu kısımda, helikopter kompozit palının otoklavda kürleme ile üretimi ve aerodinamik yük altındaki yapısal kusurları incelenmiştir. Öncelikli olarak helikopter kompozit pallerinin katmanlı yapısı hakkında bazı bilgiler verilmiş ve ardından literatürden alınan tasarım parametreleri ile bir modelleme yapılmıştır. Nihai üç boyutlu model önce ANSYS kür analizine daha sonra da aerodinamik yükler altında statik analize alınmıştır. İncelenen model üst ve alt kabuk $[+ 45 / 0 / - 45 / 90]_s$ yönlenmesinde Hexcel AS4/8552 tek yönlü karbon elyaf takviyeli ve epoksi matrisli kompozit ve titanyum kutu kirişten oluşan hibrit bir yapıdır. Bu iki malzeme haricinde kalan boşluklu yapı genelde köpük veya bal peteği ile doldurulmaktadır.

5.1. Helikopter ve Kompozit Pal Yapısı

Helikopterlerde kaldırma kuvveti; yatay düzlemde hareket eden ve bir veya birkaç güç üretici tarafından döndürülen pervaneler yardımıyla yaratılır. Bu pervanelere ana rotor palaları (pal, blade) denilmektedir [17].

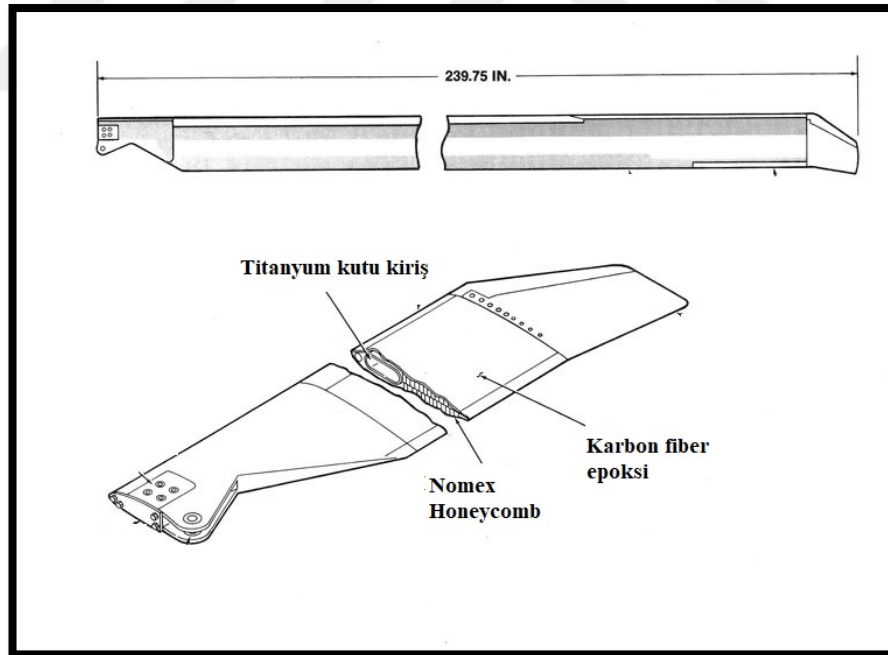
Helikopter ana rotor palalarının tasarımı, imalatı kullanılan malzemeye göre sınıflandırılırsa ilk helikopter palalarından bu yana aşağıdaki değişimleri geçirerek bugünkü haline geldiği görülür;

- Ahsap paller,
- Metal paller,
- Karma yapıdaki paller(metallerin ve kompozit malzemelerin beraber kullanıldığı paller),
- Kompozit paller [17].



Şekil 5.1: Kompozit rotor palinin kesiti.

Şekil 1’de gerçek bir rotor kompozit pal kesiti verilmiştir. Bu yapı en yaygın yapılardan biridir. Bu yapıda dış kabuk gayet pürüzsüzdür. İç yüzeyler ve kabuk ile köpük dolgu yapı arasında kalan ara yüzeylerde dalgalanmalar söz konusudur. İç yüzeylerde oluşan dalgalanmalar katman dalgalanması olarak adlandırılır ve oldukça tehlikeli sonuçlar doğurabilir. Bununla ilgili geçmiş çalışmalar mevcuttur. [70],[71],[72]. Katman dalgalanması sebebiyle malzeme katılık değerlerinde ve yapı dayanımında (özellikle basınç dayanımı) ciddi azalmalar olabilir.



Şekil 5.2: Sikorsky 76 model helikopter palinin yapısı.

Şekil 5.2’de Sikorsky 76 model helikopter palinin hibrit yapısı gösterilmiştir.[45]. Bir önceki yapıdan farklı olarak iç yapıda titanyum kutu giriş mevcuttur. Bu yapıyı kompozit kabuk, bal peteği ve titanyum giriş oluşturmaktadır ve bu çalışmada hibrit tipteki pal yapısı kullanılmıştır.

Helikopterlerde kaldırma kuvveti; yatay düzlemde hareket eden ve bir veya birkaç güç üretici tarafından döndürülen pervaneler yardımıyla yaratılır. Bu pervanelere ana rotor palaları (pal, blade) denilmektedir. Ana rotorun hava içerisinde dönerek hareket etmesiyle kaldırma kuvveti yaratılır. Döndürülen ana rotor, kendi eksenini etrafında dönerken, helikopterin kendisi de ana rotor dönüş yönüne zıt yönde dönmeye çalışır. Buna dönme momenti tepkisi denir. Kuyruk rotorları, helikopterlerdeki ana rotorun oluşturduğu bu dönme momentini eşitleyerek helikopteri düz tutmaktadır. Kuyruk rotoru bulunmayan ve çift ana rotora sahip helikopterlerde, rotorlar zıt yönde dönerek birbirlerinin yarattığı dönme momentini eşitler. Ana rotorda yer alan her bir pala, üretilen kaldırma kuvvetini eşit olarak paylaşır. Palalar, helikopterin statik ağırlığının yanında helikopter uçuşu sırasında meydana gelen dinamik yükleri de taşımak zorundadırlar. Bu nedenle yük taşımada kullanılan büyük helikopterlerin genelde dört veya daha fazla sayıda ana rotor palası bulunmaktadır. Aynı prensip kuyruk rotoru palalarında da geçerli olup, ana rotor pala adedi fazla ise kuyruk rotor pala adedi de aynı oranda artar. Kuyruk rotor palalarındaki sayıca fazlalık, ana rotorun üreteceği dönme momentini karşılayacak güçte olmasından kaynaklanmaktadır [17].

Aerodinamiğin aynı dört prensibi hem sabit kanatlı hava araçlarına hem de döner kanatlı hava araçlarına uygulanmaktadır. Bir hava aracına her zaman dört kuvvet etki etmektedir. Bunlar; ağırlık, taşıma (kaldırma), itki ve sürüklenme kuvvetidir [17].

Ağırlık, yerçekimi etkisiyle hava aracına etkiyen kuvvettir. Bu kuvvet her zaman hava aracının ağırlık merkezinden etkimektedir. Bu kuvvetin şiddeti, ancak hava aracının kütlesi değiştiği zaman değişir [17].

Taşıma kuvveti, bir uçağın kanadı ya da bir helikopterin palasının üzerinden geçen hava akımı sayesinde oluşur. Bu kuvvetin nasıl yaratıldığı bazı kaynaklarda Newton'un üçüncü yasasıyla, bazılarında ise Bernoulli prensibiyle açıklanmıştır. Ancak en bilimsel açıklamalar her iki prensibin birleşimiyle yapılmaktadır [17].

İtki, aracın havada ileri hareket ettiren kuvvettir. Sabit kanatlı hava aracı olarak anılan uçaklarda, itki uçağın burnunda yer alan pervane yardımıyla elde edilirken, taşıma kuvveti de sabit kanatlarla elde edilir. Helikopter gibi döner kanatlı bir hava aracında ise hem itki, hem de taşıma kuvveti ana rotor palaları ile elde edilir [17].

Sürüklenme, aracın hava içerisinde ilerlemesine engel olan kuvvettir. İtki kuvveti hava aracını sürüklenme kuvvetine karşı havada hareket halinde tutar. Hava içerisinde hareket ettiğinde itki ya da kaldırma kuvveti yaratan, özel olarak tasarlanan

ve belirli bir kesite sahip yüzeye kanat profili denir. Uçakların kanatları, uçak pervaneleri, helikopterlerin ana ve kuyruk rotor palalarının hepsi birer kanat profilidir [17].

5.2. Kompozit Pal Modellemesi

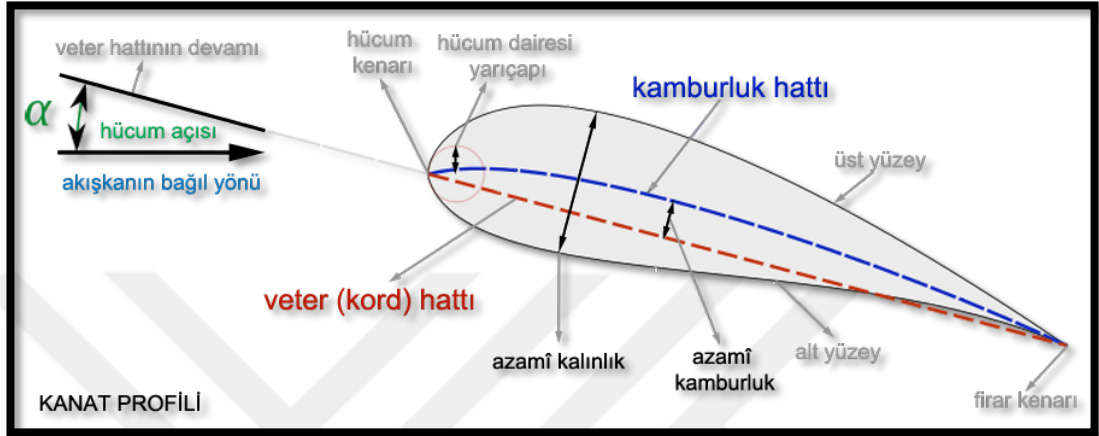


Şekil 5.3: Westland Lynx ZX170 model helikopter.

Westland Lynx ZX170 model helikopterın metal yapıdaki palı modellenerek kompozit tasarımı yapılmıştır. Rotor palı özellikleri;

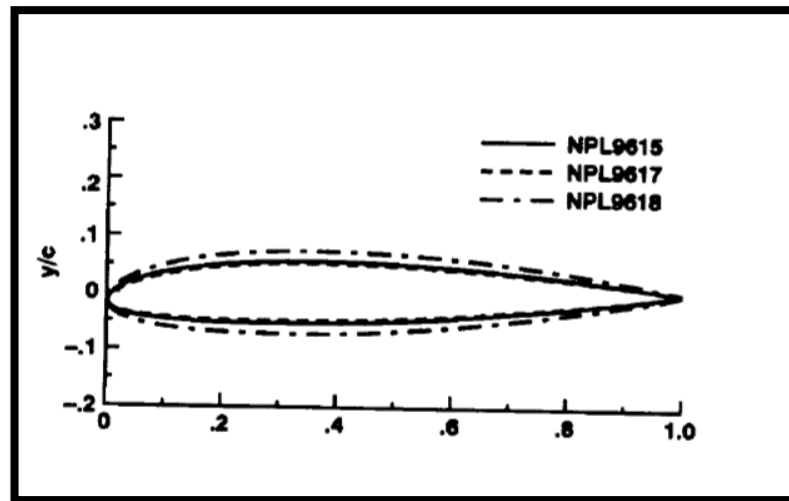
- Pal sayısı 4,
- Nominal hız 700 ft/sec (33 rad/s),
- Toplam ağırlık 5683 lb (2577 kg),
- Radyus 21 ft (6400 mm),
- Kord uzunluğu 1,29 ft (395 mm),
- Pal dönüş yönü saat yönü,
- Pal kanat profilleri;
 - NPL9618 ($r/R=0,286$),
 - NPL9615 ($r/R=0,85$),
 - NPL9617 ($r/R=1$) [21].

Bir helikopter palinde kanat profilleri kökten uca doğru farklılaşabilir. Bu durum aerodinamik gereksinimlere göre belirlenmektedir. Bu çalışmada modellenen helikopter pali üç farklı radyal koordinatta üç farklı profile sahiptir. Bunlar NPL9618, NPL9615 ve NPL9617’dir. Fakat daha basit bir yapı elde etmek adına modellemede tek bir profil (NPL9618) kullanılmıştır [46].



Şekil 5.4: Kanat profili genel hatları.

Kanat profilleri literatürde standartlaştırılmış ölçülerdir. Bir kanat profilinin genel hatları Şekil 5.4’te gösterilmiştir. Akışkan hava kanat üzerinde hücum kenarından girip yükselerek firar kenarı üzerinden çıkış yapar. Hava akışı bu doğrultuda devam eder. Helikopterden istenen harekete göre pilot tarafından hücum açısı kontrol ünitesinden değiştirilir. Bu değişim rotora bağlı “swash plate” mekanizması ile değişir.



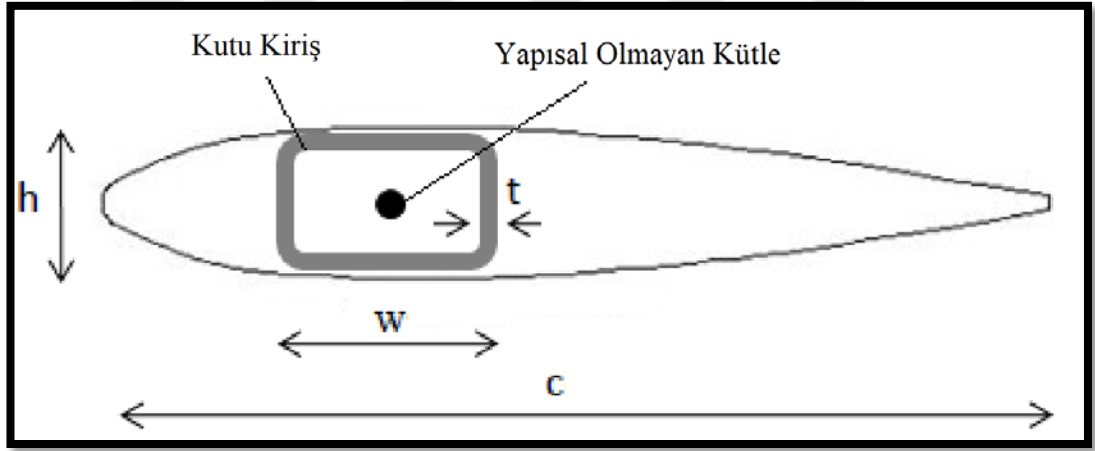
Şekil 5.5: NPL9615, NPL8617, NPL9618 kanat profillerinin sınırları.

5.2.1. Kutu Kiriş Modellemesi ve Doğrulaması

Helikopter rotor palinin tasarımında kanat profiline aerodinamik performans gereksinimlerine göre karar verilir, yük taşıma amaçlı değildir. Profil belirlenince onun içine yük taşıyıcı eleman tasarlanır. Bu eleman kutu kiriş olarak ifade edilir. Pal yapısındaki her bir eleman rijitlik ve kütle dağılımına etki etse de bu çalışmada yapılan kiriş ve kanat profili yaklaşımları yeterince gerçekçi bir varsayımdır.

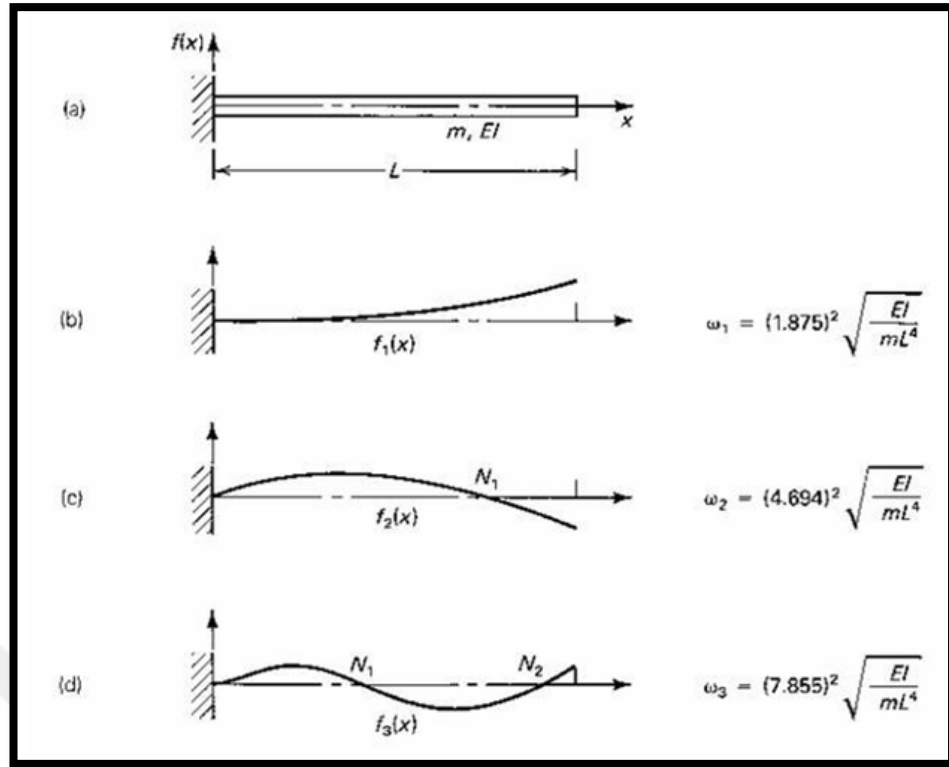
Tasarımın bu aşamasında literatürde belirlenmiş kanat profiline uygun bir titanyum kutu kiriş modellenmiştir. Literatürden alınan kord uzunluğu değerini referans ile kutu kirişin başlangıç ölçüleri ifade edilmiştir;

- c :kord uzunluğu (395mm)
- $w=0,3 c$ (118,5 mm)
- $h=0,1 c$ (39,5 mm)
- $t=0,6$ cm



Şekil 5.6: Kutu kiriş ve kanat profili.

Kanat profilinin içine sığacak şekilde verilen bu ölçülerle bir başlangıç modeli yapılarak doğal frekanslar ANSYS modal analizlerle belirlenmiştir ve sonuçlar analitik yöntemlerle hesaplanan doğal frekanslarla kıyaslanarak doğrulaması yapılmıştır. Bu kıyaslamada ilk üç eğilme modları dikkate alınmıştır. Eğilme modlarına ait görseller ve doğal frekansların analitik hesabına dair formüller Şekil 5.7.'de gösterilmiştir.



Şekil 5.7: Kutu kiriş eğilme modları ve doğal frekans analitik formülleri [37].

ANSYS sonuçlarının analitik hesaplarla doğrulanması;

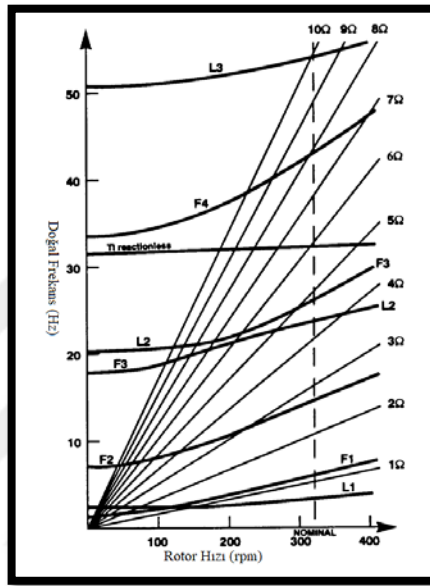
	<u>ANSYS</u>	<u>Analitik</u>
1.eğilme	1,0456 Hz	1,0449 Hz
2.eğilme	6,5433 Hz	6,5488 Hz
3.eğilme	18,28 Hz	18,33 Hz

Sonuçlar gösteriyor ki kutu kiriş modellemesi doğrudur. Ayrıca rezonansa girme durumunu değerlendirmek için kriter, doğal frekansların rotor frekansı ile çakışmamasıdır. Rezonans durumu değerlendirilirken birinci eğilme durumu ihmal edilir. Çünkü merkezci ivme sebebiyle ilk frekans rezonansa çok yakındır. Aerodinamik yüklerin sönümlenmesi ile bu modda rezonans tehlikesi yoktur.

	<u>ANSYS</u>	<u>Rotor*n</u>
2.eğilme	6,5433 Hz	5,3-10,6-15,9 Hz
3.eğilme	18,28 Hz	5,3-10,6-15,9 Hz

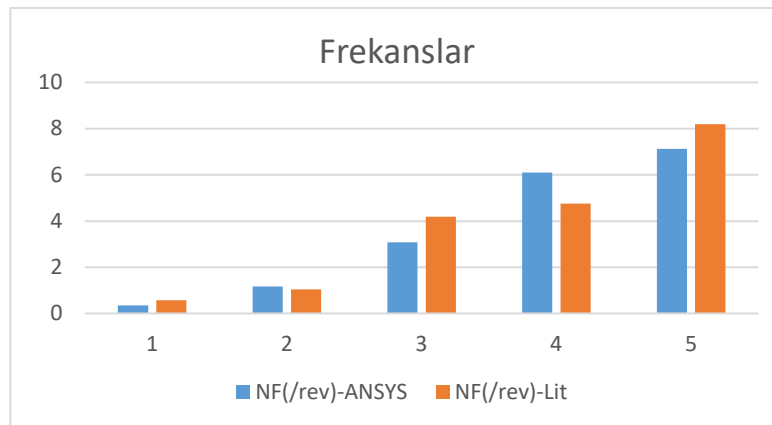
5.2.1.1. Kutu Kirişin Nominal Hız Şartlarında İncelenmesi

Bir önceki aşamada modellenen kiriş bu aşamada nominal hız olan 33 rad/s ile dönmesi durumunda incelenmiştir. Bu bölümde dikkat edilen nokta, dönme esnasında oluşan doğal frekansların aerodinamik yüklerin frekansları ile çakışmamasıdır. Şekil 5.8’de Lynx XZ170 paline ait dönme şartlarındaki doğal frekanslar ve aerodinamik yüklerin frekansı verilmiştir.



Şekil 5.8: Nominal dönme hızında rotor palinin doğal frekansları(L1,F1,L2,F2..) ve aerodinamik yüklerin frekansı($\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3..$).

Modellenen kirişin ANSYS modal analizde 33 rad/s açısal hızı ile alınan frekans sonuçları ve Şekil 5.8'den alınan sonuçların kıyaslaması aşağıdaki grafikteki gibidir;



Şekil 5.9: Nominal dönme hızında kutu giriş frekanslarının literatürdeki frekanslarla karşılaştırılması grafiği.

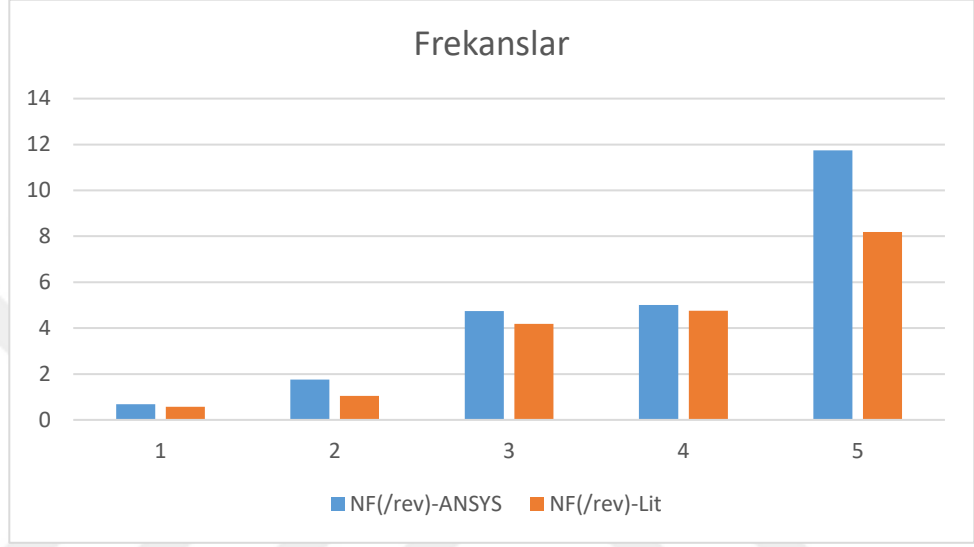
5.2.1.2. Kutu Kiriş Modelinin Rijitlik Değerleri ile Optimizasyonu

Bu bölümde literatürden alınan kutu kirişe ait rijitlik değerleri ile gerçek yapıya daha fazla yakınsama sağlanmıştır. Tablo 5.1’de verilen rijitlik değerlerinin (EI_{xx} , EI_{zz} , GJ ,) yorumlanması ile kutu kirişin üç noktada rijitlik değerlerinde kırılımlar yaşandığı anlaşılmıştır. Bu yoruma istinaden başlangıç kiriş genişlik ve yükseklikleri referans alınarak kanat profilinin içine sığacak şekilde tahmini bir kutu kiriş yapısı geliştirilmiştir.

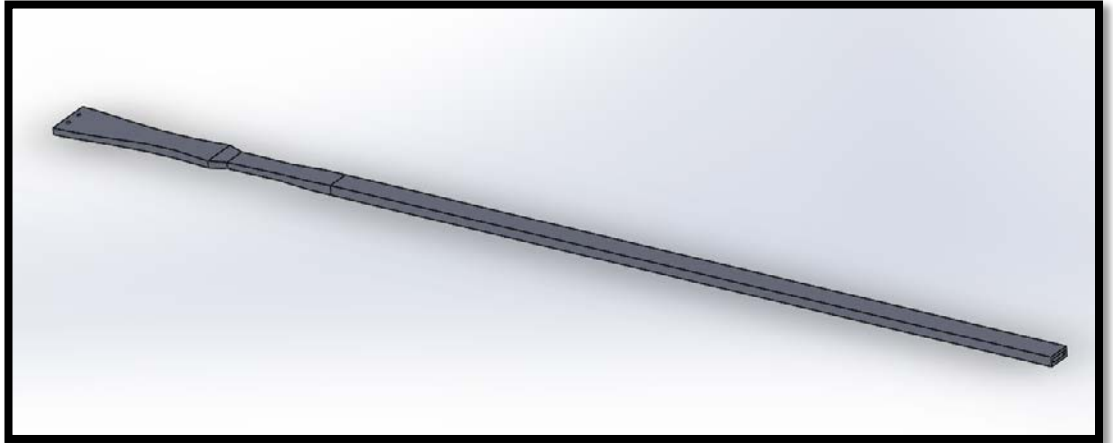
Tablo 5.1: Literatürde yer alan kutu kirişin rijitlik değerleri .

Radyal Konum R/r	Kenar Uzunluk Katılık(Stifness) EI_{zz} ,lb-ft ²	Düzlem Katılık(Stifness) EI_{xx} ,lb-ft ²	Radyal Konum R/r	Radyal Katılık(Stifness) EI_{xx} ,lb-ft ²	Radyal Konum R/r	Burulma Katılık(Stifness) GJ ,lb-ft ²
0.0000	6,9444E+09	6,9444E+09	0.0000	6,9444E+05	0.0000	6,9444E+09
0.0139	6,9444E+09	6,9444E+09	0.2141	6,9444E+05	0.0139	6,9444E+09
0.0198	2,6042E+07	3,4525E+05	0.2828	3,1250E+05	0.0139	6,9444E+06
0.0278	6,2472E+06	2,4519E+05	0.3968	2,1740E+05	0.0883	6,9444E+06
0.0357	4,3047E+06	1,5667E+05	0.4500	2,1218E+05	0.0883	6,9444E-01
0.0437	2,7321E+06	1,6067E+05	0.5000	2,0695E+05	0.1230	6,9444E-01
0.0516	1,5465E+06	1,5740E+05	0.5500	2,0172E+05	0.1230	2,7780E+05
0.0606	8,8986E+05	1,5684E+05	0.5992	1,9650E+05	0.1310	1,3444E+05
0.0714	7,0092E+05	1,7664E+05	0.5992	1,9043E+05	0.1353	1,2451E+05
0.0754	8,3776E+05	3,0159E+06	0.6500	1,8600E+05	0.1508	1,0928E+05
0.0794	1,5060E+06	1,5060E+06	0.6786	1,8330E+05	0.1746	8,8535E+04
0.0873	1,5060E+06	1,5060E+06	0.6786	1,7882E+05	0.1984	7,0944E+04
0.0952	5,7008E+05	5,7008E+06	0.7000	1,7732E+05	0.2057	3,1215E+05
0.1091	5,7008E+05	5,7008E+09	0.7500	1,7367E+05	0.2141	4,2833E+05
0.1097	1,7656E+06	1,7656E+06	0.7579	1,7310E+05	0.2143	5,5556E+04
0.1190	1,5972E+06	1,5972E+06	0.7579	1,7100E+05	0.2302	2,2222E+05
0.1266	1,5060E+06	1,5060E+07	0.8000	1,6830E+05	0.2460	2,2222E+05
0.1310	3,3524E+05	3,3524E+05	0.8500	1,6510E+05	0.2857	1,7361E+05
0.1353	1,5938E+05	1,5938E+05	0.9000	1,6190E+05	0.3056	1,6597E+05
0.1508	1,3978E+05	1,3978E+05	0.9500	1,6993E+05	0.3968	1,4549E+05
0.1667	1,2251E+05	1,2251E+05	0.9921	1,6733E+05	0.4500	1,3351E+05
0.1984	1,2251E+05	1,2251E+05			0.5000	1,2351E+05
0.2075	1,1413E+06	2,9259E+05			0.5500	1,1328E+04
0.2141	1,2500E+06	3,4722E+05			0.5992	1,0293E+05
0.2143	1,7361E+06	1,7361E+06			0.5992	1,0163E+05
0.2302	2,5694E+06	1,7361E+06			0.6786	8,9104E+04
0.2460	1,7361E+06	5,5556E+06			0.6786	8,6257E+04
0.2857	1,6111E+06	2,2222E+05			0.7579	7,5826E+04
0.3056	1,4444E+06	1,7500E+05			0.7579	7,4090E+04
0.3968	1,3514E+06	1,5347E+05			0.9190	5,6944E+04
0.4500	1,3059E+06	1,3180E+06			0.9500	5,9701E+04
0.5000	1,2653E+06	1,2203E+05			0.9921	5,5451E+04
0.5500	1,2296E+06	1,1275E+05				
0.5992	1,1990E+06	1,0748E+05				
0.5992	1,1940E+06	9,5056E+04				
0.6786	1,1520E+06	9,5056E+04				
0.6786	1,1500E+06	9,1375E+04				
0.7579	1,1199E+06	8,1299E+04				
0.7579	1,1191E+06	7,9743E+04				
0.9190	1,0694E+06	6,2500E+04				
0.9500	1,1437E+06	6,5569E+04				
0.9921	1,1365E+06	6,1479E+04				

Geliştirilen yeni yapının literatürdeki yapı ile yakınsamasını kontrol adına yine frekanslar Şekil 5.10'da kıyaslanmıştır. 5.mod frekansları birbirine çok uzak görünse de değerlendirmede ihmal edilebilir bir kıyastır. Çünkü frekans kontrolleri 1.eğilme modunun ihmalinin ardından 2,3 ve 4.modlarda incelenir. Daha fazla en iyilemeye ihtiyaç duyulmasına rağmen bu yapının daha gerçekçi olduğu görülmüştür ve analizler bu kiriş yapı üzerinden devam ettirilmiştir.



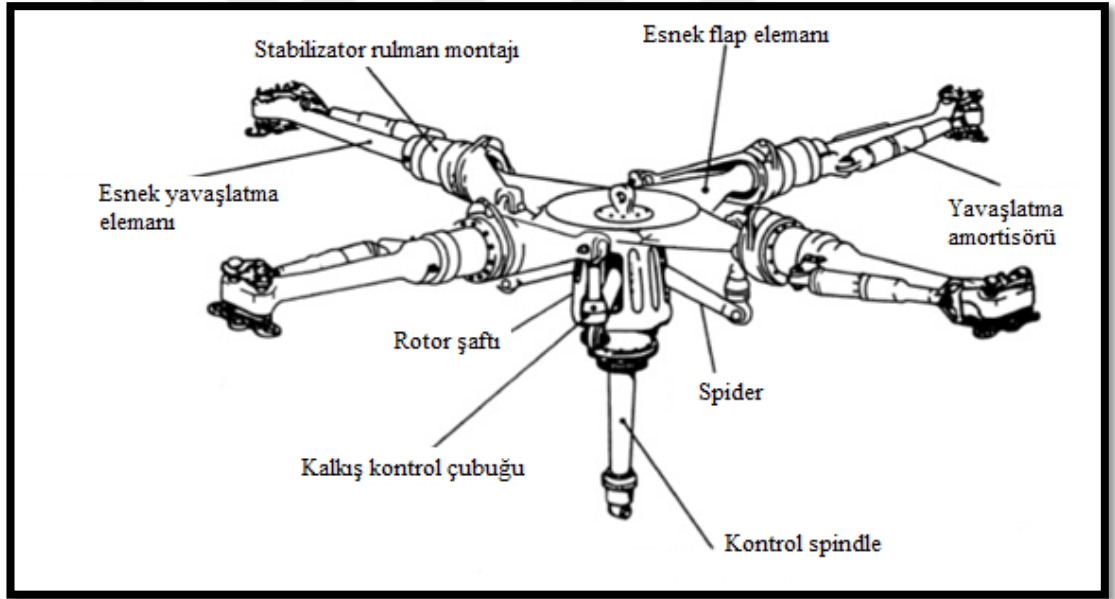
Şekil 5.10: Nominal dönme hızında geliştirilen kutu kirişin literatürdeki frekanslarla karşılaştırılması grafiği.



Şekil 5.11: Geliştirilen kutu kiriş katı modeli.

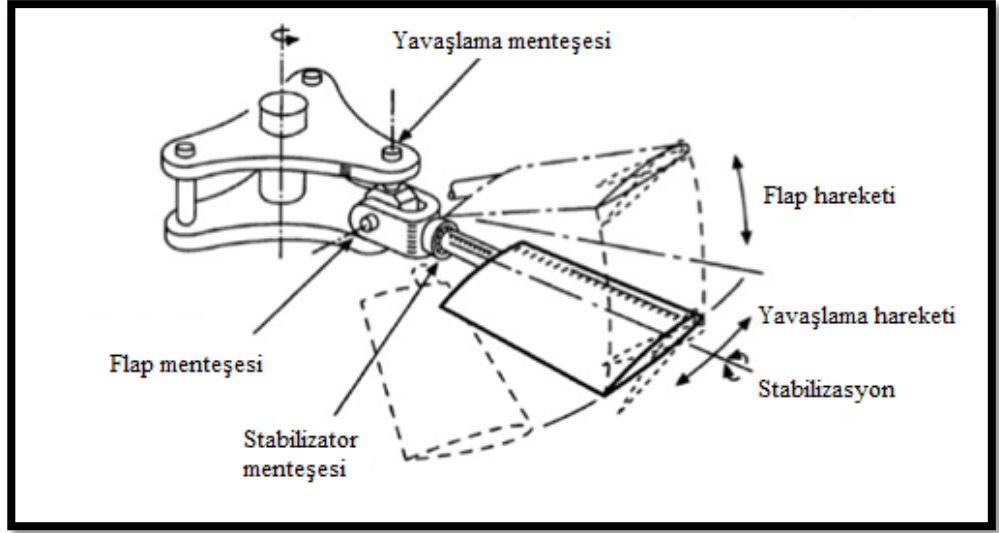
5.2.1.3 Helikopter Palinin Nihai Modelinin Hazırlanması

Nihai rotor palı katı modelinde 3 ayrı ana yapı bulunmaktadır. Bunlar; titanyum kutu kiriş, kompozit kabuk ve yapı çeliğinden yapılmış ana rotora bağlantı elemanıdır. Kutu kiriş modeli zaten elde edilmişti. Kompozit kabuk ise literatürden alınan NPL9618 kanat profili koordinatlarına göre Matlab’da çizdirilerek Solidworks’e aktarılmıştır ve burada yüzey olarak tanımlanmıştır [21]. Ana rotora bağlantı elemanı ise yine literatürdeki ölçüler ışığında modellenmiştir [21]. Ana rotora bağlantı elemanın yapıya dahil edilmesi ile gerçek yapısal tasarımı en iyi şekilde elde etmeye çalışmak hedeflenmiştir. Gelineen noktada şunu belirtmek gerekir ki literatürde bulunan pal, titanyum kutu kiriş ve metal airfoil ile yapılmıştır. Bu çalışma kapsamında ise bu metal yapı ile kompozit malzeme kullanılmıştır.



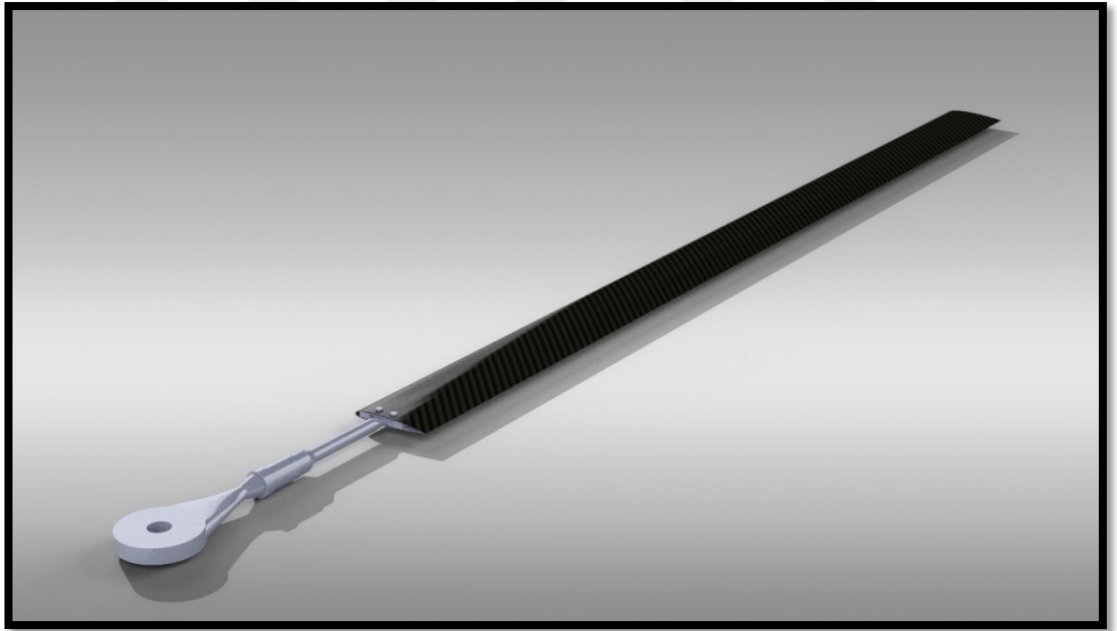
Şekil 5.12: Mafsalsız rotor-pal bağlantısı.

Ana rotora bağlantı elemanı mafsallı ve mafsalsız her iki şekilde tasarlanabilmektedir. Her iki yapıya ait detaylar Şekil 5.12 ve Şekil 5.13’te görülmektedir. Bu çalışmada kullanılan rotora bağlantı elemanı Şekil 5.12’de belirtildiği gibi mafsalsız bir yapıdır.



Şekil 5.13: Mafsallı rotor-pal bağlantısı.

Kompozit kabuk, kutu kiriş ve ana rotora bağlantı elemanından oluşan yapının toplam uzunluğu 7720 mm olarak ortaya çıkmıştır. Bağlantı elemanının uzunluğu 1320 mm kompozit ve kutu kiriş yapının uzunluğu ise 6400 mm'dir. Nihai katı model Şekil 5.14' de gösterildiği gibidir.

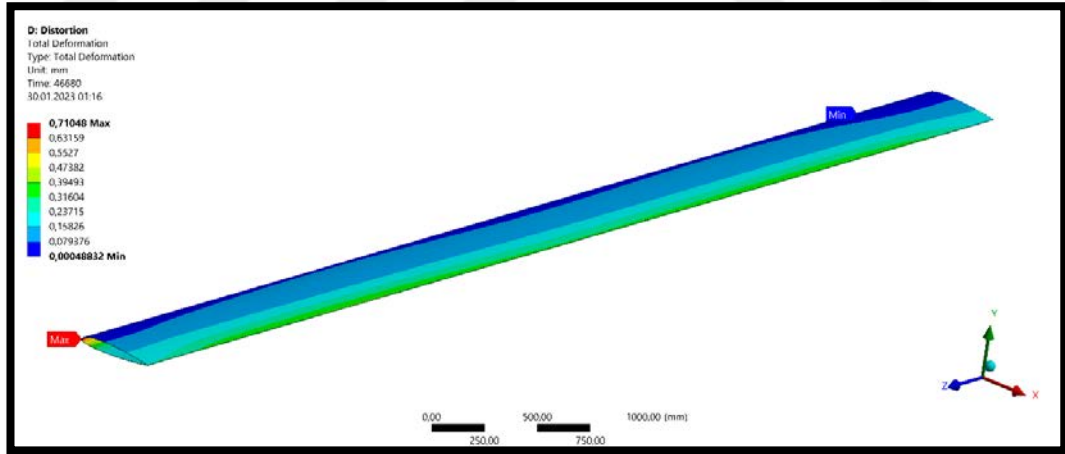


Şekil 5.14: Kompozit pal nihai tasarımı.

5.3. Kompozit Pal Kür ve Statik Analizi

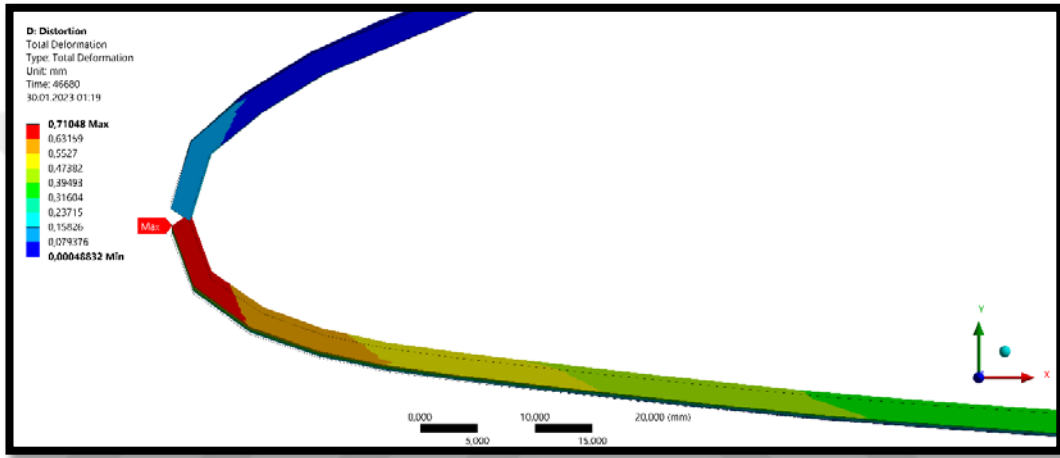
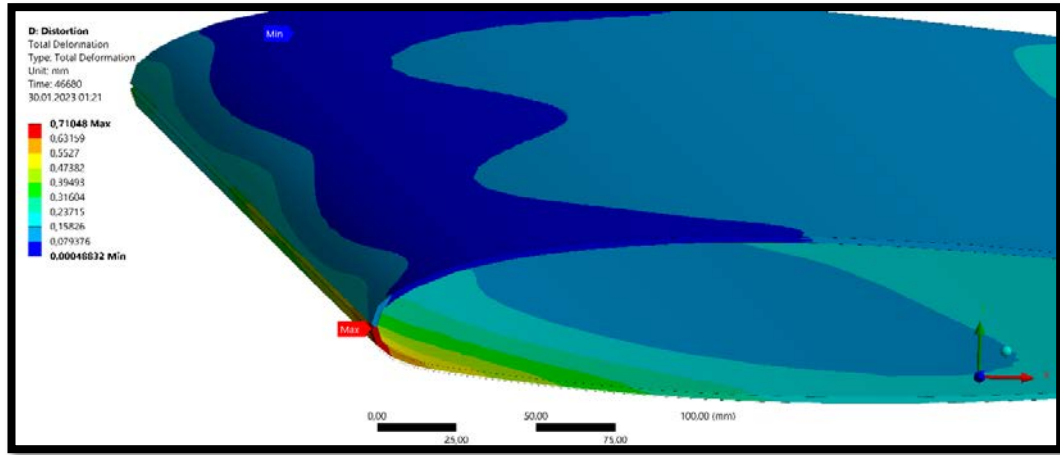
Sonlu elemanlar yöntemi, doğası gereği yaklaşık bir çözümdür. Sadece eşitliğin bir eleman üzerinde ortalama olarak sağlanmasını garantiler. Bir elemanın hacminden daha küçük bir hacimde bu eşitliği sağlayamaz. Buradan anlaşıldığı gibi, elemanlara ayırma yoğunluğu arttırıldıkça söz konusu eşitliklerin daha küçük parçalar üzerinde sağlanmasını yapmak mümkündür. Sonlu elemanlar çözümünü kullanmanın inceliği, pahalıya mal olmayacak, ancak kabul edilebilir doğrulukta sonuç almaya yetecek eleman sayısı ve uyumu tasarlayabilmektir. Elemanlara ayırma işleminin iyi bir şekilde uygulanması, lineer statik problemlerde önemli olmakla birlikte, denklemlerin sonuçlarının tekrarlanmasının gerekli olduğu lineer olmayan ve dinamik problemlerde daha da önem kazanmaktadır. [17]

Tasarımı tamamlanan helikopter palı ANSYS ACP modülünde kompozit modellenerek kürlleme ve aerodinamik yük analizi gerçekleştirilmiştir. Pal alt ve üst kabuğu bir arada 12 saat iki kademeli otoklav kürlmesine tabi tutulup rotora bağlantı elemanı, kutu kiriş ve iç yapı köpüğü ile aerodinamik yük statik analize alınmıştır.



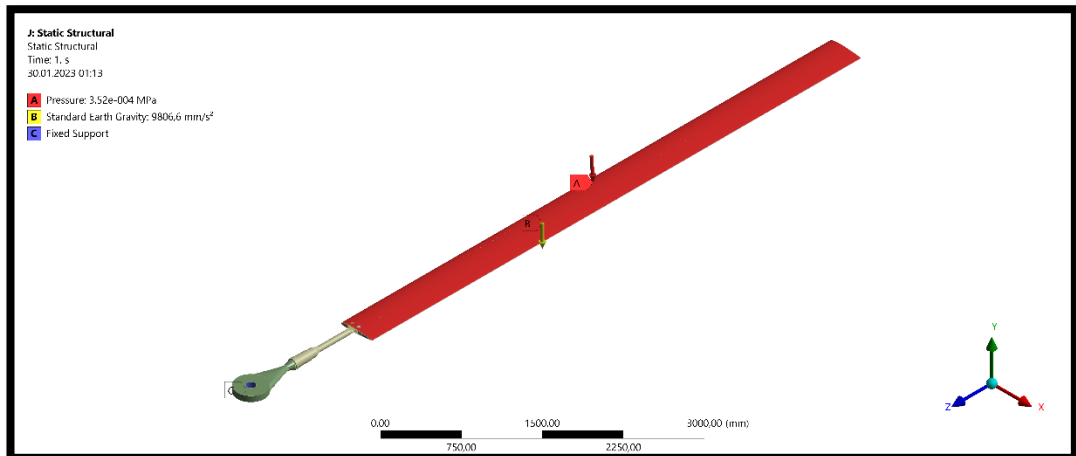
Şekil 5.15: Helikopter kompozit palı kür simülasyonu sonrası deformasyonu.

Kür analizi sonuçları incelendiğinde yer değiştirmelerin daha çok hücum ve firar bölgelerinde olduğu görülmüştür. Alt ve üst kabuğun bir arada kürlendiği bu modelde alt kabuk formunun hücum kenarı en çok deformasyona maruz kaldığı görülmektedir.

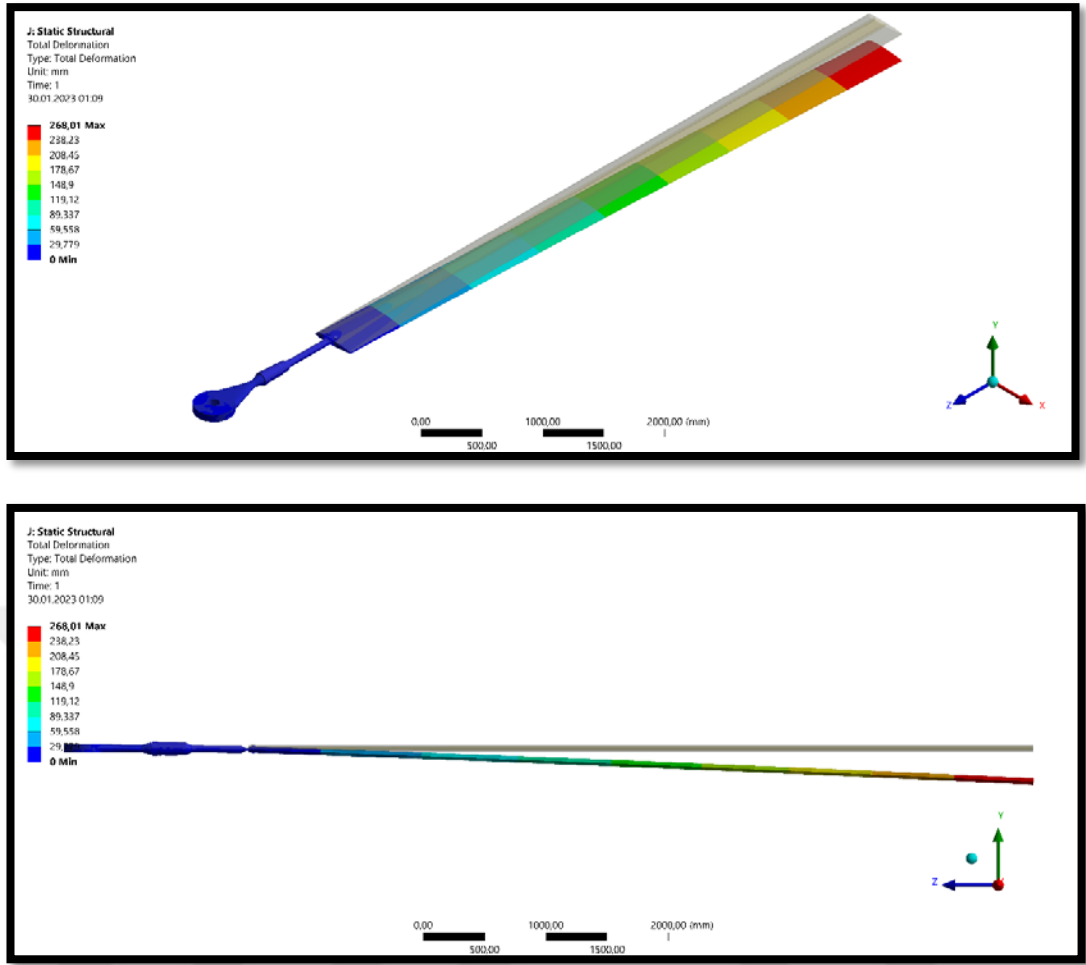


Şekil 5.16: Alt kabuk hücum kenarı deformasyonu.

Otoklavda kürlleme sonrası rotor bağlantı elemanı, kutu kiriş ve köpük ile bir araya getirilen montaj 24 m/s hızında bir hava akışında 352,8 Pa yüklemeye maruz kaldığı senaryoda statik analize tabi tutulmuştur.

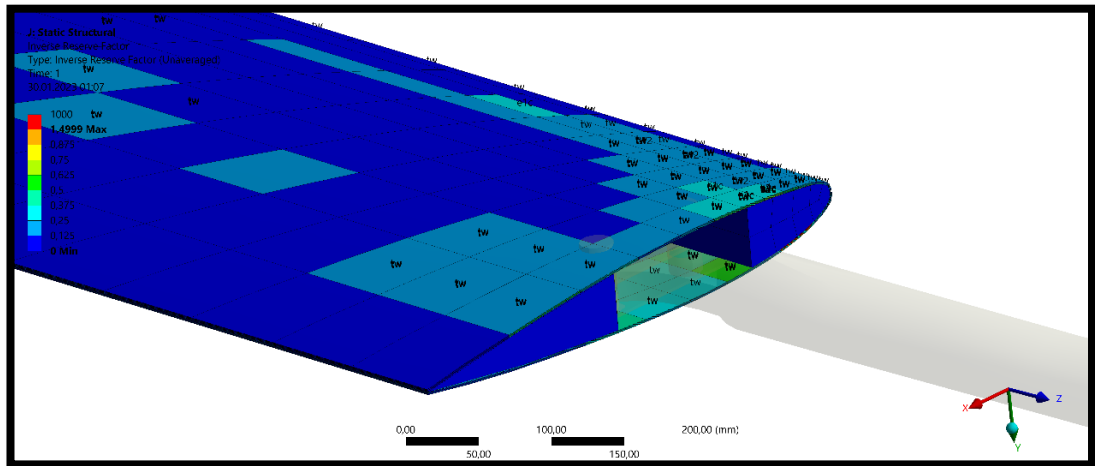
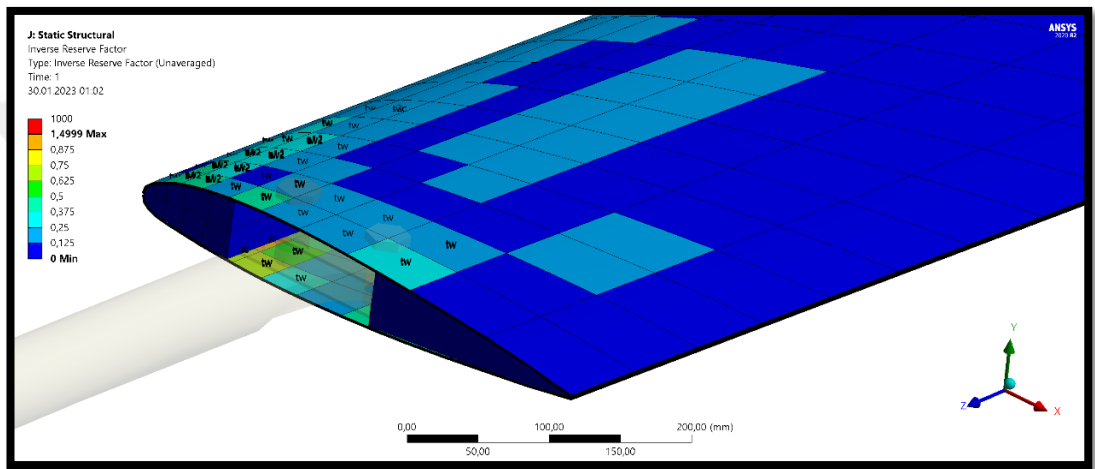
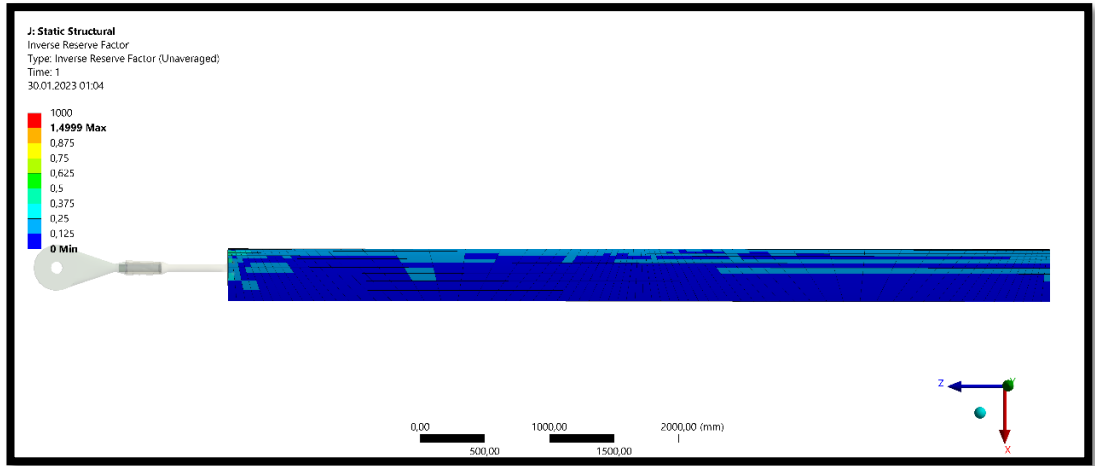


Şekil 5.17: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yükün statik analiz modeli.

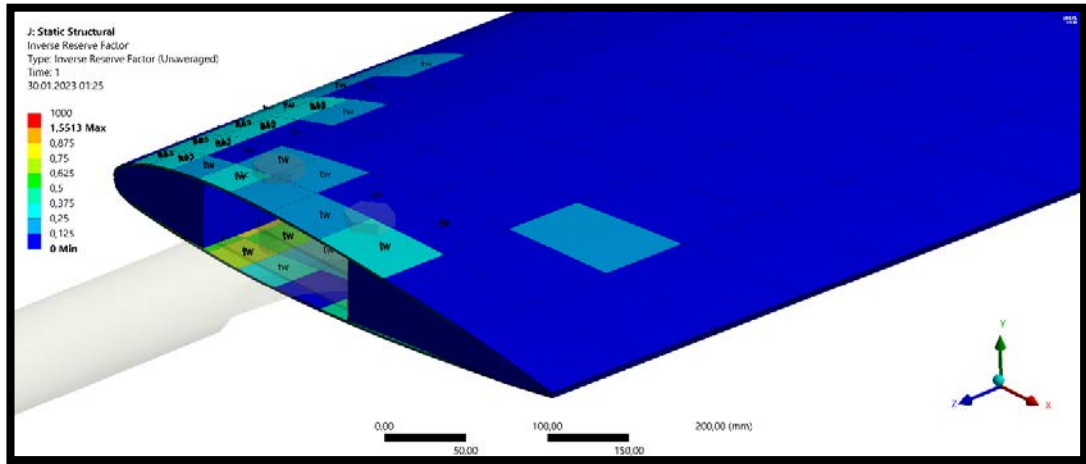
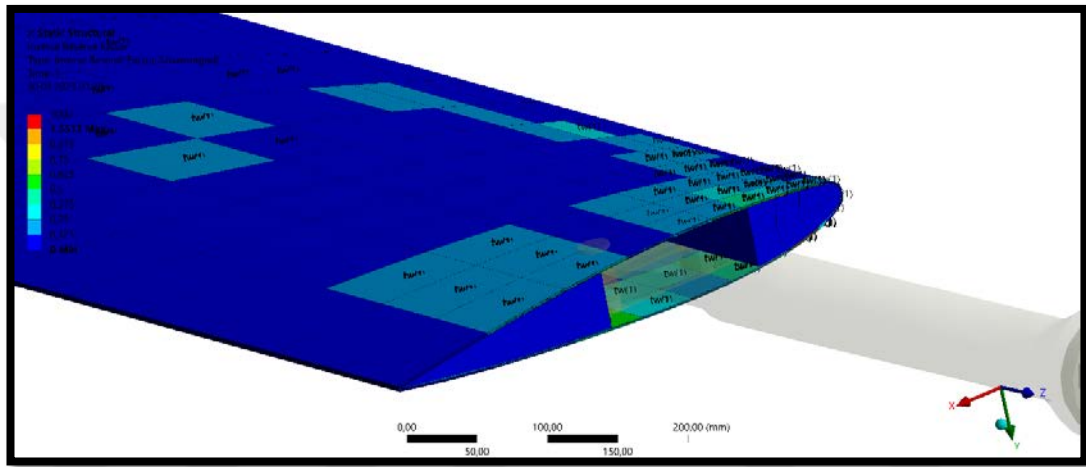
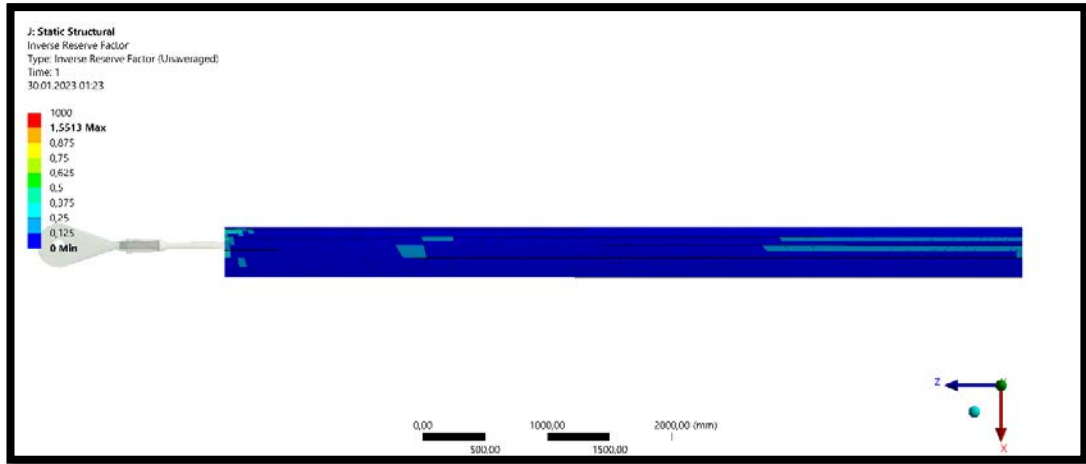


Şekil 5.18: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası yer değiştirmeler.

Kürleme işlemi tamamlanan helikopter kompozit palı aerodinamik yük altında iki farklı senaryoda simüle edilmiştir. Birinci senaryoda, henüz optimize olmamış proses parametreleri ile üretilen, artık gerilmeleri ihmal edilmemiş pal analiz edilirken ikinci senaryoda ise kürleme sonrası meydana gelen artık gerilmeler ihmal edilerek analiz tamamlanmıştır. Yük altında kompozit pal üzerinde hasar ihtimali yüksek bölgeler ve katmanlar IRF yöntemi ile Tsai-Wu hata kriterleri kullanılarak karşılaştırılmıştır. Senaryoların kompozit yapı üzerindeki hata çıktıları simülasyon sonuçları ile Şekil 5.19 ve Şekil 5.20’de, palın toplam yer değiştirme sonuçları ise Şekil 5.18’de paylaşılmıştır. Her iki senaryo birbiri ile karşılaştırıldığında, artık gerilmelerin ihmal edilmediği analizde hasar risk bölgelerinin daha yaygın olduğu görülmektedir. Bu durum yüzeyde çatlak veya katmanlar arası delaminasyon risklerini artışı demektir. Bu nedenle, proses kür parametreleri ve kalıp tasarımının iyileştirilmesi kompozit yapının sağlığı bakımından önemlidir.



Şekil 5.19: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası Tsai-Wu hata kriteri sonuçları (Kürleme gerilmeleri dahil).



Şekil 5.20: Helikopter palinin maruz kaldığı aerodinamik yük sonrası Tsai-Wu hata kriteri sonuçları (Kürleme gerilmeleri ihmal edilmiş).

6. SONUÇLAR VE YORUMLAR

Bu çalışmada, $[+ 45^\circ / 0^\circ / - 45^\circ / 90^\circ]$ s serim planında Hexcel AS4/8552 tek yönlü prepreg kullanılarak otoklavda üretilen U formundaki yapının proses bazlı şekil değişimleri incelenmiştir. ANSYS ACCS ortamında geliştirilen simülasyon modeli, kürlenme sonuçları deneysel olarak ispatlanan literatürden [8] alınan referans geometri ve proses bilgileri ışığında doğrulanmıştır. Prosesin etkin parametrelerinden olan kalıp tasarımına, iki farklı disiplinden optimizasyon (kalınlık ve flanş açısı) yaklaşımı geliştirilmiş ve tavsiye edilmiştir. Parça yüzeyindeki ısı dağılımı belirleyen kalınlık parametresi ile kürlenme sonrası şekil değişimini telafi edecek flanş açısı parametresi optimizasyonun iki ana unsuru olarak ele alınmıştır.

Kompozit yapının termokimyasal ve termomekanik davranış etkin deformasyon mekanizmaları (spring-in, warpage), farklı boy ve laminasyonlarda simüle edilerek sonuçlar çeşitlendirilmiştir. Akabinde geometri tasarım parametreleri (kalınlık, flanş açısı ve flanş yarıçapı) çeşitlendirilerek analiz veri seti elde edilmiştir. Elde edilen veriler Python'da matematik modellenerek kalıp optimizasyonu için bir veri üretici elde edilmiştir.

Parametre optimizasyonu ile şekil değişimini en aza indirme gerekliliğini entegrasyon şartları ve nihai ürün performansı bakımından değerlendirmek adına kompozit hata ve yorulma yaklaşımları yapılmıştır. Titreşim şartları altında hava aracı üst kabuk formu ve aerodinamik yük altında helikopter palinin yorulma sonuçları simüle edilerek değerlendirilmiştir. Görülmüştür ki otoklav proses parametrelerinin optimizasyonu, tasarım ve üretim toleranslarını tayin etmek, proses verimini artırmak ve maliyetlerini düşürmek, kompozit yapı hasar risklerini azaltmak adına nitelikli çözümler sunabilmektedir.

Otoklav kür prosesinin sonuçlarına birçok farklı açıdan bakma imkânı veren bu çalışmadaki ısı transfer modelinin ANSYS Fluent ortamında geliştirilmesi ile daha gerçekçi sonuçlar elde edilebilir. Aynı şekilde örgü tip prepreglerin farklı kombinasyonları simüle edilerek farklı senaryoların birbirine bağlandığı daha kapsamlı ve kompleks matematik modeller Python ortamında geliştirilebilir. Geometriden bağımsız, malzeme mekanik ve termal özelliklerinin kürlenme sonuçlarına etkisini ifade eden bir nümerik model de malzeme odaklı başka bir yaklaşım modeli sunabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Albert C., Fernlund G., (2001), “Spring-in and warpage of angled composite laminates”, Composite Science and Technology 62.
- [2] Alçı M., (2016), “Katmanlı kompozit plakalar ile desteklenmiş nomex bal peteği sandviç yapılarının düşük hızlı darbe davranışının incelenmesi”, Yüksek lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı.
- [3] Ali M.I., Anjaneyulu Dr.J., (2018), “Effect of fiber-matrix volume fraction and fiber orientation on the design of composite suspension system”, OP Conference Series: Materials Science and Engineering.
- [4] Bogetti T.A., Gillespie Jr J. W. and Lamontia M. A., (1992), “Influence of ply waviness on the stiffness and strength reduction on composite laminates,” Journal of Thermoplastic Composite Materials.
- [5] Bradley D. J., Adams D. O. and Gascoigne H. E., (1998), “Interlaminar strains and compressive strength reductions due to nested layer waviness in composite laminates,” Journal of Reinforced Plastics and Composites.
- [6] Burhan I., Kim H.S., (2018), “S-N Curve Models for Composite Materials Characterisation: An Evaluative Review”, Journal of composite science.
- [7] Çiçek K.F., (2014), “Experimental and numerical study of spring-in angle in corner shaped composite parts”, The Degree of Master of Science in Mechanical Engineering, Middle East Technical University.
- [8] Dong C., (2003), “Dimension variation prediction and control for composites”, The Degree of Philosophy, The Florida State University College of Engineering.
- [9] Fernlund G., (2007), “Process analysis and tool compensation for a complex composite panel”, American Society for Composites 22nd Annual Technical Conference, Seattle, Sep. 17-20 2007.
- [10] Frank E., Hermanutz F., Buchmesier M.R., (2012), “Carbon Fibers: Precursors, Manufacturing, and Properties”, Macromolecular Materials and Engineering.
- [11] Gaga L. A., Dilibal S., “Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Karbon Prepreg Kompozit Malzemelerin Talaşlı İmalat Proses Özelliklerini Etkileyen Parametrelerin İncelenmesi” Int. J. of 3D Printing Tech. Dig. Ind., 4(3): 225-238, (2020).
- [12] Gay D., Hoa S.W., Tsai W.S., (2003), “Composite materials design and applications”, ISBN 1-58716-084-6, 2003 by CRC Press LLC French editions published by Editions Hermes, Paris, 1997.

- [13]Hajikazemi M., Sadr M.H., (2014), “A variational model for stress analysis in cracked laminates with arbitrary symmetric lay-up under general in-plane loading”, International Journal of Solids and Structures.
- [14]Hu J., Zhan L., Yang X., b, Shen R., He J., d and Peng N., (2020), “Temperature optimization of mold for autoclave process of large composite manufacturing”, Journal of Physics: Conference Series.
- [15] Jamil A., (2022), “Determination of Paris parameters from S–N curve in the simulation of fatigue in Nomex honeycomb sandwich structures”, Composite Research Laboratory (CRL), Department of Mechanical Engineering, Aligarh Muslim University (AMU), Aligarh, India.
- [16]Justo J., Marin J.C., Paris F., Canas J., (2013), “Study of the effect of frequency on composite laminates under uniaxial fatigue loads”, Group of Elasticity and Strength ofMaterials, School of Engineering, University of Seville, Spain.
- [17]Karaaslan N.H., (2007), “Helikopter rotor palalarında kullanılan polimer matrisli kompozit malzemelerin sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmesi”, Yüksek lisans tezi, İTÜ.
- [18]Kaw A.K., (2006), “Mechanics of Composite Materials”, Second Edition, International Standard Book Number-10: 0-8493-1343-0 (Hardcover) ,Published in 2006 by CRC Press Taylor & Francis Group.
- [19]Khayyama H., Jazara R.N., Nunnab S., Golkarnarenjib G., Badiib K., Fakhrhoseinib S.M., Kumarc S., Naebeb M., (2020), “PAN precursor fabrication, applications and thermal stabilization process in carbon fiber production: Experimental and mathematical modelling”, Progress in Materials Science.
- [20]Kim H.S., Huang S., (2021), “S-N Curve Characterisation for Composite Materials and Prediction of Remaining Fatigue Life Using Damage Function”, Journal of composite science.
- [21]Lau B.H., Louie A. W., Griffiths N., Sotiriou C.P., (1993), “Performance and Rotor Loads Measurements of the Lynx XZ170 Helicopter with Rectangular Blades,” NASA Technical Memorandum 104000.
- [22]Li L., (2008), “Structural design of composite rotor blades with consideration of manufacturability, durability, and manufacturing uncertainties”, The Degree Doctor of Philosophy in the School of Aerospace Engineering,Georgia Institue of Technology.
- [23]Lipcan M., Balvers J.M., Hartmann M.P., (2018), “A strategy for cost-effective compensation of process induced deformations in composite structures”, ECCM18 - 18th European Conference on Composite Materials Athens, Greece, 24-28th June 2018.

- [24]Mack E., (1996), “Cost effective design of composite structure for automotive applications”, The Degree of Master of Science at Massachusetts Institute of Technology.
- [25]Makinde O.M., De Faria A.R., Donadon M.V., (2007), “Prediction of shape distortions in composite wing structures”, Latin American Journal of Solids and Structures.
- [26]Mezeix L., Seman A., Nasir M.N.M., Aminanda Y., Rivai A., Castanié B., Olivier P., Ali K.M., (2015), “Spring-back simulation of unidirectional carbon/epoxy flat laminate composite manufactured through autoclave process”, Composite Structures 124,196-205.
- [27]Muñoz P., Alejandro M., (2017), “ Mould compensation for thermoset composites parts”, Master Thesis, University of Liège Faculty of Applied Sciences.
- [28]Ning W., (2015), “Structural health condition monitoring of carbon-fibre based composite materials using acoustic emission techniques”, The Degree of Master of Science, University of Birmingham.
- [29]Patil A.S., Moheimani R., Dalir H., (2019), “Thermomechanical analysis of composite plates curing process using ANSYS composite cure simulation”, Thermal Science and Engineering Progress.
- [30]Pereira G., LeBoulluec P., Lu W.T., Yoshidad M.I., Alves A.P., Ávila A.F., (2019), “Spring-back behavior on L-shaped composite structures: A statistical analysis of angular recovery as a function of time and residual cure”, Composites Part A.
- [31]Peters S.T., (1998), “Handbook of Composites”, Second Edition, ISBN 978-0-412-54020-2, GreenGate Publishing Services, Tonbridge, England.
- [32]Piggott M., (1995), “The effect of fiber waviness on the mechanical properties of unidirectional fiber composites – a review,” Composites Science Technology.
- [33]Priyanka P., Mali H.S., Dixit A., (2020), “Geometrical Modeling and Performance Analysis of Textile Composites Using Python Scripted Software Platforms”, Advances in Simulation, Product Design and Development Published by Springer Singapore.
- [34]Sarıkaya G., Sağbaş A., İkiz Y., (2016), “Faktöriyel deneysel tasarım uygulanarak kumaş konfor özelliklerine etki eden parametrelerin tahmin edilmesi”, Mühendislik Bilimleri ve Tasarım Dergisi e-ISSN: 1308-6693.
- [35]Slesinger N., Shimizu T., Arafath A.R.A., Poursartip A., (2009), “Heat transfer coefficient distribution inside an autoclave”, The University of British Columbia, Department of Materials Engineering.

- [36]Struzziero G., Nardi D., Sinke J., Teuwen J., (2020), “Cure-induced residual stresses for warpage reduction in thermoset laminates”, Journal of Composite Materials.
- [37]Tamer A., (2011), “Analysis and design of helicopter rotor blades for reduced vibrational level”, Yüksek lisans tezi, ODTÜ.
- [38]Tomblin J., Seneviratne W., (2011), “Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors”, The Degree of Philosophy, Department of Aerospace Engineering National Institute for Aviation Research Wichita State University Wichita, KS 67260-0093.
- [39]Zhou S., Wu X., (2019), “Fatigue life prediction of composite laminates by fatigue master curves”, Journal of materials research and technology.
- [40]Weijia C., Dianyuan Z., (2018), “A micromechanics-based processing model for predicting residual stress in fiber-reinforced polymer matrix composites”, Composite Structures 204,153-166.
- [41]Weijia C., Dianyuan Z., (2019), “Improved prediction of residual stress induced warpage in thermoset composites using a multiscale thermo-viscoelastic processing model”, Composites Part A.
- [42]Wucher G., Lani F., Sinke J., Pardoën T., Bailly C., (2014), “Tooling geometry optimization for compensation of cure-induced distortions of a curved carbon/epoxy C-spar”, Composites Part A.
- [43]Web 1, (2022), <https://www.ansys.com/blog/accessing-ansys-from-python>, (Erişim Tarihi 24/10/2022).
- [44]Web 2, (2022), <http://assist.dla.mil> -- Downloaded: 2022-12-22T17:27Z, Department of test method standard, MIL-STD-810H, The US Department of Defense.
- [45]Web 3, (2022), <https://www.sikorskyarchives.com/S-76.php>, (Erişim Tarihi 01/10/2022).
- [46]Web 4, (2022), https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Kanat_profil_i_-_aerofoil.png, (Erişim Tarihi 17/10/2022).
- [47]Web 5, (2022), <https://www.youtube.com/watch?v=o1toqAJzuiY&t=109s> , (Erişim Tarihi 05/07/2022).
- [48]Web 6, (2022), <https://www.statista.com/statistics/380538/projection-demand-for-carbon-fiber-globally/>, (Erişim Tarihi 05/11/2022).
- [49]Web 7, (2022), https://bookdown.org/huckley/Physical_Processes_In_Ecosystems/12-5-heatbalance-convection.html/, (Erişim Tarihi 30/11/2022).

ÖZGEÇMİŞ

Fatih Türk, 2009 yılında başladığı Yıldız Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümünü 2013 yılında başarıyla tamamlayarak 7 yıl boyunca çalıştığı cam kalıbı sektöründe tasarım, ar-ge ve üretimden işletme geliştirme odaklı projeler gibi birçok farklı alanda görevler almıştır. 2016 yılında Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında yüksek lisans eğitimine başlarken 2021 yılından bu yana savunma ve havacılık alanında faaliyet gösteren bir firmada yapısal (kompozit) imalat tedarik süreç sorumlusu olarak çalışmaktadır.