

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACINA AİT KOMPOZİT KANADIN TASARIMI VE
YAPISAL OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Muhammed Atıf YILMAZ
(514201069)**

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı

Savunma Teknolojileri Programı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Alaeddin Burak İREZ

OCAK 2024

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**DESIGN AND STRUCTURAL OPTIMISATION OF AN UAV COMPOSITE
WING**



M.Sc. THESIS

**Muhammed Atif YILMAZ
(514201069)**

Department of Defence Technologies

Defence Technologies Programme

Thesis Advisor: Asst. Prof. Dr. Alaeddin Burak İREZ

JANUARY 2024



İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 514201069 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Muhammed Atıf YILMAZ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BİR İNSANSIZ HAVA ARACINA AİT KOMPOZİT KANADIN TASARIMI VE YAPISAL OPTİMİZASYONU ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Dr. Öğr. Üyesi Alaeddin Burak İREZ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Dr. Öğr. Üyesi Ali TATAR**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ali Taner KUZU
Işık Üniversitesi

Teslim Tarihi : **5 Ocak 2024**
Savunma Tarihi : **21 Mayıs 2024**





Aileme,



ÖNSÖZ

Tez çalışmam ve yüksek lisans eğitimim süresince destekleri ve katkılarıyla beni sürekli ileriye götüren danışman hocam sayın Dr. Öğr. Üyesi Alaeddin Burak İREZ'e, tezim için gerekli numune parçalarının imalatında yardımcı olan değerli arkadaşlarım Hasan YAKAR (TUSAŞ) ve Rahim Can PEKER (TULKAS)'e, jüri değerlendirmeme katılan ve değerli yorumlarını sunan Dr. Öğr. Üyesi Ali TATAR ve Dr. Öğr. Üyesi Ali Taner KUZU'ya, son olarak da deneysel çalışmalarda birlikte çalıştığımız Müslüm ÇAKIR'a teşekkürü bir borç bilirim.

Lisansüstü Tez Programı kapsamında ihtiyaç duyduğum maddi finansman kaynağını sağladığı için İTÜ BAPSİS'e ve kariyer yolumun devam ettiği değerli şirketim TUSAŞ'a şükranlarımı sunarım.

Çalışmalarım süresince sürekli yanımda olan ve beni her zaman daha iyi yerlerde görmek isteyen canım aileme ve çok değerli arkadaşlarıma sonsuz teşekkürlerimle.

Ocak 2024

Muhammed Atıf Yılmaz
(Makine Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	ix
İÇİNDEKİLER.....	xi
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER.....	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET	xxi
SUMMARY.....	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	2
1.2 Tezin Hedefi.....	3
1.3 Literatür Araştırması	3
1.3.1 Türk savunma sanayinde kullanılan insansız hava araçları	3
1.3.2 İnsansız hava araçlarında kullanılan kompozit malzemeler	4
1.3.3 Hava araçlarında kullanılan kompozit komponentlerin yapısal optimizasyon yöntemi ile hafifleştirilmesi	6
1.4 Tez Çalışmasının Bilimsel Literatüre Katkısı ve Özgün Değeri.....	9
1.5 Tezin Akışı.....	10
2. MALZEME VE YÖNTEM.....	12
2.1 Fiber Takviyeli Polimer Kompozit Malzeme	12
2.2 El ile Serim Metoduyla Kompozit Plaka İmalatı	12
2.3 Tek Eksenli Çekme Testi.....	14
2.4 Birleşik Kuvvet Uygulamalı Basma Testi	16
2.5 Karakterize Edilmiş Karbon Fiber Takviyeli Polimer Malzemenin Özellikleri	18
3. İHA KANAT TASARIMI VE MÜHENDİSLİK HESAPLAMALARI	19
3.1 İHA Görev Profili.....	19
3.2 İHA Kanadı için Aerodinamik Profil Seçimi ve Boyutlarının Belirlenmesi	20
3.3 Kanat Geometrisinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi	24
3.4 Laminasyon Teorisi ile Kanat Kökünde Kritik Kesit Hesabı	32
3.5 Tek Yönlü Fiber Takviyeli Polimer Kompozitlerde Çok Eksenli Hasarın Hasar Kriterleri ile İncelenmesi	37
3.6 Kanat Yapısal Parçalarının Sonlu Elemanlar Analizi ile İncelenmesi	39
4. KANAT KOMPONENTLERİNİN NÜMERİK YÖNTEM İLE YAPISAL OPTİMİZASYONU	47
4.1 Yapısal Optimizasyon Türleri	47
4.2 Yapısal Optimizasyon Teknikleri.....	48
4.2.1 Tek Amaçlı Optimizasyon (Single Objective Optimization).....	48
4.2.2 Tek Amaçlı Optimizasyon Yöntemleri.....	49
4.2.3 Çok Amaçlı Optimizasyon (Multi Objective Optimization)	49

4.2.4 Çok Amaçlı Optimizasyon Yöntemleri	50
4.3 Nümerik Yöntem ile Yapısal Optimizasyon	50
5. NÜMERİK OLARAK ELDE EDİLEN SONUÇLARIN DENEYSEL OLARAK DOĞRULANMASI	64
5.1 Nümerik Sonuçların Deneysel Veriler ile Karşılaştırılması	64
6. SONUÇ	68
6.1 Tez Kapsamında Elde Edilen Çıkarımlar ve Kazanımlar	68
6.2 Bilimsel Değere Katkı Sağlayacak Gelecek Hedefler	69
KAYNAKLAR.....	70
EKLER	74
EK B	93
ÖZGEÇMİŞ.	95



KISALTMALAR

İHA	: İnsansız Hava Aracı
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle
KFTP	: Karbon Fiber Takviyeli Polimerler
CFTP	: Cam Fiber Takviyeli Polimerler
BKB	: Birleşik Kuvvetli Basma
KLT	: Klasik Laminasyon Teorisi
DGM	: Delamination, Gauge, Middle



SEMBOLLER

Re	: Reynold sayısı
ρ	: Yoğunluk
V	: Hız
D	: Akışa paralel uzunluk
μ	: Dinamik vizkozite
ν	: Kinematik vizkozite
F_L	: Kaldırma kuvveti
F_D	: Sürtünme Kuvveti
C_L	: Kaldırma katsayısı
C_D	: Sürtünme katsayısı
A	: Alan
E_i	: Elastisite modülü
ν_{12}	: Poisson oranı
G_i	: Kesme modülü
X_T	: Boyuna çekme dayanımı
X_C	: Boyuna basma dayanımı
Y_T	: Enine çekme dayanımı
Y_C	: Enine basma dayanımı
S_L	: Boyuna kesme dayanımı
S_T	: Enine kesme dayanımı
N_x	: Levha düzlemine x kenarı boyunca etki eden normal kuvvet
N_y	: Levha düzlemine y kenarı boyunca etki eden normal kuvvet
N_{xy}	: Levha x-y düzleminde etki eden kayma kuvveti
M_x	: Plağın x ekseninde oluşan moment
M_y	: Plağın y ekseninde oluşan moment
M_{xy}	: Plağın x – y düzleminde oluşan moment
A_{ij}	: Uzama katılık (rijitlik) matrisi
B_{ij}	: Eğilme-uzama birleşme katılık (rijitlik) matrisi
D_{ij}	: Eğilme katılık (rijitlik) matrisi
Q_{ij}	: İndirgenmiş katılık (rijitlik) matrisi
$\bar{Q}_{ij}$	: Dönüşüme uğramış indirgenmiş katılık (rijitlik) matrisi
σ_{ij}	: ij yönündeki gerilme
ϵ_{ij}	: ij yönündeki birim şekil değiştirme oranı

K_{ij} : ij yönündeki eğilme
 α : Açık değeri



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Orta irtifa uzun havada kalış süreli Türk üretimi İHA'lar.....	4
Çizelge 2.1 : Plaka üretim tablosu.	13
Çizelge 2.2 : Malzemenin elastik katsayıları.	18
Çizelge 2.3 : Malzemenin mukavemet değerleri.	18
Çizelge 3.1 : Yüksekliğe bağlı çevre şartları [30].	23
Çizelge 3.2 : Açı değerleri ve katsayılar [31].	23
Çizelge 3.3 : Hesaplama ağının bölgesel boyutları.	25
Çizelge 3.4 : İndirgenmiş yükler ve momentler.	31
Çizelge 3.5 : Kanat üzerindeki serim dağılımı.	40
Çizelge 4.1 : Hasar kriterinin oryantasyon etkisi.	51
Çizelge 4.2 : Optimizasyon kısıt ve hedefleri.	52
Çizelge 4.3 : Optimum analiz adımındaki üst kabuk katman dağılımı.	55
Çizelge 4.4 : Optimum analiz adımındaki alt kabuk katman dağılımı.	55
Çizelge 4.5 : Optimum analiz adımındaki ön giriş katman dağılımı.	56
Çizelge 4.6 : Optimum analiz adımındaki arka giriş katman dağılımı.	56
Çizelge 4.7 : Optimizasyon sonucunda değişen parametreler.	62
Çizelge 5.1 : Çekme ve basma testlerine ait sonuçlar.	67



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Boeing 787 yolcu uçağında kullanılan kompozit malzemeler [1].	1
Şekil 1.2 : ANKA-S İHA sistemi (2016) [2].	2
Şekil 1.3 : Tsai-Wu hasar kriteri x 1000 değeri, Eğilme ve Toplam ağırlığın analiz adımına göre değişimi [27].	9
Şekil 1.4 : Tez çalışmasının akış şeması.	11
Şekil 2.1 : Plaka oryantasyonu.	13
Şekil 2.2 : Islak serimi tamamlanmış karbon katmanları.	13
Şekil 2.3 : Kurlenmiş ve üretimim tamamlanmış plaka1 ve plaka 2.	14
Şekil 2.4 : Numune boyutları.	14
Şekil 2.5 : Yukarıdan aşağıya doğru sırası ile 90°, 0° ve 45° oryantasyonunda kesilmiş çekme testi numuneleri.	15
Şekil 2.6 : Numunelere yapıştırılacak olan plakaların teknik resim gösterimi.	15
Şekil 2.7 : Teste hazır hale getirilmiş çekme numunesi.	15
Şekil 2.8 : Test cihazına bağlanmış çekme numunesi.	16
Şekil 2.9 : ASTM 6641 standartında paylaşılan numune boyutlarına ve hazırlanılışına ait teknik resim.	17
Şekil 2.10 : Basma testine hazır hale getirilmiş numuneler.	17
Şekil 2.11 : Basma testi aparatında bulunan numune [28].	18
Şekil 3.1 : İHA görev profili.	19
Şekil 3.2 : USA 35B kanat profili üç boyutlu çizimi [29].	20
Şekil 3.3 : İHA için boyutlandırılmış sol kanat.	21
Şekil 3.4 : Kanat geometrisinin CATIA V5 R28'de tasarlanmış üç boyutlu hali.	21
Şekil 3.5 : Üst ve alt kabuk.	21
Şekil 3.6 : Ön ve arka kiriş.	22
Şekil 3.7 : Kanat geometrisinin üç boyutlu hali.	22
Şekil 3.8 : Kanat geometrisinin sonlu hacim içindeki görüntüsü.	25
Şekil 3.9 : İki boyutlu hesaplama ağının görünümü.	26
Şekil 3.10 : Kanat üst yüzeyinde yüzey meshinin görünümü.	26
Şekil 3.11 : Kanat ucundaki yüzeyin yüzey meshinin görünümü.	26
Şekil 3.12 : Üç boyutlu hesaplama ağının görünümü.	27
Şekil 3.13 : Üç boyutlu hesaplama ağında kanat üzerindeki sınır tabaka ağının görünümü.	27
Şekil 3.14 : Analiz değerlerinin yakınsama grafiği.	29
Şekil 3.15 : Kanat üzerindeki hız dağılımı.	29
Şekil 3.16 : Kanat yüzeylerindeki basınç dağılımı.	30
Şekil 3.17 : Kanat üzerindeki kuvvet ve moment bölgeleri.	30
Şekil 3.18 : Von mises ve Tresca kriterlerinin grafiksel gösterimi [38].	37
Şekil 3.19 : Kanat yapısal parçalarının on eşit parçaya bölünmüş hali.	39
Şekil 3.20 : Analiz modelinin görünümü.	40
Şekil 3.21 : Yüzey hesaplama ağı.	41

Şekil 3.22 : σ_{11} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.	42
Şekil 3.23 : σ_{22} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.	42
Şekil 3.24 : σ_{12} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.	43
Şekil 3.25 : Kanat geometrisinin eğilme durumu.	43
Şekil 3.26 : Kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.	44
Şekil 3.27 : Kanat üzerinde Hashin fiber çekme kriteri değerinin dağılımı.....	44
Şekil 3.28 : Kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı....	45
Şekil 3.29 : Kanat üzerinde Hashin matris çekme kriteri değerinin dağılımı. ...	45
Şekil 3.30 : Ön ve arka kiriş üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.....	46
Şekil 4.1 : Optimizasyon kodunun çalışma şeması.	53
Şekil 4.2 : Hashin hasar kriteri değerinin analiz adımına bağlı olarak değişimi.....	54
Şekil 4.3 : Ağırlık değerinin analiz adımına bağlı olarak değişimi.....	54
Şekil 4.4 : σ_{11} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.....	57
Şekil 4.5 : σ_{22} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.....	58
Şekil 4.6 : σ_{12} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.....	58
Şekil 4.7 : Kanat geometrisinin eğilme durumu.	59
Şekil 4.8 : Kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.	59
Şekil 4.9 : Kanat üzerinde Hashin fiber çekme kriteri değerinin dağılımı.....	60
Şekil 4.10 : Kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı....	60
Şekil 4.11 : Kanat üzerinde Hashin matris çekme kriteri değerinin dağılımı. ...	61
Şekil 4.12 : Ön kiriş üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı.	61
Şekil 5.1 : Çekme testi numunesinin Abaqus yazılımı üzerinden test simülasyonu.	64
Şekil 5.2 : Çekme testinde kırılmış numune ve ASTM D3039 standartından örnek kırılma görseli.	65
Şekil 5.3 : Basma testi numunesinin Abaqus yazılımı üzerinden test simülasyonu.	66
Şekil 5.4 : Basma testi sonrası kırılmış numune görseli.	66
Şekil A.1 : Kanat geometrisine ait mod şekilleri: (a) 1. mod şekli, (b) 2. mod şekli, (c) 3. mod şekli, (d) 4. mod şekli, (e) 5. mod şekli, (f) 6. mod şekli, (g) 7. mod şekli, (h) 8. mod şekli, (i) 9. mod şekli, (j) 10. mod şekli.	93

BİR İNSANSIZ HAVA ARACINA AİT KOMPOZİT KANADIN TASARIMI VE YAPISAL OPTİMİZASYONU

ÖZET

Hava araçları, kısa mesafelerden uzun mesafelere kadar farklı uçuş gereksinimlerini karşılamak üzere kullanılmaktadır. Bu çeşitlilik, havacılık endüstrisinin sürekli olarak gelişmesine ve hava araçlarının çeşitli alanlarda etkili bir şekilde kullanılmasına olanak tanımaktadır. Teknolojik ilerlemeler, hava araçlarının yakıt verimliliği, güvenlik ve çevresel etkiler gibi alanlarda sürekli olarak geliştirilmesine olanak tanır. Elektronik sistemlerin ve uçuş kontrol teknolojilerinin ilerlemesi, hava araçlarının daha güvenli ve etkili bir şekilde uçuşmasına yardımcı olur.

İnsansız Hava Araçları da (İHA'ları da) bu çeşitlilik içinde önemli bir yer tutmaktadır. İHA'lar, uzaktan kumanda veya önceden belirlenmiş programlar doğrultusunda otonom olarak uçabilen araçlardır. Bu araçlar, askeri operasyonlardan güvenlik gözetimine, tarımsal faaliyetlerden bilimsel araştırmalara kadar geniş bir yelpazede görevleri yerine getirmektedirler. İHA'ların tasarımında öne çıkan faktörlerden biri, hafif ve dayanıklı malzemelerin kullanımıdır. Bu bağlamda, genellikle karbon fiber, cam fiber ve epoksi reçine gibi bileşenlerden oluşan kompozit yapısal hafif malzemeler tercih edilmektedir. Hafif malzemelerin kullanımı, İHA'ların daha az enerji harcayarak uzun uçuş süreleri elde etmelerine yardımcı olur. Bu özellikler, İHA'ların uzun süreli ve maliyetinin düşük olması gereken görevlerde diğer hava araçlarına göre avantajlı olmalarını sağlar.

Bu çalışma kapsamında bir insansız hava aracına ait kompozit kanadın uçuşa elverişli olacak şekilde tasarımı yapılmıştır ve bu tasarımın yapısal optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Uçuşa elverişli olabilmesi için öncelikle İHA görev profiline uygun olacak iki boyutlu bir kanat profili seçilmiştir. Bu kanat profilinin ilgili kaldırma kuvvetini karşılayabilecek şekilde 8 metre uzunluk, 1.2 metre kök genişliği olan üç boyutlu kanat tasarlanmıştır. Tasarlanan bu üç boyutlu kanadın Ansys Fluent yazılımı yardımı ile akışkanlar mekaniği analizi yapılmıştır. Bu nümerik çalışma sonucunda oluşan basınç dağılımı kanat kabuğu uzunluk yönünde 10 eşit parçaya bölünerek yüzeylerin belirlenen noktalarda oluşturduğu yük ve momentler elde edilmiştir. Bu yükler yapısal olarak iki kiriş ve iki kabuktan oluşan kanat geometrisine Abaqus yazılımında yayılı yük ve moment olarak tanımlanmıştır. Kanat yapısı kiriş uçlarından 6 serbestlik derecesinde tutularak sınır koşulu analiz modeline tanımlanmıştır. 40 bölgeye bölünmüş kanat geometrisine tek yönlü fiber takviyeli polimer matrisli kompozit malzeme ile serim yapılmış ve analiz Hashin hasar kriterine bağlı olarak çözdürülmüştür. Hasar kriterleri sınır değerinde altında kalmış ve dayanımı sağlamıştır.

Kanat yapısı uçuşa elverişli ve dayanımlı olarak tasarlanmış ve yapısal optimizasyon çalışmasına geçilmiştir. Bu aşamada oluşturulan analiz modeli Python programlama dilinde hazırlanmış olan kod yardımı ile Abaqus yazılımı bir alt yazılım halinde çalıştırılarak optimize edilmiştir. Bu optimizasyon çalışmasında kanat yapısal ağırlığı,

45 analiz adımı sonunda %34.7 oranında hafiflemiştir. Yapılmış olan bu analiz çalışmalarında oluşan en kalın kompozit serimi, plaka halinde el ile serim metodu kullanılarak üretilmiştir. Üretilen bu plakadan çekme ve basma numuneleri kesilerek testlere tabii tutulmuştur. Çıkan sonuçlar doğrultusunda çalışmanın deneysel doğrulanması yapılmıştır.



DESIGN AND STRUCTURAL OPTIMISATION OF AN UAV COMPOSITE WING

SUMMARY

Aircrafts are utilized to meet diverse flight requirements, ranging from short to long distances. This diversity enables continuous development in the aviation industry, allowing effective utilization of aircraft in various fields. This diversity enables continuous development in the aviation industry, allowing effective utilization of aircraft in various fields such as passenger transportation, cargo logistics, aerial firefighting, and military operations. The adaptability of aircraft to multifaceted roles has spurred innovation in their design and functionality over the years. Ongoing technological advancements facilitate the continuous improvement of aircraft in areas such as fuel efficiency, safety, and environmental impact. Advances in electronic systems and flight control technologies contribute to safer and more efficient aircraft operations.

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) also play a significant role within this diversity. UAVs, capable of flying autonomously based on remote control or pre-determined programs, fulfill a wide range of tasks from military operations to security surveillance, agricultural monitoring, and scientific research. A key factor in the design of UAVs is the utilization of lightweight and durable materials. In this context, composite materials, typically composed of components such as carbon fiber, glass fiber, and epoxy resin, are preferred as structural lightweight materials. These materials not only provide high strength-to-weight ratios but also contribute to the overall durability and efficiency of UAVs. The use of lightweight materials assists UAVs in achieving longer flight durations with reduced energy consumption, which is crucial for extending operational ranges and improving cost-effectiveness. These features provide UAVs with significant advantages, particularly in tasks requiring prolonged and cost-effective operations compared to other aircraft. By integrating advanced composite materials, UAVs can maintain high performance and reliability, making them indispensable tools in various fields.

Prior to the commencement of this design study, an extensive characterization of the selected carbon fiber reinforced polymer (CFRP) material was meticulously carried out. This comprehensive characterization process involved a series of essential mechanical tests, specifically tensile and compressive tests, to accurately determine the material properties. These tests were designed to evaluate and quantify the CFRP material's performance under various loading conditions, providing crucial data on its tensile strength, compressive strength, and elasticity. The detailed results from these tests offered a thorough understanding of the material's mechanical behavior, ensuring that its suitability for the intended application was thoroughly assessed and validated. The strength and elasticity values obtained from this characterization were integral to informing and guiding the subsequent phases of the design and optimization process.

In the scope of this study, the design of a composite wing for an unmanned aerial vehicle was conducted to make it flight-worthy, and structural optimization of this design was performed. To ensure flight-worthiness, a two-dimensional wing profile suitable for the UAV mission profile was initially selected. The selected wing profile serves as a critical component in optimizing lift, minimizing drag, and ensuring the UAV's adherence to the intended mission objectives. The wing geometry was designed based on literature review, considering requirements for a takeoff speed of 42.5 m/s and a cruising altitude of 2000 feet. This approach involved consulting existing research and relevant sources in the field to ensure that the specified parameters align with established principles and standards in aeronautical engineering. A three-dimensional wing with a length of 8 meters and a root width of 1.2 meters was then designed to meet the relevant lift force requirements. Fluid mechanics analysis of this designed three-dimensional wing was conducted using the Ansys Fluent program. In the fluid mechanics analysis, the wing geometry was placed within a spherical flow domain, and far-field boundary conditions were defined. The far-field boundary conditions are specified to represent the conditions at a sufficient distance from the wing, allowing for an accurate representation of the aerodynamic interactions. The pressure distribution obtained from this numerical study was divided into 10 equal parts along the length of the wing shell, generating loads and moments at the volume center on the surfaces.

These loads were structurally defined as distributed loads and moments on the wing geometry consisting of two beams and two shells using the Abaqus program. The wing structure was constrained at the beam ends with six degrees of freedom, and the analysis model was defined with boundary conditions. Unidirectional carbon polymer matrix composite layup was meticulously applied to the wing geometry, meticulously divided into 40 regions to ensure comprehensive coverage. This detailed partitioning allowed for a nuanced analysis of the structural response across different segments of the wing, providing valuable insights into localized behaviors and performance characteristics. The analysis, conducted utilizing sophisticated computational techniques, was rigorously solved based on the Hashin damage criteria, a robust methodology for assessing material failure in composite structures. Throughout the analysis process, meticulous attention was paid to ensuring the structural integrity of the wing under various loading conditions. The application of the Hashin damage criteria served as a critical tool in this regard, providing a quantitative measure of material damage and allowing for proactive mitigation strategies to be implemented. Remarkably, the examination of the analysis outcomes revealed that the Hashin damage criterion values consistently remained below the designated threshold of 0.8, affirming the structural robustness of the wing design. Upon further scrutiny of the analysis results, a noteworthy observation emerged: in the context of compressive loads, the wing structure exhibited a tendency to approach the defined limit more closely. This nuanced exploration underscores the inherent resilience of the wing, particularly in withstanding compressive forces, as evidenced by the Hashin damage criterion values maintaining close proximity to the established threshold. This resilience is a testament to the effectiveness of the design approach and material selection, highlighting the successful integration of advanced engineering principles into the development of the UAV wing structure.

The wing structure was designed to be flight-worthy and durable, leading to the initiation of structural optimization studies. In this phase, an analysis model created with the Python programming language was executed as a subroutine under the

Abaqus software for optimization. This optimization process has been conducted using the single objective method. In this method, the objective is to reduce the weight. While fulfilling this objective, the Hashin damage criterion value has been constrained to a limit of 0.8, as previously mentioned. Additionally, the lay-up has been ensured to be symmetric and balanced. During the optimization process, the developed code scrutinizes the Hashin criterion values in pre-defined regions on the wing. Upon identifying values significantly exceeding the set threshold during this examination, the code dynamically introduces additional composite layers in the direction of the effective load. Conversely, if values considerably below the threshold are encountered, the code initiates the removal of composite layers aligned with the effective load direction. This iterative procedure is meticulously designed to guide the Hashin criterion values towards convergence with the specified threshold. Through this method, the optimization code actively seeks to enhance the overall structural integrity of the wing by iteratively adjusting the composition of composite layers based on the Hashin criterion evaluations. In the optimization study, the structural weight of the wing reduced by 34.7% after 45 analysis steps.

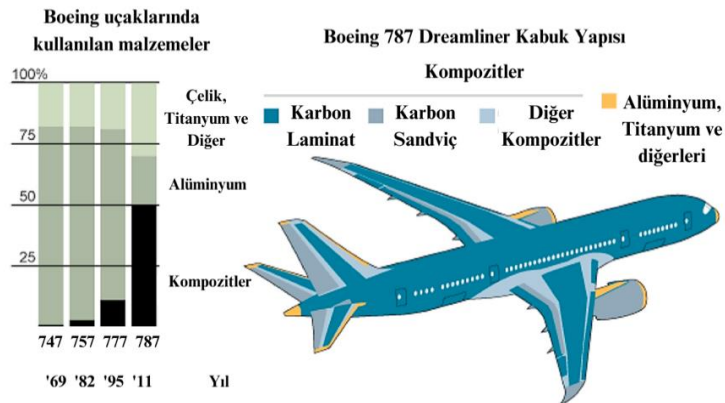
The thickest composite laminate developed in this analysis comprises 18 plies and follows a unidirectional fiber orientation. Each ply, consisting of carbon fibers embedded in a polymer matrix, was meticulously layered during the manual hand lay-up process to ensure a precise unidirectional arrangement. This specific configuration enhances the laminate's mechanical properties, particularly its strength along the chosen fiber direction. Tension and compression specimens were then carefully cut from this composite plate to represent different orientations and positions within the laminate structure. These specimens underwent a series of experimental tests, exposing them to varying mechanical stresses in both tension and compression scenarios. In tensile tests, lower strength values were observed compared to the analysis, while in compression tests, higher strength values were observed relative to the analysis. This discrepancy is thought to be due to the thickness in characterization tests being significantly lower than the final thickness. As the thickness increased, the tensile strength of the matrix decreased, while the compressive strength increased. Discontinuities within the matrix contributed to this effect; in the direction of compression, they enhanced strength by alleviating discontinuities, whereas in the direction of tension, they increased stress concentrations, thereby reducing strength. The comprehensive testing regime aimed to evaluate the laminate's response under different loading conditions, providing valuable insights into its mechanical behavior.



1. GİRİŞ

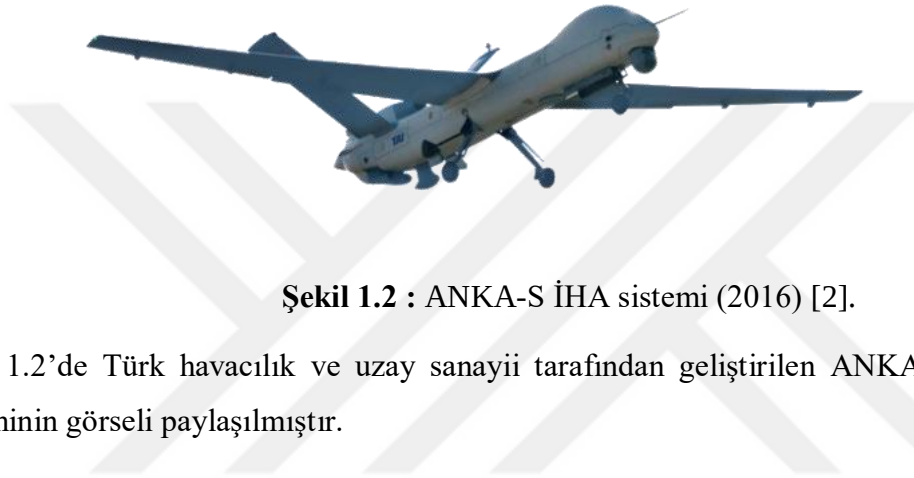
Hava araçları günümüzde yolcu taşımacılığı, lojistik, yangın söndürme ve askeri amaçlarla kullanılmaktadır. Hava araçları bu amaçlar doğrultusunda görevine uygun şekilde tasarlanmakta ve üretilmektedir. Bu tasarım süreçlerinde daha uzun mesafelere uçmak, daha fazla havada kalabilmek, daha fazla yolcu taşıyabilmek ve daha az bakım masrafı gerektirmek gibi amaçlarla yıllardır yapısal olarak geliştirilmektedirler. Geleneksel olarak, hava araçlarının yapısal bileşenlerinde genellikle metaller tercih edilmekteydi. Ancak, malzeme bilimi alanındaki ilerlemeler ve yeni malzemelerin keşfi, havacılık endüstrisinde önemli değişikliklere yol açmıştır.

Kompozit malzemelerin geliştirilmesi ve havacılığa uygun hale getirilmesi hava araçlarının ağırlığında dikkate değer bir düşüşe yol açmıştır. Aynı zamanda metal malzemelere kıyasla daha az bakım masrafı gerektirmesi ile kompozit malzemeler havacılığın temel malzemeleri arasına girmişlerdir. Özgül dayanımlarının yüksek olması ve bakım kolaylığı açısından metallerin yerine tercih edilmelerinin yanında delaminasyon, düzlem dışı darbe dayanımı, üretim zorluğu ve üretim maliyeti gibi nedenlerle hava araçlarının her bölgesinde kullanılamamaktadırlar. Şekil 1.1'e bakıldığında görüldüğü üzere yıllara bağlı olarak Boeing uçaklarında kompozit kullanımı artmaktadır. Özellikle akışa direkt bakan yüzeyler ve motor gibi yüksek sıcaklık bölgelerinde metal kullanımı devam etmektedir.



Şekil 1.1 : Boeing 787 yolcu uçağında kullanılan kompozit malzemeler [1].

Gelişen havacılık malzemeleri ile birlikte çeşitliliği artan hava araçlarında avyonik ve iletişim teknolojilerinin gelişmesi ile insansızlaştırma çalışmaları başlamıştır. Bu çalışmalar neticesinde insansız hava aracı (İHA) olarak adlandırılan ve hava aracından kilometrelerce uzakta bulunan yer kontrol merkezinden yönetilen sistemler kullanıma girmişlerdir. Bu İHA'lar sayesinde kaza ve kırım olaylarında insan kaybı sıfıra indirilmiş, uzaktan kontrol sayesinde günleri bulan havada kalış sürelerine ulaşılmıştır. Bu nedenle havacılık sektöründe çok önemli bir yere sahip olan İHA'lar yaygın bir şekilde kullanılmaktadırlar.



Şekil 1.2 : ANKA-S İHA sistemi (2016) [2].

Şekil 1.2’de Türk havacılık ve uzay sanayii tarafından geliştirilen ANKA-S İHA sisteminin görseli paylaşılmıştır.

1.1 Tezin Amacı

Bu tez kapsamında gözetleme faaliyeti gerçekleştirecek orta irtifa uzun havada kalışlı insansız hava aracında kullanılmak üzere kompozit bir kanadın öncelikle uçuşa elverişli bir şekilde tasarlanması, yapısal elemanlarının oluşturulması ve daha sonra yapısal olarak optimize edilmesi amaçlanmıştır. Bu süreçlerde öncelikli olarak üç boyutlu kanat geometrisi elde edilecek daha sonra bu geometriye gelen aerodinamik yükler hesaplanacaktır. Hesaplanan bu yükler yapısal analiz modelinde kullanılarak kanat üzerindeki gerilmeler hesaplanacaktır. Elde edilen bu kanat yapısı hazırlanmış olan kod yardımı ile yapısal olarak optimize edilecektir. Oluşan sonuçlar testler yardımı ile doğrulanacaktır.

1.2 Tezin Hedefi

Tasarımının ve yapısal optimizasyonun yapılması amaçlanan İHA kanadının bu çalışma sürecinde ilk duruma göre ağırlığının düşürülmüş olması beklenmektedir. Bu yapısal hafifleme sayesinde;

- Faydalı yük kapasitesinin artması
- Havada kalış süresinin artması
- Uçuş menziline artması
- CO₂ salınımlarının düşürülmesi
- Üretim maliyetlerinin azaltılması

şeklinde sıralanan kazanımların elde edilmesi hedeflenmektedir.

1.3 Literatür Araştırması

1.3.1 Türk savunma sanayinde kullanılan insansız hava araçları

İnsansız hava araçları, tarihsel evrim sürecinde özellikle askeri uygulamalara yönelik olarak 20. yüzyılın başlarından itibaren geliştirilmeye başlanmıştır. Bu dönemde, radyo dalgalarının keşfi ve kullanıma girmesi, insansız hava araçlarının uzaktan kontrol edilebilir nitelik kazanmasını mümkün kılmıştır. 21. yüzyılın ilerleyen dönemlerinde ise uydu ve internet teknolojilerinin ilerlemesi, İHA'ların anlık görüntü aktarabilmelerine ve uzaktan kontrolle anında komut alabilmelerine olanak sağlamıştır. Bu bağlamda, teknolojik ilerlemelerin etkisi altında çeşitli alanlarda giderek artan bir öneme sahip olmuştur. Askeri stratejilerden sivil uygulamalara kadar geniş bir yelpazede kullanılmakta olan İHA'lar, sürekli olarak geliştirilmekte ve yeni özelliklerle donatılmaktadırlar.

Türk savunma sanayisinin bu alandaki ilk adımları 1990'lı yıllara dayanmakta olup, özellikle TUSAŞ (TAI) ve diğer savunma sanayi şirketlerinin katkılarıyla günümüzde dünya standartlarına ulaşan İHA projeleri ortaya çıkmıştır. Bu bağlamda, Türk savunma sanayisinin İHA teknolojilerindeki başarıları hem sivil hem de askeri uygulamalarda daha etkili ve güvenilir hava araçlarının geleceğine yönelik umut vaat etmektedir.

Çizelge 1.1 : Orta irtifa uzun havada kalış süreli Türk üretimi İHA'lar.

İHA	Maksimum irtifa (ft)	Havada kalış süresi (Saat)	Kalkış ağırlığı (kg)
TUSAŞ Aksungur [3]	25000	50	3300
TUSAŞ Anka [4]	30000	30	1700
Baykar Akıncı [5]	40000	24	6000
Baykar TB-2 [6]	25000	27	700
Vestel Karayel [7]	22500	20	550

Yukarıda verilen Çizelge 1.1’de Türkiye Cumhuriyeti silahlı kuvvetleri ve kurumları tarafından aktif şekilde kullanılmakta olan orta irtifa-uzun havada kalış süreli İHA’lar paylaşılmıştır. Türk savunma sanayiinde geliştirilen uzun havada kalma süreli orta irtifa insansız hava araçlarının ortak özellikleri arasında, kompozit malzemelerin yaygın olarak kullanılması öne çıkar. Bu hava araçları genellikle hafif olmaları ve uzun süre havada kalabilmeleri için tasarlandığından, özellikle karbon fiber takviyeli polimerler gibi hafif ve güçlü kompozit malzemeler tercih edilir. Bu malzemeler, yüksek mukavemet, dayanıklılık ve düşük termal genleşme katsayısı gibi avantajlar sunarak İHA’ların çeşitli hava koşullarına karşı dirençli olmalarını sağlar. Ayrıca, kompozit malzemelerin esnek tasarım imkanları, aerodinamik özellikleri optimize etmeye ve özel görevlere uygun çözümler geliştirmeye olanak tanır. Bu özellikler, Türk savunma sanayiinin geliştirdiği İHA’ların performansını artırarak, görevlerini etkili bir şekilde yerine getirmelerine katkıda bulunur.

Bu tablo dışında kalan ve farklı görevler için kullanılmakta olan onlarca İHA sistemi savunma sanayimiz tarafından ülkemize kazandırılmıştır. Bu sistemler her geçen gün geliştirilmekte ve yenileri envantere girmektedir.

1.3.2 İnsansız hava araçlarında kullanılan kompozit malzemeler

Kompozitler; en az iki malzemenin, mühendislik tasarım isterilerine belirli bir konuda olumlu katkıda bulunacağı şekilde bir araya gelmesi ile oluşan, modern çalışmalarla daha verimli hale gelmiş olan malzeme türüdür. Bu malzeme ortaklığında, ortaklığa katılan tüm bileşenlerin kendi özelliklerinin, final ürüne belirgin katkı sağlamalarıyla bileşenlerin kendilerinden başka bir malzeme oluşmaktadır. Kompozitler, yaygın anlamda iki faz içermektedir. Birincil faz matristir. Görece esnek ve sürekli yapısı ile ikincil faz olan takviye fazına ortam olma özelliği göstererek onu tutar ve maruz

kalınan yükü, takviye ve kendi üzerinden bileşenlerine dağıtır. Ek olarak takviye fazına bir ortam görevi görmesi, bu fazı çevresel etkilere karşı da koruması anlamına da gelir. Takviye fazı, genel olarak birincil faz olan matrinden daha iyi mekanik özelliklere sahiptir. Bu yönü ile, oluşumuna katıldığı kompozitin dayanımını artırır.

Çeşitli İHA modellerinde kompozit bileşenlerin yaygınlığı, İHA endüstrisinde kompozit malzemelerin yaygın olarak benimsendiğine işaret etmektedir. Artan yük kapasitesi ve geliştirilmiş İHA performansına yönelik artan taleplere yanıt olarak, ilk aşamalarda cam fiber takviyeli polimerlerin (CFTP) yaygın kullanımından, karbon fiber takviyeli polimerlerin (KFTP) ağırlıklı kullanımına doğru bir geçiş gözlemlenmiştir. KFTP kompozitleri, ısıyla sertleşen bir reçine ile birincil yapısal bileşen olarak karbon fiberin birleşimini içerir. Bu kompozit malzeme yalnızca CFTP'ye kıyasla daha hafif olmakla kalmıyor, aynı zamanda geleneksel metalleri geride bırakarak üstün bir güç sergilemektedir. Örneğin, KFTP yapıya eşdeğer dayanıma sahip bir çelik yapı yaklaşık beş kat daha fazla ağırlığa sahiptir. Bununla birlikte, KFTP'nin önemli maliyeti (cam fiberden 5 ila 25 kat daha pahalı) endüstride yaygın kullanımını engellemektedir. Ayrıca malzemenin elektrik iletkenliği onu bazı uygulamalar için uygunsuz kılmaktadır. Pervane yapımı gibi spesifik uygulamalarda Kevlar/epoksi kompozitler, KFTP'ye kıyasla daha hafif olmaları nedeniyle tercih edilmektedir.

Bu tip malzemelerde, özellikle de havacılık sektöründe, yaygın olarak kullanılan serim açıları, 0° , 45° , -45° ve 90° derecedir. Her bir serim açısı, malzeme tabakalarının yönelimini belirler ve kanadın mekanik özelliklerini etkiler. 0° serim açısı ana yük taşıyıcıdır. Bu durumda, fiberler kanadın uzunlamasına yönde hizalanır, uzun eksene paralel olarak yerleştirilir. Uçuş esnasında kanat kaldırma kuvveti, kanat geometrisini yukarı yönde eğmeye çalışacaktır. Buna karşılık 0° açı ile yönlenmiş fiberler, bu eğilme zorlanmasına karşı mukavemet gösterir.

Kanat tabakalarının fiber takviye yönü kanadın uzunlamasına eşit açılarla yerleştirildiğinde $\pm 45^\circ$ serim açısı kullanılır. Bu durumda, fiberler kanadın çapraz yönde hizalanır. Kesmeye ve burulmaya maruz kalan geometriler için avantajlıdır. Kanat tabakalarının fiber takviye yönü kanadın genişliğine paralel olarak

yerleştirildiğinde 90° serim açısı kullanılır. Bu durumda, fiberler kanadın enine yönde hizalanır. Eğilmeye karşı kanada mukavemet sağlayabilir.

Aynı zamanda kompozit malzemelerde katman serimlerine göre üç ana durum oluşmaktadır:

İzotropik: Malzeme kesitinin belirli olmayan bir yön doğrultusunda ölçülmesi sonucunda, dayanıklılık ve rijitlik açısından bir farklılığın saptanmadığı malzemedir. İzotropik malzemeye en yaygın örnek metallerdir.

Quasi-izotropik: Yarı(kısmi)-izotropik malzemeler, izotropik özellik gösterirler ancak bu izotropik özellik düzlem bazlıdır. Bu tip malzemelerde düzlem içinde malzeme izotropik davranır, ancak her bir lamina birbiri ile aynı dayanımda ve rijitlikte olmak durumunda değildir. KFTP laminatı yaygın olarak bu sınıftadır.

Anizotropik: Anizotropik malzemeler farklı doğrultuda farklı mekanik davranış gösterirler. Karbon fiber laminatları için, tek yönlü serim önemli derecede anizotropik özellik taşır.

1.3.3 Hava araçlarında kullanılan kompozit komponentlerin yapısal optimizasyon yöntemi ile hafifleştirilmesi

Dünya genelinde insansız hava araçları uzun süre havada kalmak ve olabildiğince faydalı yük taşımak üzerine tasarlanıp üretilmektedir. Bu parametrelere bağlı olarak İHA'ları Orta irtifa ve uzun menzil, yüksek irtifa ve uzun menzil gibi gruplarda havada kalma süresine, faydalı yük taşıma kapasitesi ve irtifa yüksekliği olmak üzere sınıflandırılmaktadır. Bu sıralamanın en büyük çarpanı hava aracının hafifliğidir. Bu hafiflik ise kompozit malzemelerin yüksek dayanıklılık, düşük ağırlık oranı sayesinde sağlanabilmektedir. Bunun yanı sıra yolcu uçakları, elektrikli hava taksileri ve savaş uçakları gibi araçlarının yapısal ağırlıklarını azaltmak adına metal parçalar yerine, kompozit yapıları parçalar tercih edilmektedir. Hem yorulma, hem korozyon dayanımı yönünden bakım maliyetlerinin düşük olması, doğaya daha az CO₂ salınması gibi kısıtlamalar ve nedenler ile havacılık endüstrisi kompozitlerle iç içe geçmiş hale gelmiştir. Hava araçlarının uçuş esnasında en çok yüke maruz kalan bölgeleri kanatlarıdır. Bu yükler ve hareketler altında olabildiğince dayanıklı olup aynı zamanda hafif yapıda olması gerekmektedir. Bu hafiflik uçağın uçabilmesinin temelini

oluşturmaktadır. Bu iki durumun birlikte sağlayabilmesi adına kompozitler kanat yapılarının vazgeçilmez yapısal elemanları haline gelmiştir. Geçmişten günümüze kanat tasarımlarında, mevcut yapısal parçaların kompozit serim açıları lineer olarak klasik kompozit teorisinden sapmadan sıralamaları değiştirilerek oluşan yapısal değişimler incelenmektedir. Shabeer ve diğ. (2013), çalışmada bir kanat geometrisindeki yapısalarda 0° ve 90° açıları serimi gerçekleştirilen katmanları 15° , -15° , 30° , -30° , 45° ve -45° açılara göre güncelleyerek serim yapmıştır. Bunun neticesinde katmanların açılarının değiştirilmesinin, von mises gerilmelerinde düşüşe neden olduğu gözlenmiştir [8]. Aynı zamanda baby ve diğ. (2014), bu çalışmaya benzer şekilde kanat yapılarında serimlerin 15° , -15° , 30° , -30° , 45° ve -45° derecelerine ek olarak 60° , -60° , 75° ve -75° derecelerini de kullanarak serim yapmıştır. Benzer şekilde bu çalışmada da gerilmelerin düştüğünü gözlemlenmiş ve 45° ile 60° arasındaki serim açıları kullanıldığında gerilmelerin en düşük değerlerde olduğunu gözlemlemiştir [9]. Bunun yanı sıra Zhou ve diğ. (2010), ve Aung ve diğ. (2020), kompozit kanadın 0° , 90° , 45° ve -45° derecelerini kullanarak katman sayılarını ve derecelerini değiştirerek ağırlık optimizasyonu yapmışlardır [10,11]. Bu çalışmalar sonlu elemanlar analizinde katılık matrisi güncellenilerek yapılmıştır.

Guo ve diğ. (2006), Guo ve diğ. (2007) ve Guo ve diğ. (2012) benzer konulu 3 ayrı yayınında serim açılarını 5.8° , 44.8° , 50.4° , 57.9° , 84.9° gibi tam sayı olmayan açıları, dinamik katılık matrisi metodunu kullanarak istediği aeroelastik performansı iyileştirmek için kompozit serimlerinde kullanmıştır. Bu metot farklı açıların eklenmesi ile statik ve aeroelastik performansta iyileştirmeler sağlamış ayrıca serimdeki kumaş adedi değiştirilerek %45 oranlarına varan teorik hafifleştirme elde edilmiştir [12-14].

Yukarıda verilen çalışmaların tamamında lineer oryantasyonlar kullanılmış herhangi bir fonksiyonel serim metodu kullanılmamıştır. Verilen çalışmalara ek olarak, Stodieck ve diğ. (2015) çalışmada aynı kalınlıkta serime sahip olan ve kumaşların 5 noktadan açı alacak şekilde fonksiyonel bir şekilde serildiği durumda kompozitlere ait serim ile aeroelastik analiz yapmıştır. Burada k -metodu kullanılarak bu serimlerin katılık matrisleri aeroelastik olarak incelenmiştir. Bu serim değişikliği ile diverjans hızının %30 oranında düşürülebileceği gözlemlenmiştir [15].

Bu tip fonksiyonel serimlerin gündeme gelmesiyle, kompozitlerde üretim metotlarının seri üretime elverişliliğini incelemek isteyen araştırmacılar, Kim ve diğ. (2012) ve

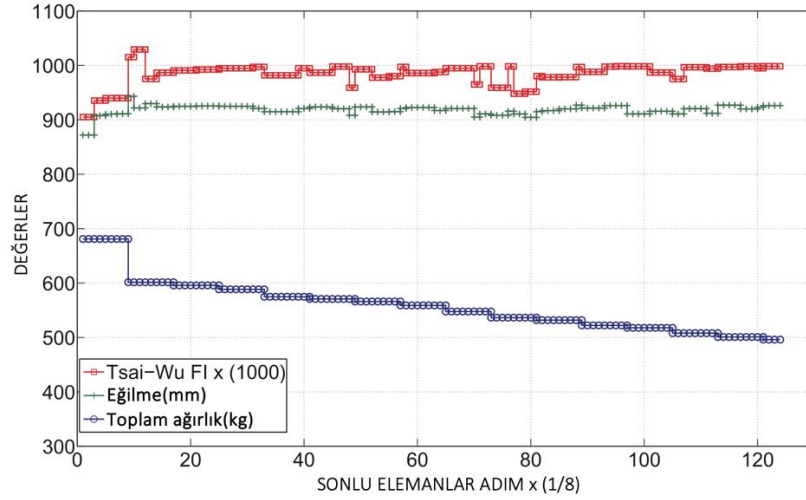
Moon ve diğ. (2019), otomatik fiber serme makinelerinin bu serimleri yaparken zorlandıklarını ve çeşitli üretim hatalarına yol açtıklarını gözlemlemişlerdir. Bu çalışmalarda çeşitli numuneler fonksiyonel serim ile serilmiş ve bu serim metotlarında fiberler arasında boşluklar olabileceği, reçinenin hava kabarcığı barındırabileceği ve delaminasyon probleminin olabileceği kanısına varılmıştır. Bu gibi durumların olma ihtimaline istinaden, imal esnasında dikkat edilmesi gereken hususlar şu şekilde belirtilmiştir:

- Teorik olarak belirlenen dönme yarı çaplarına imal esnasında dikkat edilmeli
- Yan yana serilerin kumaşları arasında boşluk olmamalı
- Serim makine ile yapılacak ise başlık sabit açısı değişmeden fonksiyonel hareket etmeli
- Dönüş açılarının yapılabilirliği teorik ve pratikte uyuşmalıdır [16,17].

Ayrıca birçok çalışmada serim açılarının düzlemsel gerilme koşulundaki gerilme değerleri incelenmiş bazı çalışmalarda ise buna bağlı olarak testler yapılmıştır. Lopes ve diğ. (2008), çalışmada fonksiyonel serim yaptığı panellerini basma testi ile ilk katman kırılması yönünden incelemiştir. Bu şekilde farklı serimler ile burkulma dayanımının artırabileceğini bulmuştur [18]. Dillinger ve diğ. (2013), teorik çalışmada benzer şekilde kalınlık ve oryantasyonu optimize ederek kompozit genelinde bir hafifletme sağlamıştır [19]. Seresta ve diğ. 2007'da yayınlamış oldukları çalışmada genetik algoritma yardımı ile bir kanat geometrisinin optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Bu optimizasyon sonucunda kanat ağırlığının düşüşü ile kanat ucu eğilme miktarının ters orantılı olduğunu görmüşlerdir [20]. Chinvararat, (2021) amfibi bir uçak kanadının tasarımı, optimizasyonu ve testlerini gerçekleştirmiştir. Bu tasarımda hibrit bir kompozit kullanan araştırmacı karbon fiber kullanmanın ağırlık açısından daha iyi olduğu ve maliyetide çok değiştirmedeği bulgusunu elde etmiştir [21]. Yang ve diğ. 2016'daki çalışmalarında uçak kanadını yapısal olarak optimize ederek kanat ağırlığını %26.5 oranında hafifletmeyi başarmışlardır [22]. Zhou ve diğ. (2019) ise kanat yapısındaki yapısalın şeklini ve konumunu değiştirerek kanat ağırlığını %21.8 oranında hafifletmeyi başarmışlardır [23]. Qiang (2013) daha kapsamlı bir çalışma ile bitirme tez çalışmasında kanat yapısını %19.8 oranında hafifletmiştir [24]. Lemos ve diğ. (2012) genetik algoritma kullanarak kompozit bir kanat geometrisini % 17 oranında hafifletmişlerdir [25]. Wang ve diğ. (2022) kanat

kabuğunun kompozit serimindeki katman açılarını değiştirerek kanat uçundaki eğilmeyi %50 azaltmayı başarmışlardır [26].

Shrivastava ve diğ. 2018'deki çalışmalarında 9.7 metrelik DLR-6F yolcu uçağı kanadını genetik algoritma kullanarak optimize etmiştir. Bu çalışmada Tsai-wu kriteri kullanılmıştır. Kanadın ağırlığı 690 kg ilk duruma göre %29.1 oranında hafifleyerek 489 kg olmuştur [27].



Şekil 1.3 : Tsai-Wu hasar kriteri x 1000 değeri, Eğilme ve Toplam ağırlığın analiz adımına göre değişimi [27].

Literatür incelemeleri sonucunda herhangi bir çalışmada numune üretilip projemizde hedeflenen testler gerçekleştirilmemiştir. Bunun en büyük nedeni kompozit malzemelerin üretiminin zor olmasıdır. Gelişen teknoloji ve metotlarla bu üretimlerin literatürden edinilen bilgiyle yapılması mümkün gözükmemektedir. Projenin en kritik aşamasının imal aşaması olduğu literatürde gözlemlenmiş ve dolayısıyla teorik olarak tasarlanacak olan kanadın numunelerinin sorunsuz üretilmesi ile testlerin gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir. Böylece literatüre teorik ile birlikte test verileri de eklenebilecek kapsamlı bir çalışma yapılmak istenmektedir. Bu çalışmanın başarılı bir şekilde sonuçlanması bilim camiasına ve havacılık sanayimize büyük katkılar sağlayacaktır. Bu çalışma sırasında bulunacak veya geliştirilecek metotlar ileri safhadaki üretim merkezlerinin muhakkak kullanacağı bir bilgi haline gelecektir.

1.4 Tez Çalışmasının Bilimsel Literatüre Katkısı ve Özgün Değeri

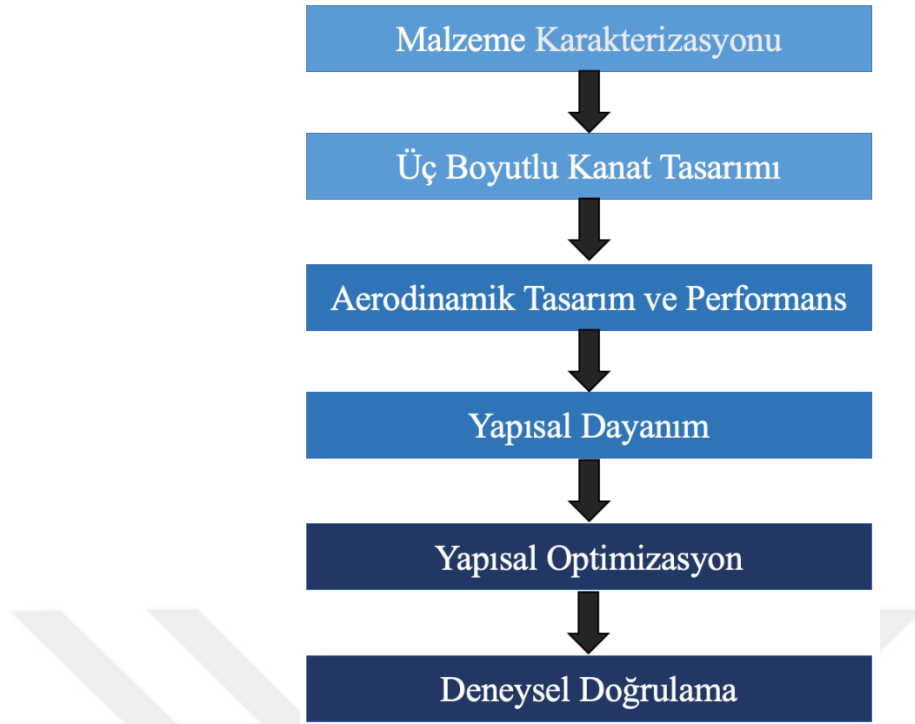
Bu tez kapsamında özgün bir şekilde tasarlanan kanat için geliştirilen algoritma, literatüre yenilikçi bir katkı sağlamaktadır. İHA'lar gibi havacılık teknolojilerinde

kullanılan kompozit kanatların tasarım süreci, genellikle karmaşık ve çok disiplinli bir mühendislik problemi olarak ele alınmaktadır. Bu bağlamda, tasarım sürecinin etkin bir şekilde yönetilmesi ve optimize edilmesi, İHA'ların performansını artırmak adına büyük önem taşımaktadır.

Geliştirilen kod, tasarım ve analiz süreçlerinde bilgisayar tabanlı bir yaklaşım sunmakta, mühendislerin hızlı ve etkili bir şekilde çeşitli tasarım senaryolarını değerlendirmelerine olanak tanımaktadır. Ayrıca, algortimanın özgün tasarım yaklaşımı, literatürdeki mevcut yöntemlere yeni bir perspektif katmaktadır. Bu çalışma, İHA kanat tasarımı alanında yapılan literatürdeki bilgiye değerli bir katkı sunmaktadır.

1.5 Tezin Akışı

Amaçlanan ve hedeflenen kriterler doğrultusunda, öncelikli olarak malzeme karakterizasyonu ile başlamakta daha sonra, üç boyutlu kanat geometrisinin tasarımını içermektedir. Bu tasarım, aerodinamik, yapısal ve malzeme özellikleri gibi çeşitli faktörleri dikkate almaktadır. Tasarım aşamasının ardından, kanat geometrisine etki eden aerodinamik yüklerin ve çevresel faktörlerin analitik olarak hesaplanması sürecine geçilmektedir. Bu hesaplamalar, yapısal analiz sürecinde kullanılarak kanadın dayanıklılığı ve taşıma kapasitesi değerlendirilmiştir. Elde edilen veriler, yapısal optimizasyon adımlarında kullanılmıştır. Bu süreçler tasarımın daha sağlam, verimli ve optimize edilmiş bir yapıya kavuşmasına olanak tanımıştır. Ayrıca, deneysel doğrulama süreçleri ile mühendislik hesaplamalarının karşılaştırılması yapılmıştır. Aşağıda görülen Şekil.1.4'te bu süreçlerin akış şeması paylaşılmıştır.



Şekil 1.4 : Tez çalışmasının akış şeması.

Bu akış şeması kompozit bir kanadın tasarım süreçlerini içermekte ve yapısal optimizasyonun yapılabilmesi için gerekli adımları sıralamaktadır. Bu adımlar tez sürecinde takip edilmiştir.

2. MALZEME VE YÖNTEM

Bu bölümde tez kapsamında kullanılacak olan malzemeler tanıtılmıştır. Bu malzemeler ile üretilmiş olan numunelerin nasıl üretildiği ve hangi şekilde test edildiği hakkında bilgi verilmiştir.

2.1 Fiber Takviyeli Polimer Kompozit Malzeme

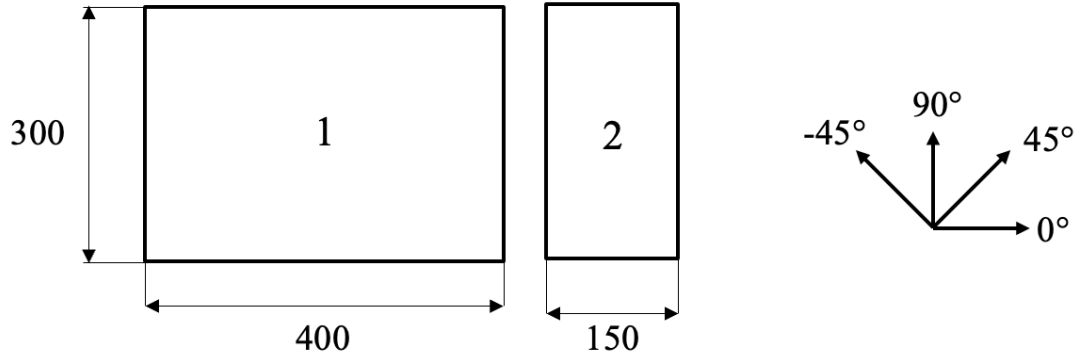
Bu tez kapsamında kompozit malzeme oluşturmak için çeşitli kumaş türleri incelenmiştir. Karbon fiber takviyeli polimer malzemelerin dayanım ve performans açısından en ideal malzeme olduğuna karar verilmiştir. Bu kompozit malzeme için takviye fazı olarak karbon fiber kumaş kullanılmış ve matris fazı olarak epoksi reçine kullanılmıştır. Bu iki malzemede havacılık standartlarına uygun olarak seçilmiştir.

Takviye fazı olarak DowAksa® firması tarafından UDS300 kodu ile üretilen 300 gsm alan ağırlığı değerine sahip tek yönlü karbon fiber kumaş seçilmiştir. Matris olarak Hexion® firmasının ürettiği LR285 kodlu epoksi reçinesi, LH287 kodlu sertleştirici kimyasal ile birlikte seçilmiştir.

2.2 El ile Serim Metoduyla Kompozit Plaka İmalatı

El ile serim veya diğer adıyla ıslak yöntem, ekipman maliyeti göz önüne alındığında en temel ve düşük maliyetli termoset kompozit üretme yöntemidir; ancak üretilen parçaların kalitesi üreticinin becerisine son derece bağlıdır. Bu nedenle son derece yetenek gerektiren bir işlemdir.

Bu tez kapsamında malzeme Karakterizasyonu için iki adet plaka ve kritik kesit serim doğruluğu için bir adet plaka üretilmiştir. Bu plakaların üretimi için kalıp olarak düz bir cam yüzeyi kullanılmıştır. Bu cam malzemesinin altına kumaş yönlerinin rahatça hatırlanması için Şekil 2.1 şematik olarak gösterilen rozet ve köşeleri belirten dikdörtgen çizilmiştir.



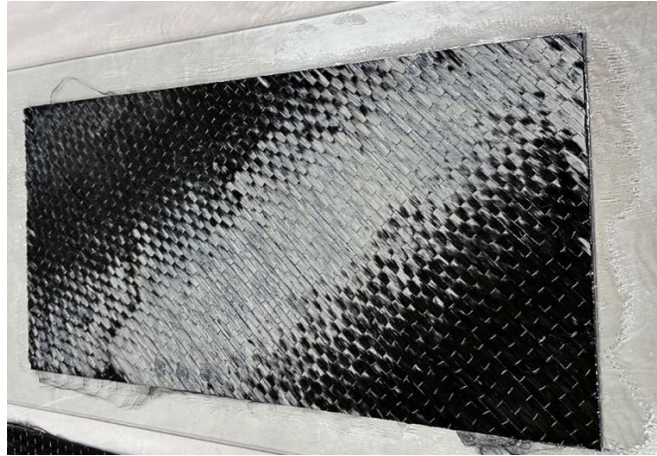
Şekil 2.1 : Plaka oryantasyonu.

Kalıp yüzeyine polimer matrisin yapışmaması için vaks sürülmüştür. Yapışmaya karşı korunan yüzeye öncelikle epoksi reçine rulo yardımı ile sürülmüş daha sonra katman sıralaması ve oryantasyonuna uygun olacak şekilde kumaş serilmiştir. Serilen bu kumaşın üzerine tekrardan epoksi reçine uygulanmış ve sıradaki kumaş serilmiştir. Bu şekilde örüntülü olarak katmanlar serilmiştir. Bu işlem sırasında kumaş ağırlığınca epoksi kullanılmıştır. Bu plakaların üretim tablosu aşağıda bulunan Çizelge 2.1’de görüldüğü gibidir.

Çizelge 2.1 : Plaka üretim tablosu.

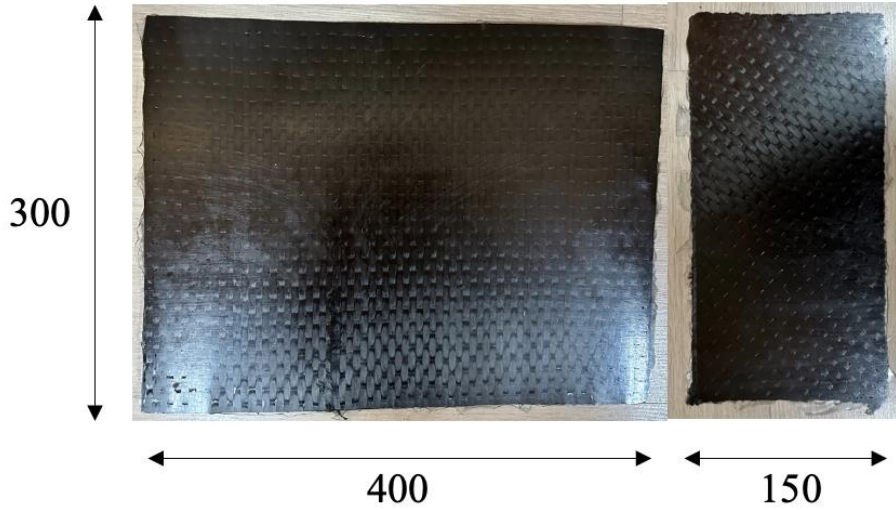
Plaka No	Katman oryantasyonu
1	$[0^\circ]_4$
2	$[45^\circ/-45^\circ]_s$

Tamamlanan bu laminasyon Şekil 2.2’de görülmektedir. Bu aşamada laminasyonun üzerine vakum poşeti gerdirilerek vakum etkisi altına alınmış ve üst yüzeyinin düzlemsel olabilmesi için düz metal bir ağırlık konulmuştur.



Şekil 2.2 : Islak serimi tamamlanmış karbon katmanları.

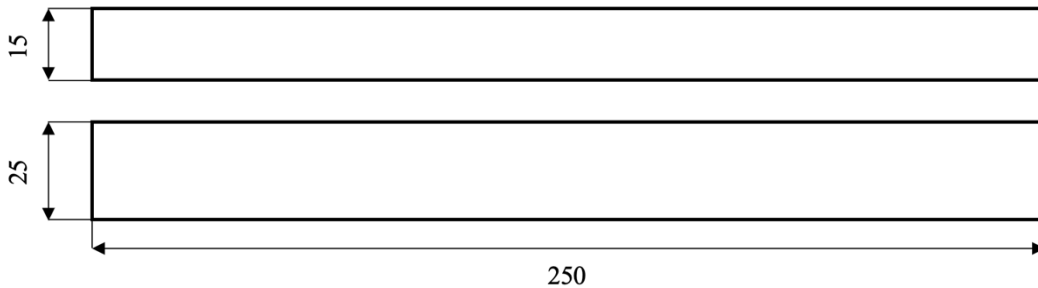
Laminasyonların kürlenme süreci 24 saat 25 C° ve daha sonra 15 saat 80 C° olacak Şekilde tamamlanmıştır. Krlenen malzemelerin Şekil 2.3’de gösterildiği halde imalat süreçleri tamamlanmıştır.



Şekil 2.3 : KrlenmiŐ ve üretimim tamamlanmış plaka1 ve plaka 2.

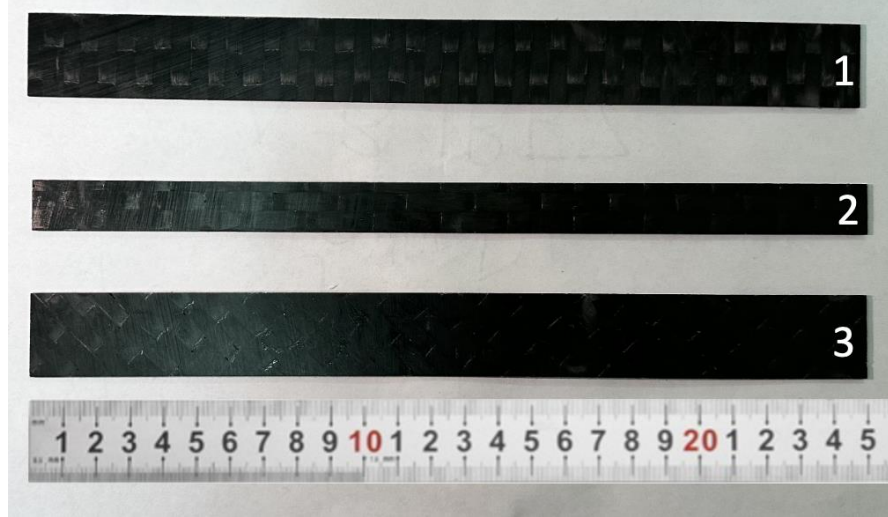
2.3 Tek Eksenli Çekme Testi

Tek yönlü çekme testi, kompozit malzemelerin çekme özelliklerini belirlemek için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında tek yönlü çekme testleri ASTM D3039 standardına uygun Şekilde gerçekleştirilmiştir. ASTM D3039 yalnızca yüksek modüllü fiberlerle takviyelendirilmiŐ polimer matrisli kompozitler için uygulanabilir. Üretilmiş olan kompozit plakadan standart kapsamında verilmiş olan Şekil 2.4’teki teknik resme göre numuneler kesilmiştir.



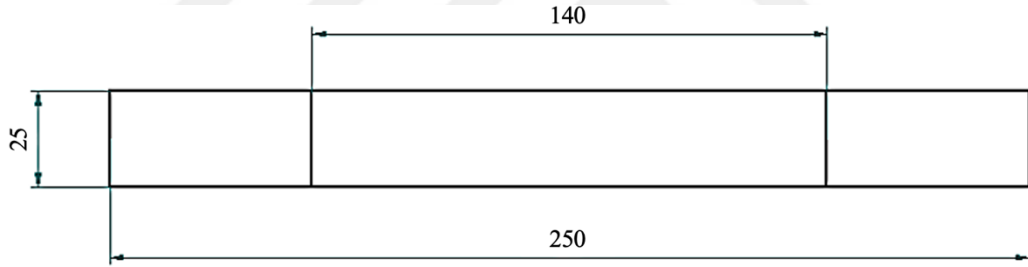
Şekil 2.4 : Numune boyutları.

Kesilen bu numunelerden 15 mm geniŐlikte olanlar sadece 0° oryantasyonlu katmanları barındıran 0° yönünde kesilmiş numunelerdir. Diğer çekme numuneleri 25 mm geniŐlikte olacak Şekilde kesilmiştir.



Şekil 2.5 : Yukarıdan aşağıya doğru sırası ile 90° , 0° ve 45° oryantasyonunda kesilmiş çekme testi numuneleri.

Şekil 2.5’de görüldüğü üzere bir numaralı numune 90° oryantasyonla kesilmiş çekme numunesidir. İki numaralı numune 0° oryantasyonu ile kesilmiş çekme numunesi ve üç numaralı numune ise 45° oryantasyonu ile kesilmiş çekme numunesidir.



Şekil 2.6 : Numunelere yapıştırılacak olan plakaların teknik resim gösterimi.

Şekil 2.6’da verilen teknik resme göre numunelere test esnasında çenelerin numuneye zarar vermemesi için standart boyutlarda metal plakalar ve birim şekil değişimi ölçerler(strain gauge) Şekil 2.7’de görüldüğü biçimde yapıştırılmıştır.



Şekil 2.7 : Teste hazır hale getirilmiş çekme numunesi.

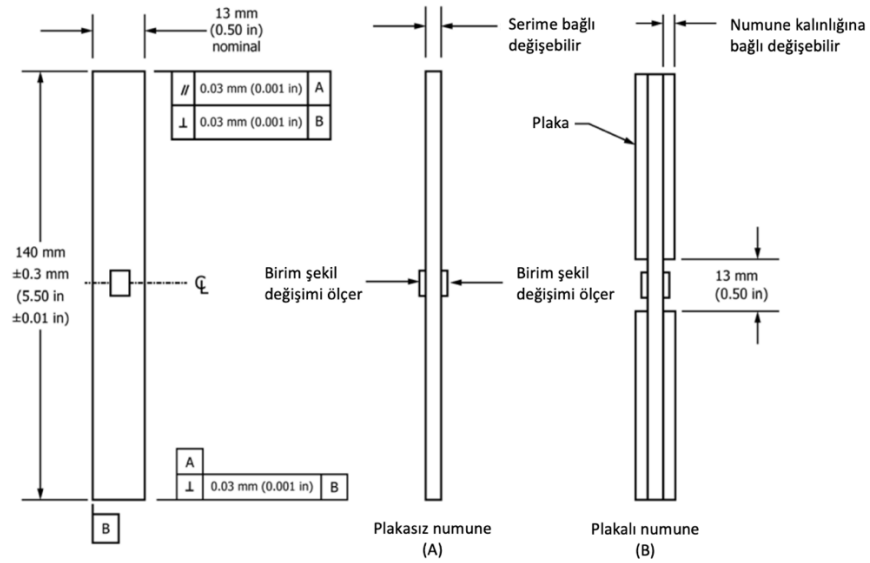
Malzeme karakterizasyonu için hazırlanmış olan numuneler kameralı ekstansometre yardımı ile test edilmiştir. Doğrulama testi numuneleri için ise birim şekil değişimi ölçer kullanılmıştır. Her iki durumda da birim şekil değişimi değerleri tutarlı şekilde ölçülmüştür. Doğrulama testlerinden daha kesin sonuçlar elde edilmesi hedeflendiği için birim şekil değişimi ölçer tercih edilmiştir. Hazırlanan bu numunler aşağıdaki Şekil 2.8’de görüldüğü üzere test cihazına bağlanmış ve 2 mm/dk çekme hızında test edilmiştir.



Şekil 2.8 : Test cihazına bağlanmış çekme numunesi.

2.4 Birleşik Kuvvet Uygulamalı Basma Testi

Birleşik kuvvet uygulamalı basma (BKB) testi, polimer matrisli kompozit malzemelerin basma dayanıklılığı ve rijitlik özelliklerini belirlemek için kullanılan bir yöntemdir. BKB testi, kompozit malzemelerin birleşik uç ve kayma yüklemesi altındaki basma özelliklerini değerlendirmeyi amaçlar. Bu tez kapsamında test çalışmaları ASTM D6641 standartlarına göre uygun şekilde gerçekleştirilmiştir. Hesaplanan değerlere göre üretilmiş olan plakadan standarda paylaşılmış olan Şekil 2.9’daki teknik resme göre numuneler kesilmiştir.



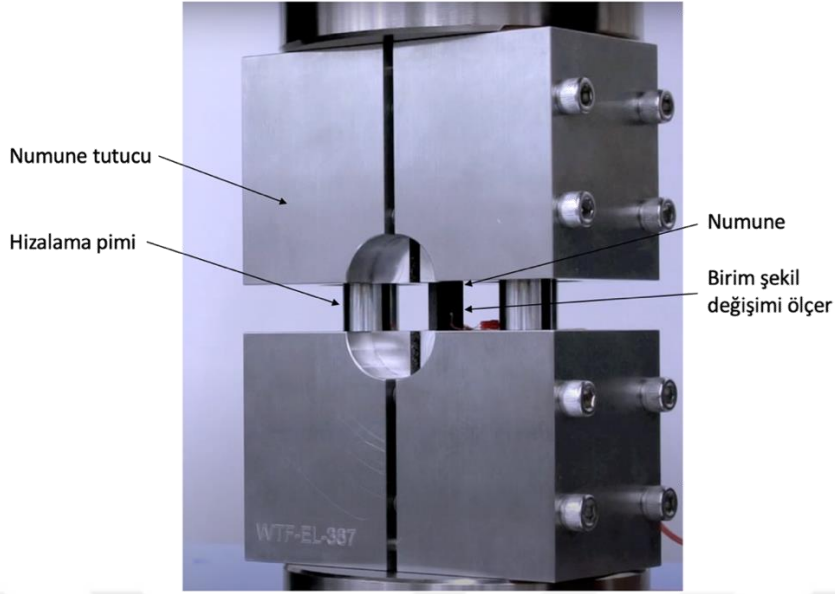
Şekil 2.9 : ASTM 6641 standartında paylaşılan numune boyutlarına ve hazırlanılışına ait teknik resim.

Bu test denge ve simetriye sahip genel kompozitler için uygundur. BKB testi, polimer matrisli kompozit malzemelerin basma özelliklerini değerlendirmek için standartlaştırılmış bir yaklaşım sunar. Bu nedenle simetrik ve dengeli bir laminasyon tercih edilmiş ve numuneler bu esasa uygun şekilde kesilmiştir. Kesilen numunelere ait görsel Şekil 2.10’da paylaşılmıştır.



Şekil 2.10 : Basma testine hazır hale getirilmiş numuneler.

Test esnasında birleşik yükleme uygulamak için standart için de verilmiş olan Şekil 2.11’deki aparat birim şekil değişimi ölçer ile birlikte kullanılmıştır.



Şekil 2.11 : Basma testi aparatında bulunan numune [28].

Görüldüğü gibi teste hazır hale getirilen numuneler 1.3 mm/dk basma hızında teste tabi tutulmuştur. Karakterizasyon testlerinde cihaz birim şekil değiştirme değerleri kullanılmıştır.

2.5 Karakterize Edilmiş Karbon Fiber Takviyeli Polimer Malzemenin Özellikleri

Karbon fiber takviyeli polimer malzemeler seçilen kumaş ve matris fazlarına bağlı olarak çeşitli dayanım ve elastisite değerlerine sahip olurlar. Bu tez kapsamında seçilen malzemelerin birleşiminden oluşacak olan kompozitin dayanım ve elastik katsayılar karakterize edilmesi gerekmiştir. İmalat ve test aşamaları önceki bölümlerde bahsedilen kompozit malzeme 0°, 90° ve 45° oryantasyonlarında testlere tabii tutularak aşağıdaki değerler elde edilmiştir.

Çizelge 2.2 : Malzemenin elastik katsayıları.

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	ν_{12}	G_{12} (GPa)
107 ± 5	7.6 ± 0.4	0.33	3.02 ± 0.1

Çizelge 2.3 : Malzemenin mukavemet değerleri.

X_T (MPa)	X_C (MPa)	Y_T (MPa)	Y_C (MPa)	S_L (MPa)	S_T (MPa)
1218 ± 70	356 ± 20	20.1 ± 1	101 ± 6	50.55 ± 3	50.55 ± 3

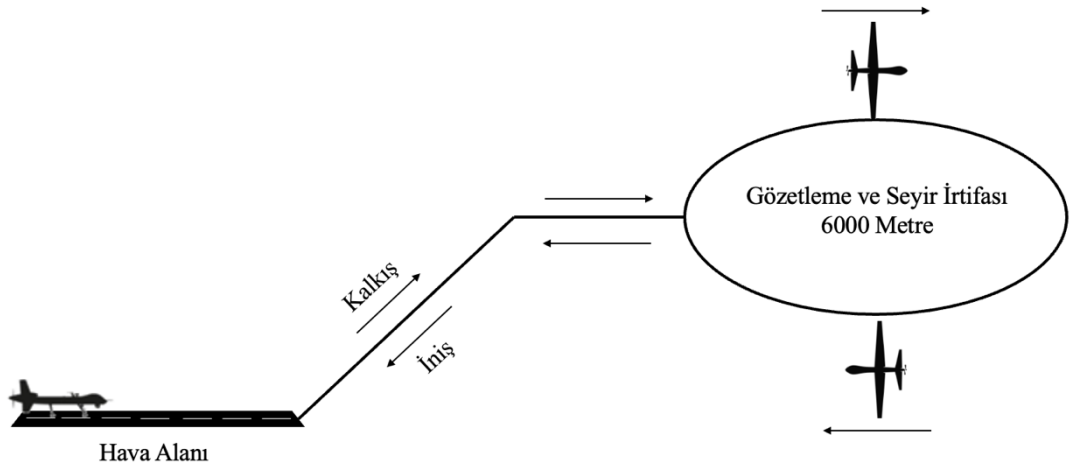
3. İHA KANAT TASARIMI VE MÜHENDİSLİK HESAPLAMALARI

Bu bölümde kanat dış geometrisinin aerodinamik olarak tasarımı gerçekleştirilmiştir. Hava aracının ne kadar ağırlık taşıyabileceği ne kadar yakıt tüketeceği ve havada kalış süresi gibi etkenler düşünülerek kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir.

3.1 İHA Görev Profili

İnsansız hava araçları savunma, tarım ve film gibi sektörlerde çok farklı amaçlarla kullanılmaktadır. Bu tezde tasarlanan kanat askeri gözetleme yapacak olan bir insansız hava aracına ait olduğu için görev profili bu doğrultuda belirlenmiştir. Askeri amaçla tasarlanan insansız hava araçlarının temel isteri gözetleme süresi ve faydalı yük kapasitesidir. Bu iki konu kendi içinde dahi çokça çeşitliliğe uğramaktadır. Gözetleme; gündüz görüşü, gece görüşü, ısı görüşü gibi çeşitliliğe sahiptir. Faydalı yük ise mühimmat, yangın söndürme mühimmatı, hedef uçak veya kargo yükü olabilir.

Bu tez kapsamında tasarlanacak olan kanadın ait olduğu insansız hava aracının havada daha uzun süre kalabilmesi ve daha fazla faydalı yük taşınması hedeflenmiştir. Bu nedenle manevra kabiliyeti ve irtifa kazanma hızı gibi parametreler ikincil öncelikli olarak düşünülmüştür.



Şekil 3.1 : İHA görev profili.

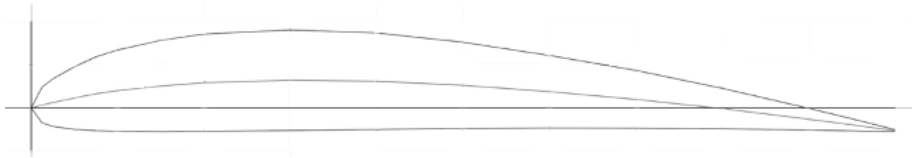
İlgili ölçülere bağlı olarak deniz seviyesinden kalkış yapacak ve 6000 metre yükseklikte gözetleme görevini icra edecek bir kanat tasarlanmalıdır. Kalkış hızının 42.5 m/s olması ve seyir hızının 66 m/s olması görev icrası için önemlidir. Bu görev

esnasında uzun süre havada kalması hedeflenmektedir. Bu nedenle yapısal tasarımındaki ağırlığı çok önemlidir.

3.2 İHA Kanadı için Aerodinamik Profil Seçimi ve Boyutlarının Belirlenmesi

Hava araçlarının kanatları tasarlanırken görev profillerine bağlı olarak kabuk yapısı belirlenir. Kanat kesitlerinde literatürde su damlası olarak tabir edilen profiller kullanılır. Bu profiller genellikle daha önce çeşitli kuruluş, organizasyon veya şahıslarca karakterize edilmiş olan iki boyutlu şekillerdir. Bu şekillerin sürtünme kat sayıları, kaldırma katsayıları ve basınç katsayıları gibi hücum açısına bağlı bir şekilde değişen karakteristik sayıları bulunmuştur. Bu kat sayılar iki boyutlu kanat profilinin üç boyutlu hale getirildiğinde ne kadar kaldırma kuvveti ve ne kadar sürtünme kuvveti üreteceğinin hesaplanmasında kullanılır.

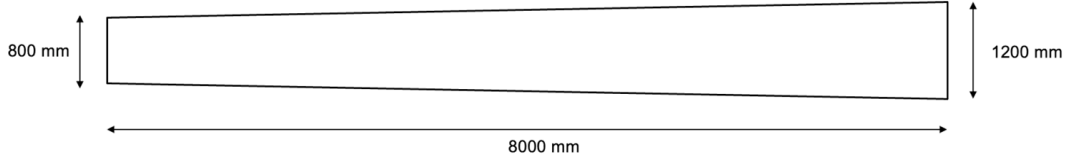
Bu tez kapsamında tasarımın en büyük hedeflerinden biri havada uzun süre kalmak ve daha fazla faydalı yük taşımaktır. Bunu gerçekleştirmek için literatürde kaldırma katsayısının, sürtünme katsayısına oranı en yüksek olan profiller incelenmiştir. Bu profiller arasında ortalama olarak en yüksek orana sahip Şekil 3.2’de iki boyutlu çizimi paylaşılan USA 35B kanat profili seçilmiştir.



Şekil 3.2 : USA 35B kanat profili üç boyutlu çizimi [29].

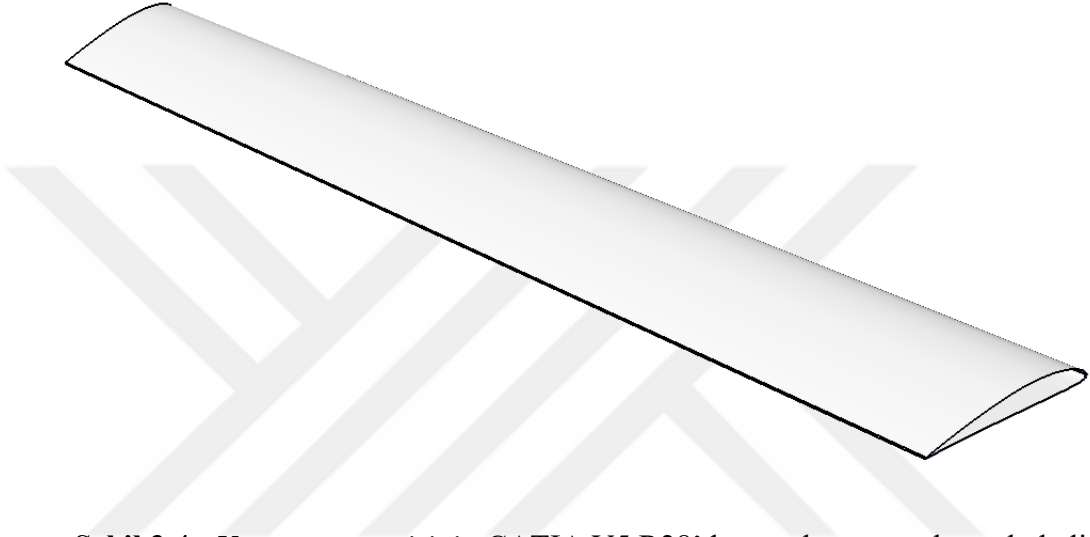
USA 35B profilinin üç boyutlu bir hale getirilmesi için kanat boyutlarının belirlenmesi gerekmektedir. Bu aşamada en önemli parametre kanat uzunluğunun kanat kalınlığına olan oranıdır. Bu oranın büyümesi kanat üzerindeki girdap ve akış bozukluklarının etkisini düşürmekte böylece sürtünme kuvveti değeri paralel bir şekilde düşmektedir. Bu oranın artmasının birde kötü etkisi bulunmaktadır. Manevra kabiliyeti bu orana bağlı olarak düşmektedir ama görev profilinde belirtildiği gibi bu tarz hava araçlarında manevra ikincil önceliklidir.

Literatüre bağlı olarak Şekil 3.3’te paylaşıldığı gibi hava aracının kanat uzunluğunun 8 metre olması, kanat kök genişliğinin 1.2 metre ve kanat ucu genişliğinin 0.8 metre olmasına karar verilmiştir.



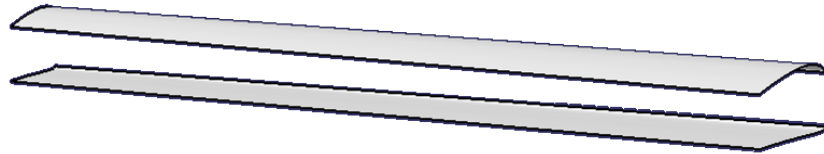
Şekil 3.3 : İHA için boyutlandırılmış sol kanat.

Bu iki boyutlu çizim aşağıdaki Şekil 3.4'te paylaşıldığı gibi CATIA V5 R28 tasarım yazılımında üç boyutlu hale getirilmiştir.



Şekil 3.4 : Kanat geometrisinin CATIA V5 R28'de tasarlanmış üç boyutlu hali.

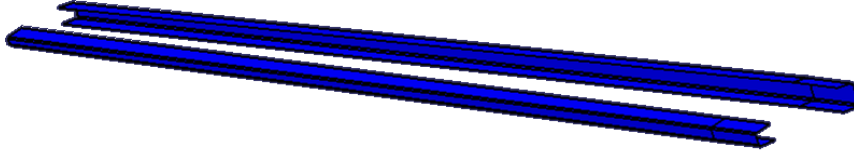
Üç boyutlu hale getirilen geometride öncelikle dış yüzeyi üst ve alt kabuk olacak şekilde ayrılmıştır. Bu kabuk geometrileri üzerlerindeki akışın oluşturduğu yüklemeleri yapısal olarak taşıyan parçalardır.



Şekil 3.5 : Üst ve alt kabuk.

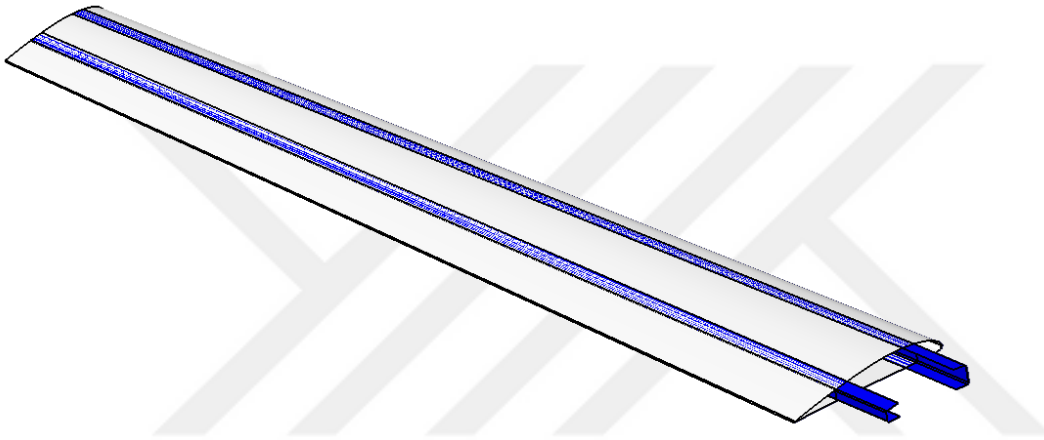
İki parçaya ayrılmış olan kanat kabuklarını bir arada tutan ayrıca gövde ile bağlantılarını sağlayacak olan ön kiriş ve arka kiriş Şekil 3.6'da gösterildiği şekilde tasarlanmıştır. Bu yapılar kabuk üzerine gelen yüklerin aktarıldığı şekil olarak U kiriş

olarak adlandırılan hareket yönünde ön ve arka olacak şekilde iki adet bulunan yapılardır. Bu yapılar üst ve alt kabukları birbirine bağlayarak kanadı oluşturur.



Şekil 3.6 : Ön ve arka kiriş.

Kanat yapıları bir araya gelerek Şekil 3.7’de gösterilen bütün bir kanat yapısını oluşturmaktadırlar.



Şekil 3.7 : Kanat geometrisinin üç boyutlu hali.

Tasarımı tamamlanan bu kanat geometrisinin görev profilinde bulunan iki farklı durum için kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvveti değerleri hesaplanmıştır. İlk durumda kanat 4° hücum açısı ile deniz seviyesinden (0 metre irtifa) 42.5 m/s hız ile kalkışa geçmektedir. İkinci durumda ise 0° hücum açısı ile 6000 metre irtifada 65 m/s seyir hızında hareket etmektedir. Bu iki durumdaki hesaplamaları yapabilmek için öncelikle Eşitlik 3.1’de paylaşılan Reynold sayısı bulunmalıdır.

$$Re_D = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{V D}{\nu} \quad (3.1)$$

Eşitlikte yüksekliğe bağlı değişen bazı değişkenler bulunmaktadır. Bu değişkenlerin değerleri aşağıda paylaşılmış olan Çizelge 3.1’den alınmıştır.

Çizelge 3.1 : Yüksekliğe bağlı çevre şartları [30].

Yükseklik (m)	Sıcaklık (°C)	Yoğunluk (ρ) (kg/m ³)	Dinamik Viskozite (μ) (10 ⁻⁵ N s/m ²)
0	15	1.225	1.789
6000	-23.96	0.6601	1.595

Alınan bu değerler Eşitlik 3.2 ve Eşitlik 3.3 yerine konularak sırası ile birinci ve ikinci durumdaki değerler bulunmuştur.

$$Re_D = \frac{1.225 \times 42.5 \times 1}{0.00001789} = 2910145 \quad (3.2)$$

$$Re_D = \frac{0.6601 \times 66 \times 1}{0.00001595} = 2731448 \quad (3.2)$$

Hesaplanan değerler görüldüğü üzere birbirine oldukça yakın olduğu için aynı çizelgenin kullanılması gerekmektedir. Bu değerler ile birlikte aşağıdaki daha önce deneysel olarak hesaplanmış verilerin bulunduğu Çizelge 3.2'den C_L ve C_D değerleri seçilmiştir.

Çizelge 3.2 : Açı değerleri ve katsayılar [31].

Hücum Açısı (°)	C_L	C_D
0	0.6198	0.0061
1	0.7312	0.0064
2	0.8423	0.0069
3	0.9513	0.0076
4	1.0569	0.0086

Seçilen bu değerlerin kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvvetine dönüştürülebilmesi için aşağıda paylaşılan Eşitlik 3.3 ve Eşitlik 3.4'te yerine konularak hesaplanması gerekmektedir.

$$F_L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A \quad (3.3)$$

$$F_D = C_D \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A \quad (3.4)$$

İlk uçuş durumu için eşitlik aşağıdaki gibi doldurularak ilgili değerler bulunmuştur.

$$F_L = 1.0569 \times 0.5 \times 1.2251 \times 42.5^2 \times 8 = 9354.2255N \quad (3.5)$$

$$F_D = 0.0086 \times 0.5 \times 1.2251 \times 42.5^2 \times 8 = 76.12N \quad (3.6)$$

Benzer şekilde ikinci uçuş durumu içinde eşitlik aşağıdaki gibi doldurularak ilgili değerler bulunmuştur.

$$F_L = 0.7312 \times 0.5 \times 0.6601 \times 65^2 \times 8 = 8406.86N \quad (3.7)$$

$$F_D = 0.0064 \times 0.5 \times 0.6601 \times 65^2 \times 8 = 73.6N \quad (3.8)$$

Bu değerlerler incelendiğinde görüldüğü üzere ilk uçuş durumu kanat yapısal parçalarını daha fazla zorlayacak yük değerlerine sahiptir. Bu nedenle kritik uçuş koşulu olarak ilk uçuş durumu seçilmiştir.

3.3 Kanat Geometrisinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

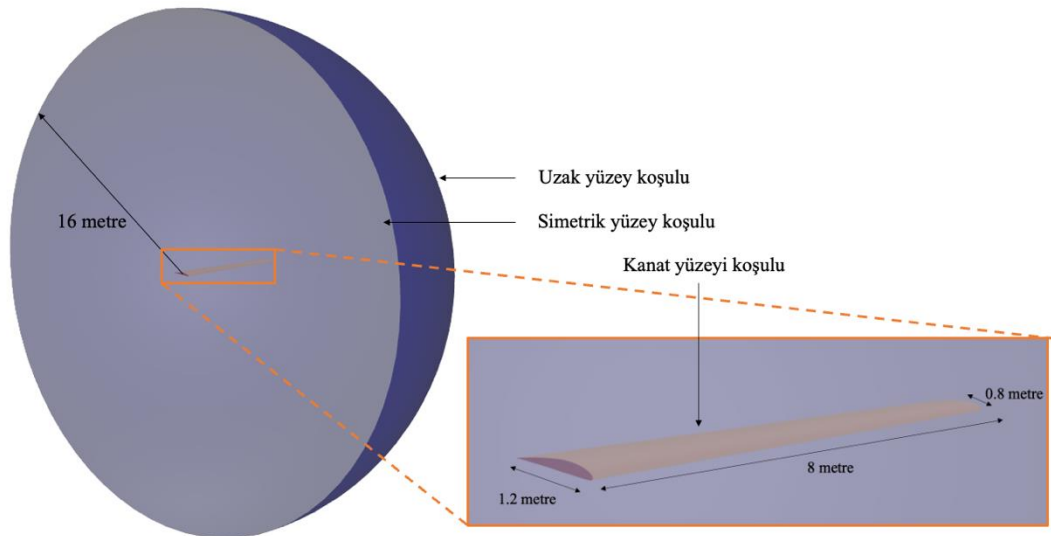
Geometrinin yüzeyindeki akışkanın geometri üzerinde oluşturduğu etki ve değişimleri incelediğimiz alan hesaplamalı akışkanlar dinamiğidir. Tasarlanmış olan üç boyutlu kanat geometrisinin analitik hesaplar ile kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvveti bulunmuştur. Geometrinin aerodinamik etkiler altında maruz kaldığı bölgesel yüklemeleri elde etmek için hesaplamalı akışkanlar mekaniği analizi yapmamız gerekmektedir. Bu analiz kanat geometrisi üzerinde oluşan girdap, sürüklenme ve diğer etkilerin yüzey üzerindeki basınç dağılımını nasıl etkilediğini bize gösterecektir.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analiz modeli Ansys Spaceclaim yazılımında hazırlanmıştır. Öncelikli olarak programa kanat geometrisi aktarılmıştır. Aktarılan bu kanat geometrisi merkezinde olacak şekilde bir yarım küre geometrisi oluşturulmuştur. Oluşturulan bu geometriden merkezdeki kanat geometrisi çıkarılarak kontrol hacmi Şekil 3.8’de görüldüğü şekilde elde edilmiştir. Bu hacimde sınır koşulları;

Yarım küreyi bölerek oluşan çember şekilli yüzeye simetri koşulu girilmiştir.

- Kanat yüzeyi akış yüzeyi
- Kürenin dış yüzeyi uzak sınır koşulu
- Kontrol hacmine 1 atmosfer basınç

olacak şekilde tanımlanmıştır.



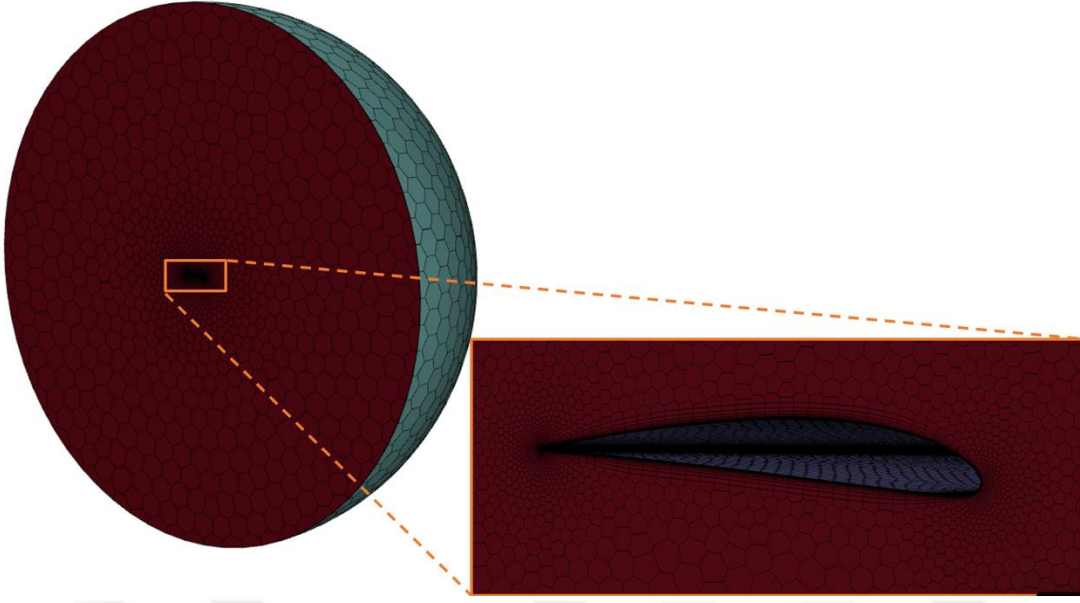
Şekil 3.8 : Kanat geometrisinin sonlu hacim içindeki görüntüsü.

Oluşturulan bu kontrol hacminin yüzeylerinde Çizelge 3.3'te verilen değerlerde polihedral hesaplama ağı oluşturulmuştur.

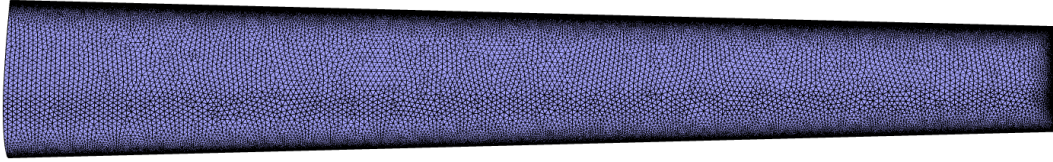
Çizelge 3.3 : Hesaplama ağının bölgesel boyutları.

Yüzey	Hesaplama ağı boyutu (mm)	Büyüme oranı
Kanat yüzeyi	0.5 mm – 40 mm	1.15
Kanat kapama yüzeyi	0.5 mm – 10 mm	1.15
Uzak yüzey	0.5 mm – 1500 mm	1.15

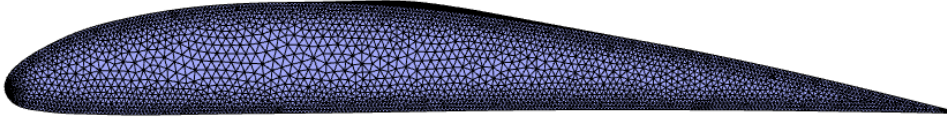
Program tarafından oluşturulan iki boyutlu hesaplama ağı adeti 662064'dür. Çarpıklık oranının maksimum olduğu değer 0.577'dir. Bu çarpıklık değeri program tarafından verilen 0.6 sınır değerinin altında kalmış ve başarılı şekilde yüzey hesaplama ağı oluşumu tamamlanmıştır.



Şekil 3.9 : İki boyutlu hesaplama ağının görünümü.

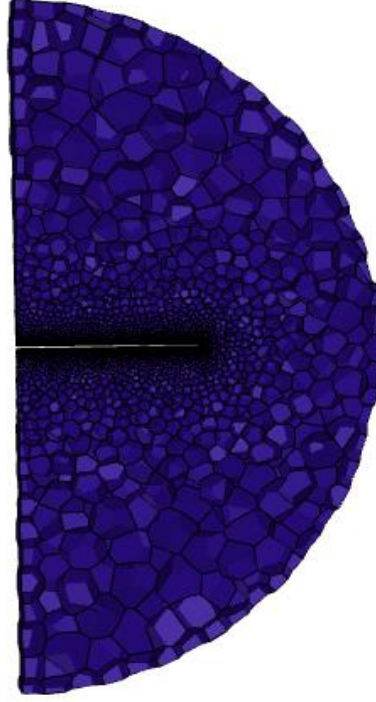


Şekil 3.10 : Kanat üst yüzeyinde yüzey meshinin görünümü.



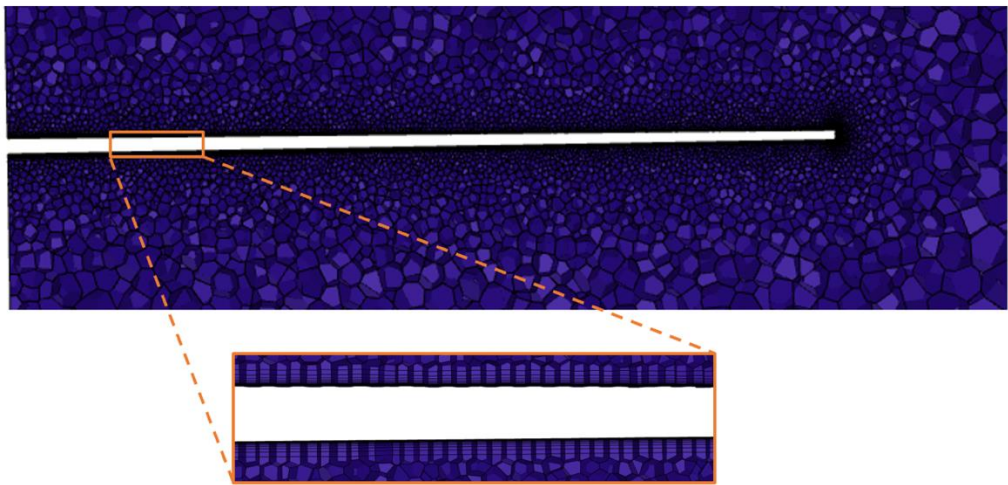
Şekil 3.11 : Kanat ucundaki yüzeyin yüzey meshinin görünümü.

Bir sonraki aşama olan üç boyutlu hesaplama ağı oluşturma sürecinde öncelikle sınır tabaka ağı değerleri y^+ değeri 1 olacak şekilde 0.01 mm boyutlu 20 katman şeklinde kanat yüzeyine tanımlanmıştır. Üç boyutlu hesaplama ağı için maksimum ağ boyutu 1504 mm ve büyüme oranı 1.2 olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.12 : Üç boyutlu hesaplama ağının görünümü.

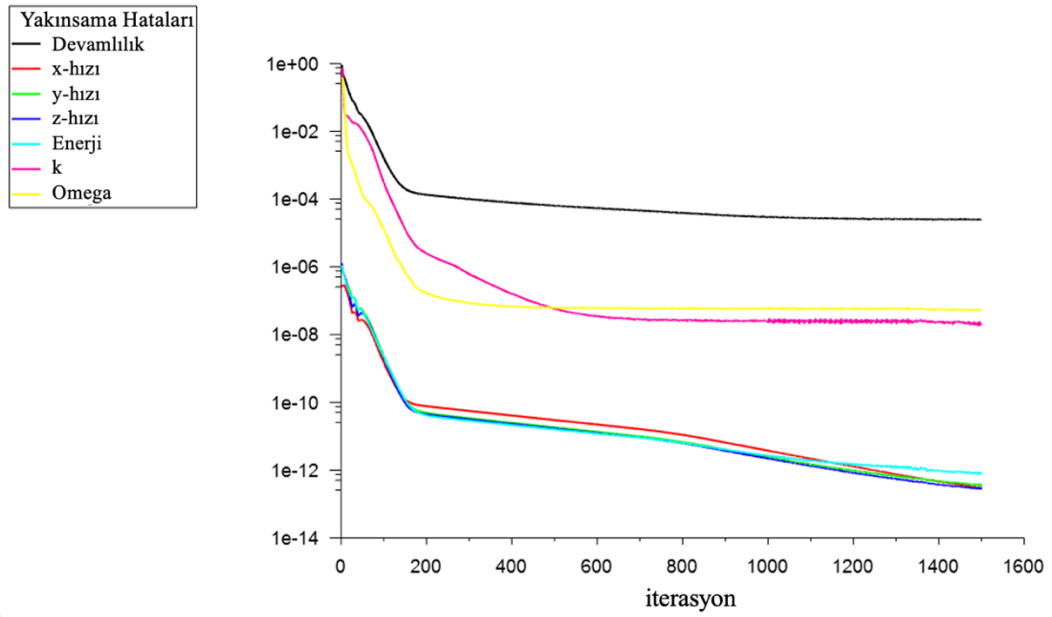
Üç boyutlu hesaplama ağları Şekil 3.9, Şekil 3.10, Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’de görüldüğü şekilde oluşturulmuştur. Bu işlem sonucunda 9062985 adet hesaplama ağı oluşmuştur. Maksimum çarpıklık değeri 0.897 olarak bulunmuştur. Bu değer programın sınır değeri olan 0.9 değerinin altında kalarak başarılı bir üç boyutlu hesaplama ağı elde edilmiştir. Şekil 3.13’te ise sınır tabaka ağının görünümü paylaşılmıştır.



Şekil 3.13 : Üç boyutlu hesaplama ağında kanat üzerindeki sınır tabaka ağının görünümü.

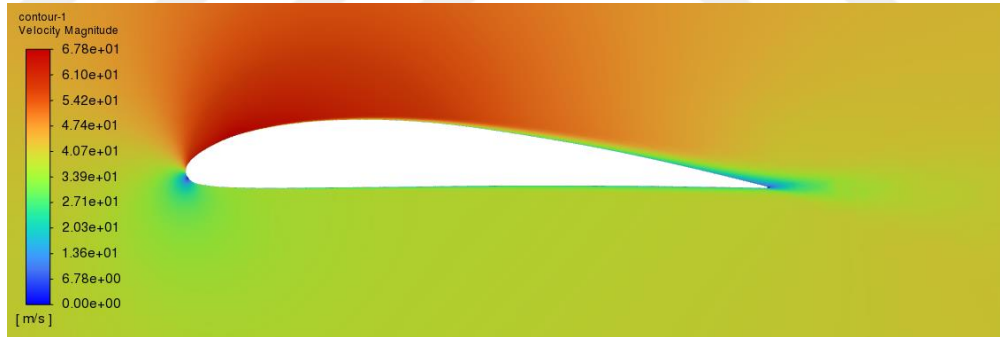
Bu işlemler sonucunda hesaplama ağları ve sınır koşulları oluşturulmuştur. Türbülans modeli olarak ikinci dereceden k-omega SST (shear stress transport) seçilmiştir. Bu model genellikle aerodinamik analizlerde tercih edilmektedir. Literatürde ekstra sönümleme fonksiyonu olmayan düşük reynold türbülanslı model olarak tanımlanmaktadır [32,33]. Bu k-omega SST modeli, hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonlarında yaygın olarak kullanılan bir türbülans modelidir ve k-omega ile k-epsilon modellerinin avantajlarını birleştirerek türbülans problemlerinin çözümünde üstünlük sağlar. Bu modelin tercih edilme nedenlerinin başında, duvar yakınındaki akışları doğru bir şekilde modelleyebilme yeteneği gelir. k-omega modeli, özellikle sınır tabaka akışları ve düşük Reynolds sayılı akışlarda üstün performans gösterir. SST modeli, k-omega modelinin bu avantajını korurken, serbest akış bölgelerinde k-epsilon modelinin performansını da bünyesine katarak daha geniş bir uygulama yelpazesinde güvenilir sonuçlar sunar. Akış ayrılmaları ve geri akış bölgelerinin doğru tahmin edilmesi, mühendislik uygulamaları için kritik öneme sahiptir ve SST modeli bu tür akışları başarılı bir şekilde modelleyebilir. Ayrıca, SST modelinin numerik stabilitesi ve geçiş bölgelerinde hassas sonuçlar verebilme kabiliyeti, onu aerodinamik analizler ve kanat profilleri gibi uygulamalarda vazgeçilmez kılar. Bu nedenle, k-omega SST modeli, uçak aerodinamiği, otomotiv mühendisliği ve türbinler gibi çeşitli endüstriyel CFD uygulamalarında sıkça tercih edilmektedir [34,35]. Akış hızı 42.5 m/s ve hücum açısı 4° olarak ilgili alana girilmiştir. İterasyon adeti 1500 olarak sınırlandırılmıştır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analiz modeli Ansys Fluent yazılımı ile başarılı bir şekilde çözümlenmiştir. Aşağıda Şekil 3.14'te görüldüğü üzere bütün değerler yakınsamıştır.



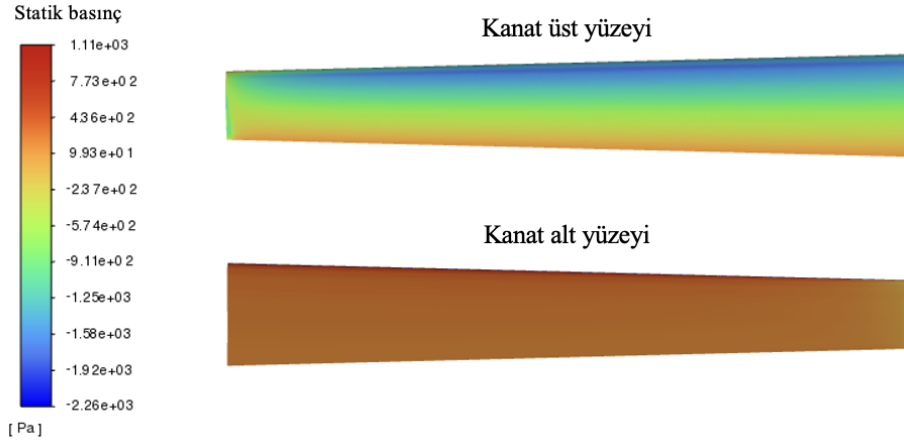
Şekil 3.14 : Analiz değerlerinin yakınsama grafiği.

Yakınsayan bu değerler sonucunda aşağıda görülen hız profili oluşmuştur. Literatürde bilinildiği üzere kanat üzerindeki akış hızlanmış, kanat hücum kenarında akış durmuştur. Kanattan biraz uzak mesafelere baktığımız zaman akış hızının 42.5 m/s civarında olduğunu görmekteyiz.



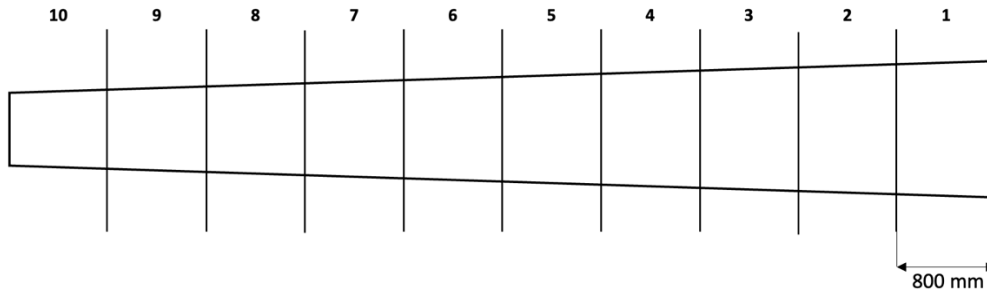
Şekil 3.15 : Kanat üzerindeki hız dağılımı.

Hava araçlarında kanat yüzeylerinin kaldırma kuvveti üretebilmesi için alt yüzeyde pozitif, üst yüzeyde ise negatif bir basınç dağılımının oluşması gerekmektedir. Bu durum aşağıda Şekil 3.16'da analiz sonucunda görülerek analizin doğru sonuçlar verdiğine karar verilmiştir.



Şekil 3.16 : Kanat yüzeylerindeki basınç dağılımı.

Kanat üzerinde dağılmış olan basıncın yapısal analiz aşamasında indirgenebilmesi için CFD-post yazılımı kullanılmıştır. Bu program aracılığı ile aşağıdaki Şekil 3.17’de şematik olarak gösterilen eşit genişlikteki bölgelere etki eden yükler ve momentler indirgenmiştir. Daha önce hesaplanan değerlere göre kaldırma kuvveti düşerken, sürtünme kuvveti artmıştır. Bunun nedeni daha önce bahsedildiği üzere sınırlarda oluşan girdap ve sürüklenmelerdir.



Şekil 3.17 : Kanat üzerindeki kuvvet ve moment bölgeleri.

İndirgenen bu değerlerin koordinatları ve bölgeleri Çizelge 3.4’te verilmiştir.

Çizelge 3.4 : İndirgenmiş yükler ve momentler.

Bölge	Konum (m)			Kuvvet (N)			Moment (Nm)		
	x	y	z	x	y	z	x	y	z
1	0.4	0.6	0	4.299	-41.688	983.992	-186.381	1.084	1.171
2	1.2	0.6	0	4.193	-43.2156	967.117	-178.262	1.846	1.313
3	2	0.6	0	4.207	-43.137	941.78	-168.201	2.210	1.339
4	2.8	0.6	0	4.025	-42.258	911.458	-157.256	2.522	1.288
5	3.6	0.6	0	3.882	-40.628	876.578	-145.640	2.756	1.260
6	4.4	0.6	0	3.702	-38.189	837.101	-133.448	3.078	1.212
7	5.2	0.6	0	3.431	-34.745	791.577	-120.486	3.562	1.189
8	6	0.6	0	3.225	-29.529	734.254	-105.863	4.648	1.220
9	6.8	0.6	0	2.711	-21.188	648.996	-87.553	7.570	1.350
10	7.6	0.6	0	2.125	0.099	496.687	-50.280	17.556	3.551
TOPLAM				35.8	-334.4786	8189.54	-1333.37	46.832	14.893

3.4 Laminasyon Teorisi ile Kanat Kökünde Kritik Kesit Hesabı

Malzemelerin mekanik özelliklerine yönelik hesaplamalarda pek çok yöntem kullanılmaktadır. Bu tasarım projesinde incelenen malzeme kompozit olduğu için, mekanik özelliklerine yönelik incelemeler Klasik Laminasyon Teorisi (KLT) üzerinden gerçekleştirilmiştir. KLT, belirli bir istifleme sıralamasına sahip laminaların serim yönleri ve mekanik özellikleri kapsamında, bir laminasyonun performansına yönelik hesaplama yapmak için kullanılır. Bu analitik hesap için belirli kabullerin yapılması gerekmektedir. Bu kabullerden ilki, incelenen laminatın düzlem gerilme koşullarına uyuyor olması ve lamina birim şekil değişimi değerlerinin, laminatı oluşturan diğer laminat birim şekil değişimi değerleriyle uyumlu olmasıdır [36].

KLT'nin kullanılabilmesi için, mekanik testler yardımıyla belirlenen, tek yönlü kompozitin mekanik özellikleri gerekmektedir. KLT'nin bir diğer kullanım alanı ise nem ve sıcaklıktaki değişikliklerin neden olduğu gerinim değerlerine yönelik yapılan hesaplardır. Her bir lamina için düzlem için gerilme ve birim şekil değişimi değerlerini hesaplama kriterinde bulunduran bu teori, burkulma kriterini de hesaplamaya yardımcı olabilir.

İndirgenmiş Katılık Matrisi hesabı aşağıdaki gibidir:

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$Q_{11} = \frac{E_{11}^2}{(E_{11} - \nu_{12}^2 \cdot E_{22})} \quad (3.10)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12} E_{11} E_{22}}{(E_{11} - \nu_{12}^2 \cdot E_{22})} \quad (3.11)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{11} E_{22}}{(E_{11} - \nu_{12}^2 \cdot E_{22})} \quad (3.12)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (3.13)$$

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{107000^2}{(107000-0.33^2*7600)} & \frac{0.33*107000*7600}{(107000-0.33^2*7600)} & 0 \\ \frac{0.33*107000*7600}{(107000-0.33^2*7600)} & \frac{107000*7600}{(107000-0.33^2*7600)} & 0 \\ 0 & 0 & 3020 \end{bmatrix} MPa \quad (3.14)$$

$$[Q] = \begin{bmatrix} 107834 & 2527.6 & 0 \\ 2527.6 & 7660 & 0 \\ 0 & 0 & 3020 \end{bmatrix} MPa \quad (3.14a)$$

Dönüştürülmüş İndirgenmiş Katılık Matrisi: Her katman için katman açısına ve indirgenmiş katılık matrisine bağlı olarak hesaplanmıştır.

$$\bar{Q}_{ij} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Her katman için $\bar{Q}_{ij}$ matrisi hesaplanmıştır. Gerekli eşitlikler aşağıdaki gibidir;

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \cdot \sin(\theta)^2 + Q_{22} \sin(\theta)^4 \quad (3.15a)$$

$$\bar{Q}_{12} = Q_{12} (\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 \quad (3.15b)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta) - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3 \quad (3.15c)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \sin(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{22} \cos(\theta)^4 \quad (3.15d)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta) \quad (3.15e)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{66} (\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4) \quad (3.15d)$$

$\Theta = 0^\circ, 45^\circ, -45^\circ$ ve 90° derece için matris hesabı:

$$[\bar{Q}]^0 = \begin{bmatrix} 107834 & 2527.6 & 0 \\ 2527.6 & 7660 & 0 \\ 0 & 0 & 3020 \end{bmatrix} MPa \quad (3.16)$$

$$[\bar{Q}]^{90} = \begin{bmatrix} 7660 & 2527.6 & 0 \\ 2527.6 & 107834 & 0 \\ 0 & 0 & 3020 \end{bmatrix} MPa \quad (3.17)$$

$$[\bar{Q}]^{45} = \begin{bmatrix} 33157 & 27117 & 25043 \\ 27117 & 33157 & 25043 \\ 25043 & 25043 & 27609,5 \end{bmatrix} \text{MPa} \quad (3.18)$$

$$[\bar{Q}]^{-45} = \begin{bmatrix} 33157 & 27117 & -25043 \\ 27117 & 33157 & -25043 \\ -25043 & -25043 & 27609,5 \end{bmatrix} \text{MPa} \quad (3.19)$$

ABD matrisine geçişte kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir;

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k - z_{k-1}) \quad (3.20)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (3.21)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \{Q_{ij}\}_n (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (3.22)$$

Toplam lamine kalınlığını hesaplamak için;

$$h = 18(\text{katman}) * 0.38(\text{kalınlık}) = 6.84 \text{ mm} \quad (3.23)$$

Z_0 orta düzlemden başladığı için kalınlığın yarısı olarak kabul edilmiştir. Aşağı yönlü z eksenini pozitif kabul edilmiştir. Burada z_0 yukarı yönlü o nedenle negatif olarak alınmıştır.

$$z_0 = -\frac{h}{2} = -\frac{0.736}{2} = -3.42 \text{ mm} \quad (3.24)$$

Sırasıyla z_1 ile z_{18} değerlerini bulmak için katman kalınlığı ile toplanmıştır. Orta düzleme denk gelen $z_9 = 0$ olur.

$$z_{k+1} = z_k + t_k \quad (3.25)$$

$$z_0 = -3.42 \text{ mm} \quad (3.25a)$$

$$z_1 = -3.42 + 0.38 = -3.04 \text{ mm} \quad (3.25b)$$

$$z_2 = -2.66 \text{ mm}, z_3 = -2.28 \text{ mm}, z_4 = -1.9 \text{ mm}, z_5 = -1.52 \text{ mm} \quad (3.25c)$$

$$z_6 = -1.14 \text{ mm}, z_7 = -0.76 \text{ mm}, z_8 = -0.38 \text{ mm}, z_9 = 0 \text{ mm} \quad (3.25d)$$

$$z_{10} = 0.38 \text{ mm}, z_{11} = 0.76 \text{ mm}, z_{12} = 1.14 \text{ mm}, z_{13} = 1.52 \text{ mm} \quad (3.25e)$$

$$z_{14} = 1.9 \text{ mm}, z_{15} = 2.28 \text{ mm}, z_{16} = 2.66 \text{ mm}, z_{17} = 3.04 \text{ mm} \quad (3.25f)$$

$$z_{18} = 3.42 \text{ mm} \quad (3.25g)$$

A,B ve D matrislerinin hesaplanabilmesi için gerekli değerler yukardaki gibi bulunarak ABD formatında yazılarak aşağıdaki matris elde edilmiştir.

ABD matrisinin formatı;

$$[ABD] = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

$$[ABD] = \begin{bmatrix} 434434275 & 92040703 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 92040703 & 206035622 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 95409058 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1706 & 378.6 & 148.4 \\ 0 & 0 & 0 & 378.6 & 750.6 & 148.4 \\ 0 & 0 & 0 & 148.4 & 148.4 & 391.8 \end{bmatrix} \quad (3.26a)$$

ε ve K değerlerinin tayini için matrisin tersi hesaplanarak yüklerle çarpılmalıdır.

$$ABD^{-1} = abd$$

$$[abd] = \begin{bmatrix} 0.000000002542474 & -0.000000001135780 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.000000001135780 & 0.000000005360908 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.000000010481185 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.000666 & -0.00031 & -0.00014 \\ 0 & 0 & 0 & -0.00031 & 0.00122 & -0.00048 \\ 0 & 0 & 0 & -0.00014 & -0.00048 & 0.002787 \end{bmatrix} \quad (3.26b)$$

Yük matrisinde N kuvvetleri, M momentleri belirtmektedir. Kaldırma ve sürüklenme kuvveti değerleri hesaplamalı akışkanlar mekaniği analizi sonucundan alınmıştır. Herhangi bir termal ya da nem etkisi olmadığı için sadece hava akışı nedeniyle kanada etkiyen yük kullanılmıştır.

Kaldırma kuvveti z ekseninde etki ettiği için kanat kökünde oluşturduğu moment y ekseninde etrafında 29536 Nm'dir. Bu değer kanat kökünün genişliğine bölünmesi gerekmektedir. Kanat kök uzunluğu boyuna eşit alınmıştır. Düz plaka kabulü yapıldığı

için bu değer böyle kabul edilmiştir. Bu kabulün üzerine 3692 Nm'lik bir moment değeri matriste yerine konulmuştur.

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3692 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

ε ve k değeri için gerekli işlem

$$[abd] \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ K \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1.142 \\ 5.848 \\ -1.783 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

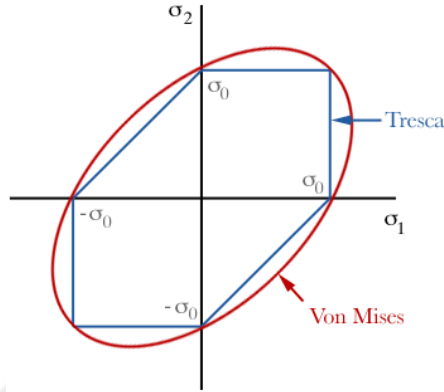
Toplam birim uzamaları görmek için

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{tx} \\ \varepsilon_{ty} \\ \gamma_{txy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} + z_{18} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.00390 \\ 0.02 \\ -0.00609 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

Görüldüğü üzere birim şekil değişim değerlerinden en büyüğü 0.02'dir. Bu değer literatürdeki kopma değerlerine çok yakındır [37]. Bu hesaplamalarda atalet denkleme dahil edilmediği için kabuller içerisinde analiz sonucunda bu değer başarılı olacağı düşünülmektedir.

3.5 Tek Yönlü Fiber Takviyeli Polimer Kompozitlerde Çok Eksenli Hasarın Hasar Kriterleri ile İncelenmesi

Hava araçları gibi çok eksenli yüklemelere maruz kalan yapılarda çok eksenli gerilmeler meydana gelir. Von mises ve Tresca kriterleri izotropik malzemelerde çok eksenli gerilmeleri modelleyip parçaların dayanım sınırlarını belirlemekte kullanılır .



Şekil 3.18 : Von mises ve Tresca kriterlerinin grafiksel gösterimi [38].

Kompozit malzemeler izotropik yapıda değildirler. Katmanların bir araya gelmesiyle oluşan serimin sanki izotropik yapıya getirilmesi mümkündür fakat böyle olsa dahi çok eksenli gerilme kriterleri kompozitlerde kullanmak mümkün değildir [38].

Fiber takviyeli kompozitlerin mekanik özelliklerinin analizi alanındaki önemli sorunlardan biri, belirli bir gerilim durumundan kaynaklanan hasarın öngörülmesidir. Hasar mikro yapısal yönleri o kadar karmaşıktır ki bu sorunu mikro mekanik yöntemlere dayalı olarak çözmek pek kolay değildir. Bu yöntemler, mikro gerilme analizi ve mikro hasar kriterleri açısından ardışık mikro hasarların analitik tespitini ve bunlardan bazılarının makro hasarları oluşturmak için bir araya gelmesini tahmin etmeyi gerektirir.

Hashin hasar kriteri yaklaşımı, makro değişkenler açısından üç boyutlu bir hasar kriterinin varlığını varsaymaktır, örneğin ortalama gerilmeler veya birim şekil değişimleri. Bu tür kriterlerin matematiksel temsilini polinomlar üzerinden yapmak uygun bir yöntemdir. Ardından, bu polinomun katsayılarını laboratuvarla elde edilebilen test sonuçlarına dayalı olarak belirlemek gereklidir; bu test sonuçları arasında tek yönlü gerilme veya basınç, saf kayma, vb. değerler bulunmaktadır [39].

Literatürde kompozitler için çeşitli kriterler türetilmiştir. Bunlardan yaygın olarak kullanılanları;

- Maximum gerilme kriteri
- Maximum gerinim kriteri
- Tsai-Hill kriteri
- Tsai-Wu kriteri
- Hashin kriteri

şeklinde sıralanabilirler. Bu kriterlerin her biri çeşitli denklemler ve parametrelere bağlı olarak yaklaşımlar yapmaktadır. Bu kriterler içinde literatürde yaygın bir şekilde kullanılan Hashin kriteri bu tez kapsamında kullanılmıştır.

Tek yönlü fiber takviyeli polimer kompozitlerin üç boyutlu hasar kriterleri, uygulanan ortalama gerilim durumunun enine iz tropik değişmezleri cinsinden ifade edilen ikinci dereceden gerilim polinomları cinsinden oluşturulur. Dört farklı hasar modu fiber çekme, fiber basma, matris çekme ve matris basma ayrı ayrı modellenerek hasar kriterleri elde edilir. Bu dört hasar modunda bir değerinin altında olması gerekmektedir. Aksi takdirde hasar oluşumu gözlenecektir [39]. Hashin hasar kriteri denklemleri aşağıda verildiği gibidir.

Fiber çekme modu:

$$\sigma_{11} > 0 \quad (3.31)$$

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha\left(\frac{\sigma_{12}}{S^L}\right)^2 = 1 \quad (3.32)$$

Fiber basma modu:

$$\sigma_{11} < 0 \quad (3.33)$$

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2 = 1 \quad (3.34)$$

Matris çekme modu:

$$\sigma_{22} > 0 \quad (3.35)$$

$$F_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S^L}\right)^2 = 1 \quad (3.36)$$

Matris basma modu:

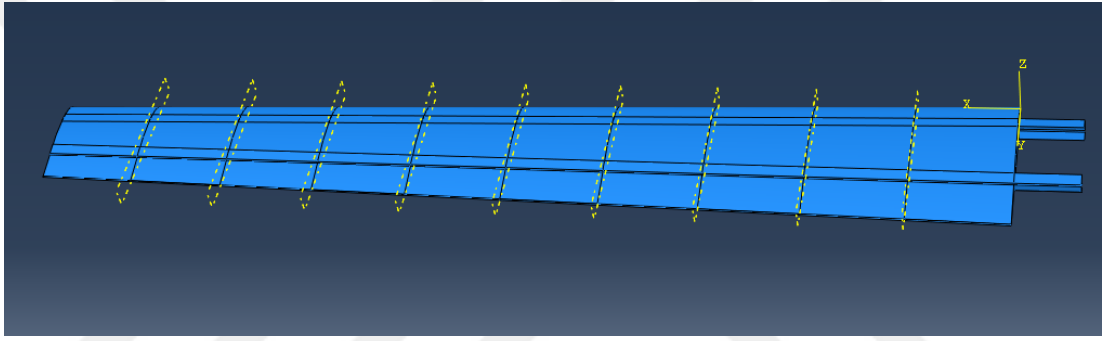
$$\sigma_{22} < 0 \quad (3.37)$$

$$F_{mc} = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y^C} + \alpha\left(\frac{\sigma_{12}}{S^L}\right)^2 = 1 \quad (3.38)$$

3.6 Kanat Yapısal Parçalarının Sonlu Elemanlar Analizi ile İncelenmesi

Yapısal tasarımın çalışma koşullarına karşı dayanıp dayanmadığı hakkında bilgi edinebilmek adına sonlu elemanlar analizi yapılmaktadır. Bu analiz yapıyı statik açıdan nümerik olarak inceler, sonucunda yapının yük altındaki hareketi ve dayanımı hakkında bilgi verir.

Sonlu elemanlar analiz modeli kurulurken Abaqus yazılımı kullanılmıştır. Öncelikle yapısal elemanlar yüzey halinde programın içine aktarıldı. Kanat üzerine gelen yüklerin daha yayılı bir şekilde aktarılabilmesi için 0.8 metre aralıklarla olacak şekilde kanat 10 eşit parçaya bölünmüştür. Şekil 3.19’da görüldüğü üzere sarı düzlemler bu bölme işlemini yapmak için kullanılmış ve görseldeki durum elde edilmiştir.



Şekil 3.19 : Kanat yapısal parçalarının on eşit parçaya bölünmüş hali.

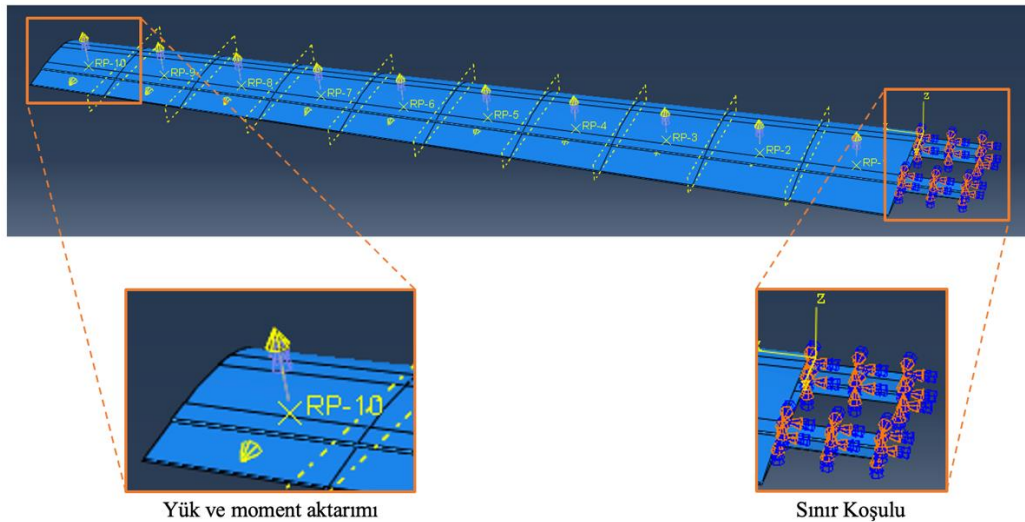
Analiz esnasında kullanılmak üzere programa malzeme tanımı yapılmıştır. Bu tanımlama elastik malzeme tanımı seçilerek malzeme bölümünde paylaşılmış olan Çizelge 2.2’deki değerler kullanılmıştır. Elastik malzeme olarak tanımladığımız kompozit malzemenin hasar kriteri olarak Hashin hasar kriteri seçilmiştir. Seçilen bu kriter için malzeme bölümünde paylaşılmış olan Çizelge 2.3’te verilen değerler kullanılmıştır.

Bölme işlemi sonucunda toplamda 40 adet serim bölgesi oluşturmuştur. Bu bölgelerin her birine program içinde belirlenmiş olan kompozit malzeme, oryantasyon ve kalınlık tanımlanması gerekmektedir. Çizelge 3.4’de görüldüğü gibi kirişler ve kabuk yüzeylerine ayrı ayrı kompozit serimler tanımlanmıştır.

Çizelge 3.5 : Kanat üzerindeki serim dağılımı.

Yapısal parça	Bölge									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Üst Kabuk			[45°/ 0°/-45°/90°/ 45°/0°/-45°]s							
Alt kabuk			[45°/ 0°/-45°/90°/ 45°/0°/-45°]s							
Ön kiriş			[45°/ 0°/ 0°/ -45°/90°/ 45°/ 0°/ 0°/-45°]s							
Arka kiriş			[45°/ 0°/ 0°/ -45°/90°/ 45°/ 0°/ 0°/-45°]s							

Daha önce 10 bölgeye ayrılmış kanat geometrisinin merkezlerine HAD analizinde belirlenmiş olan noktalar tanımlanmıştır. Bu noktalardan Çizelge 3.4'te HAD analizi sonucu elde edilmiş olan yükler ve momentler dış yüzeylere eşit dağıtılacak şekilde verilmiştir. Kanat kabukları dışında kalan kiriş yüzeyleri sınır koşulu olarak 6 serbestlik derecesinde hareketsiz olacak şekilde tutulmuştur. Kiriş ve kabuk yüzeyleri birbirine 6 serbestlik derecesinde hareketsiz olacak şekilde bağlandı. Bu durum Şekil 3.20'de görüldüğü üzere paylaşılmıştır.

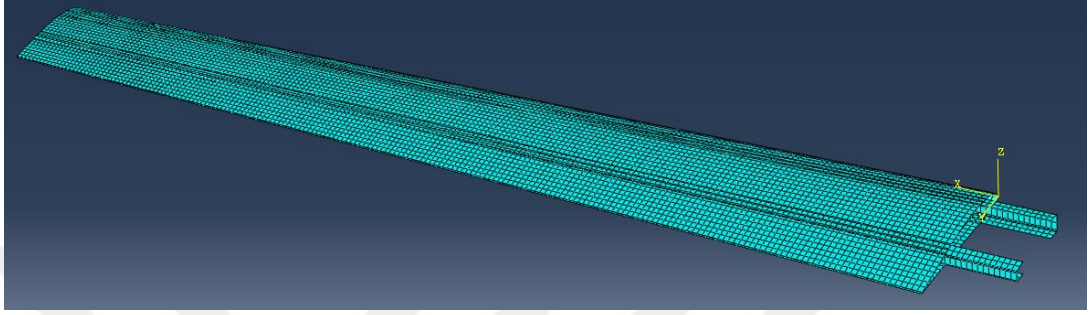


Şekil 3.20 : Analiz modelinin görünümü.

Analiz modelinin son aşaması olan hesaplama ağının oluşturulmasına geçilmiştir. Bu aşamada kanat ve giriş yüzeylerine hesaplama ağı tanımlaması yapılarak ilgili ağın oluşumu sağlanmıştır. Hesaplama ağı iki boyutlu yüzey üzerinde oluşturulmuştur. Kompzoit malzemenin ve kanat şeklinin doğrusallığı bölgesel düzlemsellik iki boyutlu hesaplama ağının oluşturulmasına izin vermektedir. İki boyutlu hesaplama ağının

tercih edilmesinin nedenlerinden biri ağ adedinin düşük olması sebebi ile analiz çözme sürelerinin düşmesi diğeri ise serim güncellemelerinde tekrar bir ağ yapısı oluşmasını gerektirmemesidir.

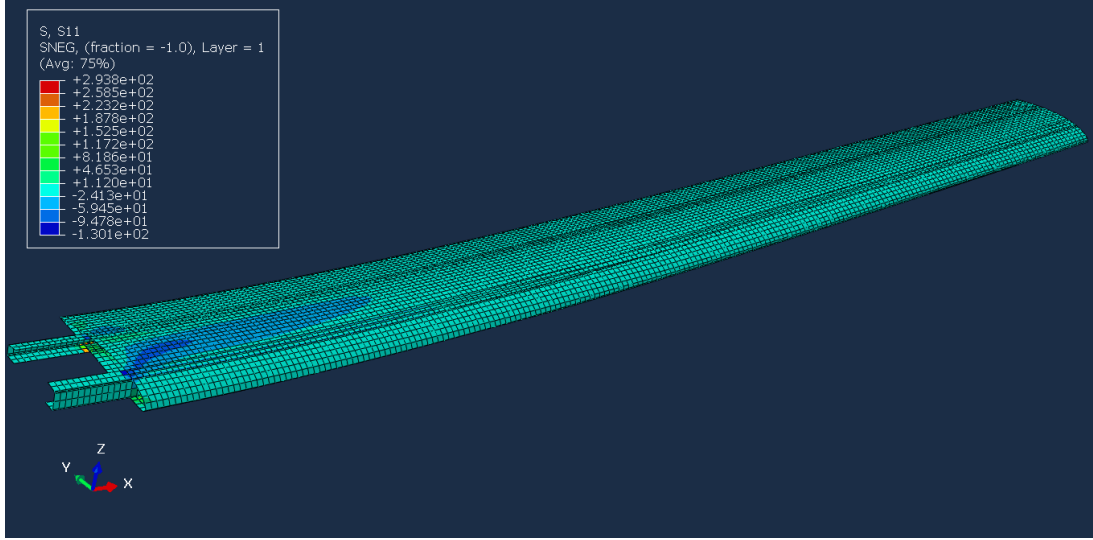
Bu bilgiler ışığında dikdörtgen (quadrilateral - S4R) hesaplama ağı yapısı 40mm boyutunda olacak şekilde program tarafından Şekil 3.21’de görüldüğü gibi oluşturulmuştur.



Şekil 3.21 : Yüzey hesaplama ağı.

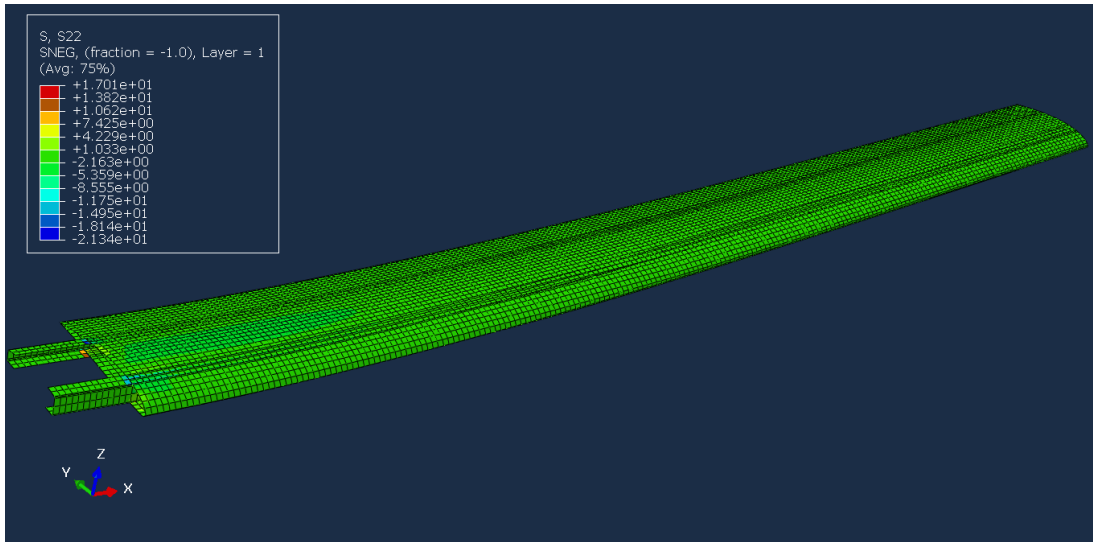
Analiz modeli Abaqus yazılımı ile çözdürülmüştür. Bu çözüm sonucunda gerilme ve birim şekil değiştirme değerleri yakınsamıştır. Aşağıda kanat yapısal parçalarında oluşan gerilme durumları paylaşılmıştır. Hashin hasar kriteri limit değeri 1 olduğu paylaşılmıştır. Havacılıkta İHA’lar için emniyet katsayısı 1.25 olarak literatürde bulunmaktadır [40,41]. Bu değere bağlı olarak Hashin limit değeri 0.8 alınmıştır.

Kompozit malzemeler izotropik olmadığı için gerilme değerlerine tekil olarak bakılır. Şekil 3.22’ de kanat yapısal parçaları üzerindeki σ_{11} gerilme değerleri verilmiştir. Bu bağlamda kanat üzerinde çekme kuvveti ile x yönünde 293.8 MPa gerilme oluşmuştur. Görselde kırmızı tonlarla gösterilen bu değer kanadın alt bölgesinde olduğu gözlenmektedir. Aynı şekilde kanat üzerinde basma kuvveti ile x yönünde 130.1 MPa gerilme oluşmuştur. Mavi tonlarla gösterilen bu değerde kanat üst yüzeyinde gözlemlenmiştir. Eğilme teorisinden bilindiği üzere yukarı yönde eğilen bir kirişin üst yüzeyinde basma alt yüzeyinde ise çekme kuvvetleri etkin olur. Bu teori ile analiz durumu uyushmaktadır.



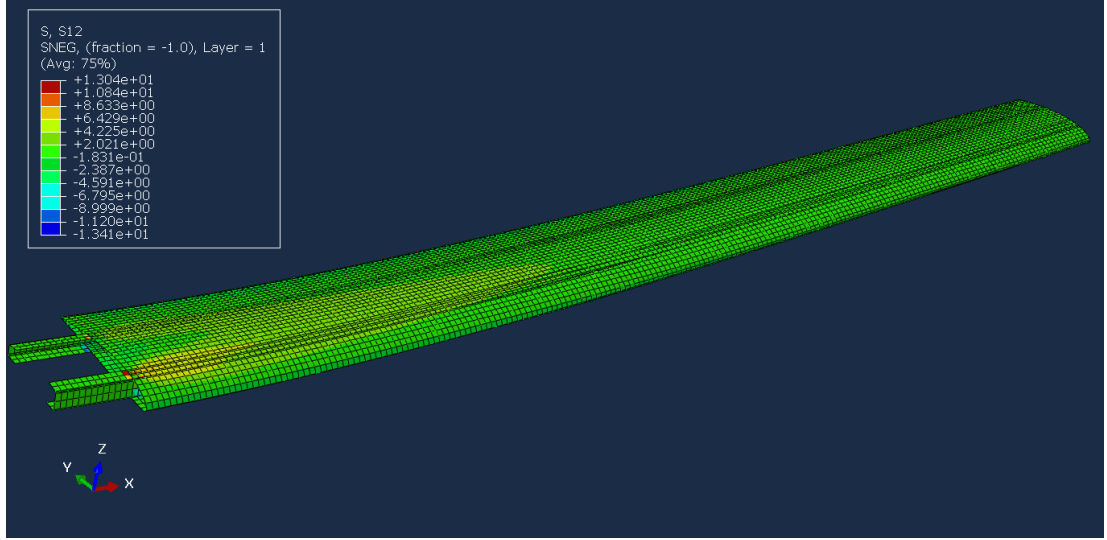
Şekil 3.22 : σ_{11} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.

Şekil 3.23' te kanat yapısal parçaları üzerindeki σ_{22} gerilme değerleri verilmiştir. Bu bağlamda kanat üzerinde çekme kuvveti ile y yönünde 17.1 MPa gerilme oluşmuştur. Görselde kırmızı tonlarla gösterilen bu değer kanadın alt bölgesinde olduğu gözlenmektedir. Aynı şekilde kanat üzerinde basma kuvveti ile y yönünde 21.3 MPa gerilme oluşmuştur. Mavi tonlarla gösterilen bu değerde kanat üst yüzeyinde gözlemlenmiştir.



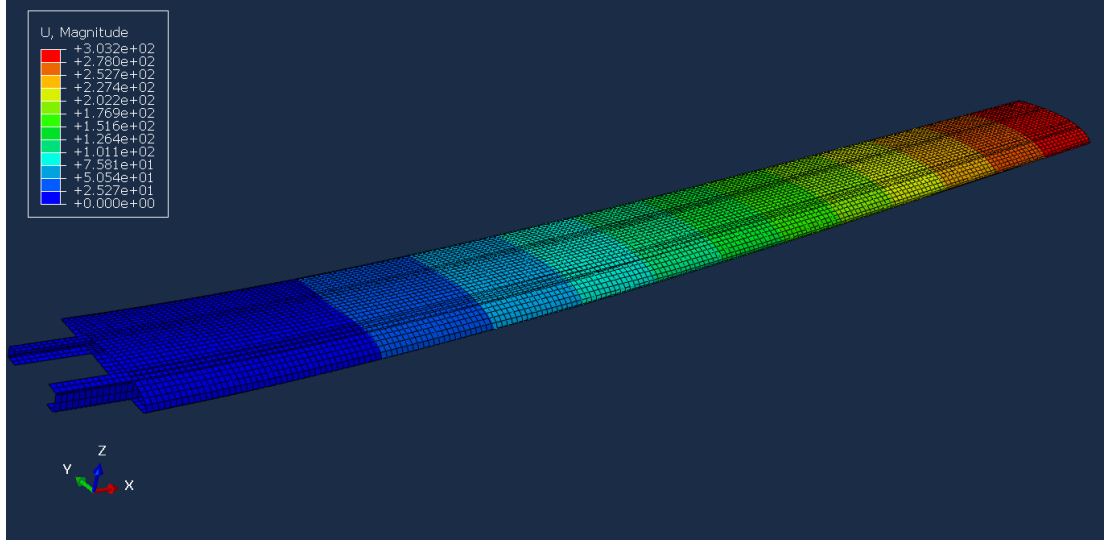
Şekil 3.23 : σ_{22} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.

Şekil 3.24' te kanat yapısal parçaları üzerindeki σ_{12} gerilme değerleri verilmiştir. Bu görsele bakıldığında zaman kanat üzerinde pozitif kesme kuvveti ile xy yönünde 13 MPa gerilme olduğu görülmektedir. Kanat üzerinde pozitif kesme kuvveti ile xy yönünde 13.4 MPa gerilme olduğu görülmektedir.



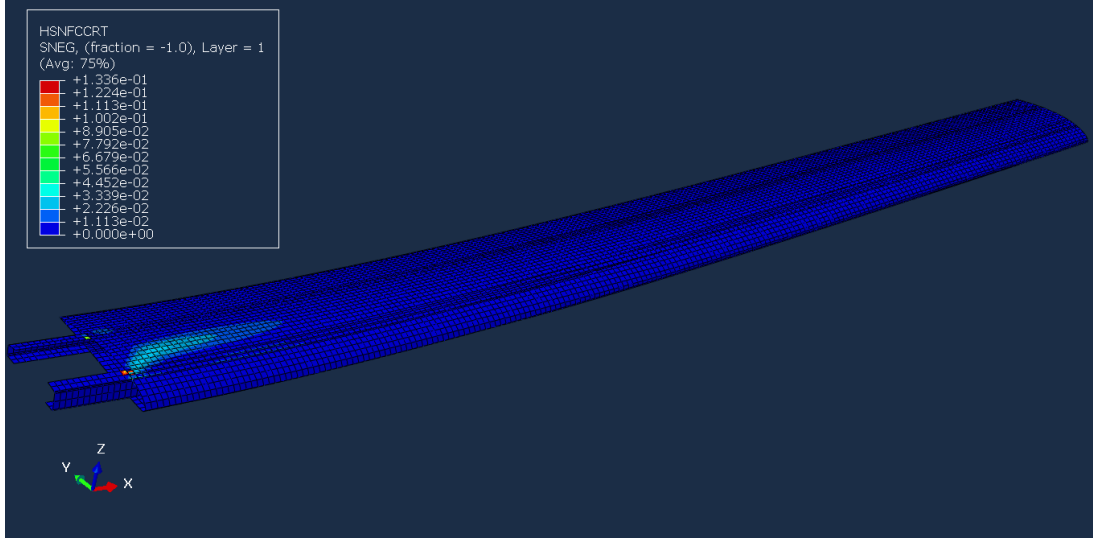
Şekil 3.24 : σ_{12} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.

Kanat ucundaki eğilme 303.2 mm olarak Şekil 3.25’de görülmektedir. Bu değer 8 metre uzunluğundaki bir kanat için idealdir. Kiriş uçlarından sınır koşulu olarak tutulmuş olan geometrinin bu noktadan uzaklaştıkça yükleme yönünde eğilmesi analizin doğruluğu açısından önemli bir bulgudur.



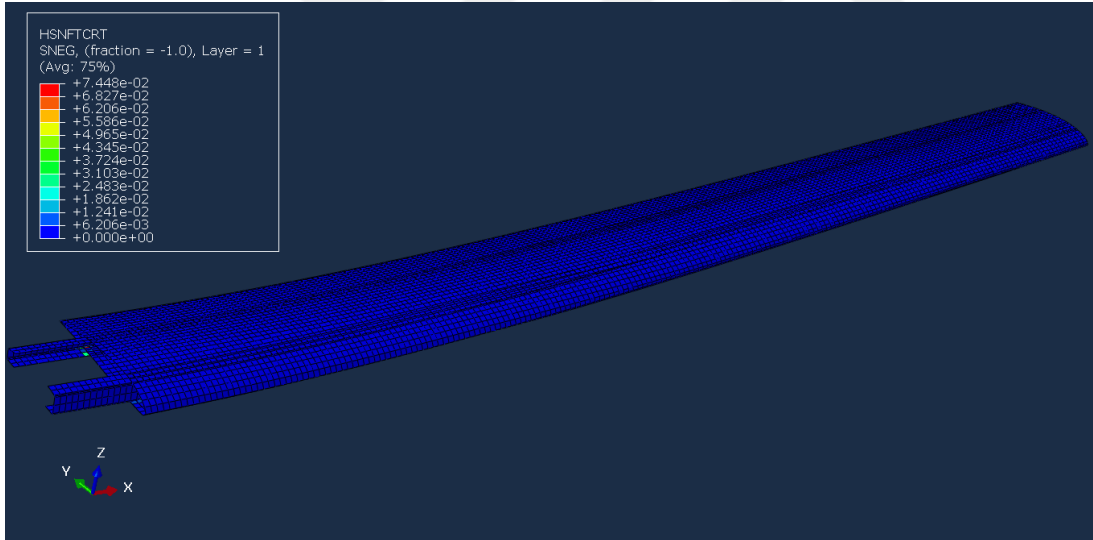
Şekil 3.25 : Kanat geometrisinin eğilme durumu.

Kanat üzerinde gözlemlenen gerilmeler önceki görsellerde verilmişti. Bu değerlerin güvenilir bir bölgede olup olmadığı hakkında bilgi edinebilmek için Hashin hasar kriteri değerlerine bakılmalıdır. Şekil 3.26’da kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin 0.1336 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer 0.8 limit değere oldukça uzak olduğu görülmekte ve bu bölgenin daha ince bir yapıda olmasına olanak tanımaktadır.



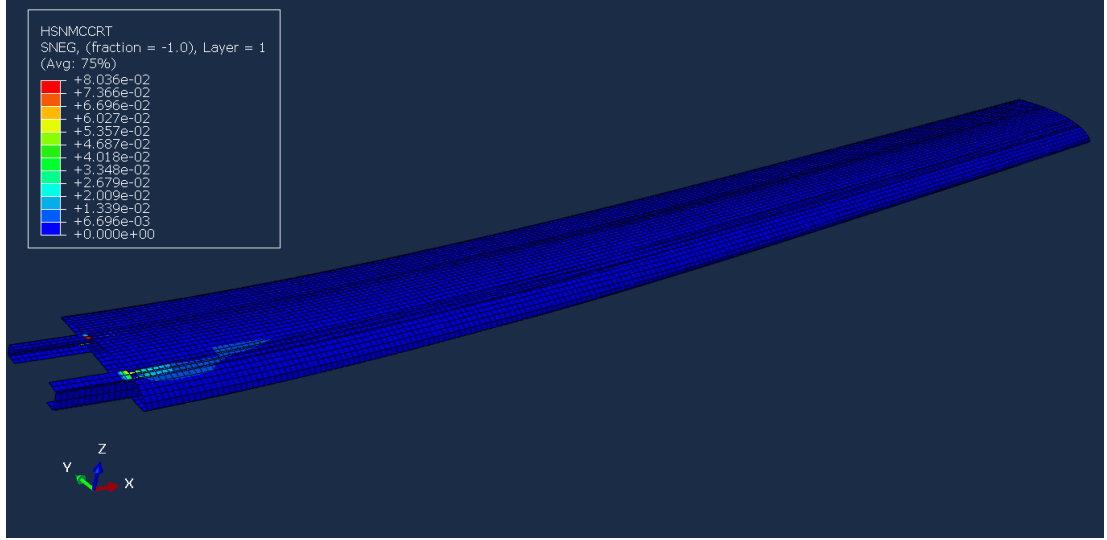
Şekil 3.26 : Kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 3.27’de kanat üzerinde Hashin fiber çekme kriteri değerinin 0.0744 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer oldukça düşük olmasının temel nedeni fiberlerin yük taşıma kapasitesinin matrise göre yüksek olmasıdır.



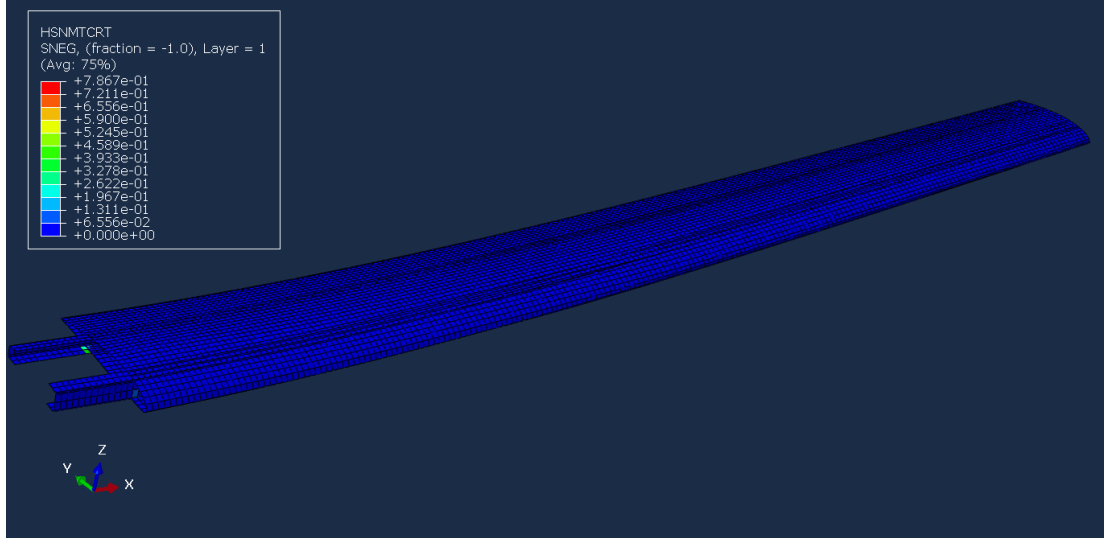
Şekil 3.27 : Kanat üzerinde Hashin fiber çekme kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 3.28’de kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin 0.0803 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer kritik değere oldukça uzaktır. Bu nedenle bu değeri etkileyen katmanlar azaltılabilir.



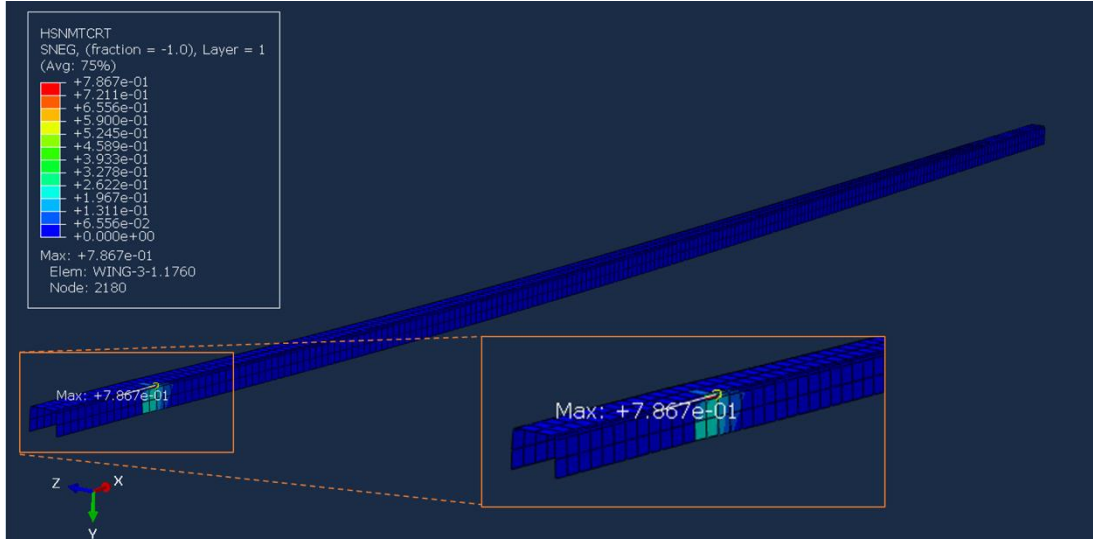
Şekil 3.28 : Kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 3.29’da kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin 0.786 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer 0.8 limit değere oldukça yakındır. Bu bölgenin ideal kalınlıkta olduğunu söyleyebiliriz. Aynı şekilde üç boyutlu gerilmelerin burada yoğunlaştığını anlamakta mümkündür.



Şekil 3.29 : Kanat üzerinde Hashin matris çekme kriteri değerinin dağılımı.

Hashin kriteri değerlerine bakıldığında en yüksek değer 0.786 olduğu görülmüştür. Bu değer 0.8 limit değere oldukça yakındır. Bu değerin şekil 3.30’da görüldüğü üzere ön kırışte olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 3.30 : Ön ve arka kiriş üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.

Gerilmeler ve Hashin kriteri değerleri değerlendirildiğinde limit değerin aşılmadığı gözlemlenmiştir. Kanat yapısal parçalarının yükleme koşulluna dayanıklı bir şekilde tasarlandığını söylemek mümkündür. Özellikle kanat kabuklarını gövde ile bir arada tutan kiriş yapısında limit değere yakın bir değerin görülmesi yüklerin buradan aktığını ispatlamaktadır. Bu bölgedeki gerilme yığılmasının temel nedeni 6 serbestlik derecesinde tutulan kiriş bölgesinin bittiği yer olmasıdır. Aynı noktanın yüksek bir moment ile eğilmeye çalışıldığının ve bu nedenle zorlandığını söylemekte mümkündür.

4. KANAT KOMPONENTLERİNİN NÜMERİK YÖNTEM İLE YAPISAL OPTİMİZASYONU

Optimizasyon, matematiksel ve mühendislik disiplinlerinde geniş bir uygulama alanına sahip temel bir kavramdır. Bu bağlamda, yapısal optimizasyon, mühendislik projelerinde malzeme kullanımının ve performansın en iyi seviyeye getirilmesini hedefleyen bir alt disiplindir.

Yapısal optimizasyon sürecinde, genellikle çok disiplinli bir yaklaşım benimsenir. Bu, mühendislik, matematik, bilgisayar bilimi ve malzeme bilimi gibi farklı alanlardan gelen uzmanlıkları içerir. Bilgisayar destekli tasarım ve simülasyon araçları, yapısal optimizasyonun etkin bir şekilde uygulanmasına olanak tanır.

Sonuç olarak, yapısal optimizasyon, mühendislik projelerinde performansın maksimize edilmesi ve maliyetin minimize edilmesi amacıyla karmaşık matematiksel modeller, simülasyonlar ve bilgisayar destekli araçlar kullanılarak gerçekleştirilen disiplinler arası bir çalışma alanını ifade eder.

4.1 Yapısal Optimizasyon Türleri

Yapısal optimizasyon, genellikle üç ana kategoride ele alınabilir: kalınlık optimizasyonu, boyut optimizasyonu ve topoloji optimizasyonu. Bu dallar, yapısal parça tasarım süreçlerinde farklı optimizasyon hedeflerine odaklanır ve çeşitli mühendislik problemlerine uygun çözümler üretmeyi amaçlar.

Kalınlık Optimizasyonu: Malzeme kullanımını minimize ederek yapı performansını artırmayı amaçlar. Yapının farklı bölgelerindeki malzeme kalınlıkları optimize edilir. Bu genellikle dayanıklılığı artırmak, ağırlığı azaltmak veya benzer hedeflere yönelik olarak gerçekleştirilir.

Boyut Optimizasyonu: Yapının bileşenlerinin boyutlarını optimize ederek performansı artırmak hedeflenir. Yapının taşıyıcı elemanları, bağlantıları veya diğer bileşenleri için en uygun boyutlar belirlenir. Bu genellikle maliyeti minimize etmek, ağırlığı azaltmak veya benzeri hedeflere ulaşmak amacıyla yapılır.

Topoloji Optimizasyonu: Malzeme dağılımını optimize ederek yapı performansını artırma prensibine dayanır. Yapının içerisindeki malzeme dağılımı, belirli bir hedef fonksiyonu veya kısıtlama altında optimize edilir. Bu genellikle malzeme miktarını minimize etmek, ağırlığı azaltmak veya belirli bir gerilme düzeyine ulaşmak gibi hedeflere odaklanır.

Bu optimizasyon dalları genellikle birbirleriyle entegre edilir ve tasarım sürecinde farklı aşamalarda kullanılır. Bilgisayar destekli tasarım ve simülasyon araçları, bu optimizasyon stratejilerini etkin bir şekilde uygulamak için kullanılır. Yapısal optimizasyon, mühendislik projelerinde daha verimli, ekonomik ve performans odaklı tasarımlar elde etmek için önemli bir araçtır [42,43].

4.2 Yapısal Optimizasyon Teknikleri

Optimizasyon problemleri, genellikle bir hedef fonksiyonun maksimum veya minimum değerine ulaşmak için belirli kısıtlar altında çözülür. Optimizasyon teknikleri, karar değişkenlerinin belirlenmesi ve bu değişkenlerin hedef fonksiyon üzerindeki etkilerinin analiz edilmesi sürecini kapsar. Optimizasyon problemleri, hedeflerin sayısına ve doğasına bağlı olarak iki ana kategoriye ayrılır: tek amaçlı (single objective) optimizasyon ve çok amaçlı (multi objective) optimizasyon. Bu kategoriler, problemin karmaşıklığına ve çözüm yöntemlerine göre farklılık gösterir [44,45].

4.2.1 Tek Amaçlı Optimizasyon (Single Objective Optimization)

Tek amaçlı optimizasyon, belirli bir amacın en iyilenmesi üzerine odaklanır. Bu amaç, bir hedef fonksiyon olarak ifade edilir ve bu fonksiyonun maksimum ya da minimum değerine ulaşmak için değişkenler optimize edilir. Bu tür optimizasyon problemleri şu şekilde formüle edilir:

Amaç: $\min/\max f(x)$

Kısıtlar: $g_i(x) \leq 0, h_j(x) = 0$

Burada $f(x)$ optimize edilmesi gereken hedef fonksiyon, $g_i(x)$ ve $h_j(x)$ ise problemdeki kısıtları temsil eder. Tek amaçlı optimizasyonun bazı temel özellikleri ve avantajları şunlardır:

- Problem kolaylığı: Problem yalnızca tek bir hedef fonksiyon içerdiği için, formülasyon ve çözüm daha basittir.
- Hızlı Çözüm: Çözüm süreci genellikle daha hızlıdır, çünkü yalnızca tek bir amaç optimize edilir.
- Doğrudan Karar Verme: Tek bir en iyi çözüm olduğu için, karar verme süreci daha nettir [44,45].

4.2.2 Tek Amaçlı Optimizasyon Yöntemleri

Gradyan İnişi (Gradient Descent): Bu yöntem, hedef fonksiyonun türevini kullanarak, fonksiyonun minimum veya maksimum değerine ulaşmak için adım adım ilerler. Bu yöntem, sürekli ve diferansiyellenebilir fonksiyonlar için uygundur.

Genetik Algoritmalar (Genetic Algorithms): Bu evrimsel yöntem, doğal seleksiyon ilkesine dayanarak potansiyel çözümler üretir ve iyileştirir. Genetik algoritmalar, karmaşık ve doğrusal olmayan problemlerde etkilidir.

Benzetilmiş Tavlama (Simulated Annealing): Bu yöntem, bir metalin soğuma sürecini taklit eder ve küresel optimuma ulaşmak için yerel arama yapar. Özellikle büyük ve karmaşık arama alanlarında kullanışlıdır.

Simpleks Metodu (Simplex Method): Doğrusal programlama problemlerinde kullanılan bu yöntem, doğrusal kısıtlar altında bir hedef fonksiyonun en iyilenmesini sağlar. Doğrusal ve kesikli olmayan problemlerde etkilidir [44,45].

4.2.3 Çok Amaçlı Optimizasyon (Multi Objective Optimization)

Çok amaçlı optimizasyon, birden fazla ve genellikle çelişkili hedefin aynı anda optimize edilmesini amaçlar. Bu tür problemler şu şekilde formüle edilir:

Amaç: $\min/\max [f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]$

Kısıtlar: $g_i(x) \leq 0, h_j(x) = 0$

Burada $f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)$ optimize edilmesi gereken hedef fonksiyonlar, $g_i(x)$ ve $h_j(x)$ ise problemdeki kısıtları temsil eder. Çok amaçlı optimizasyonun bazı temel özellikleri ve avantajları şunlardır:

- **Çözüm Seti (Pareto Optimum):** Çok amaçlı optimizasyon problemlerinde genellikle tek bir en iyi çözüm yerine, birbirine üstünlük sağlamayan çözümlerden oluşan bir Pareto optimum seti bulunur. Bu çözümler arasında bir hedef fonksiyonda iyileşme, diğer bir hedef fonksiyonda kötüleşmeye neden olabilir.
- **Dengeleme:** Farklı hedefler arasında bir denge kurmayı gerektirir, bu da daha karmaşık ancak daha gerçekçi bir çözüm sunar.
- **Karar Verme Esnekliği:** Karar vericilere, farklı senaryolar ve tercihler arasında seçim yapma esnekliği sağlar. Bu, özellikle mühendislik ve ekonomi gibi alanlarda önemlidir [44,45].

4.2.4 Çok Amaçlı Optimizasyon Yöntemleri

Pareto Tabanlı Yöntemler (Pareto-based Methods): Bu yöntemler, çözümlerin Pareto etkinlik sınırını belirleyerek, birbirine üstünlük sağlamayan çözümleri bulur. NSGA-II (Nondominated Sorting Genetic Algorithm II) bu tür yöntemlerden biridir.

Ağırlıklandırma Yöntemleri (Weighting Methods): Bu yöntemler, farklı hedef fonksiyonlara belirli ağırlıklar atayarak tek bir bileşik hedef fonksiyon oluşturur ve bu bileşik fonksiyon optimize edilir.

Epsilon Kısıt Yöntemleri (Epsilon-Constraint Methods): Bu yöntemlerde, bir veya daha fazla hedef fonksiyon kısıt olarak eklenir ve bir hedef fonksiyon optimize edilir. Bu, özellikle belirli hedeflere ulaşılması gereken durumlarda etkilidir.

Hedef Programlama (Goal Programming): Bu yöntem, her hedef için belirli hedef değerler belirleyerek bu hedeflere en iyi şekilde ulaşmayı amaçlar. Bu, genellikle çok sayıda hedefi olan problemlerde kullanılır [44,45].

4.3 Nümerik Yöntem ile Yapısal Optimizasyon

Öncelikle bu tez kapsamında yapılmak istenilen optimizasyon yapısal hafiflemeyi hedeflemektedir. Bu nedenle daha önce belirlenmiş olan ve toplamda 40 farklı bölgeye ayrılmış iki boyutlu yapısal parça yüzeylerinin üzerinde olması gereken katman adedinin ve katmanların sıralı oryantasyonun optimize edilmesi gerekmektedir.

Optimize edilecek olan iki parametrede yapının dayanımını direk etkilemektedir. Katman adeti yapıyı kalınlaştırıp, inceleştirerek gerekli dayanımı optimum adette tutmayı hedeflemektedir. Katman oryantasyonu ise o bölgedeki yüklenme koşuluna uygun açılarda yönlendirerek en az katman ile dayanımı sağlamaktadır. Çizelge 4.1’de hasar kriterinin değerinin hangi oryantasyon açılarında eklenip, çıkarılacağı gösterilmiştir.

Çizelge 4.1 : Hasar kriterinin oryantasyon etkisi.

Hasar kriteri durumları	Etki
Hashin fiber çekme hasarı değeri > 0.9	0° yönünde katman eklenir
Hashin fiber çekme hasarı değeri < 0.7	0° yönünde katman çıkarılır
Hashin fiber basma hasarı değeri > 0.9	90° yönünde katman eklenir
Hashin fiber basma hasarı değeri < 0.7	90° yönünde katman çıkarılır
Hashin matris çekme hasarı değeri > 0.9	$\pm 45^\circ$ yönünde katman eklenir
Hashin matris çekme hasarı değeri < 0.7	$\pm 45^\circ$ yönünde katman çıkarılır
Hashin matris basma hasarı değeri > 0.9	90° yönünde katman eklenir
Hashin matris basma hasarı değeri < 0.7	90° yönünde katman çıkarılır

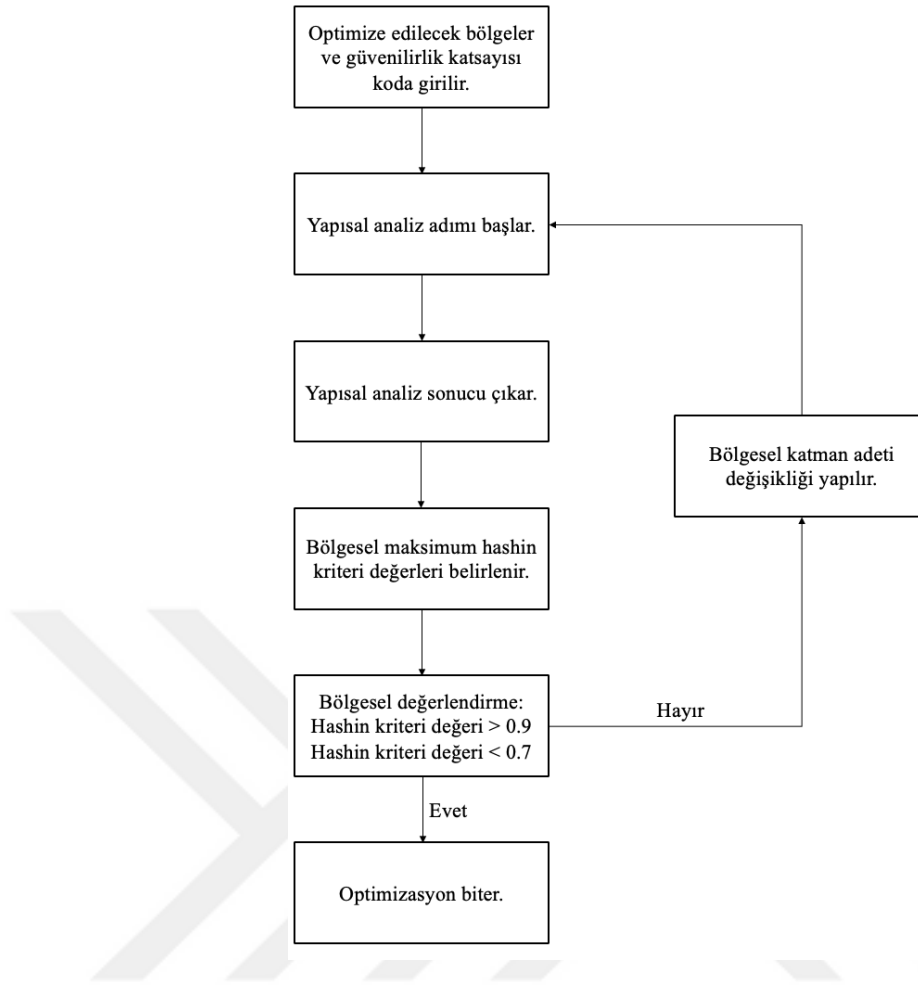
Bu optimizasyon çalışmasında daha önce bahsedilmiş olan optimizasyon türlerinden kalınlık optimizasyonu yapılmıştır. Bu işlemi yapabilmek için tek amaçlı optimizasyon yöntemlerinden Parça Simülasyonu tekniği kullanılarak bu doğrultuda özgün kod geliştirilmiştir. Çizelge 4.2’de bu optimizasyon çalışmasında kullanılan çeşitli parametreler verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Optimizasyon kısıt ve hedefleri.

Özellik türü	Özellik	Değer
Tasarım değişkeni	Katman açısı	0°, 90°, 45° ve -45°
Tasarım değişkeni	Katman adedi	-
Kısıt	Hashin hasar kriteri	0.8'den küçük
Kısıt	Laminasyon sıralaması	Simetri
Kısıt	Laminasyon sıralaması	45° ve -45° dengesi
Kısıt	Katman adedi	En az 3 adet
Hedef	Ağırlığın minimize edilmesi	-
Tasarım cevabı	Statik analiz	-

Yapısal optimizasyonun gerçekleştirilebilmesi için öncelikle bir yapısal modelin olması gerekmektedir. Bu model daha önceki bölümlerde hazırlanmıştır. Hazırlanan bu model yine Abaqus yardımı ile çözdürülerek sonuçlar elde edilecektir. Elde edilen sonuçlar incelenerek ilgili bölgelerde güncelleme yapılacak ve tekrar analiz çözdürülecektir. Bütün bu süreç Python programlama dili kullanılarak yapılmıştır.

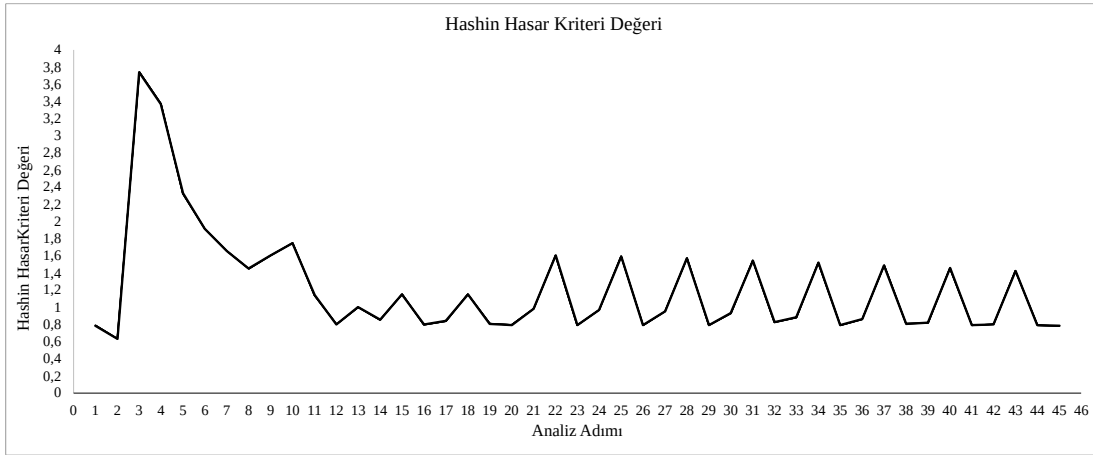
Hazırlanan optimizasyon algoritması Abaqus yazılımını bir alt yazılım (subroutine) halinde çalışmaktadır. Optimizasyon kodu aşağıda belirtilen şekilde çalışmaktadır:



Şekil 4.1 : Optimizasyon kodunun çalışma şeması.

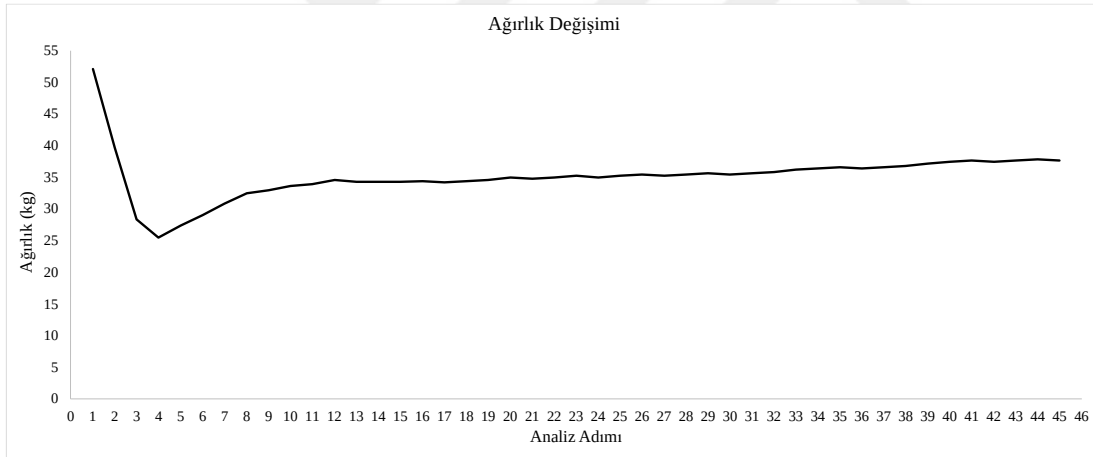
Kanat yapısal parçaları Python programlama dilinde yazılan ve ekler kısmında paylaşılan kod alt yazılım olarak Abaqus yazılımı kullanılarak optimize edilmiştir. Bu çalışma yapısal analiz bölümünde paylaşılan analiz modeli ilk analiz adımı olarak kullanılmış ve 45 analiz adımından oluşmaktadır. Bunlara bağlı olarak Hashin hasar kriteri değerleri ve ağırlık değerleri yakınsayarak optimizasyon tamamlanmıştır.

Şekil 4.2’de görüldüğü üzere Hashin kriteri değerlerinin her adım için en büyük değeri grafik haline getirilmiştir. Grafiğe bakıldığı zaman katman eksilmelerinde ötürü değerlerin yükseldiği ve daha sonra katman eklemeleriyle Hashin kriteri değerinin yakınsadığı görülmektedir. Son analiz adımlarında bir veya iki adet katmanın çıkarılması ile oluşan değer değişimleri gözlenmektedir. Bu değişimler optimum durumların bulunabilmesi için oluşan seçeneklerin değerlendirilmesi ile oluşmaktadır.



Şekil 4.2 : Hashin hasar kriteri değerinin analiz adımına bağlı olarak değişimi.

Hashin değerlerinin yükselmesi ile ağırlığın düştüğü ve ilerleyen analiz adımlarında yakınsadığı Şekil 4.3’ te görülmektedir. Bu grafiğin Hashin kriteri değerleri ile ters hareket etmesi mantık çerçevesindedir.



Şekil 4.3 : Ağırlık değerinin analiz adımına bağlı olarak değişimi.

Yapılan bu çalışmalar sonucunda çok farklı katman dağılımları elde edilmiştir. Analizi içinde görüldüğü üzere limit değer olan 0.8 değerine oldukça yakın olan analiz adımları mevcuttur. Yazılım bu adımlar içinde en hafif olan 16. adımın optimum olduğuna karar vermiştir. Ağırlık değerinin 52.7 kg’dan 34.4 kg’a düştüğü ve %34.7 mertebesinde bir hafifleme sağlandığı görülmektedir. Bu analiz adımıyla oluşan katman dağılımı aşağıda ayrı tablolar halinde 4 yapısal parça için; Çizelge 4.3, Çizelge 4.4, Çizelge 4.5 ve Çizelge 4.6 olacak şekilde verilmiştir.

Çizelge 4.3 : Optimum analiz adımındaki üst kabuk katman dağılımı.

Bölge	Üst kabuk katman oryantasyonu
1	$[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ]_s$
2	$[45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$
3	$[45^\circ/0^\circ]_s$
4	$[45^\circ/0^\circ]_s$
5	$[45^\circ/0^\circ]_s$
6	$[45^\circ/0^\circ]_s$
7	$[45^\circ/0^\circ]_s$
8	$[45^\circ/0^\circ]_s$
9	$[45^\circ/0^\circ]_s$
10	$[45^\circ/0^\circ]_s$

Çizelge 4.4 : Optimum analiz adımındaki alt kabuk katman dağılımı.

Bölge	Alt kabuk katman oryantasyonu
1	$[45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ]_s$
2	$[45^\circ/0^\circ]_s$
3	$[45^\circ/0^\circ]_s$
4	$[45^\circ/0^\circ]_s$
5	$[45^\circ/0^\circ]_s$
6	$[45^\circ/0^\circ]_s$
7	$[45^\circ/0^\circ]_s$
8	$[45^\circ/0^\circ]_s$
9	$[45^\circ/0^\circ]_s$
10	$[45^\circ/0^\circ]_s$

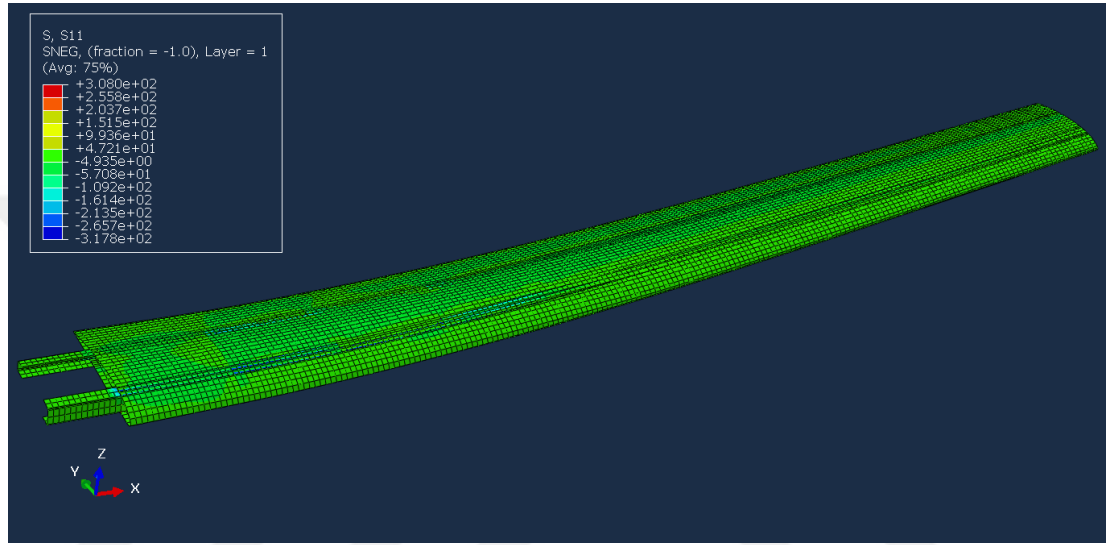
Çizelge 4.5 : Optimum analiz adımındaki ön kiriş katman dağılımı.

Bölge	Ön kiriş katman oryantasyonu
1	[90°/ 45°/ 0°/ 0°/ -45°/90°/ 45°/ 0°/-45°]s
2	[-45°/ 0°/ 0°/ 45°/ 0°]s
3	[45°/ 0°/ 0°/-45°]s
4	[45°/ 0°/-45°]s
5	[45°/ 0°/-45°]s
6	[45°/ 0°/-45°]s
7	[45°/ 0°/-45°]s
8	[45°/ 0°/-45°]s
9	[45°/ 0°/-45°]s
10	[45°/ 0°/-45°]s

Çizelge 4.6 : Optimum analiz adımındaki arka kiriş katman dağılımı.

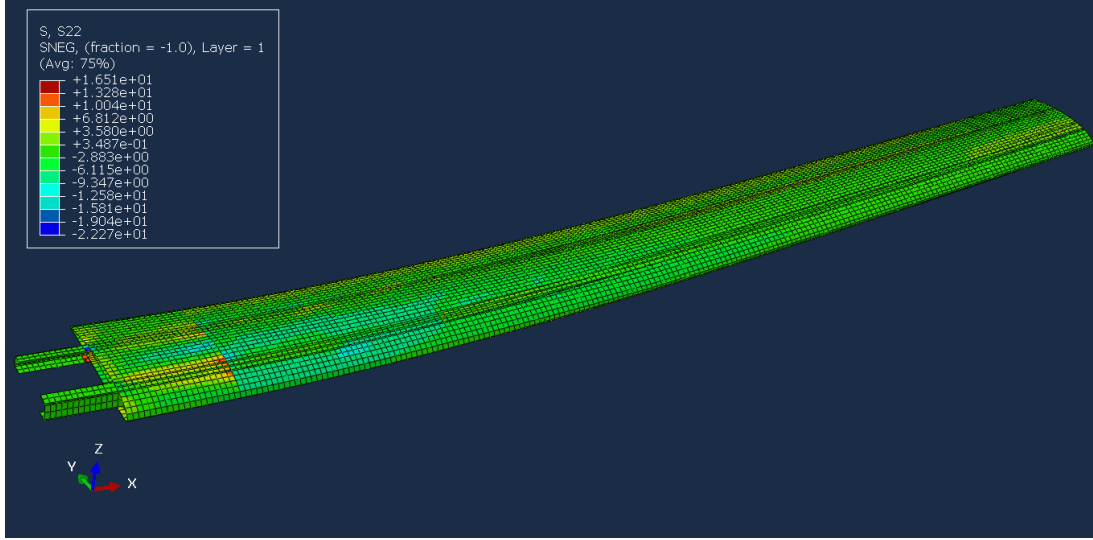
Bölge	Arka kiriş katman oryantasyonu
1	[45°/ 0°/ 0°/ -45°/90°/ 45°/ 0°/-45°]s
2	[45°/ 0°/-45°/ 0°]s
3	[45°/ 0°/-45°/ 0°]s
4	[45°/ 0°/-45°/ 90°]s
5	[45°/ 0°/-45°]s
6	[45°/ 0°/-45°]s
7	[45°/ 0°/-45°]s
8	[45°/ 0°/-45°]s
9	[45°/ 0°/-45°]s
10	[45°/ 0°/-45°]s

Optimum olarak belirlenen analiz adımına ait veriler incelenmiş ve Şekil 4.4'te σ_{11} gerilme değerleri verilmiştir. Bu bağlamda kanat üzerinde çekme kuvveti ile x yönünde 308 MPa gerilme oluşmuştur. Görselde kırmızı tonlarla gösterilen bu değer kanadın alt bölgesinde olduğu gözlenmektedir. Aynı görselde kanat üzerinde basma kuvveti ile x yönünde 317.8 MPa gerilme olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum daha önce de bahsedildiği üzere eğilmemenin doğal bir sonucudur.



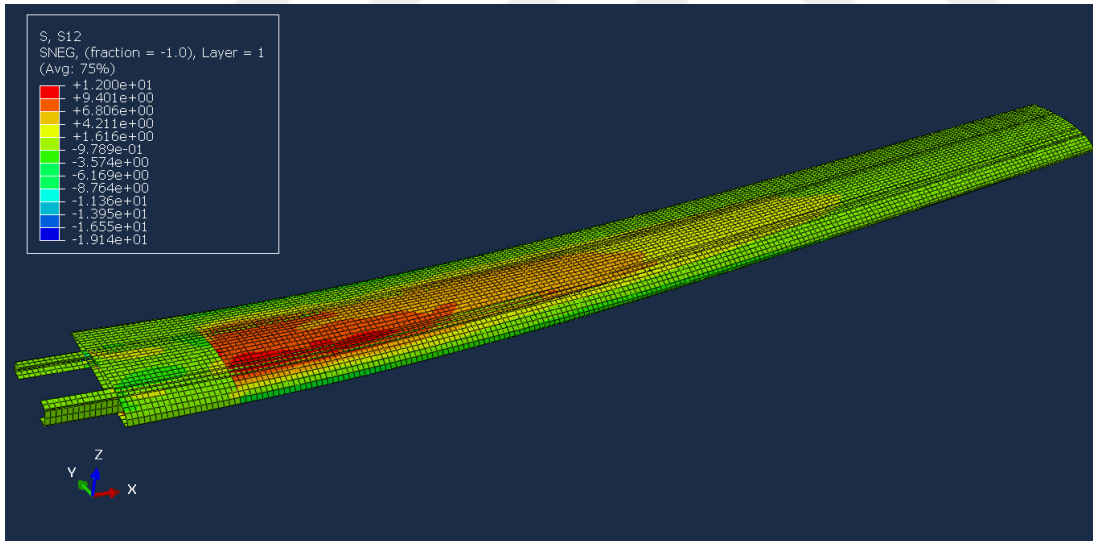
Şekil 4.4 : σ_{11} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı

Şekil 4.5 incelendiğinde y yönünde çekme kuvveti ile 16.5 MPa gerilme ve basma kuvveti ile de 22.27 MPa gerilme olduğu gözlemlenmiştir. Bu durumdaki gerilmelerin mertebelerinin yükleme koşuluna bakıldığında zaman makul bir düzlemde olduğu gözlemlenmiştir.



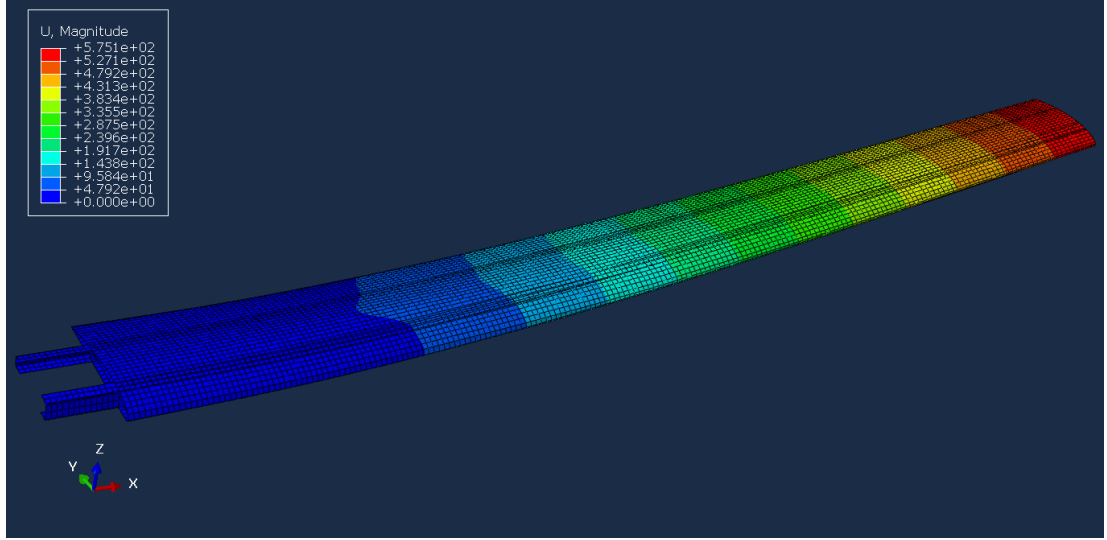
Şekil 4.5 : σ_{22} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.

Şekil 4.6’ da görüldüğü üzere kesme gerilmesi değerleri 12 MPa ile -19.1 MPa arasında değişmektedir. Bu değerler ilk analiz adımına göre çok değişmemiş gözükabilir fakat bu aralıktaki değerlerin ilk duruma göre kanat üzerine daha fazla yayıldığı gözlemlenmiştir.



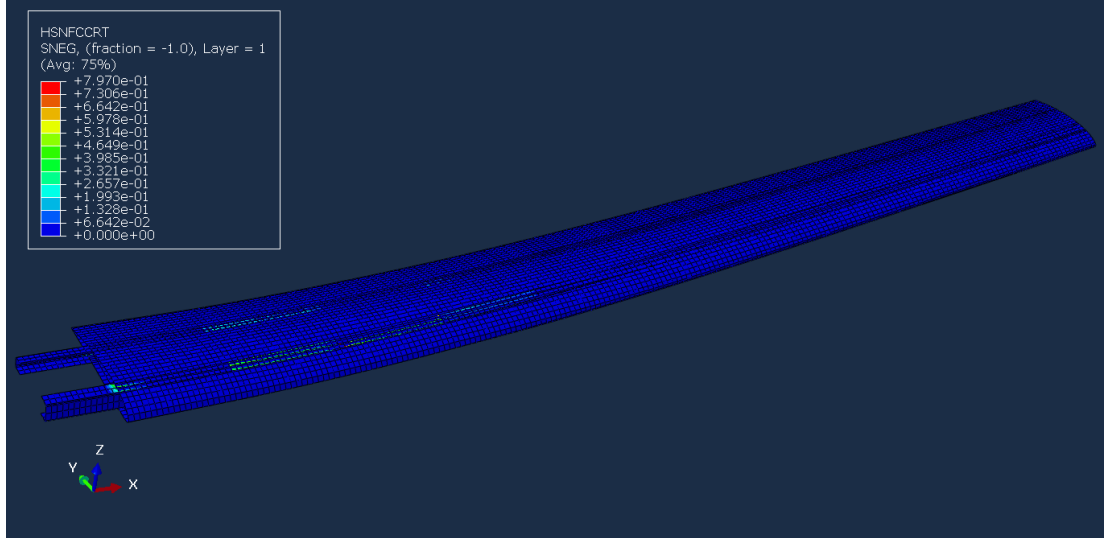
Şekil 4.6 : σ_{12} Gerilme değerlerinin kanat yapısal parçaları üzerindeki dağılımı.

Kanat ucundaki eğilme değerinin 575.1 mm olduğu Şekil 4.7’de gözükmektedir. Bu değer de ilk durumdaki gibi 8 metrelik bir kanat için idealdir. Bu değer artması katılık matrisinin ilk duruma göre değiştiğini bir diğer deyiş ile eğilmeye karşı daha az rijitlik değerine sahip olduğunu göstermektedir.



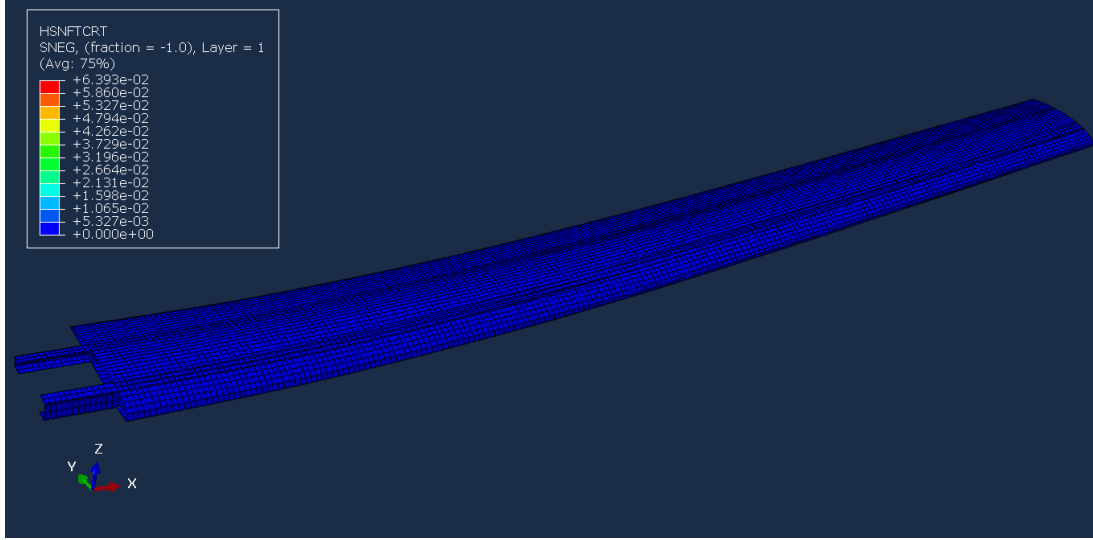
Şekil 4.7 : Kanat geometrisinin eğilme durumu.

Şekil 4.8’de kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin 0.797 olduğu gözlemlenmiştir. İlk analiz adımına göre bu değer in giriş üzerinde yayıldığı ve bütün bölgeler olmasa dahi birçok bölgede kritik değere yakınsatılarak hafiflemenin sağlandığı gözlemlenmiştir.



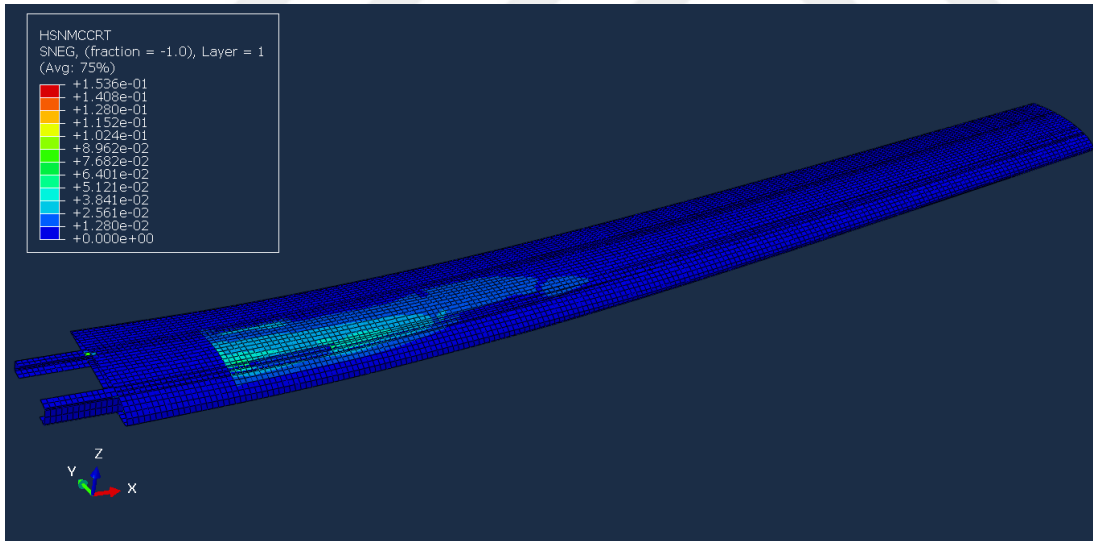
Şekil 4.8 : Kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 4.9’da kanat üzerinde Hashin fiber basma kriteri değerinin 0.0639 olduğu gözlemlenmiştir. Fiberlerin basma yönünde eğilmeden dolayı aşırı bir zorlanmanın olmadığı, ilk duruma benzer şekilde bir değer elde edildiği görülmüştür.



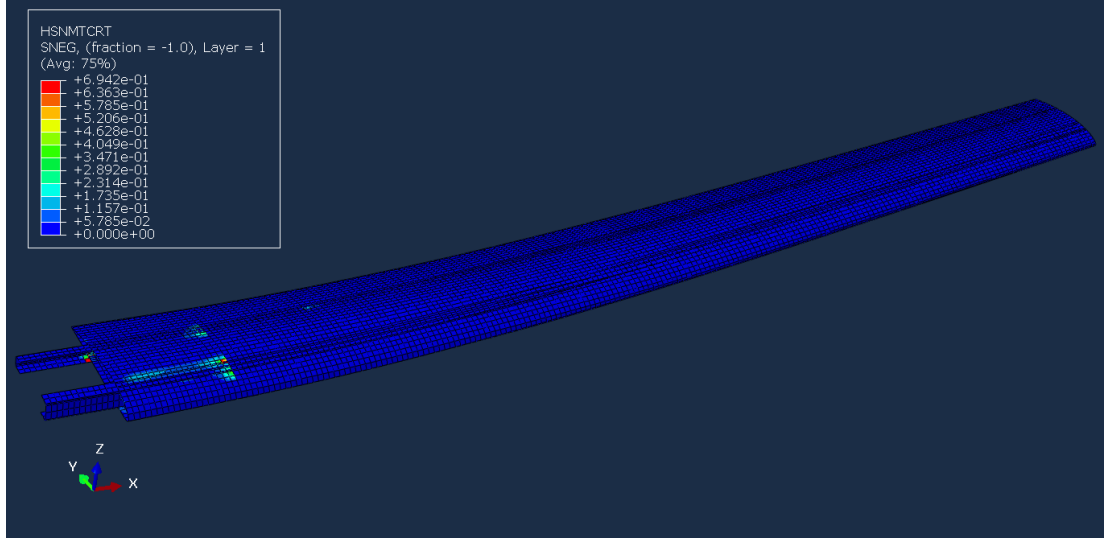
Şekil 4.9 : Kanat üzerinde Hashin fiber çekme kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 4.10'da kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin 0.153 olduğu gözlemlenmiştir. İlk durumdaki matris basma değerine göre bu değer arttığı fakat yine de kritik değere uzak olduğu görülmüştür. Aynı zamanda bu değer kanat üzerinde yayıldığı ve bu sayede hafiflemenin sağlandığı anlaşılmıştır.

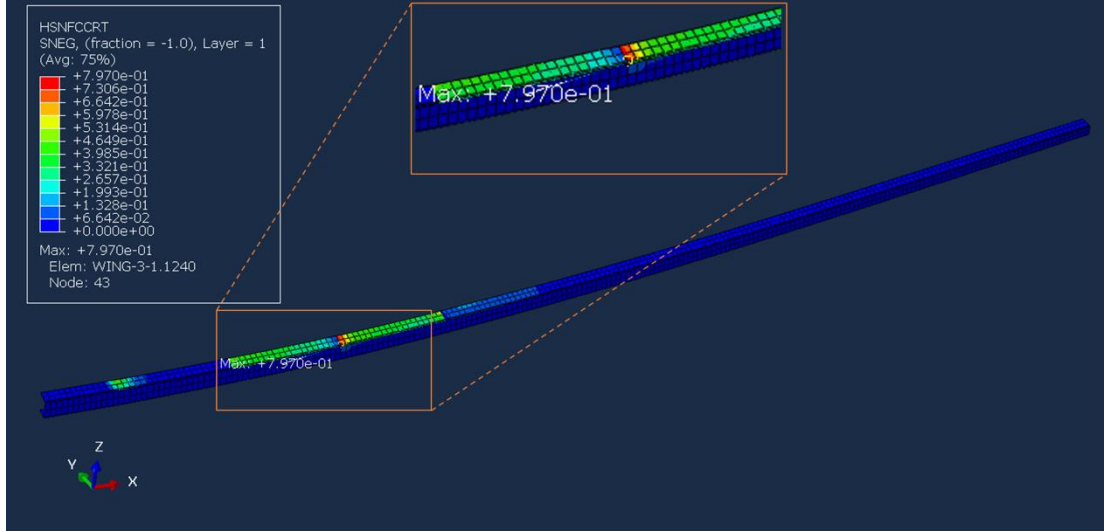


Şekil 4.10 : Kanat üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 4.11'de kanat üzerinde Hashin matris çekme kriteri değerinin 0.694 olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer ilk duruma göre azalsa da yine kritik değere oldukça yakındır. Bu bölgede çok düşük bir değişim olsa da diğer hasar kriteri değerleri gibi ilk duruma göre kanat yapısal parçaları üzerinde daha yayılı bir kontur görülmektedir.



Şekil 4.11 : Kanat üzerinde Hashin matris çekme kriteri değerinin dağılımı.



Şekil 4.12 : Ön kiriş üzerinde Hashin matris basma kriteri değerinin dağılımı.

Şekil 4.12'ye bakıldığında en yüksek değerin 0.797 ile ön kiriş üzerinde olduğu gözlemlenmiştir. Bu değerin limit değerin altında olduğu ve optimum analizin güvenilir değerlerde olduğu gözlemlenmiştir.

Çizelge 4.7 : Optimizasyon sonucunda değişen parametreler.

Parametre	Optimizasyon öncesi	Optimizasyon sonrası	Değişim oranı
σ_{11}	298.3 MPa -130.1 MPa	308.0 MPa -317.8 MPa	%3.3 artış %143.8 artış
σ_{22}	17.1 MPa -21.3 MPa	16.5 MPa -22.3 MPa	%3.5 düşüş %4.7 artış
σ_{12}	13.0 MPa -13.4 MPa	12.0 MPa -19.1 MPa	%7.6 düşüş %42.5 artış
Eğilme	303.4 mm	575.1 mm	%89.7 artış
Maksimum Hashin Fiber Basma Kriteri	0.1336	0.797	%491 artış
Maksimum Hashin Fiber Çekme Kriteri	0.0774	0.0639	%17.4 düşüş
Maksimum Hashin Matris Basma Kriteri	0.0803	0.153	%90.5 artış
Maksimum Hashin Matris Çekme Kriteri	0.786	0.694	%11.7 düşüş
Ağırlık	52.7 kg	34.4 kg	%34.7 düşüş

Yukarıdaki Çizelge 4.7'ye bakıldığında optimizasyon sonucunda yapısal olarak nasıl bir değişimin olduğu hakkında bazı sonuçlar elde edilmektedir. Kanat yapısal parçaları üzerinde oluşan gerilmeler çekme yönünde önemli ölçüde değişmemiş gözükse de basma yönünde σ_{11} değerinin 130 MPa'dan, 317.8 MPa'a çıktığı görülmüştür. Bu değer bu denli artması maksimum Hashin fiber basma kriteri değerinin 0.8 limit değere oldukça yaklaşmasına neden olmuştur. Diğer yönlerde oluşan gerilmelerin düşük olması ise kanat yapısının maruz kaldığı yük koşulunda oluşan eğilmenin sonucudur. Kompozit tasarım yapılırken beklenti yükün ana yönünün 0° oryantasyonun üzerinde olmasıdır. Bu sonuçlarda yükün doğru yerden aktığını göstermektedir. Ayrıca kanat ucunda oluşan eğilme miktarının 303.4 mm'den 575.1 mm'ye çıktığı görülmüştür. Bu değer artması yapısal açıdan hafiflemenin bir etkisidir. Yapısal olarak yüksek oranda hafiflemenin nedeni ilk durumda kanat parçalarında tercih edilen kompozit serimin parça boyunca aynı tutulmasından kaynaklanmaktadır. Kanat geometrisine ait mod şekilleri ekler kısmında paylaşılmıştır. Bu modal analiz sonuçları, kompozit kanadın farklı doğal frekanslardaki titreşim modlarını ve ilgili deformasyon şekillerini göstermektedir. Görsellerdeki renk skalası, maksimum (kırmızı) ve minimum (mavi) deformasyon

alanlarını belirlerken, her mod şekli kanadın yapısal dayanıklılığını ve potansiyel rezonans sorunlarını değerlendirmek için kritik bilgiler sunar. İlk mod şekli temel bükülmeyi gösterirken, daha yüksek modlar daha karmaşık titreşim desenleri sergiler. Bu analizler, kanadın yapısal olarak uygunluğunu değerlendirmek, performansını optimize etmek, rezonans sorunlarını önlemek ve yapısal dayanıklılığı artırmak amacıyla tasarım mühendislerine rehberlik eder. Görseller, modal analiz sonuçlarının beklenen sonuçlarla uyumlu olduğunu ve kanadın yapısal olarak uygun tasarlandığını göstermektedir.

Bu sonuçlar doğrultusunda en kritik bölgenin ön kiriş birinci bölge olduğuna karar verilmiştir. Bu bağlamda daha önce belirtilmiş olan el serimi ile bu bölgedeki katman diziliminde bir plaka üretilerek bahsedilen testlere tabi tutulacaktır.

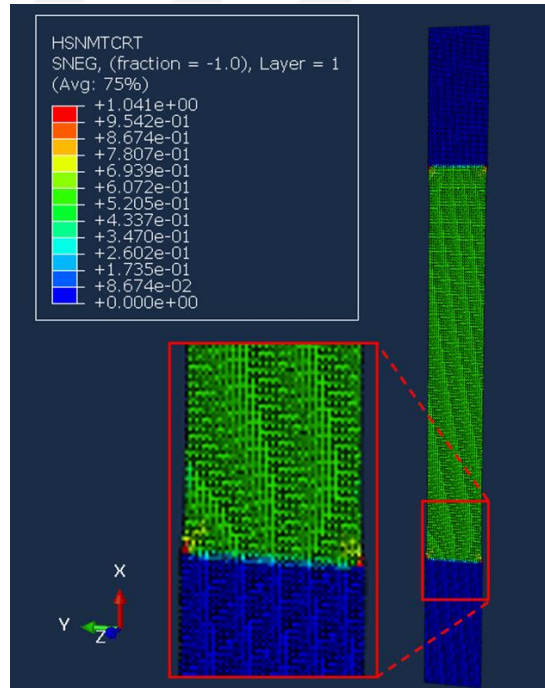


5. NÜMERİK OLARAK ELDE EDİLEN SONUÇLARIN DENEYSEL OLARAK DOĞRULANMASI

Bu bölümde yapılmış olan analitik ve teorik çalışmaların küçük ölçekte doğrulanması yapılmıştır. Bu doğrulama teste dayalı bir şekilde yapılmıştır. Elde edilen sonuç değerleri ile yapısal tasarım aşamasında yapılmış olan yaklaşım değerleri karşılaştırılmıştır.

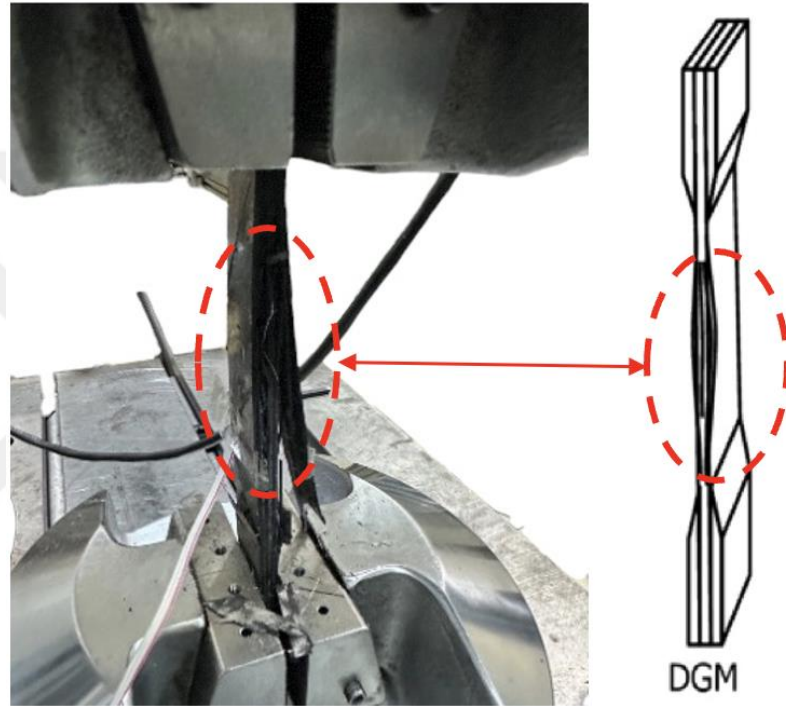
5.1 Nümerik Sonuçların Deneysel Veriler ile Karşılaştırılması

Bu bölümde optimum analiz sonucunda elde edilen kritik kesitteki 18 katmanlı $[90^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ]$ js şeklindeki serime ait numunelerin Abaqus analiz yazılımındaki simülasyonları ve testleri yapılmıştır. Aşağıdaki Şekil 5.1’ de görüldüğü üzere çekme numunesi analiz yazılımında modellenmiş ve kendisine uygulanan 99.5 kN değerindeki yük altında Hashin matris çekme kriteri kritik limite ulaşmıştır.



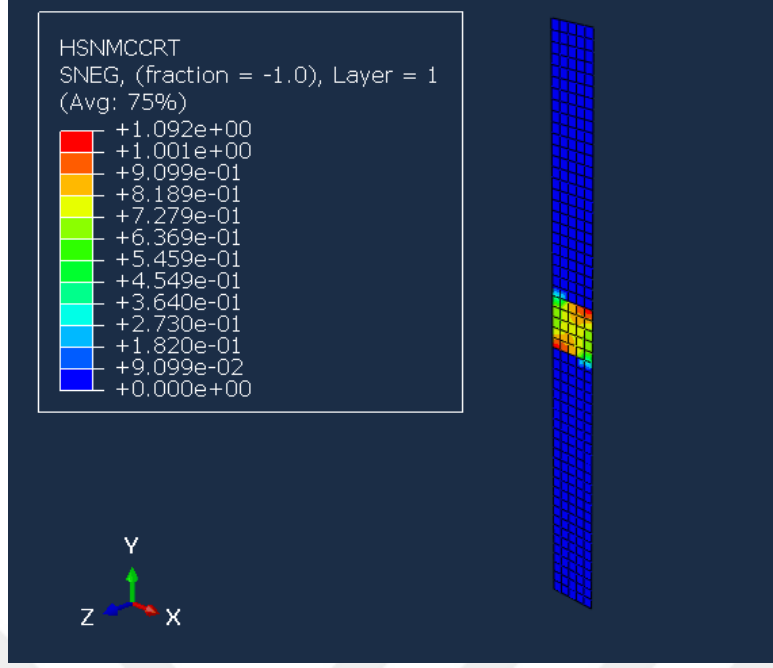
Şekil 5.1 : Çekme testi numunesinin Abaqus yazılımı üzerinden test simülasyonu.

Aynı ölçülerdeki numunenin test cihazında yapılan testlerinde ise ortalama olarak 91 kN değerinde kırıldığı gözlemlenmiştir. Şekil 5.2’de sol tarafta kırılmış olan bir çekme numunesinin görseli paylaşılmıştır. Bu şekille bakıldığında standart kapsamında paylaşılmış olan DGM kodlu kırılma türü ile benzer olduğu anlaşılmıştır. Şekil 5.2’de sağ tarafta paylaşılan DGM türü kırılma kodunda D harfi; kenar delaminasyonu olduğunu, G harfi; ölçüm bölgesi içinden kırıldığını, M harfi; ortadan kırılma olduğunu ifade etmektedir. Hem analiz sonucunda hem de test esnasında kenar delaminasyonu ile kırılma görülmüştür.



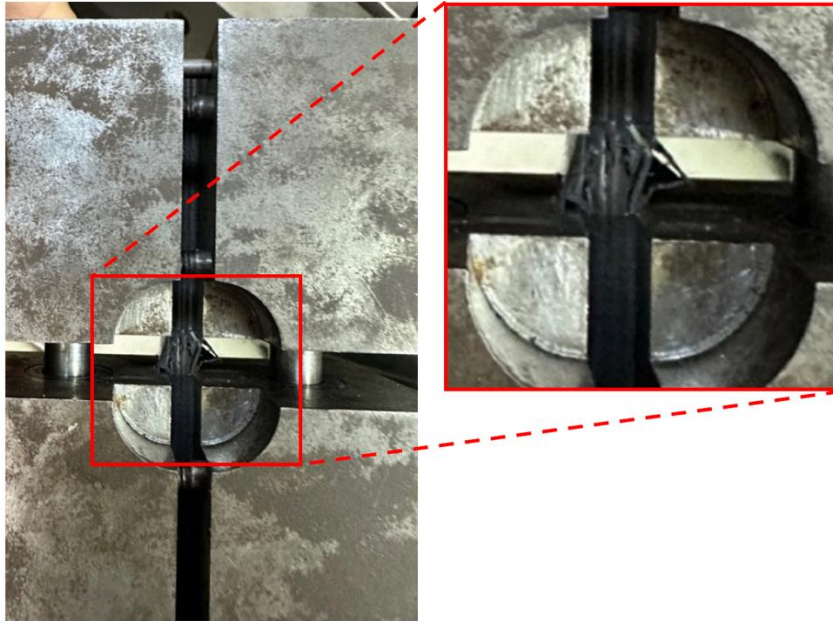
Şekil 5.2 : Çekme testinde kırılmış numune ve ASTM D3039 standartından örnek kırılma görseli.

Tamamlanan çekme testlerinin ardından aynı şekilde Abaqus yazılımında basma numuneleri içinde bir simülasyon yapılmıştır. Bu analiz çalışması sonucunda numunenin 23 kN değerinde Hashin matris basma değerinin kritik değere ulaştığı gözlemlenmiştir. Bu durum Şekil 5.3’te paylaşılmıştır.



Şekil 5.3 : Basma testi numunesinin Abaqus yazılımı üzerinden test simülasyonu.

Aynı durum için yapılan testlerde ise ortalama olarak 24.8 kN yük değerinde Şekil 5.4'te gösterildiği şekilde numunenin kırıldığı gözlemlenmiştir. Kırılmanın standartlara uygun şekilde aparat arası boşlukta olduğu gözlemlenmiştir. Analiz simülasyonu görseli ile karşılaştırıldığında ise benzer şekilde çenelere yakın yerlerden kırılmanın başladığı görülmektedir.



Şekil 5.4 : Basma testi sonrası kırılmış numune görseli.

Aşağıda paylaşılmış olan Çizelge 5.1’de bu tez kapsamında yapılmış olan doğrulama testlerinin verileri ve bu verilerin analizler ile karşılaştırılması verilmiştir.

Çizelge 5.1 : Çekme ve basma testlerine ait sonuçlar.

Test türü	Numune oryantasyonu	Test σ_{kopma} (MPa)	Analiz σ_{kopma} (MPa)	Hata oranı
Tek yönlü çekme testi	0°	515 ± 8	571 MPa	%9.8
Tek yönlü çekme testi	90°	235 ± 7	253 MPa	%7.1
Birleşik kuvvetli basma testi	0°	311 ± 21	289 MPa	%7.6
Birleşik kuvvetli basma testi	90°	261 ± 4	253 MPa	%3.1

Çizelge 5.1’den de görüldüğü üzere testler ve analizler arasındaki hata oranları paylaşılmıştır. Bu oranların mertebesinin kabul edilebilir düzeyde olduğuna karar verilmiştir. Çekme testlerinde analize göre daha düşük dayanım görülürken basma testlerinde analize oranla daha yüksek dayanım değerleri görülmüştür. Bu durum karakterizasyon testlerindeki kalınlığın son durumdaki kalınlığa göre çok düşük kalmasından kaynaklandığı düşünülmüştür. Kalınlık arttıkça matrisin çekme dayanımı düşmüş, basma dayanımı artmıştır. Matris içindeki süreksizlikler; basma yönünde giderilmesi dayanımı artırma, çekme yönünde ise gerilme yığılmalarını artırarak dayanımı düşürme yönünde etki etmiştir. [46,47].

6. SONUÇ

Bu bölümde tez çalışmasında elde edilen çıkarımlar belirtilerek, gelecekte üzerine eklenmesi hedeflenen işler hakkında bilgi verilmiştir.

6.1 Tez Kapsamında Elde Edilen Çıkarımlar ve Kazanımlar

Bu tez çalışması, günümüzde giderek artan bir önem kazanan İHA'ların teknolojik gelişmelerle birlikte nasıl kritik bir konuma geldiğini incelemektedir. İHA'ların çeşitli sektörlerde, özellikle askeri, ticari ve sivil alanlarda insan hayatının korunması, güvenlik ve maliyet tasarrufu gibi çeşitli avantajlar sağladığı yaygın olarak kabul edilmektedir. Bu avantajlar, İHA'ların kullanım alanlarını genişletmek ve performanslarını optimize etmek için yapısal ve malzeme temelli iyileştirmelere olan gereksinimi ortaya koymaktadır.

Bu bağlamda, öncelikli olarak hedeflenen İHA kanadı yapısı için kullanılması planlanmış olan kompozit malzemenin üretimi ve testler yardımı ile karakterizasyonu yapılmıştır. Daha sonra, uygun aerodinamik özelliklere sahip bir kanat geometrisinin tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu tasarımın, uçuş sırasında maruz kalacağı aerodinamik yüklerle başa çıkabilmesi ve aynı zamanda yapısal dayanıklılığı sağlayabilmesi için yapısal tasarımı detaylı olarak incelenmiştir. Aerodinamik yüklerin belirlenmesi için Ansys Fluent yazılımı kullanılmıştır. Bu sayede aerodinamik olarak kanat tasarımı tamamlanmıştır.

Tasarlanan yapısal bileşenlerin optimize edilmesi ve mukavemetlerinin artırılması amacıyla, Python yazılım programında özel bir kod geliştirilmiştir. Bu kod, Abaqus analiz programını alt program olarak kullanarak, kanat yapılarının yapısal analizlerini gerçekleştirmiştir. Bu optimizasyon tek amaçlı olarak gerçekleştirilmiştir. Amaç fonksiyonu olarak ağırlık değerinin düşürülmesi kullanılmıştır. Sınır fonksiyonları olarak hashin hasar kriteri değerinin kritik değerin üstünde olmaması, simetrik bir serim olması ve oryantasyon dengesi kullanılmıştır. Optimizasyon çalışmaları sonucunda elde edilen veriler, İHA kanatlarının %34.7 oranında yapısal hafiflemeye maruz kalabileceğini ortaya koymuştur.

Daha sonra, yapılan tasarım ve optimizasyon çalışmalarının doğruluğunu test etmek için, en kritik kesitlerden birinde üretilen kompozit numuneler üzerinde yapısal

dayanıklılık testleri gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen testler standartlara uygun olacak şekilde düzenlenmiştir. Bu test sonuçları, yapılan analiz ve optimizasyon çalışmalarının başarıyla doğrulandığını göstermiştir.

Bu çalışma, İHA teknolojisinin sürekli gelişimine katkı sağlamak ve İHA'ların gelecekteki uygulamalarını desteklemek amacıyla gerçekleştirilmiştir. İleri düzeyde yapılan bu araştırma, havacılık endüstrisindeki yapısal tasarım ve optimizasyon yöntemlerinin gelişmesine de katkıda bulunabilir. Ayrıca, kompozit malzemelerin İHA endüstrisindeki rolünün daha iyi anlaşılmasına da yardımcı olabilir.

6.2 Bilimsel Değere Katkı Sağlayacak Gelecek Hedefler

Gelecekte bu tez çalışmasında üretilmiş olan koda yapılacak bazı eklemeler ile daha farklı uçuş koşullarını aynı anda optimize etme seçeneği üzerinde yoğunlaşmıştır. Aynı zamanda bu esnada aeroelastik dayanımın da incelenebileceği fikri ortaya atılmıştır. Bu eklentilerle birlikte oluşacak olan optimum çözümünün bire bir ölçekli kanat üretiminin yapılıp test edilmesi ile birlikte literatüre yeni bir paket program veya yardımcı program kazandırılabilceği düşünülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1] Sante, R.D. (2015). Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications. *Sensors*, 15, 18666-18713.
- [2] Url-1 < <https://www.seekpng.com/ima/u2e6e6q8t4y3y3i1/>>, erişim tarihi 03.01.2024.
- [3] Url-2 < <https://www.tusas.com/urunler/iha/yuksek-faydali-yuk-kapasitesi/aksungur>>, erişim tarihi 04.12.2023.
- [4] Url-3 < <https://www.tusas.com/urunler/iha/operatif-stratejik-iha-sistemleri/anka>>, erişim tarihi 04.12.2023.
- [5] Url-4 < <https://baykartech.com/tr/uav/bayraktar-akinci/>>, erişim tarihi 03.01.2024.
- [6] Url-5 < <https://baykartech.com/tr/uav/bayraktar-tb2> >, erişim tarihi 03.01.2024.
- [7] Url-6 < https://tr.wikipedia.org/wiki/Vestel_Karayel>, erişim tarihi 03.01.2024.
- [8] Shabeer, K. P., ve Murtaza, M. A. (2013). Optimization of aircraft wing with composite material. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2(6).
- [9] Baby, R., Mathai, A., Kurian, A., Jacob, B., Mary, N., (2014). Ply Orientation of Carbon Fiber Reinforced Aircraft Wing-A Parametric Study. *Journal of Engineering Research and Applications* www.ijera.com ISSN : 2248-9622, Vol. 4, Issue 5(Version 2), May 2014, pp.53-55
- [10] Zhou, M., Fleury, R., ve Kemp, M. (2010). Optimization of composite-recent advances and application. In *13th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis optimization conference* (p. 9272).
- [11] Aung, P. W., Tatarnikov, O., ve Aung, N. L. (2020). Structural optimization of a light aircraft composite wing. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 709, No. 4, p. 044094). IOP Publishing.
- [12] Guo, S., Cheng, W., ve Cui, D. (2006). Aeroelastic tailoring of composite wing structures by laminate layup optimization. *AIAA journal*, 44(12), 3146-3150. Aeroelastic Tailoring of Composite Wing Structures by Laminate Layup Optimization Cranfield University
- [13] Guo, S. (2007). Aeroelastic optimization of an aerobatic aircraft wing structure. *Aerospace science and Technology*, 11(5), 396-404.
- [14] Guo, S., Li, D., ve Liu, Y. (2012). Multi-objective optimization of a composite wing subject to strength and aeroelastic constraints. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 226(9), 1095-1106.

- [15] Stodieck, O., Cooper, J. E., Weaver, P. M., ve Kealy, P. (2015). Optimization of tow-steered composite wing laminates for aeroelastic tailoring. *AIAA Journal*, 53(8), 2203-2215. *Vikipedi*. Erişim: 05 Şubat, 2013, <http://tr.wikipedia.org/wiki/Bilim>
- [16] Kim, B. C., Potter, K., & Weaver, P. M. (2012). Continuous tow shearing for manufacturing variable angle tow composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43(8), 1347-1356.
- [17] Moon, M., Yun, Y., Yoo, M., Song, J., & Oh, J. (2019). Carbon fiber manufacturing and applications as a benchmark for nanotube superfiber development. In *Nanotube Superfiber Materials* (pp. 879-896). William Andrew Publishing.
- [18] Lopes, C. S., Gürdal, Z., ve Camanho, P. P. (2008). Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates. *Computers & Structures*, 86(9), 897-907.
- [19] Dillinger, J. K. S., Klimmek, T., Abdalla, M. M., ve Gürdal, Z. (2013). Stiffness optimization of composite wings with aeroelastic constraints. *Journal of Aircraft*, 50(4), 1159-1168.
- [20] Seresta, O., Gürdal, Z., Adams, D. B., & Watson, L. T. (2007). Optimal design of composite wing structures with blended laminates. *Composites Part B: Engineering*, 38(4), 469-480.
- [21] Chinvararat, S. (2021). Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing. *Heliyon*, 7(11).
- [22] Yang, W., Yue, Z., Li, L., & Wang, P. (2016). Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach. *Engineering optimization*, 48(1), 94-114.
- [23] Zhao, W., & Kapania, R. K. (2019). Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA Journal*, 57(6), 2594-2608.
- [24] Qiang, X. (2013). Behaviour of high strength steel endplate connections in fire and after fire.
- [25] Lemos, V. L., Castro, S. G., & Hernandez, J. A. (2012). Integrating automatic zone modelling with GA in a two-step approach for structural optimization of a composite wing. In *Proceedings of the 3rd International conference on engineering optimization* (pp. 01-05).
- [26] Wang, J., & Li, J. (2022). Failure Analysis and Optimization Design of Wing Skin Unbalanced Lay-Up. *Advances in Materials Science and Engineering*, 2022.
- [27] Shrivastava, S., Mohite, P. M., Yadav, T., & Malagaudanavar, A. (2018). Multi-objective multi-laminate design and optimization of a Carbon Fibre Composite wing torsion box using evolutionary algorithm. *Composite Structures*, 185, 132-147.
- Meng, Y. S., Yan, L., Huang, W., ve Zhang, T. T. (2019). Detailed parametric investigation and optimization of a composite wing with high aspect ratio. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019.

- Sinha, K., Klimmek, T., Schulze, M., ve Handojo, V.** (2021). Loads analysis and structural optimization of a high aspect ratio, composite wing aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 12, 233-243.
- Sökmen, Ö.** (2006). *Structural optimization of a composite wing* (Master's thesis, Middle East Technical University).
- Liu, B.** (2001). *Two-level optimization of composite wing structures based on panel genetic optimization*. University of Florida.
- Guo S. J., Bannerjee, J. R., ve Cheung, C. W.** (2003). The effect of laminate lay-up on the flutter speed of composite wings. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: journal of aerospace engineering*, 217(3), 115-122.
- Hale, R., Moon, R., Lim, K., Schueler, K., ve Wiehn, M.** (2002). Current Progress on Integrated Design and Analysis Tools for Fiber Steered Composites. In *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (p. 1763).
- Acosta, D. M., Guynn, M. D., Wahls, R. A., & Del Rosario, R.** (2013). Next generation civil transport aircraft design considerations for improving vehicle and system-level efficiency. In *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference* (p. 4286).
- Yang, W., Yue, Z., Li, L., & Wang, P.** (2016). Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach. *Engineering optimization*, 48(1), 94-114.
- Fu, Q.** (2013). Optimization of a Composite Wing Subject to Multi Constraints.
- ASTM** (2017). *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*.
- ASTM** (2020). *Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*
- [28] **Url-6** < <https://www.youtube.com/watch?v=XVpSXDsgnIM1/> >, erişim tarihi 30.11.2023.
- [29] **Url-7** < <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=usa35b-il> >, erişim tarihi 30.11.2023.
- [30] **Url-8** < https://www.engineeringtoolbox.com/air-altitude-density-volume-d_195.html >, erişim tarihi 30.11.2023.
- [31] **Url-9** < <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-usa35b-il-1000000> >, erişim tarihi 30.11.2023.
- [32] **Matsushima K, Shimizu R, Goshima K.** (2019). Investigation into far-field drag calculation methods and pseudo total enthalpy generation for airplane CFD. *J Fluid Sci Technol.* 2019;14(3):JFST0023-JFST0023. doi:10.1299/JFST.
- [33] **Menter FR.** (1992). Improved Two-Equation k-Turbulence Models for Aerodynamic Flows.

- [34] John, D., & Anderson, J. R. (1995). Computational fluid dynamics: the basics with applications. Mechanical engineering series, 261-262.
- [35] Wilcox, D. C. (1998). Turbulence modeling for CFD (Vol. 2, pp. 103-217). La Canada, CA: DCW industries.
- [36] Koruche, U. S., & Patil, S. F. (2015). Application of classical lamination theory and analytical modeling of laminates. *International Research Journal of Engineering and Technology*, 2(02), 958.
- [37] Al-Mosawe, A., Al-Mahaidi, R., & Zhao, X. L. (2017). Engineering properties of CFRP laminate under high strain rates. *Composite Structures*, 180, 9-15.
- [38] Url-10 < <https://muhendishane.org/kutuphane/malzemelerin-mekanik-davranisi/cok-eksenli-akma-kriterlerinin-grafiksel-gosterimleri/>>, erişim tarihi 30.11.2023.
- [39] Hashin, Z. (June 1, 1980). "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites." ASME. *J. Appl. Mech.* June 1980; 47(2): 329–334. <https://doi.org/10.1115/1.3153664>.
- [40] Neubauer, M., Gunteher, G., & Fullhas, K. (2007). Structural design aspects and criteria for military UAV. *EADS Defence and Security, Florence, Italy*.
- [41] Zhou, M., Pagaldipty, N., Thomas, H. L., & Shyy, Y. K. (2004). Modlin, C. T., & Zipay, J. J. (2014). The 1.5 & 1.4 ultimate factors of safety for aircraft & spacecraft-history, definition and applications (No. JSC-CN-31864).
- [42] Zhou, M., Pagaldipty, N., Thomas, H. L., & Shyy, Y. K. (2004). An integrated approach to topology, sizing, and shape optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 26, 308-317.
- [43] Munk, D. J., Vio, G. A., & Steven, G. P. (2015). Topology and shape optimization methods using evolutionary algorithms: a review. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 52, 613-631.
- [44] Chong, E. K., & Żak, S. H. (2013). An introduction to optimization (Vol. 75). John Wiley & Sons.
- [45] Rao, S. S. (2019). Engineering optimization: theory and practice. John Wiley & Sons.
- [46] Lahuerta Calahorra, F. (2017). Thickness effect in composite laminates in static and fatigue loading.
- [47] Du, B., Ji, C., Chen, P., Guo, J., Sun, A., & Wei, X. (2012). Study of tensile strength distribution based on composite materials for aeronautical Engineering. *Modern Applied Science*, 6(5), 21.

EKLER

EK A: Optimizasyon kodu

EK B: Kanada ait mod şekilleri



EK A

```
# -*- coding: utf-8 -*-  
''''
```

Created on Tue Apr 4 23:08:53 2023

```
@author: Atıf  
''''
```

```
import numpy as np
```

```
SF=1.25
```

```
zones=['CompositeLayup-20-1','CompositeLayup-19-1','CompositeLayup-10-  
1','CompositeLayup-9-1','CompositeLayup-8-1',  
       'CompositeLayup-18-1','CompositeLayup-17-1','CompositeLayup-7-  
1','CompositeLayup-6-1','CompositeLayup-16-1',  
       'CompositeLayup-15-1','CompositeLayup-5-1','CompositeLayup-4-  
1','CompositeLayup-14-1','CompositeLayup-13-1',  
       'CompositeLayup-3-1','CompositeLayup-2-1','CompositeLayup-12-  
1','CompositeLayup-11-1','CompositeLayup-1-1',  
       'CompositeLayup-29-1','CompositeLayup-28-1','CompositeLayup-27-  
1','CompositeLayup-26-1','CompositeLayup-25-1',  
       'CompositeLayup-24-1','CompositeLayup-23-1','CompositeLayup-22-  
1','CompositeLayup-21-1','CompositeLayup-30-1',  
       'CompositeLayup-39-1','CompositeLayup-38-1','CompositeLayup-37-  
1','CompositeLayup-36-1','CompositeLayup-35-1',  
       'CompositeLayup-34-1','CompositeLayup-33-1','CompositeLayup-32-  
1','CompositeLayup-31-1','CompositeLayup-40-1,']
```

```
zz = np.zeros((40,80000))  
for i in range(40):  
    m1=0  
    word1='D:\hashin\job-1.inp'  
    word11='*Elset, elset=' + zones[int(i)]  
    word22='** Section: ' + zones[int(i)]  
    ax1=0  
    ax2=0  
    ax3=0  
    ax4=1  
    with open(word1, "r") as file:  
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):  
            if word11 in line:  
                ax1=line_number  
                ax2=ax1  
                ax4=0  
            if word22 in line:  
                ax3=line_number
```

```

        if line_number == ax2+1 and ax3==0 and ax4==0:
            aa1=line.split(',')
            for ii in aa1:
                zz[i,m1]=ii
                m1=m1+1
            ax2=ax2+1
    if zz[i,3] == 0:
        ul=int(zz[i,1]+1)
        ll=int(zz[i,0])
        il=0
        for jj in range(ll,ul):
            zz[i,il] = jj
            il=il+1

```

```

zone1=np.trim_zeros(zz[0])
zone2=np.trim_zeros(zz[1])
zone3=np.trim_zeros(zz[2])
zone4=np.trim_zeros(zz[3])
zone5=np.trim_zeros(zz[4])
zone6=np.trim_zeros(zz[5])
zone7=np.trim_zeros(zz[6])
zone8=np.trim_zeros(zz[7])
zone9=np.trim_zeros(zz[8])
zone10=np.trim_zeros(zz[9])
zone11=np.trim_zeros(zz[10])
zone12=np.trim_zeros(zz[11])
zone13=np.trim_zeros(zz[12])
zone14=np.trim_zeros(zz[13])
zone15=np.trim_zeros(zz[14])
zone16=np.trim_zeros(zz[15])
zone17=np.trim_zeros(zz[16])
zone18=np.trim_zeros(zz[17])
zone19=np.trim_zeros(zz[18])
zone20=np.trim_zeros(zz[19])
zone21=np.trim_zeros(zz[20])
zone22=np.trim_zeros(zz[21])
zone23=np.trim_zeros(zz[22])
zone24=np.trim_zeros(zz[23])
zone25=np.trim_zeros(zz[24])
zone26=np.trim_zeros(zz[25])
zone27=np.trim_zeros(zz[26])
zone28=np.trim_zeros(zz[27])
zone29=np.trim_zeros(zz[28])
zone30=np.trim_zeros(zz[29])
zone31=np.trim_zeros(zz[30])
zone32=np.trim_zeros(zz[31])
zone33=np.trim_zeros(zz[32])
zone34=np.trim_zeros(zz[33])
zone35=np.trim_zeros(zz[34])

```

```

zone36=np.trim_zeros(zz[35])
zone37=np.trim_zeros(zz[36])
zone38=np.trim_zeros(zz[37])
zone39=np.trim_zeros(zz[38])
zone40=np.trim_zeros(zz[39])

```

```

zones_nodes=[zone1,zone2,zone3,zone4,zone5,zone6,zone7,zone8,zone9,zone10,
zone11,zone12,zone13,zone14,zone15,zone16,zone17,zone18,zone19,zone20,
zone21,zone22,zone23,zone24,zone25,zone26,zone27,zone28,zone29,zone30,
zone31,zone32,zone33,zone34,zone35,zone36,zone37,zone38,zone39,zone40,]

```

```

zones_parts=['wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-
1','wing-1','wing-1',
            'wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-1','wing-
1','wing-1',
            'wing-2','wing-2','wing-2','wing-2','wing-2','wing-2','wing-2','wing-2','wing-
2','wing-2',
            'wing-3','wing-3','wing-3','wing-3','wing-3','wing-3','wing-3','wing-3','wing-
3','wing-3,']

```

```

jo=1

```

```

hsv = np.zeros((50,1))
wm = np.zeros((50,1))
weight = np.zeros((50,1))
kk=1
kd=0
while kk>0:

```

```

    import os
    os.chdir('D:\hashin')
    w1='cmd /k "abaqus job=job-'+str(jo)+' cpus=1"'
    os.system(w1)

```

```

    print('job-'+str(jo)+' running')
    xb=0
    x=1
    while x == 1:
        word = 'COMPLETED'
        worde = 'with errors'
        w2='D:\hashin\job-'+str(jo)+'.log'

```

```

with open(w2, mode='r') as fp:
    # read all lines in a list
    lines = fp.readlines()
    for line in lines:
        # check if string present on a current line
        if line.find(word) != -1:
            x=2
            print('job-'+str(jo)+' completed')
        if line.find(worde) != -1:
            x=2
            xb=1
            print('job-'+str(jo)+' has errors')

```

```

if xb==1:
    break

```

```

os.chdir('D:\hashin')
w3='cmd /k "abaqus odbreport job=job-'+str(jo)+' frame=6
field=HSNFTCRT,HSNFCCRT,HSNMTCRT,HSNMCCRT"'
os.system(w3)

```

```

import shutil
src = 'D:\hashin\job-'+str(jo)+'.inp'
dest =src.replace(str(jo),str(jo+1))
word1=shutil.copyfile(src, dest)

```

```

p11 = np.zeros((88000,3))
m1=0

```

```

word = 'WING-1-1'
w4='D:\hashin\job-'+str(jo)+'.rep'
with open(w4, mode='r') as fp:
    # read all lines in a list
    lines = fp.readlines()
    for line in lines:
        # check if string present on a current line
        k1=0
        if line.find(word) != -1:
            #print(word, 'string exists in file')
            #print('Line Number:', lines.index(line))
            #print('Line:', line)
            a1=line
            b1=a1.split()
            b1.pop(0)
            b1.pop(2)
            n1=0

```



```

        for x in b1:
            pl1[m1,k1]=float(x)
            k1=k1+1
            n1=n1+1
        m1=m1+1

pl2 = np.zeros((15336,3))
m1=0
word = 'WING-2-1'
with open(w4, mode='r') as fp:
    # read all lines in a list
    lines = fp.readlines()
    for line in lines:
        # check if string present on a current line
        k1=0
        if line.find(word) != -1:
            #print(word, 'string exists in file')
            #print('Line Number:', lines.index(line))
            #print('Line:', line)
            a1=line
            b1=a1.split()
            b1.pop(0)
            b1.pop(2)
            n1=0
            for x in b1:
                pl2[m1,k1]=float(x)
                k1=k1+1
                n1=n1+1
            m1=m1+1

```

```

pl3 = np.zeros((17040,3))
m1=0
word = 'WING-3-1'
with open(w4, mode='r') as fp:
    # read all lines in a list
    lines = fp.readlines()
    for line in lines:
        # check if string present on a current line
        k1=0
        if line.find(word) != -1:
            #print(word, 'string exists in file')
            #print('Line Number:', lines.index(line))
            #print('Line:', line)
            a1=line
            b1=a1.split()
            b1.pop(0)
            b1.pop(2)
            n1=0
            for x in b1:
                pl3[m1,k1]=float(x)

```

```

        k1=k1+1
        n1=n1+1
        m1=m1+1
hshn1 = np.zeros((40,4))

for k in range(20):
    a=0
    b=0
    c=0
    d=0
    maxs=pl1
    print(k)
    for i in zones_nodes[k]:
        for j in range(22000):
            if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
                if maxs[j,2] > a:
                    a=maxs[j,2]
                break

        for j in range(22000,44000):
            if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
                if maxs[j,2] > b:
                    b=maxs[j,2]
                break

        for j in range(44000,66000):
            if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
                if maxs[j,2] > c:
                    c=maxs[j,2]
                break

        for j in range(66000,88000):
            if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
                if maxs[j,2] > d:
                    d=maxs[j,2]
                break

    hshn1[k,0]=a
    hshn1[k,1]=b
    hshn1[k,2]=c
    hshn1[k,3]=d

for k in range(20,30):
    a=0
    b=0
    c=0
    d=0
    maxs=pl2

```

```

print(k)
for i in zones_nodes[k]:
    for j in range(3780):
        if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
            if maxs[j,2] > a:
                a=maxs[j,2]
            break

```

```

    for j in range(3834,7668):
        if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
            if maxs[j,2] > b:
                b=maxs[j,2]
            break

```

```

    for j in range(7668,11502):
        if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
            if maxs[j,2] > c:
                c=maxs[j,2]
            break

```

```

    for j in range(11502,15336):
        if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
            if maxs[j,2] > d:
                d=maxs[j,2]
            break

```

```

hshn1[k,0]=a
hshn1[k,1]=b
hshn1[k,2]=c
hshn1[k,3]=d

```

```

for k in range(30,40):
    a=0
    b=0
    c=0
    d=0
    maxs=pl3
    print(k)
    for i in zones_nodes[k]:
        for j in range(42000):
            if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
                if maxs[j,2] > a:
                    a=maxs[j,2]
                break

```

```

    for j in range(4260,8520):

```

```

    if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
        if maxs[j,2] > b:
            b=maxs[j,2]
        break

for j in range(8520,12780):
    if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
        if maxs[j,2] > c:
            c=maxs[j,2]
        break

for j in range(12780,17040):
    if maxs[j,0]==i and maxs[j,1]==1:
        if maxs[j,2] > d:
            d=maxs[j,2]
        break

hshn1[k,0]=a
hshn1[k,1]=b
hshn1[k,2]=c
hshn1[k,3]=d

hshn1=hshn1*SF

kk1=0
ii=0
cm=np.zeros((40,1))
for i in hshn1:
    if ((i[3]) > (1) and i[2] <= (0.4)) or ((i[1]) > (1) and i[0]<= (0.4)):
        word = 'Shell Section, elset=' + zones[int(ii)]
        with open(word1, mode='r') as fp:
            # read all lines in a list
            lines = fp.readlines()
            for line in lines:
                # check if string present on a current line
                if line.find(word) != -1:
                    #print(word, 'string exists in file')
                    #print('Line Number:', lines.index(line))
                    aaas=lines.index(line)
                    print(ii)
                    cm[ii]=1

more_lines = [ '0.184, 3, Material-1, 90., Ply-new22-'+str(jo)," ]
with open (word1, mode='r') as b:
    lines = b.readlines()
with open(word1, mode='w') as f:

```

```

        for i,line in enumerate(lines):
            if i == aaas+1:
                f.write('\n'.join(more_lines))
                print('90 deg ply added')
                kk1=1
                f.write(line)

    ii=ii+1

kk2=00
ii=0
for i in hshn1:
    if (i[2]) > (1) or (i[0]) > (1) :
        word = 'Shell Section, elset=' + zones[int(ii)]
        with open(word1, mode='r') as fp:
            # read all lines in a list
            lines = fp.readlines()
            for line in lines:
                # check if string present on a current line
                if line.find(word) != -1:
                    #print(word, 'string exists in file')
                    #print('Line Number:', lines.index(line))
                    aaas=lines.index(line)
                    print(ii)
                    cm[ii]=1

        more_lines = [ '0.184, 3, Material-1, 0., Ply-new11-'+str(jo)," ]
        with open (word1, mode='r') as b:
            lines = b.readlines()
        with open(word1, mode='w') as f:
            for i,line in enumerate(lines):
                if i == aaas+1:
                    f.write('\n'.join(more_lines))
                    print('0 deg ply added')
                    kk2=1
                    f.write(line)

    ii=ii+1
kd1=0
kk3=0
ii=0
for i in hshn1:
    if (i[3]) > (1) and (i[2]) > (0.4) and kd==0 or ((i[1]) > (1) and (i[0]) > (0.4) and
kd==0) :
        word = 'Shell Section, elset=' + zones[int(ii)]
        with open(word1, mode='r') as fp:
            # read all lines in a list
            lines = fp.readlines()
            for line in lines:
                # check if string present on a current line
                if line.find(word) != -1:

```

```

        #print(word, 'string exists in file')
        #print('Line Number:', lines.index(line))
        aaas=lines.index(line)
        print(ii)
        cm[ii]=1

more_lines = [ '0.184, 3, Material-1, 45., Ply-new12-'+str(jo)," ]
with open (word1, mode='r') as b:
    lines = b.readlines()
with open(word1, mode='w') as f:
    for i,line in enumerate(lines):
        if i == aaas+1:
            f.write("\n".join(more_lines))
            print('45 deg ply added')
            kk3=1
            kd1=1
            f.write(line)
ii=ii+1

kk4=0
ii=0
for i in hshn1:
    if (i[3]) > 1 and (i[2]) > (0.4) and kd==1 or ((i[1]) > 1 and (i[0]) > (0.4) and
kd==1):
        word ='Shell Section, elset=' + zones[int(ii)]
        with open(word1, mode='r') as fp:
            # read all lines in a list
            lines = fp.readlines()
            for line in lines:
                # check if string present on a current line
                if line.find(word) != -1:
                    #print(word, 'string exists in file')
                    #print('Line Number:', lines.index(line))
                    aaas=lines.index(line)
                    print(ii)
                    cm[ii]=1

more_lines = [ '0.184, 3, Material-1, -45., Ply-new12e-'+str(jo)," ]
with open (word1, mode='r') as b:
    lines = b.readlines()
with open(word1, mode='w') as f:
    for i,line in enumerate(lines):
        if i == aaas+1:
            f.write("\n".join(more_lines))
            print('-45 deg ply added')
            kk4=1
            kd=0
            f.write(line)
ii=ii+1

```

```

if kd1 ==1:
    kd=1

dd = np.zeros((40))
kk5=0
pxx = np.zeros((160))
for i in range(40):

    word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
    word22 = 'Ply'
    ax1=0
    ax2=0
    ax3=0
    ax4=1
    with open(word1, "r") as file:
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):
            if word11 in line:
                ax1=line_number
                ax2=ax1

            if word22 in line:
                ax3=line_number
                aa1=line
                bb1=aa1.split(',')

            if ax2+1 == ax3:
                ax2=ax2+1
                bb2=float(bb1[3])

                if bb2 == 90:
                    ax4=bb2
                    ax5=ax3
                    ax6=ax3-ax1
                    if ax6>2 and ax4==90 and (0.4)>(hshn1[i,3]) and (0.9)>(hshn1[i,2])
and (0.4)>(hshn1[i,1]) and (0.9)>(hshn1[i,0]) and cm[i]==0 :
                        pxx[i]=ax3-1
                        print(i)
                        print('90 deg ply deleted')
                        dd[i]=1
for i in range(40):

    word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
    word22 = 'Ply'
    ax1=0
    ax2=0
    ax3=0
    ax4=1
    with open(word1, "r") as file:
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):
            if word11 in line:

```

```

        ax1=line_number
        ax2=ax1

    if word22 in line:
        ax3=line_number
        aa1=line
        bb1=aa1.split(',')

    if ax2+1 == ax3:
        ax2=ax2+1
        bb2=float(bb1[3])

    if bb2 == 0:
        ax4=bb2
        ax5=ax3
        ax6=ax3-ax1-dd[i]
        if ax6>2 and ax4==0 and (0.4)>(hshn1[i,2]) and (0.4)>(hshn1[i,0])
and cm[i]==0 :
        pxx[i+40]=ax3-1
        print(i)
        print('0 deg ply deleted')
        dd[i]=dd[i]+1
for i in range(40):

word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
word22 = 'Ply'
ax1=0
ax2=0
ax3=0
ax4=1
with open(word1, "r") as file:
    for line_number, line in enumerate(file, start=1):
        if word11 in line:
            ax1=line_number
            ax2=ax1

        if word22 in line:
            ax3=line_number
            aa1=line
            bb1=aa1.split(',')

        if ax2+1 == ax3:
            ax2=ax2+1
            bb2=float(bb1[3])

        if bb2 == 45:
            ax4=bb2
            ax5=ax3
            ax6=ax3-ax1-dd[i]

```



```

        if ax6>2 and ax4==45 and (0.6)>(hshn1[i,3]) and (0.6)>(hshn1[i,2])
and (0.6)>(hshn1[i,1]) and (0.6)>(hshn1[i,0]) and cm[i]==0 :
            pxx[i+80]=ax3-1
            print(i)
            print('45 deg ply deleted')
            dd[i]=dd[i]+1
for i in range(40):

    word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
    word22 = 'Ply'
    ax1=0
    ax2=0
    ax3=0
    ax4=1
    with open(word1, "r") as file:
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):
            if word11 in line:
                ax1=line_number
                ax2=ax1

            if word22 in line:
                ax3=line_number
                aa1=line
                bb1=aa1.split(',')

            if ax2+1 == ax3:
                ax2=ax2+1
                bb2=float(bb1[3])

            if bb2 == -45:
                ax4=bb2
                ax5=ax3
                ax6=ax3-ax1-dd[i]
                if ax6>2 and ax4==45 and (0.6)>(hshn1[i,3]) and (0.6)>(hshn1[i,2])
and (0.6)>(hshn1[i,1]) and (0.6)>(hshn1[i,0]) and cm[i]==0 :
                    pxx[i+120]=ax3-1
                    print(i)
                    print('-45 deg ply deleted')
                    dd[i]=dd[i]+1

    jx=0
    for ix in pxx:
        if ix == 0:
            pxx=np.delete(pxx,jx)
            jx=jx-1
            jx=jx+1

    print(pxx)
    lines = []
    # read file
    with open(word1, mode='r') as fp:

```

```

# read and store all lines into list
lines = fp.readlines()

# Write file
with open(word1, mode='w') as fp:
    # iterate each line
    for number, line in enumerate(lines):
        if number not in pxx:
            fp.write(line)
        else:
            kk5=1

kk6=0
p1 = np.zeros((40))
for i in range(40):

    word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
    word22 = 'Ply'
    ax1=0
    ax2=0
    ax3=0
    ax4=1
    with open(word1, "r") as file:
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):
            if word11 in line:
                ax1=line_number
                ax2=ax1
            if word22 in line:
                ax3=line_number
            if ax2+1 == ax3:
                ax2=ax2+1
                ax6=ax3-ax1
                if ax6 == 1:
                    p1[i]=i+1
                if ax6 > 1:
                    p1[i]=0

ii=0
for i in range(40):
    if i+1 in p1:
        word ='Shell Section, elset=' + zones[int(ii)]
        with open(word1, mode='r') as fp:
            # read all lines in a list
            lines = fp.readlines()
            for line in lines:
                # check if string present on a current line
                if line.find(word) != -1:
                    #print(word, 'string exists in file')
                    #print('Line Number:', lines.index(line))
                    aaas=lines.index(line)

```

```

more_lines = [ '0.184, 3, Material-1, 0., Ply-new11-'+str(jo)," ]
with open (word1, mode='r') as b:
    lines = b.readlines()
with open(word1, mode='w') as f:
    for i,line in enumerate(lines):
        if i == aaas+1:
            f.write('\n'.join(more_lines))
            print('ply added s11t')
            kk6=1
        f.write(line)
ii=ii+1

jo=jo+1
kkk=0
kk=kkk+kk1+kk2+kk3+kk4+kk5+kk6

content =[]
for i in range(40):

    word11 ='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
    word22 = 'Ply'
    ax1=0
    ax2=0
    ax3=0
    ax4=1
    with open('D:\\hashin\\job-'+str(jo-1)+'.inp', "r") as file:
        for line_number, line in enumerate(file, start=1):
            c=[]
            if word11 in line:
                ax1=line_number
                ax2=ax1
                c1=line.split('=')
                c2=c1[1]
                c2=c2.split(',')
                c=c2[0]
                content=content+ [c]
            if word22 in line:
                ax3=line_number
                aa1=line
                bb1=aa1.split(',')

            if ax2+1 == ax3:
                ax2=ax2+1
                bb2=bb1[3]
                c=bb2
                content=content+ [c]

```

```

# import xlsxwriter module
import xlsxwriter

workbook = xlsxwriter.Workbook('Lay-ups-job'+str(jo-1)+'.xlsx')
worksheet = workbook.add_worksheet()

# Start from the first cell.
# Rows and columns are zero indexed.
row = 0
column = 0

# iterating through content list
for item in content :

    # write operation perform
    worksheet.write(row, column, item)

    # incrementing the value of row by one
    # with each iterations.
    row += 1

workbook.close()

workbook = xlsxwriter.Workbook('hashin-values-'+str(jo-1)+'.xlsx')
worksheet = workbook.add_worksheet()

# Start from the first cell.
# Rows and columns are zero indexed.
row = 0
column = 0

# iterating through content list

for i in range(40):
    column = 0
    for item in hshn1[i] :

        # write operation perform
        worksheet.write(row, column, item)

        # incrementing the value of row by one
        # with each iterations.
        column += 1
    row += 1
workbook.close()

```

```

plycount = np.zeros((40,jo))
for j in range (1,jo):
    for i in range(40):

        word11='Shell Section, elset=' + zones[int(i)]
        word22 = 'Ply'
        ax1=0
        ax2=0
        ax3=0
        ax4=1
        with open('D:\\hashin\\job-'+str(j)+'.inp', "r") as file:
            for line_number, line in enumerate(file, start=1):
                if word11 in line:
                    ax1=line_number
                    ax2=ax1
                if word22 in line:
                    ax3=line_number
                if ax2+1 == ax3:
                    ax2=ax2+1
                    plycount[i,j]=ax3-ax1

        hsv[jo-1]=hshn1.max()
        print('Hashin criteria value is' , hsv[jo-1])

area=[0.032,0.035,0.033,0.036,0.039,0.038,0.042,0.043,0.046,0.045,0.048,0.049,0.0
52,0.051,0.054,0.056,0.059,0.057,0.06,0.062,0.01,0.01,0.01,0.011,0.011,0.011,0.011,
0.011,0.017,0.01,0.011,0.012,0.012,0.012,0.013,0.013,0.013,0.014,0.021,0.011]
y=0
for i in range (40):
    x=plycount[i, jo-1]*area[i]*0.193*2*16
    y=y+x

weight[jo-1]= y

joob=0
if jo==51:
    e=weight[1]
    for i in range(1,jo):
        if e > weight[i] and hsv[i]<1:
            e=weight[i]
            joob=i

if joob > 0:
    print('Optimum lay-up is job-'+str(joob))
    break

if jo==51:
    if joob == 0:

```

```

        print('there is not optimum lay-up-'+str(joob))
        break

print('Optimization has been done at job-'+str(jo-1))

workbook = xlswriter.Workbook('hashin_maxs.xlsx')
worksheet = workbook.add_worksheet()

row = 0
column = 0

for item in hsv :
    worksheet.write(row, column, item)
    row += 1
workbook.close()

workbook = xlswriter.Workbook('weight.xlsx')
worksheet = workbook.add_worksheet()

row = 0
column = 0

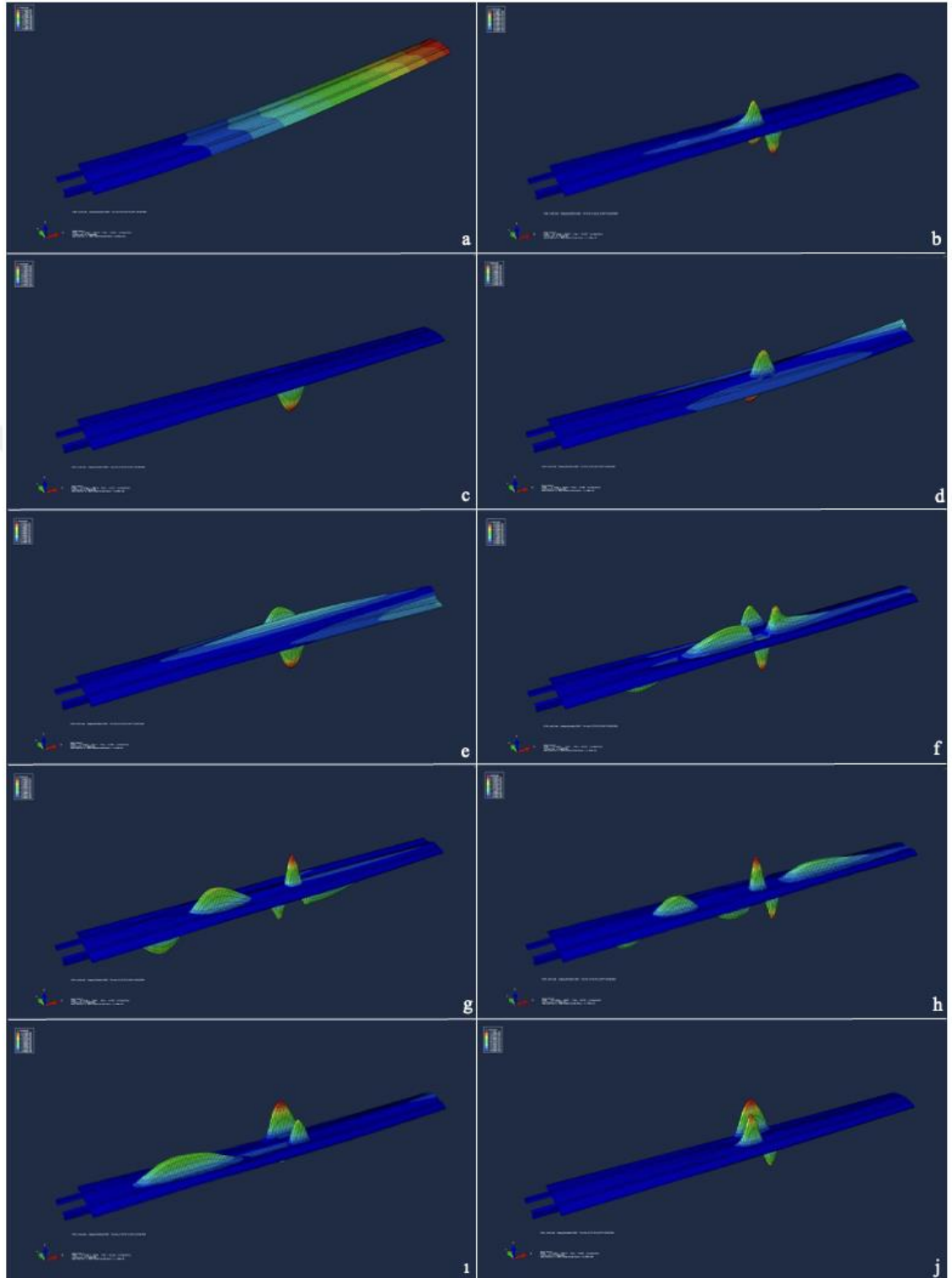
for item in weight :
    worksheet.write(row, column, item)
    row += 1
workbook.close()

e=weight[1]
joob=0
for i in range(1,jo):
    if e > weight[i] and hsv[i]<1:
        e=weight[i]
        joob=i

print('Optimum lay-up is job-'+str(joob))

```

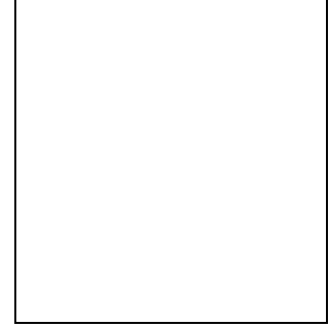
EK B



Şekil A.1 : Kanat geometrisine ait mod şekilleri: (a) 1. mod şekli, (b) 2. mod şekli, (c) 3. mod şekli, (d) 4. mod şekli, (e) 5. mod şekli, (f) 6. mod şekli, (g) 7. mod şekli, (h) 8. mod şekli, (i) 9. mod şekli, (j) 10. mod şekli.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Muhammed Atif YILMAZ

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2018, Yıldız Teknik Üniversitesi, Gemi İnşaatı ve Denizcilik Fakültesi, Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği bölümü
- **Lisans** : 2018, Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği bölümü (ikinci anadal)

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2018 yılı itibari ile Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'de yapısal tasarım mühendisi olarak çalışmakta.

LİSANSÜSTÜ EĞİTİMİ SÜRECİNDE TÜRETİLEN YAYINLAR:

- **Yilmaz, M. A.**, Hasirci, K., Yakar, H., Cetin, S., Isık, D., & Irez, A. B. 2023, June. Development of Self-Healing Glass Fiber–Reinforced Laminate Composites for Wind Turbine Blades. In *Society for Experimental Mechanics Annual Conference and Exposition* (pp. 33-37). Cham: Springer Nature Switzerland.
- **Yilmaz, M. A.**, Irez, A. B. 2023. Structural Optimization of Composite UAV Wing with Functional Lay-up under Static Loads. *2nd International Graduate Research Symposium (IGRS'23)*, 2023, İstanbul, Türkiye
- **Yilmaz, M. A.**, Hasirci, K., Irez, A. B. değerlendirme sürecinde. CFRP Wing Design and Structural Optimization using Advanced Numerical Methods for UAV's.