

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADININ ÇOK DİSİPLİNLİ TASARIM
ENİYİLEMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Merve KENTER AHRAZOĞLU

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Erdem ACAR

NİSAN 2024



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADININ ÇOK DİSİPLİNLİ TASARIM ENİYİLEMESİ

Merve KENTER AHRAZOĞLU

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof.Dr. Erdem ACAR

Tarih: Nisan 2024

Günümüz dünyasında, simülasyon teknolojisi oldukça gelişmiş olup aynı zamanda yüksek güvenilirlik sağlayan, ancak fazla zaman alan bir teknolojidir. Vekil model tabanlı optimizasyon (ing. surrogate-based optimization), bir optimizasyon süreci için vekil model (ing. meta-model) geliştirir. Etkin sonuçlar veren bu meta modeller yardımıyla çeşitli optimizasyon yöntemleri zamanla geliştirilmiştir. Bir vekil model, benzetimlerin matematiksel modelinin oluşturulmasını sağlamaktadır. Bu sayede sayısal bir analiz biçimi olarak meta modeller, matematiksel bir denkleme ihtiyaç olmaksızın mühendislik sistemlerini optimize etmenin pratik bir yolu olmuşlardır. Bu tez çalışmasında temel motivasyon, parametrelendirilmiş kanat geometrisinin analiz çıktılarını, vekil model yardımıyla geliştirilen algoritmaya entegre ederek çok disiplinli bir optimizasyon metodu geliştirmektir. Bu çalışmada başlangıç tasarımı aşamasında olan kanat modelinin, aerodinamik performansını yükseltme koşuluyla, frekans kısıtlamalarını dikkate alırken kütle minimizasyonuna odaklanarak sonlu elemanlar modeli ile uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Veri toplama metodu olarak adaptif veri toplama yöntemi olan iç dolgulu numune kriteri kullanılmıştır. Kesin olarak en iyi adaylar olmasa da, klasik optimizasyon metodlarından olan sıralı karesel programlama metodu ile kıyaslandığında umut verici sonuçlar elde edilmiştir. Bu bağlamda, optimizasyon yönteminin etkinliği, geleneksel veri toplama yöntemini kullanarak sırasıyla yapılan; sıralı karesel programlama ile vekil model tabanlı optimizasyon sonuçlarının karşılaştırılmasıyla gösterilmiştir. Bu karşılaştırma, çok sayıda değişkene sahip modeller için adaptif veri toplama yönteminin daha uygun olduğunu ortaya koymuştur. Verimli bulunan bu yaklaşımla optimum tasarım değişkenleri ile optimum optimum kanat geometrisi oluşturulmuştur. Eniyilenmiş tasarımın kütlesinde %14,2 düşüş meydana geldiği görülmüştür. Optimum kanat tasarımı adı altında aerodinamik ve yapısal açıdan analizlere tabi tutularak elde edilen sonuçlarla,

başlangıç tasarımına ait aerodinamik ve yapısal analiz sonuçları kıyaslanmıştır. Aerodinamik açıdan performans kriterlerinin yüksek, güvenilir hafif bir yapısal elde edildiği görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Uçak kanadı, Çok disiplinli optimizasyon, Vekil model tabanlı optimizasyon , Ağırlık minimizasyonu, Adaptif veri toplama.



ABSTRACT

Master of Science

MULTI-DISCIPLINARY DESIGN OPTIMIZATION OF A TRAINING AIRCRAFT WING

Merve KENTER AHRAZOĞLU

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Prof.Dr. Erdem ACAR

Date: April 2024

In the contemporary era, the reliability of simulation technology is high, but often time-consuming. This poses a challenge in studies with limited schedule, where long simulation durations become a serious issue. Surrogate-based optimization (SBO) enhances a meta-model within an optimization framework, estimating objective and constraint functions by strategically placing various design experiment points. Over the past two decades, optimization techniques have evolved to reach optimal results. For achieving the most effective solutions, the meta-model is refined with a sufficient number of design experiment samples. A surrogate model improves to derive a mathematical representation of simulations. As an analytical tool, the meta-model serves as an effective means for optimizing structural components. SBO offers a potential approach to optimizing a range of simulation data, simulations in engineering. This study expands a CFD setup into a 3D wing model, incorporating a realistic structural model. Aerodynamic design parameters are identified through literature review. Following the CFD analysis, the pressure distribution of the defined a wing is integrated into the structural finite element model, with initial results being assessed. The study then successfully validates the optimization algorithm using a speed reducer test case. It is applied surrogate-based model in tandem with a parameterized geometry, focusing on mass optimization while adhering to frequency and lift to drag ratio, and lift force constraints. The effectiveness of this optimization method is further corroborated by comparing it with one of established optimization techniques.

Keywords: Aircraft wing, Multi-disciplinary optimization, Surrogate-based optimization, Weight minimization, Adaptive sampling.



TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Erdem ACAR , ve kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan eşime, aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	v
ABSTRACT	vii
TEŞEKKÜR	ix
İÇİNDEKİLER	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
KISALTMALAR	xvii
SEMBOL LİSTESİ	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	2
1.2 Tezin İçeriği	2
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1 Uçak Kanadı Yapısal Tasarımı	3
2.1.1 Tekli kanat tasarımı	3
2.1.2 Çoklu kanat tasarımı	3
2.1.3 Kanat kesiti çeşitleri	5
2.2 Yapısal Eniyileme	5
2.2.1 Amaç fonksiyonu	5
2.2.2 Tasarım değişkeni	6
2.2.3 Sistem cevabı	6
2.2.4 Yapısal eniyileme problemleri	7
2.2.5 Şekil optimizasyonu	7
2.2.6 Topoloji optimizasyonu	8
2.3 Aerodinamik Tasarım Optimizasyonu	11
2.4 Çok Disiplinli Optimizasyon	14
2.4.1 Hepsi bir arada (<i>ing.</i> All-At-Once (AOO))	18
2.4.2 Eş zamanlı analiz ve tasarım	19
2.4.3 Disiplin bazında uygulanabilirlik	19
2.4.4 Çok disiplinli uygulanabilir	20
2.4.5 MDF ve IDF mimarilerinin karşılaştırılması	22
2.4.6 Uçak kanadının çok disiplinli eniyilenmesi	23
2.4.7 Çok disiplinli eniyileme çalışmalarında kullanılan araçlar	25
2.5 Vekil Model Tabanlı Optimizasyon	27
2.5.1 Veri noktası belirleme	28
2.5.2 Klasik deney tasarımı yöntemleri	28
2.5.3 Modern deney tasarımı yöntemleri	29
2.5.4 Alan doldurma yöntemleri (<i>ing.</i> Space-filling)	29
2.5.4.1 Latin hiperküüp örnekleme (<i>ing.</i> Latin Hypercube (LHS))	30
2.5.5 İzleme yöntemleri	31
2.5.6 Polinom yanıt yüzey yöntemi (<i>ing.</i> Polynomial Regression)	31
2.5.7 Radial tabanlı fonksiyonlar (<i>ing.</i> Radial Basis Function (RBF) Networks)	32

2.5.8 Kriging	33
2.5.9 Yapay sinir ağları (<i>ing.</i> Artificial Neural Networks (ANNs)) . . .	35
2.5.10 Gaussian süreç regresyonu	37
2.5.11 Hiper parametreleri ve kernel fonksiyonları	37
2.5.11.1 Hiper parametre optimizasyonu	38
2.5.11.2 Kernel fonksiyonlarının türleri	39
2.5.12 Vekil modelin doğrulaması	39
2.5.12.1 Kök ortalama kare hatası	40
2.5.12.2 Çapraz doğrulama hataları(<i>ing.</i> Leave-one-out Cross Validation (LOOCV))	40
2.5.12.3 K-katlı çapraz doğrulama hatası (<i>ing.</i> K-fold Cross Validation $RMSE_{CV}$)	41
2.5.13 Adaptif veri toplama metodları	41
2.5.13.1 Minimizasyon ile yerine koyma tahmini (<i>ing.</i> Minimizing Surrogate Prediction (MSP))	42
2.5.13.2 Ortalama kare hatası (<i>ing.</i> Maximizing Mean Squared Error (MSE))	43
3. ANALİZ ÇALIŞMALARI	45
3.1 Kanat Tasarımının Belirlenmesi	45
3.2 Aerodinamik Analiz Yönteminin Doğrulanması	46
3.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Modelinin Eleman Hassasiyeti Çalışması	47
3.4 Referans Aerodinamik Analiz Sonuçları	50
3.5 Yapısal Analiz Yönteminin Doğrulanması	52
3.6 Yapısal Modelin Örgü Model Eleman Boyutu Çalışması	60
3.7 Kanadın Başlangıç Tasarımının Belirlenmesi	61
3.7.1 Kaburga ve kiriş yerleşimi için topoloji optimizasyonu	62
3.8 Referans Doğrusal Statik Analizi Sonuçları	63
3.9 Referans Titreşim Analizi Sonuçları	65
4. ENİYİLEME ÇALIŞMALARI	67
4.1 Vekil Model Tabanlı Eniyilemenin Doğrulanması	67
4.2 Vekil Model Tabanlı Çok Disiplinli Eniyileme	70
4.3 Tasarım Değişkenlerinin Tanımlanması	73
4.4 Latin Hiperküpe İle Veri Örnekleme	75
4.5 Hiper Parametre Optimizasyonu	75
4.6 Vekil Model Tabanlı Çok Disiplinli Eniyileme Sonuçları	77
4.7 Optimum Tasarım Modelinin Aerodinamik Analiz Sonuçları	80
4.8 Optimum Kanat Tasarım Modelinin Yapısal Analiz Sonuçları	81
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	87
KAYNAKLAR	88
EKLER	97
ÖZGEÇMİŞ	119

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1: Tekli kanat tasarımları	3
Şekil 2.2: Çoklu kanat tasarımları	4
Şekil 2.3: Kademeli kanat tasarımları	4
Şekil 2.4: Kanat tasarım süreci	4
Şekil 2.5: a) Boyut optimizasyonu b) Şekil optimizasyonu c) Topoloji optimizasyonu	7
Şekil 2.6: Bir hava aracı tasarımında karşılaşılan tasarım problemlerinin birbirle- riyle olan bağlantıları	14
Şekil 2.7: Çok disiplinli eniyileme akış şeması	16
Şekil 2.8: Çok disiplinli eniyileme çalışmaları çerçeveleri	17
Şekil 2.9: Çok disiplinli eniyileme tasarım olurluluğu	21
Şekil 2.10: Bir sabit kanat hava aracının MDF ve IDF çok disiplinli mimarileri ile elde edilen eniyileme sonuçları	23
Şekil 2.11: Bir hava aracı kanadı için çok disiplinli eniyileme örneği	24
Şekil 2.12: MDF mimarisi ile akışkan & yapısal problemin şeması	24
Şekil 2.13: Hava aracı yapısalardaki eş zamanlı optimizasyon şeması	24
Şekil 2.14: Aerodinamik ve yapısal birleşimi optimizasyon örneği	25
Şekil 2.15: OpenMDAO programı ile çözülen mühendislik tasarımı problemleri- nin özeti	26
Şekil 2.16: Latin hiperküpe örneği a) Dörde dört latin kare b) Dört örneklemlili iki boyutlu LHS örneği	30
Şekil 2.17: Doğrusal eğilimli kriging modeli	35
Şekil 2.18: Yapay sinir ağılar mimarisi	36
Şekil 2.19: İç dolgulu numune kriteri kullanılarak elde edilen sonuçların yakın- sama grafiği	42
Şekil 3.1: Kanat profilleri a) NACA 63415. b) NACA 63212.	45
Şekil 3.2: Kanat boyutu.	46
Şekil 3.3: Deneysel ve benzetim verilerinin basınç katsayısı gösterimi.	47
Şekil 3.4: Çalışma alanı ve sınır şartları.	48
Şekil 3.5: HAD benzetimi için eleman hassasiyeti çalışması.	48
Şekil 3.6: HAD benzetimi kanat modelinin sonlu elemanlar modelinin izometrik görünümü.	49
Şekil 3.7: Eleman kalitesi spektrumu	50
Şekil 3.8: Kanadın referans basınç sonuçları.	51
Şekil 3.9: Kanadın referans hız sonuçları.	51
Şekil 3.10: Basit mesnetli dikdörtgen plaka	52
Şekil 3.11: Dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli.	53
Şekil 3.12: Dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu. .	54
Şekil 3.13: ANSYS-Workbench programında dikdörtgen bir plakanın sonlu ele- manlar modeli.	54

Şekil 3.14: ANSYS-Workbench programında dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu.	55
Şekil 3.15: Basit ve sabit mesnetli kare plaka	55
Şekil 3.16: Kare bir plakanın sonlu elemanlar modeli.	57
Şekil 3.17: Kare bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu.	57
Şekil 3.18: Sabit mesnetli dairesel bir plaka	57
Şekil 3.19: Daire şeklinde bir plakanın sonlu elemanlar modeli.	59
Şekil 3.20: Daire şeklinde bir plakanın deplasman sonucu.	59
Şekil 3.21: Yapısal modelin örgü model eleman boyutu hassasiyet sonuçları.	61
Şekil 3.22: Yapısal örgü elemanların kalite spektrumu	61
Şekil 3.23: Kaburga ve kiriş yerleşimi.	62
Şekil 3.24: Topoloji optimizasyonu a) Durum 1. b) Durum 2. c) Durum 3. d) Durum 4.	63
Şekil 3.25: Dört farklı durum sonunda elde edilen yüksek yoğunluklu bölgeler.	63
Şekil 3.26: Kanadın referans yapısal analiz sonlu elemanlar modeli.	64
Şekil 3.27: Kanadın referans yapısal analiz VonMises gerilme sonucu.	64
Şekil 3.28: Kanadın referans mutlak maksimum asal gerilme dağılımı.	64
Şekil 3.29: Kanadın referans deplasman sonuçları.	65
Şekil 3.30: Kanadın İlk Mod Analizi Sonucu: a) Mod1=7,17 Hz b) Mod2=33,39 Hz.	66
Şekil 4.1: Test çalışması.	67
Şekil 4.2: Vekil model doğrulama çalışmasının sonuçları.	69
Şekil 4.3: Vekil model doğrulama çalışmasının sonuçları.	70
Şekil 4.4: Çok disiplinli eniyileme çalışmasının akış şeması.	71
Şekil 4.5: Kanadın çok disiplinli uygulanabilir (MDF) mimarisi temelinde vekil model tabanlı çok disiplinli eniyilemenin özet şeması.	73
Şekil 4.6: Kanat geometrisi tasarım değişkenleri.	74
Şekil 4.7: Latin hiperküp örnekleme ile alınan veri noktaları.	75
Şekil 4.8: Kısıt fonksiyonları vekil modellerinin ölçülen ve tahmin edilen sonuçları.	78
Şekil 4.9: Kısıt fonksiyonları vekil modellerinin ölçülen ve tahmin edilen sonuçları.	79
Şekil 4.10: Optimum kanat tasarımının basınç sonuçları.	80
Şekil 4.11: Optimum kanat tasarımının hız sonuçları.	81
Şekil 4.12: Optimum kanat tasarımının VonMises gerilme sonuçları.	82
Şekil 4.13: Optimum kanat tasarımının mutlak maksimum asal gerilme dağılımı.	82
Şekil 4.14: Optimum kanat tasarımının deplasman sonuçları.	83
Şekil 4.15: Optimum kanat tasarımının modal analizi sonucu: a) Mod1=7,33 Hz b) Mod2=34,43 Hz.	83
Şekil 4.16: Kanadın firar kenarı sonlu elemanlar görseli.	84
Şekil 4.17: Tasarım uzayı çıktılarında optimum kanat tasarımının amaç ve kısıt fonksiyonları çıktıları.	85

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 2.1: Yapısal eniyileme örnekleri.	10
Çizelge 2.2: Çok disiplinli eniyilemenin tekil ve çok seviyeli yaklaşım farkları. .	17
Çizelge 2.3: Analitik problemde optimum tasarım değişkenlerinin hataları	21
Çizelge 3.1: ONERA M6 kanadının serbest akış değişkenleri.	46
Çizelge 3.2: Çözüm ağı ve bir koşu için harcanan süre.	48
Çizelge 3.3: Kanadın aerodinamik değişkenleri.	49
Çizelge 3.4: HAD modeli örgü elemanlarının özellikleri.	50
Çizelge 3.5: Kanat referans aerodinamik analizi taşıma ve sürüklenme katsayısı değerleri.	51
Çizelge 3.6: Referans HAD modeli örgü elemanlarının özellikleri.	51
Çizelge 3.7: Laminer plaka modellerinin deplasman değerleri.	60
Çizelge 3.8: Laminer plaka modellerinin arasındaki yüzde fark.	60
Çizelge 3.9: AL-7075 malzeme özellikleri	60
Çizelge 3.10: Tasarım değişkenleri değerleri.	62
Çizelge 3.11: Kanat Referans Yapısal Analiz Örgü Kalitesi.	65
Çizelge 4.1: Tasarım değişkenleri değerleri	67
Çizelge 4.2: Tasarım değişkenleri değerleri.	74
Çizelge 4.3: Optimizasyon sonunda elde edilen hiper arametreler ve değerleri. .	77
Çizelge 4.4: Vekil modellerin normalize edilmiş $GRMSE_{norm}$	79
Çizelge 4.5: Optimizasyon yöntemlerinin sonuçlarının karşılaştırılması.	80
Çizelge 4.6: Kanat tasarım değişkenlerinin optimum değerlerinin karşılaştırılması.	80
Çizelge 4.7: Kanat tasarım değişkenlerinin optimum değerlerinin karşılaştırılması.	80
Çizelge 4.8: Optimum kanat tasarımının aerodinamik analizi örgü kalitesi.	81
Çizelge 4.9: Optimum kanat tasarımının aerodinamik analizi taşıma ve sürüklenme katsayı değerleri.	81
Çizelge 4.10: Optimum kanat tasarımının yapısal analiz örgü kalitesi.	84
Çizelge 4.11: Kanat tasarımı referans ve optimum tasarımlarının karşılaştırılması.	84



KISALTMALAR

AD	Automatic differentiation
ANN	Artificial Neural Networks
AOO	All-At-Once
BLISS	Bi-level Integrated System Synthesis
CAD	Bilgisayar Destekli Yazılım (<i>ing.</i> Computer-Aided Design)
CCD	Central Composite Design
CO	Collaborative Optimization
CRSM	Classical Response Surface Method
DACE	Design Analysis of Computer Experiments
DOE	Deney Tasarımı (<i>ing.</i> Design of Experiment)
FEM	Finite Element Modelling
FFD	Free-form Deformation
FF	Full Factorial
FPI	Fixed Point Iteration
GPF	Gaussian Process Regression
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
IDF	Individual Discipline Feasible
LOOCV	Leave-one-out Cross Validation
LHS	Latin Hiperküp Örnekleme (<i>ing.</i> Latin hypercube sampling)
MDF	Multidisciplinary Feasible
MPa	Mega Pascal
MSE	Maximizing Mean Squared Error
MSP	Minimizing Surrogate Prediction
QSD	Quasi-Seperable Decomposition
RBF	Radial Basis Function
RMSE	Kök Ortalama Kare Hatası (<i>ing.</i> Root Mean Square Error)
SAND	Simultaneous Analysis and Design
SIMP	Solid Isotropic Material with Penalization
SQP	Sequential Quadratic Programming
SBO	Surrogate Based optimization
SVM	Support Vector Machines



SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
x	Tasarım değişkeni
y	Sistem cevabı
ν	Poisson oranı
$f(x)$	Amaç fonksiyonu
$h(x)$	Eşitlik kısıtı
$g(x)$	Eşitsizlik kısıtı
m	Metre
C_l	Taşıma katsayısı
C_d	Sürüklenme katsayısı
C_p	Basınç katsayısı
u	Deplasman
$\vec{f}_{ext}$	Dış yük vektörü
$RMSE_{norm}$	Normalleştirilmiş karekök ortalama hatası
σ_{Max_M}	Maksimum von Mises gerilmesi
σ_{oy}	Malzeme akma dayanımı
E	Elastisite modülü
G	Kayma modülü
k	Katılık sabiti (<i>ing.</i> coefficient of stiffness)
K	Kelvin
ρ	Özkütle
R	Analiz kısıtı
y	Bağlantı değişkeni
$\hat{y}$	Değişken kopyası
i	Disiplin i veri

1. GİRİŞ

Havacılık sistemleri, teknolojinin genişlemesiyle karmaşık ve büyük birer sistemler bütünü olmaya başlamıştır. Bu sistemlerin tasarımı son derece karmaşık mühendislik problemi olmasından kaynaklı, zamanla bu sistemler ayrı ayrı disiplinlere bölünmüştür. Bütünü sadece tek bir parça olarak kabul edip üzerinde yoğunlaşıp eniyileme çalışmalarını gerçekleştirmenin, daha karmaşık sistemleri tasarlayanın kolaylaştırılmış bir adımı olduğu zamanla görülmüştür.

Günümüzde bilgisayar teknolojilerindeki ilerlemelere rağmen, bazı hesaplama problemlerinin hala oldukça zor çözüldüğü ve maliyetli olduğu bir gerçektir. Hesaplaması pahalı analiz programlarının uygun kullanılabilir metamodeller ile değiştirilmesi optimizasyon sürecini büyük ölçüde hızlandırmaktadır. Bu yaklaşımların tek veya çok disiplinli optimizasyon problemlerine uygulanmasıyla ilgili araştırmalara ve uygulamalara literatürde sıklıkla yer verilmektedir. Örneğin, Giunta hem polinom modellerini hem de Kriging'i kullanarak yüksek hızlı sivil taşıma aracının tasarımının optimizasyonuna uygulamıştır [1]. Kriging metamodelleri, genetik algoritmalarla birleştirilerek, Kanazaki ve arkadaşları ve Kumano ve arkadaşlarının [2, 3] çalışmalarında olduğu gibi, çok amaçlı ve çok disiplinli optimizasyon problemlerinin çözümünde de kullanılmıştır.

Son yıllarda gerek tasarım mühendisleri gerekse analiz mühendisleri artık nihai tasarımları, yüksek performans gereksinimlerini sağlayan hafif en iyi tasarımlar olarak hayata geçirmek istemektedirler. Bu bağlamda tasarım eniyileme çalışmalarının en önemli amaçlarının başında gelen ağırlık eniyileme çalışmaları gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır. Bunun yanında güvenilirlik faktörünün yüksek derecede önemli olduğu havacılık alanında dayanımı yüksek, hafif yapısal tasarımların farklı disiplinlerle olan etkileşimleri incelenerek elde edilecek eniyilenmiş tasarımın verimliliğinin önemi giderek daha iyi anlaşılmaktadır. Özellikle, uçak tasarımında aerodinamik açıdan kritik bir konumda olan kanat modellerinin optimizasyonu önemli bir hale gelmiştir. Çok disiplinli eniyileme tasarım süreçlerine geçilmesi için bu yönde faaliyetler başlatılmış durumdadır.

Sonlu elemanlar yöntemi ile bilgisayar destekli nümerik araçlar, uçak yapılarının maruz kaldığı yükün oluşturduğu deplasmanı ve bunun yanında karşılaştığı mod frekanslarını, etkin şekilde anlayabilmeye olanak sağlamaktadır. Dolayısıyla, test ortamının getireceği uzun ve maliyetli tasarım süreçleri indirgenmektedir. Bu tez kapsamında geliştirilen analiz modellerinin elde edilmesi, Altair grubuna ait Hyperworks-Optistruct programı kullanılarak yapılmıştır. Optimizasyonun iterasyon döngüsünde, akış çözümleri için ANSYS-Fluent ve yapısal analizler için ANSYS Mechanical tercih edilmiştir.

1.1 Tezin Amacı

Çok disiplinli optimizasyon mimarilerinin tercih edilmesiyle iş gücü ve maliyet açısından önemli bir yol katedilmiştir. Bu bağlamda, çok disiplinli bir eniyileme çalışmasının tercih edilmesindeki temel motivasyon, bir geometrinin başlangıç tasarımını vekil model tabanlı çok disiplinli eniyileme metodunu kullanarak verimli bir şekilde tasarlayabilmektir. Böylelikle, disiplinler arası optimizasyonlardaki tekrar eden tasarım süreçleri ihtiyacını azaltarak verimli bir tasarım süreci yönetimi sağlanmış olur. Bu tez kapsamında anlatılan eniyileme çalışmasının temel amacı, bir sabit kanat hava aracının seyir halinde maruz kaldığı aerodinamik yükler altındayken kanadın, vekil modeller yardımıyla çok disiplinli uygulanabilir (*ing.* multidisciplinary feasible (MDF)) mimariye sahip, tek yönlü akış etkileşiminde, çok disiplinli optimizasyonunu gerçekleştirmektir. Öte yandan bu çalışma ile geliştirilen veri toplama algoritması sayesinde adaptif örneklem yöntemi ile optimizasyon sonucunun verimliliğini ortaya koymak da hedeflerin arasındadır. Bu kapsamda, geliştirilen algoritma ile elde edilen sonuçlar incelenerek elde edilen optimum tasarımın yapısal ve aerodinamik performans çıktıları ile tasarımın performansı ortaya konacaktır.

1.2 Tezin İçeriği

Tez çalışması kapsamında, öncelikle giriş bölümü ele alınmıştır. Bu bölümde tezin amacı ve tezin içeriği anlatılmıştır. İkinci bölüm olan literatür taramasında, uçak kanadı tasarımlarının incelenmesi, yapısal eniyileme, aerodinamik tasarım eniyilemesi, çok disiplinli optimizasyon, vekil model tabanlı optimizasyon çalışmaları ortaya konmuştur. Üçüncü bölümle analiz çalışmaları kapsamında, kanat tasarımının belirlenmesi, aerodinamik analiz yönteminin doğrulanması, hesaplamalı akışkanlar dinamiği eleman hassasiyeti çalışması, referans aerodinamik analiz, yapısal analiz yönteminin doğrulanması, yapısal modelin eleman hassasiyeti çalışması, kanadın başlangıç tasarımının belirlenmesi, referans doğrusal statik analizi, referans titreşim analizi aşamalarından oluşmaktadır. Dördüncü bölümle, vekil model tabanlı eniyilemenin doğrulanması, vekil model tabanlı çok disiplinli eniyileme, modelin tasarım değişkenlerinin tanımlanması, latin hiperküp ile veri örnekleme, hiper parametre optimizasyonu, vekil model tabanlı çok disiplinli eniyileme sonuçları, optimum tasarımın aerodinamik ve yapısal analiz çalışmaları ortaya konmuştur. Son bölüm olan sonuç ve öneriler kısmında yapılan bu çalışma değerlendirilmiş olup gelecekte çalışılabilecek konulara atıfta bulunulmuştur.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

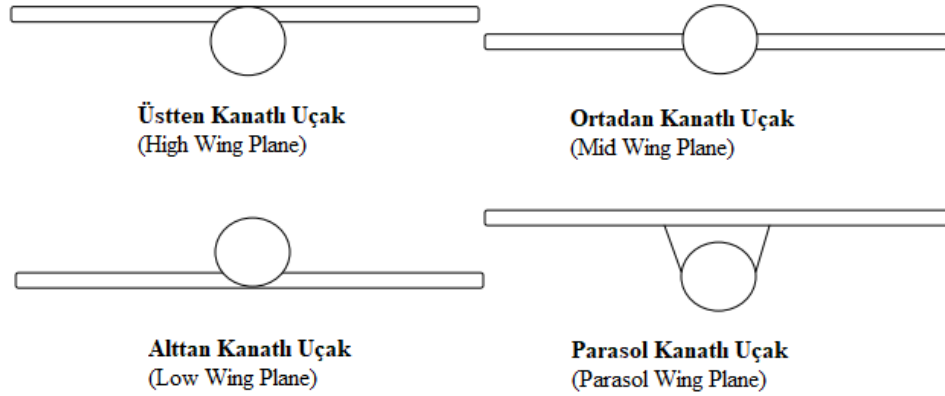
Ortaya çıkarılan bu çalışmada başlangıç tasarımının belirlenmesinden, eniyilenmiş tasarım verileri ile güncellenen optimum kanat tasarımına ait analiz sonuçlarının elde edilmesine kadar geçen tüm bu tasarım sürecinde başvurulmuş her metod ve yaklaşıma ait literatür araştırmaları bu bölümde incelenmiştir.

2.1 Uçak Kanadı Yapısal Tasarımı

Kanat konfigürasyonları, tekli kanat ve çoklu kanat konfigürasyonları olarak temelde iki kategoriye ayrılır. Bunlar tekli kanat tasarımı ve çoklu kanat tasarımıdır.

2.1.1 Tekli kanat tasarımı

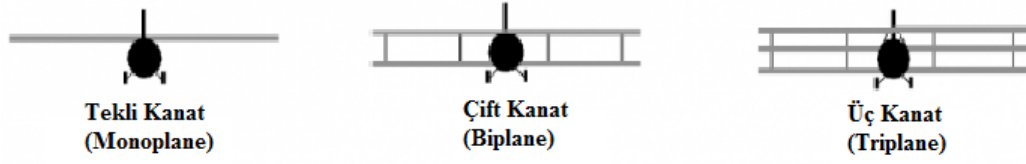
Bu kategoriye ait kanat tasarımları bu bölümde sıralanmıştır. Bunlar, alttan kanatlı uçak tasarımı, ortadan kanatlı uçak tasarımı, omuzdan kanatlı uçak kanat tasarımı, üstten kanatlı uçak kanat tasarımı, parasol (şemsiye) kanatlı uçak tasarımıdır. Tekli kanat konfigürasyonlarının görselleri Şekil 2.1’de gösterilmiştir:



Şekil 2.1: Tekli kanat tasarımları [4].

2.1.2 Çoklu kanat tasarımı

Bu kategoriye ait kanat tasarımları bu bölümde sıralanmıştır. Bunlar, çift kanatlı uçak tasarımı, asimetrik açıklıklı çift kanatlı uçak tasarımı, bir-buçuk kanatlı uçak tasarımı, ters bir-buçuk kanatlı uçak tasarım, Busemann çift kanatlı uçak tasarımıdır. Temel olarak sıklıkla kullanılan çoklu kanat konfigürasyonlarının görselleri Şekil 2.2’de gösterilmiştir.

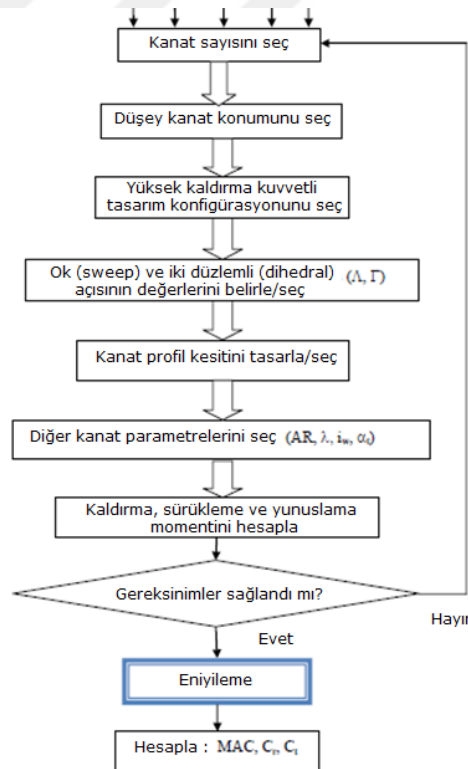


Şekil 2.2: Çoklu kanat tasarımları [5].

Basamak kanat konfigürasyonlarının görselleri Şekil 2.3'te gösterilmiştir. Kanat tasarımlarının eniyileme işlemi gerçekleştirilmeden önce belirlenmesi gereken kanat adedi, dikey konumu için ise tasarım parametreleri bulunmaktadır. Belirlenmesi gerekenler Şekil 2.4'te sıralanmıştır. Seçimler tamamlandıktan sonra yeterli şartları sağladığı noktada parça eniyilenebilir parça halini almaktadır.



Şekil 2.3: Kademeli kanat tasarımları [5].



Şekil 2.4: Kanat tasarım süreci [6].

2.1.3 Kanat kesiti çeşitleri

Genellikle NACA tiplerinden oluşan birçok kanat kesiti (*ing.* airfoil) türleri bulunmaktadır. Her uçağın kendi isterlerini karşılayan farklı tasarımlar mevcuttur. Tasarım parametreleri çeşitli hesaplamalardan geçerek hesaplanır. Tasarım mühendisi, belirli bir katoloğa bağlı kalmak zorunda değildir. Uçuş koşullarını sağlayan, aerodinamik hesaplamalar sonucunda taşıma kriterlerine uygun bir kanat kesiti kullanılabilir. Kanat kesiti seçim kriterleri şu şekilde sıralanabilir: en düşük sürtünme katsayısına, en yüksek kaldırma ve sürüklenme oranına, en yüksek kaldırma eğrisi eğimine sahip, en düşük yunuslama momentine sahip durma bölgesinde uygun durak kalitesine sahip, yapısal olarak güçlendirilebilir, ince bir profile sahip, sistem yerleşim kriterlerine uygun üretilebilir ve düşük maliyette olması beklenmektedir [4]. Tüm tasarımlara bu beklenti doğrultusunda oluşturulmalıdır.

2.2 Yapısal Eniyileme

Eniyileme, belirli kısıtlamalar altında bir probleme ait amaç fonksiyonunun en iyi çözümünü arama sürecidir. Tasarım değişkenleri belirli sınır koşulları altında ayarlanır ve bir amaç fonksiyonu enküçüklenir veya enbüyüklenir. Eniyileme problemlerinde tasarım değişkenleri, geometrik özellikler veya malzeme özellikleri şeklinde olabilir. Amaç fonksiyonu, sistemin optimizasyonu için seçilen yanıtıdır. Bu amaç fonksiyonunun enküçüklenmesi veya enbüyüklenmesi, belirlenmiş tasarım sınırlamalarına bağlıdır [7].

Yapısal eniyileme, belirli kriterleri karşılayan güvenilir bir yapının, en hafif tasarımını belirleme sürecidir. Bu inceleme sürecinde belirli kısıtlar kullanılarak tasarım için kritik noktalar belirlenir. Tasarımı etkileyen önemli tasarım değişkenleri istenen yapısal performansı elde etmek için eniyilenir. Dayanıklılığı en üst seviyeye çıkarmak, ağırlığı en aza indirmek veya maliyeti düşürmek için eniyileme süreci tamamlanır. Bu tasarım süreci genellikle, çeşitli tasarım senaryolarını ve nihai sonuçlarını keşfetmek için karmaşık matematiksel modelleme ve hesaplama tekniklerini içerir. Yapısal eniyileme için farklı yöntemler ve yaklaşımlar, malzeme özellikleri, yapısal yükler ve geometrik model kaynaklı kısıtlamalar dikkate alınarak ele alınır. Yapısal eniyileme çalışmalarının amacı, ağırlığı veya maliyeti en aza indirmek, bunun yanı sıra dayanıklılık gereksinimlerini veya üretim kabiliyetlerini gözeterek yeni bir tasarım ortaya koymaktır.

2.2.1 Amaç fonksiyonu

Tasarımları sınıflandırmak amacıyla kullanılan bir fonksiyondur. Genelde yapısal çalışmalarda fonksiyonu küçük bir değerden daha iyi olacak şekilde hedeflenir. " $f(x)$ "

fonksiyonu sıklıkla ağırlığı, belirli bir yöndeki yer değiştirmeyi, gerilimi veya üretim maliyetini ölçer. Buna bağlı olan tasarım değişkenleri ile yönetilir.

2.2.2 Tasarım değişkeni

Tasarımı tanımlayan ve eniyileme sırasında değiştirilerek sonuçların elde edilmesini sağlayan parametrelerdir. Bu 'x' parametreleri geometrik modele ait parametreler veya malzeme seçimi ile ilgili tasarım değişkenleri olabilmektedir.

2.2.3 Sistem cevabı

Belirli bir tasarım için yapısal modelin tepkisini temsil eden parametredir. 'y' ile adlandırılan bu sistem çıktıları, mekanik disiplini için sistem cevabı, yer değiştirme, gerilme, gerinim veya kuvvet anlamına gelmektedir. Yapısal eniyileme Denklem 2.1 ile ele alınır:

$$\text{Yapısal Optimizasyon} \begin{cases} \text{Eniyile: } f(x,y), \text{ değişken } x \text{ ve } y \text{ ye göre} \\ \text{Öyle ki: } \text{kısıtlar } x \text{ ve } y \text{ değerlerine bağlıdır} \end{cases} \quad (2.1)$$

Optimizasyon problemini temel bir matematiksel ifade yardımıyla Denklem 2.2'de olduğu gibi yazılmaktadır:

$$\begin{aligned} \text{Bul} \quad & \vec{x} \\ \text{Enküçük} & f(\vec{x}, u(\vec{x})) \\ \text{Öyle ki} \quad & g(\vec{x}, u(\vec{x})) \leq 0 \\ & h(\vec{x}, u(\vec{x})) = 0 \end{aligned} \quad (2.2)$$

Bu formülasyon, sayısal yöntemler için başlangıç noktasını da içinde barındıran bir ifadedir. Tasarım değişkeni " $\vec{x}$ " ile ifade edilmektedir. Burada tasarım probleminin eşitsizlik kısıtlamaları " $g(\vec{x}, \vec{u})$ ", eşitlik kısıtları " $h(\vec{x}, \vec{u})$ ", amaç fonksiyonunu ise " $f(\vec{x}, \vec{u})$ " şeklinde ifade edilmektedir.

Yapısal optimizasyonda ilk analitik çalışmalar, Maxwell ve Michell'in 1869'daki çalışmalarına kadar dayanmaktadır[8]. Kafes yapılarının ağırlıklarına ilişkin teorik alt limitler bu dönemde ortaya konmuştur. Bu temel çalışmaların zamanla geliştirilmesi ile, yapısal optimizasyon ve tasarım sürecine katkı sağlayacak önemli yaklaşımlar ortaya konmuştur. 1960'larda optimizasyon alanındaki ilerlemeler, hafif yapıların oluşturulmasına rağbet gösterilmesi ile beraber yapısal tasarımı önemli ölçüde ilerletmiştir. Ayrıca dijital

bilgisayarların ortaya çıkışı ile ilerlemelerde artış sağlanmıştır ve Schmit'in 1960'ta yayınladığı dönüm noktası niteliğindeki makalesinde [9], bilgisayar tabanlı tasarımın olağanüstü bir döneminin başladığı ifade edilmiştir. Bu dönemde doğrusal olmayan programlama tekniklerinin kullanılması, gerilme dayanımına bağlı tasarım yaklaşımından daha gelişmiş bir yaklaşıma geçiş yapılmasına olanak tanımıştır.

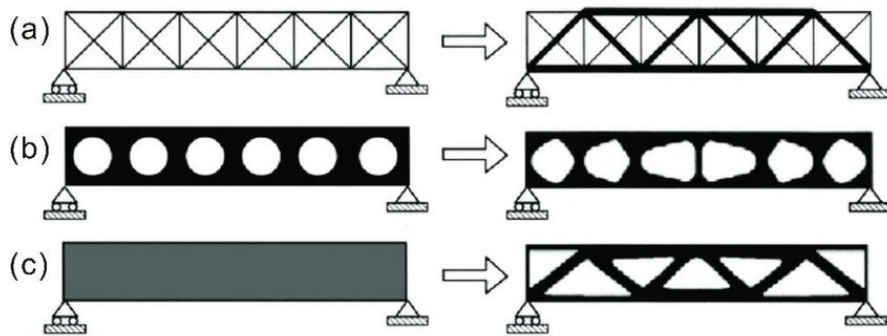
Günümüzde ise yapısal optimizasyon, doğrusal olmayan algoritmalarla, çeşitli metodların birleştirilmesi yoluyla büyük ilerlemeler kaydetmiştir. Mühendislik tasarımlarını eniyilemek, gelişen teknoloji altyapısındaki ilerlemelere rağmen geliştirilen yöntemleri kullanarak bilgisayar ortamında çözüm getirmek maliyetli ve karmaşık bir süreci beraberinde getirmektedir [10].

2.2.4 Yapısal eniyileme problemleri

Yapısal eniyileme problemleri üç sınıfa ayrılır. Bunlar boyut, şekil ve topoloji optimizasyonudur. Boyut optimizasyonunda tasarım değişkeni, yapısal tasarımın kalınlığı gibi geometrik özelliği olarak ele alınır; örneğin, bu tasarım değişkenleri kafes yapılarının kesit alanları veya bir levhanın kalınlık dağılımı olabilmektedir. Bir kafes yapısı için boyutlandırma optimizasyonu problemi Şekil 2.5 ile gösterilmiştir.

2.2.5 Şekil optimizasyonu

Bu optimizasyon türünde tasarım değişkeni, yapısal alanın sınırlarından bir kısmının formunu veya konturunu temsil etmektedir. Şekil optimizasyonu ile yapı bağlantı noktaları değişmeden bir eniyileme süreci gerçekleştirilebilmektedir. Örneğin, iki boyutlu bir şekil optimizasyonu Şekil 2.5'de olduğu gibi hafifletme deliklerinin şekillerini belirlemede gerçekleştirilebilmektedir.



Şekil 2.5: a) Boyut optimizasyonu b) Şekil optimizasyonu c) Topoloji optimizasyonu [11].

2.2.6 Topoloji optimizasyonu

Yapısal optimizasyonunun en genel formudur. Sonlu elemanlar modelinde elemanların yoğunluğu gözetilerek gerçekleştirilen bir eniyileme çeşididir. Kafes yapısı örneği düşünüldüğünde düğüm bağlantıları tasarım değişkeni olur ve kafesin topolojisi değişir. Şekil 2.5’de bunun örneği görülmektedir. Bir eniyileme probleminin diferansiyel denklem olduğu farz edildiğinde, şekil optimizasyonunun denklemin alanını kontrol ettiği, boyutlandırma ve topoloji optimizasyonunun ise problemin parametrelerini kontrol ettiği söylenebilmektedir [12].

Topoloji optimizasyonu, mühendislik çalışmalarında en iyi yapısal değerlere sahip tasarımlar elde edebilmek için, belirlenmiş bir tasarım alanı içerisine malzemeyi konumlandırma ile uğraşmaktadır [13]. Bir amaç fonksiyonu olan F fonksiyonunu minimize eden malzeme dağılımı bulunur. G hacim kısıtlamalarını ifade eder. M kısıtlandığı nokta olarak belirlenir. Kısıtlara tabi tutularak değerlendirilir. Tasarım üzerinde malzeme dağılımı, tasarım alanındaki herhangi bir noktada 0 (boşluk) veya 1 (katı malzeme) değerini alabilen yoğunluk değişkeni $\rho(x)$ ile tanımlanır. Bir topoloji optimizasyonu problemi matematiksel formda Denklem 2.3’te belirtildiği gibi yazılır:

$$\begin{aligned} \text{Bul} \quad & \rho \\ \text{Enküçüle} \quad & F(u(\rho), \rho) = \sum_{n=1} \int_{\Omega_i} f(u(\rho_i), \rho_i) dV \\ \text{Öyle ki} \quad & G_0(\rho) = \sum_i v_i \rho_i - V_0 \leq 0 \\ & G_j(u(\rho)) \leq 0, \quad j = 1, \dots, M \\ & \rho_i = 0 \text{ ya da } 1, \quad i = 1, \dots, N \end{aligned} \quad (2.3)$$

Burada, sistem cevabı olan u (yer değiştirme), amaç fonksiyonu doğrusal veya doğrusal olmayan bir durum denklemini oluşturmaktadır. Amaç fonksiyonu, gerilme enerjisi yoğunluğu gibi, yerel(*ing. local*) bir fonksiyon $f(u(\rho), \rho)$ üzerinden integral alınarak hesaplanır. Denklem 2.3’ te olduğu gibi yoğunluk değerleri göz önünde bulundurulduğunda, topoloji optimizasyonu problemi genellikle alanı büyük bir sayıda sonlu elemana böler ve yoğunluk dağılımını N adet elemanla tanımlamayı ifade eder [14]. Topoloji optimizasyonu bu tez çalışmasında yapısal analiz çözücüsü ve eniyileme aracı olarak kullanılan OptiStruct programı ile, izotropik malzeme katılığını indirgeme yaklaşımı(*ing. Solid Isotropic Material with Penalization (ing. SIMP)*) baz alınarak kullanılmıştır. Bu yöntem, her elemanın malzeme direngenliğini, yoğunluğuna bağlı olarak enterpole eder ve aynı zamanda ara yoğunlukları yoketmek için nihai tasarımda net ola-

rak bir veya sıfır (yani boşluk veya katı anlamında) malzeme dağılımını teşvik etmek için kullanılan bir indirgeme faktörü kullanarak hesaplamaktadır. Bir elemanın malzeme özellikleri, yoğunluğun bir fonksiyonu olarak ve genelde birden büyük bir indirgeme üssü ile modellenir [11].

Bu tez çalışmasında topoloji optimizasyonu, sıfırdan tasarlanan kanat tasarımını oluşturabilmek adına kanadın iç yapılarının yerleşimini belirlemek amacıyla kullanılmıştır. Malzeme yoğunluğunun çok olduğu bölgelere konumlandırılmış kaburga, kiriş ve yüzey yapısal tasarımı ile başlangıç tasarımı ortaya konmuştur. Altair grubunun yapısal çözücüsü olan OptiStruct programında kullanılan ve genel olarak yapısal eniyileme alanında topoloji optimizasyonunun matematiksel formülasyonu aşağıdaki gibi genel bir formda temsil edilir. Bu formülasyon, bu temel formu çeşitli amaç fonksiyonu, kısıt ve tasarım değişkenleri değiştirebilir. Bir amaç fonksiyonu ile malzeme yoğunluğu $F(\rho)$ en aza indirilir veya en üst seviyeye çıkarılır, buna örnek olarak yapısal şekilde değiştirme enerjisi (*ing. compliance*) azaltılması veya malzeme direngenliğinin artırılması verilebilir. Denklem 2.4 ile bu amaç fonksiyonu gösterilmiştir.

$$F(\rho) = f(u, \rho) \quad (2.4)$$

Mühendislikte eniyileme yöntemi eşitsizlik kısıtları sonlu elemanlar yöntemi ile yürütülür. Denklem 2.5 ile bu ifade edilmiştir. Denklem 2.5'te yer alan, $K(\rho)$, tasarım değişkenine yani malzeme yoğunluğuna bağlı küresel katılık matrisidir. u yer değiştirme vektörü ve f_{ext} dış yük vektörüdür.

$$K(\rho) \cdot u = f_{ext} \quad (2.5)$$

Hacim kısıtlaması veya kütle kısıtlaması aşağıda yer alan Denklem 2.6 ile ifade edilir:

$$g(\rho) = \sum_{e=1}^N \left(\frac{\rho_e}{\rho_{max}} \right)^{v_e} - V^* \leq 0 \quad (2.6)$$

Denklem 2.6 ile gösterilen N , toplam sonlu eleman sayısı, ρ_e elemanın yoğunluğu, ρ_{max} maksimum izin verilen yoğunluk, v_e , e elemanın hacmi ve V^* malzemenin toplam hacmi veya kütesidir. Her tasarım değişkeni için yoğunluk sınırları her nokta veya elemanda malzeme yoğunluğu ifade edilir. Denklem 2.7 ile ρ_{min} , her elemanın malzemenin kopma dayanımı altına düşmemesi için gereken minimum direngenliği sağlamak için oluşturulan pozitif bir değeri ifade etmektedir.

$$0 < \rho_{\min} \leq \rho_e \leq 1 \quad (2.7)$$

İzotropik malzeme katılığını indirgeme yaklaşımı enterpolasyonu için kullanılan Denklem 2.8 ile malzeme özellikleri, özellikle katılık kullanılarak enterpole edilir.

$$E(\rho_e) = \rho_e^p \cdot E_0 \quad (2.8)$$

Bu genel matematiksel formda $E(\rho_e)$, E elemanının Young modülü, ρ_e , elemanının yoğunluğu, p yukarıda bahsi geçen indirgeme faktörü, ve E_0 katı malzemenin Young modülüdür. Topoloji optimizasyonu, $F(\rho)$ amaç fonksiyonunu minimize etmek (veya maksimize etmek) için tüm elemanların yoğunluklarını (ρ_e) birbirleri içinde dengelemeyi amaçlar, denge ve hacim kısıtlamalarını karşılarken ve yoğunlukların belirli sınırlar içinde kalmasını sağlarken. SIMP metodu, çözümlerin boşluk ya da katı malzemeyi temsil eden 0-1 eleman yoğunluğu dağılımına yakınsamasını teşvik eder, optimize edilmiş tasarımların üretilebilir yapılar olarak yorumlanmasını kolaylaştırır [15].

Yapısal optimizasyon çalışmaları makalelerde [16–18], geçen eniyileme örnekleri ve önemli noktaları aşağıdaki Çizelge 2.1 ile gösterilmiştir.

Çizelge 2.1: Yapısal eniyileme örnekleri.

Yazar	Amaç Fonksiyonu	Tasarım Değişkeni Sayısı	Kısıtlar	Sınır Koşulları	Program
Freire [16]	Kanat ağırlığı minimizasyonu	7	Kanat ucu yer değiştirmesi, dönme açısı, eksenel gerilme	Dış geometri sabit	MATLAB, ADiMat
Saroji [17]	Kanat ağırlığı minimizasyonu	16	Köşe noktalarındaki eksenel gerilim, orta noktalarındaki von-Misses gerilimi	Dış geometri sabit	XDSM, RADE, VAB, MATLAB, CasADi, Nastran-AVL
Çakır [18]	Kanat ağırlığı minimizasyonu	53	Maksimum gerilme, ve kararsızlık (panel veya sütun burkulma)	Dış geometri sabit	XDSM, RADE, IML, CasADi, VAB MATLAB, ADiMat, Nastran-AVL

Analiz sonuçlarına dayalı sertifikasyon koşullarını yerine getirebilmek için tasarımcının, hava aracının yapısal olarak görev profili boyunca güvenli olduğunu göstermesi

gerekmektedir. Bunun için, dış geometrinin görev profiline göre belirlenen yüklemeler altında iç yapının nasıl konfigüre edildiği, bu konfigürasyonun mevcut görev profilinde hangi yüklere maruz kaldığı hata kriterlerini ve toleransları sağlayacak şekilde belirlenmesi gerekmektedir. Eniyileme çalışmaları hava aracının sağlanan aerodinamik ve yapısal performans değerlerini iyileştirerek en hafif ve dayanıklı yapının elde edilmesi amacıyla yapılır.

Literatürde bu bağlamda yapılan pek çok yapısal tasarım eniyileme çalışması bulunmaktadır. Bunlardan bazıları detayları ile incelenmiştir. Freire'nin çalışmasında ağırlığın minimize edilmesi için maliyet fonksiyonu, yedi adet tasarım değişkeninin fonksiyonu olacak şekilde kanat ağırlığından oluşmaktadır. Kısıtlar ise kanat ucu yer değiştirmesi, kanat ucu dönme açısı ve kanatta görülen azami eksenel gerilme değeridir. Yedi adet tasarım değişkeni ise: kord uzunluğu, ön kiriş konumu, arka kiriş konumu, ön kiriş kalınlığı, üst kabuk kalınlığı, arka kiriş kalınlığı, alt kabuk kalınlığı şeklindedir. Çalışmada dış yüzey geometrisi sabit kabul edilerek aerodinamik etkiler ve dolayısı ile yükün sabit kalması sağlanmıştır. Yapısal analiz için sonlu elemanlar yöntemi ve sabit kabul edilen aerodinamik yüklerin hesabı, yazarın çalışma grubuna ait MATLAB yazılımı ile yapılmıştır. Automatic differentiation (AD) için MATLAB ortamı üzerinde oluşturulmuş araç olan ADiMat kullanılmıştır. Eniyileme süreci için gradyen hesabı adjoint yöntemi ile gerçekleştirilmiştir.

Sarojini'nin çalışmasında da maliyet fonksiyonu ve eniyileme problemi yapısı temel olarak aynı şekildedir. Kısıtlar ise köşe noktalarındaki eksenel gerilim, orta noktadaki von-Mises gerilimi, flanş kayma gerilimi değerlerinden ve ek olarak tasarım değişkenlerinin alt ve üst limitlerinden oluşmaktadır. Örneklerinden bir tanesinde, kanatta dört adet kirişin kesitinde alt, üst, sağ ve sol tarafındaki kalınlıklar olmak üzere toplamda on altı adet tasarım değişkeni içermektedir. Çalışmada dış yüzey geometrisi sabit kabul edilmiştir. Yapısal analiz için XDSM ve Nastran veya AVL, geometri üretimi için RADE, automatic differentiation (AD) için CasADi araçları kullanılmıştır. Eniyileme süreci için gradyen hesabı adjoint yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Çakır'ın çalışmasında da maliyet fonksiyonu kanadın ağırlığından oluşurken, kısıtları maksimum gerilim ve kararsızlık (panel veya sütun burkulması) olarak belirtilmiştir. Amaç fonksiyonunu elli üç adet tasarım değişkeni oluşturmaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi için Nastran kullanılırken, eniyileme süreci ise Fortran üzerinde geliştirilen bir genetik algoritma ile gerçekleştirilmiştir.

2.3 Aerodinamik Tasarım Optimizasyonu

Hava araçlarında eniyileme gerçekleştirilirken dört temel durumda hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi(HAD) gerçekleştirilir. Bunlar: HAD kullanılarak aerodinamik

açından verimli bir tasarım konfigürasyonu tasarımı, optimizasyon aracı ile HAD sonuçları karşılaştırmı, çok disiplinli eniyilemeyi kullanarak minimum kalkış ağırlığı için bir tasarım eniyilemesi, ortaya çıkan konfigürasyonun aerodinamiğinin HAD sonucu ile doğrulanıp ve iyileştirilmesidir.

Hesaplama akışkanlar dinamiğinin, endüstride yaygınlaşması ile birlikte HAD tabanlı eniyilenmiş şekil tasarımları da gelişim göstermiştir. Aerodinamik problemler için tasarım yöntemlerinin gelişimi, Lighthill'in haritalama yöntemi ile başlamıştır. Transonik akış problemleri için ilk tasarım yöntemleri, hodograf yöntemine dayanırken, Garabedian ve Korn'un karmaşık karakteristikler yöntemi ve kurgusal gaz kanat tasarımı (.ing fictitious gas airfoil design) yöntemi gibi ilerlemeler kaydedilmiştir. Hicks ve Henne, transonik kanat kesiti ve kanatlar için doğrudan potansiyel akış çözücülerini ile optimizasyon yöntemlerini birleştirmiştir. Pironneau, eliptik denklemlerle yönetilen şekiller için optimal kontrol tekniklerini, Jameson, Reuther ile birlikte kontrol teorisini kullanarak transonik ve süpersonik akışlarda aerodinamik şekillerin tasarımı için adjoint problemlerin çözümü tabanında Euler denklemlerini kullanarak transonik ve süpersonikteki aerodinamik şekillerin geliştirilmesi üzerine çalışmıştır. Jameson ayrıca Martinelli ve Pierce ile birlikte Navier-Stokes denklemleriyle yönetilen problemleri için de bu yöntemleri geliştirmiştir [19]. Transonik uçaklarının gelişimi bu son yetmiş altmış senelik zaman diliminde bu şekilde özetlenebilir.

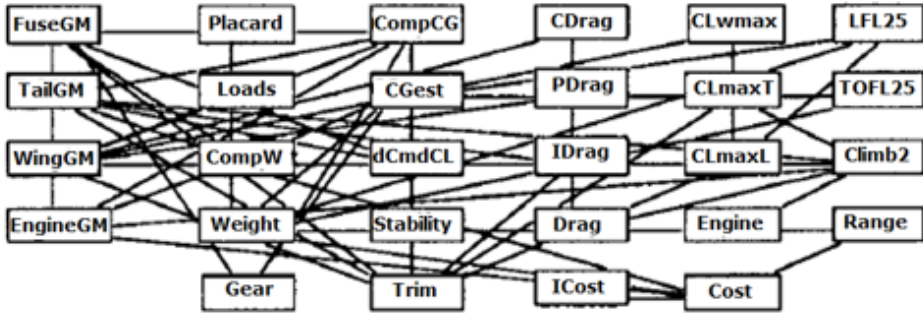
Hava araçlarının aerodinamik şekil eniyileme tasarım süreçleri yüksek sayıda tasarım değişkeni gerektirmektedir. Bu da sonlu elemanlar modelinin ölçeklenebilirlik konusunu ön plana getirmektedir. Gradyen tabanlı olmayan yöntemler, gradyen tabanlı yöntemlere kıyasla daha az fonksiyon değerlendirmesi gerektirmektedir. Dolayısıyla daha düşük hesaplama maliyetine sebep olmaktadır. Gradyen tabanlı uygulamalar, gradyen hesabının verimliliğinin ve doğruluğunun önemini ön plana çıkarmaktadır. Gradyen hesaplanması noktasında ise hesaplama ihtiyacına istinaden adjoint yöntemi gerektirdiği yüksek bilgisayar sürelerine rağmen sağladığı hesap verimliliği sebebi ile tercih edilebilir. Bu noktada ilk uygulamalardan biri Jameson'ın akış denklemlerini kapsayan kısmi diferansiyel denklemler üzerinde varyasyonlar cebiri kullandığı yaklaşımdır. Sürekli yaklaşımının aksine, ayrık yaklaşımlar ise ayrıklaştırılmış kapsayıcı denklemlerin doğrusal sistemler elde edilmesi ve bu sistemlerin çözülerek türevlerinin eldesi şeklindedir. Literatürde ayrık yaklaşımların sürekli yaklaşımlara kıyasla daha maliyetli olduğu sonucuna varılmıştır. Fakat hayata geçirme ve geliştirme kolaylığı açısından son zamanlarda görülen uygulamalarda ayrık yaklaşımlar tercih edilmektedir. Gerekli ayrık adjoint ifadeleri türetmek için “*ing.* automatic differentiation (AD) “yöntemini kullanan, uygulama kolaylığı ve hesaplama verimliliği sağlayan, yöntemler bulunmaktadır [20]. Bu yöntemlerin ADflow [20], OpenFOAM [21, 22], SU2 [23] ve STAMPS [24] gibi akış çözücülerindeki uygulamaları da literatürde mevcuttur. Adjoint tabanlı aerodinamik şekil tasarım

eniyileme uygulamaları doğrudan HAD yüzey örgü noktalarının konumlarını değiştirir. Fakat, geometri düzeltme (*ing.* geometry refinement) işlemi ve örgü düzeltme (*ing.* mesh refinement) işlemlerinin ayrıştırılabilmesi istenir. Geometrinin parametrize edilmesi için bilgisayar destekli tasarım (*ing.* CAD) kullanımı söz konusudur. Geçmişte sonlu farklar yöntemine dayanan, bilgisayar destekli tasarım (*ing.* Computer Aided Design (CAD)) ile aerodinamik tasarım eniyileme tasarım süreçlerini birleştirme çabalarının, türev hesaplama maliyetini ve doğruluğunu olumsuz etkilediği görülmüştür. Bu sebeple pek çok araştırmacı CAD kullanımından bağımsız olarak geometri parametrikliğini sağlayan, serbest şekil değişimi (*ing.* free-form deformation (FFD)) [25] ve B eğrileri (*ing.* B-splines) [26] gibi, yaklaşımları benimsemiştir. Gürbüz örgü şekil değişimi (*ing.* robust mesh deformation), şekil tasarımı eniyileme döngüsü, bir sonraki tekrarında yüzey tasarımı için, şekil parametrelerinin yeni şekillere ve bu şekiller üzerinde kurulu örgülere dönüşmesini gerektirir. Eniyileme sürecinin bir değere yakınsaması ve dahası uygulanabilir bir değere yakınsaması için örgü şekil değişiminin de gürbüz bir şekilde gerçekleşmesi gerektiği bilinmektedir.

Açık kaynak yazılım konusuna gelinecek olursa, literatürde bu konunun hala günümüzde de yaşanan zorluklar kaynaklı gelişmeye muhtaç olduğuna vurgu yapıldığı görülmektedir. Endüstrinin uygulama konusundaki kısıtlamaları, uygulamada yaşanan zorluk, CFD Vision 2030 çalışmasında [19] özellikle vurgulanmıştır. Bu kısıtlamalara çözüm olabilecek şekilde adjoint yöntemini içeren yeni ticari bir yazılım çabası veya mevcut ticari yazılımlara entegrasyon çabası günümüze kadar endüstri içerisinde karşılık bulamamıştır ve eniyileme mantığı çerçevesinde geliştirilmemişlerdir. Bu durumun nadir istisnalarından açık kaynak akış çözücüsü SU2, ve içerdiği adjoint çözücüsü aerodinamik şekil eniyileme yeteneğine sahiptir. HAD modellerindeki keyfi olasılık dağılımları ile belirsizliğinin sayısallaştırılması (*ing.* uncertainty quantification) maliyetli bir öneri teşkil eder [26]. Eniyileme çalışmalarında örgü (*ing.* mesh) oluşturulmasının otomatik bir şekilde gerçekleştirilmesi tercih edilen metodlardan biri olmaktadır. Bunun yanı sıra, özellikle maliyet ve kısıt fonksiyonlarını baz alan bir örgü uyumu, aerodinamik şekil eniyilemesi için oldukça yüksek bir potansiyel içermektedir [27, 28]. Bu tez çalışmasında, şirket içerisindeki uygulama metodlarının ticari yazılımlar bazlı olmasından kaynaklı, oluşturulan kanat katı modeli parametrik bir şekilde CATIA V5 programında tasarlandıktan sonra Matlab programı yardımıyla HAD çözücüsü olarak kullanılan ANSYS Fluent programında alınan çözümlerle aerodinamik optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

2.4 Çok Disiplinli Optimizasyon

Çok disiplinli eniyileme çalışmaları karmaşık mühendislik sistemlerinin tasarımı ve simülasyonu ile ilgili çalışmaları kapsamaktadır. Çok disiplinli eniyileme çalışmaları karmaşık mühendislik sistemlerinin birleştirilmiş modellerinin nümerik çözümleri ile ilgilenebilmektedir. Mühendislik sisteminin tüm unsurları göz önünde bulundurularak disiplinler arası etkileşimler ile gerçekleştirilen nümerik çıktılar, günümüzde özellikle havacılık sektöründe tasarım çalışmalarında kritik konularda karar verirken işleri önemli ölçüde kolaylaştırıp aynı zamanda iyileştirmektedir. Karmaşık mühendislik modellerin çoğunda geçerli olmakla birlikte, aynı zamanda son yıllarda hava araçlarını geliştirme sürecinde de son derece önemli bir unsur haline geldiği görülmektedir. Üstün bir uçak tasarımına sahip olmak havacılık ve uzay endüstrisi tarafından her zamankinden daha fazla değer görmektedir ve bu nedenle rekabette stratejik bir avantaj sağlayabilecek ve ardından gelecekteki çalışmalar için kilit unsurlardan biri olarak sayılmaktadır. Zamanla daha iyi bir teknoloji entegrasyonu, daha hızlı geliştirme süreleri, daha yüksek kalite ve daha düşük maliyetler, giderek daha önemli kavramlar haline gelmektedir. Havacılık tasarımlarında özellikle aerodinamik, yapısal, kontrol gibi temel başlıca disiplinleri barındırmaktadır. Şekil 2.6'da görüleceği üzere bir hava aracı tasarımında birbiriyle bağlantıları olan karmaşık bir yol haritası ortaya konmaktadır. Bu disiplinlerin birbirleriyle doğrusal olmayan ilişkiler kurmasından kaynaklı, geleneksel çözümlerin yetersizliği gözler önüne serilmektedir.

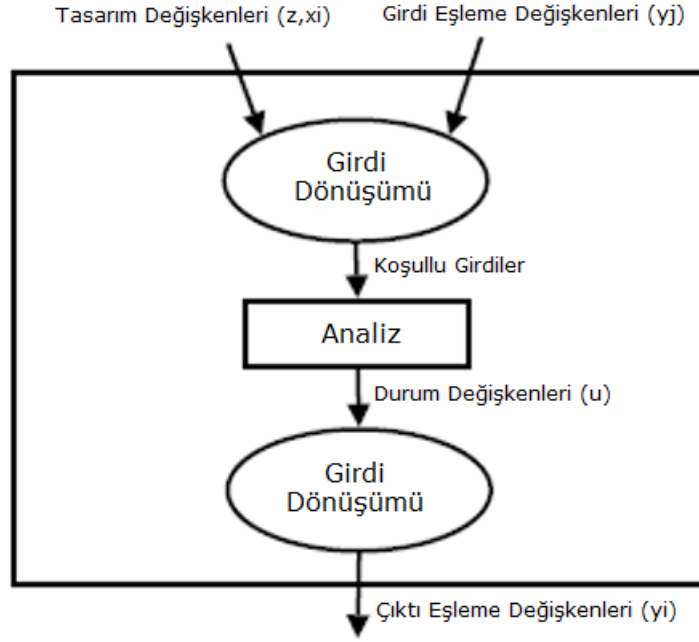


Şekil 2.6: Bir hava aracı tasarımında karşılaşılan tasarım problemlerinin birbirleriyle olan bağlantıları[29].

Akademi ve endüstride nümerik simülasyonların gelişmesiyle beraber, çok disiplinli eniyileme çalışmaları daha eskilere dayanmasına rağmen, 1990'lı yılların başlarından itibaren bu konudaki çalışmaların yanında kullanılan araçların çeşitliliği ve gelişimi görünür bir ivme kazanmıştır. Birçok yazılım bulunmasına karşın hiçbirisi tam manasıyla birleştirilmiş sistemlerin verimli bir şekilde çözümünü sağlayamamaktadır.

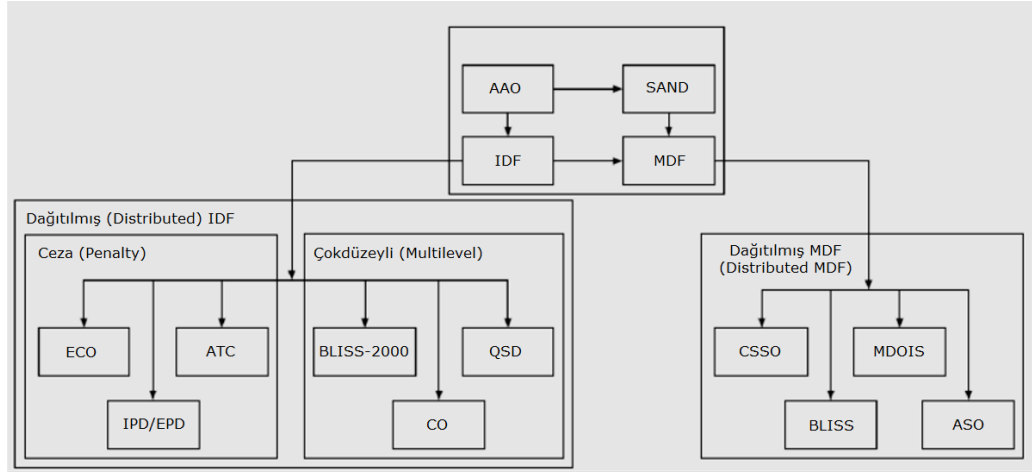
Çok disiplinli eniyileme çalışmalarının en yaygın uygulamalarından biri eş zamanlı olarak uygulanan aerodinamik ve yapısal disiplinlerin optimizasyonlarıdır. Özellikle uçak tasarımı için, kanat gibi aerodinamik yüzey içeren yapısal parçalarda oldukça önem arz etmektedir. En verimli uçak tasarımı hedeflendiğinde ince bir geometri akla gelmektedir. Fakat, bu geometri yapısal kriterler de düşünüldüğünde beraberinde daha fazla ağırlığı getirmektedir. Orta bir yol bulmak adına birçok analizden geçerek sonuç eniyilenerek çıktılar değerlendirilir. Bu alanda yapılan çalışmalar belirli bir çerçeve etrafında kurulur. Bu çerçeve çalışılacak disiplinlerin gerek gereksinimlerini gerekse önceliklendirilmesini de kapsamaktadır [30]. Hava aracı tasarım konfigürasyonlarında, gerçekçi tasarımlar ortaya koymak adına birden fazla disiplinin getireceği gerçek hayatta karşılaşılan kısıtları dahil etmek gerekmektedir. Kanat tasarımı birçok kısıtların yanında sürükleme, ağırlık, yüksek kaldırma kuvveti ile özellikle etkilenmektedir. Kanat ağırlıkları, yapı sağlamlığı, eğilme ve burkulma dayanımı düşünülerek geliştirilmiştir. Taşıma yüzeyi (*ing. lifting surface*) optimizasyon methodu en iyi kanat profillerini araştırarak kısıtlarından nasıl etkilendiğini ortaya koyar. Bu method kanat uç şekli, eniyi kanat konfigürasyonları çalışmalarında uygulanır [19-20]. Başlangıç tasarım çalışmalarında kullanılan eniyilenme methodları tasarımların performansının artırılmasında önemli bir rol oynamaktadır.

Tasarımların iyileştirilmesi, sistemlerin gereksinimlerinin sağlanması amacıyla, birkaç alternatif tasarım denenir ve sabit nokta iterasyonu kullanılır ve bunlar tasarıma yansıtılır. Tasarımları deneme amaçlı sabit nokta iterasyonu (*ing. fixed point iteration(FPI)*) kullanılır. En iyi tasarım seçiminde global optimuma ulaşıldığının garantisi yoktur. Bir eniyileme tekniğinin diğerine göre daha üstün olduğunu belirlemek oldukça zordur [20]. Eniyileme problemleri kısıtlı ve kısıtsız olarak iki temel bölümde incelenmektedir. Gradyan tabanlı optimizasyon algoritmaları yaygın bir biçimde kullanılmaktadır. Adından da anlaşılacağı üzere gradyan bilgisi gerekmektedir. Dolayısıyla gradyan hesabı gerekmektedir ve bu belirli bir hesaplama zamanı gerektirmektedir. Optimum değerinin lokal mi global mi olduğu ilk etapta belirlenmemektedir. Gürültü oluşumu gözlemlenebilir. Lokal algoritmalar elliden fazla tasarım değişkeninin olduğu durumlarda, nümerik gürültünün problem olmayacağı durumlarda; global algoritmalar ise elliden az tasarım değişkeni bulunan problemlerde, nümerik gürültünün problem olacağı durumlarda tercih edilmektedir. Tecrübeye dayalı bir yaklaşımla, global algoritmalar verimli bir lokal arama yönü olmadığı durumlarda kullanılır [31]. Temel mantıkla çok disiplinli eniyilemede tasarım değişkenleri sağlayan parametre girdileri dönüştürülerek analize girdi sağlayan parametrelere dönüştürülür. Ardından analiz çıktıları birleşik tasarım değişkenlerine dönüştürülür. Bu akış şeması en temel gösterim Şekil 2.7 ile gösterilmiştir. Çok disiplinli eniyileme çalışmalarında problemin sınıflandırılması, maliyet ve zaman minimizasyonu açısından önem arz etmektedir.



Şekil 2.7: Çok disiplinli eniyileme akış şeması [32].

Tüm tekil yaklaşımlar, hepsi bir arada (*ing.* All-At-Once (AOO)), eş zamanlı analiz ve tasarım (*ing.* Simultaneous Analysis and Design (SAND)), disiplin bazında uygulanabilirlik (*ing.* Individual Discipline Feasible (IDF)), çalışmalar aşağıda yer alan Şekil 2.8’de olduğu gibi sınıflandırılmaktadır. Optimizasyonlar zamanla programların geliştirilmesiyle geçmişten günümüze üç temel prensipte çalışır hale gelmiştir. Öncelikle tek seviyede eniyileme ve analiz ile problem çözümü gerçekleştirilmiştir, ardından programların gelişimi ile optimum çözücü ile analiz programı arasında kurulan bağ ile birden çok disiplinin ayrı ayrı her bir disiplinin çözümü gerçekleştirilmiştir; son olarak günümüzdeki güncel metod ise sistemin optimumunu bulan optimum çözücü ile yapılmaktadır. Alt disiplinlerin optimumlarını bulan optimum çözücü ve analizini gerçekleştiren program ile ortak çalışma gerçekleştirilmektedir. Çok disiplinli eniyileme çalışmaları, monolitik çerçevede dört temel mimari ile çözümlenir. Bunlar, hepsi bir arada (*ing.* All-At-Once (AOO)), eş zamanlı analiz ve tasarım (*ing.* Simultaneous Analysis and Design (SAND)), disiplin bazında uygulanabilirlik (*ing.* Individual Discipline Feasible (IDF)), çok disiplinli uygulanabilir (*ing.* Multidisciplinary Feasible (MDF)) çalışmalarıdır. Diğer mimariler bu temel mimarilerin değiştirilmiş bazı özelliklerini kapsamaktadır. Şekil 2.8 ile bu mimari sınıflandırılması görülmektedir. Çok disiplinli eniyileme çalışmalarında mimarilerin temel olarak iki kategori altında farkları Çizelge 2.2 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.8: Çok disiplinli eniyileme çalışmaları çerçeveleri [33].

Çizelge 2.2: Çok disiplinli eniyilemenin tekil ve çok seviyeli yaklaşım farkları.

	Tekil Yaklaşımlar	Çok Seviyeli Yaklaşımlar
Entegrasyon	Tüm disiplin analizleri ve optimizasyonları tek bir probleme birleştirir	Sistem seviyesi ve disiplin seviyesinde çözülebilecek alt problemlere böler
Karmaşıklık	Karmaşık ve hesaplamalar yoğun	Her alt problem daha az karmaşık, kolay yönetim ve çözüm teknikleri sayesinde çözüme erişimde potansiyel yüksektir
Koordinasyon	Farklı disiplinlerin çözücülerini arasında koordinasyona ihtiyaç yoktur, tüm problemlem üzerinde çalışan tek bir çözücü bulunur	Farklı seviyeler ve disiplinler arasında koordinasyon trafiği bulunur. Alt seviye disiplin optimizasyonlarından gelen çözümler, üst seviye sistem optimizasyonuna ve tersi yönde beslenmelidir.
İletişim	Birlikte çözüldüğü için çok fazla iç iletişimi gerektirir	Seviyeler arası iletişim yapılandırılmıştır ve belirlenen noktalarda gerçekleşir, tek blok yaklaşımlarında gereken sürekli iletişimden farklıdır.
Örnekler	AAO, SAND, IDF, MDF	CO, BLISS-2000, QSD

Çok disiplinli eniyileme mimarilerinin matematiksel ifadelerini anlamak için özellikle tasarım değişkenlerinin nasıl ifade edildiğini ve bu kavramların açıklamalarını anlamak önemlidir.

Tasarım Değişkenleri: Bunlar tek bir disipline ait veya birden fazla disiplin tarafından paylaşılan değişkenlerdir. Tasarım değişkenlerinin tam vektörü hem yerel hem de paylaşılan değişkenleri içermektedir ve $\mathbf{x} = [x_0 \ x_1 \ \dots \ x_N]^T$ şeklinde gösterilir. Burada x_i ,

i disiplinine özgü tasarım değişkenlerini ve x_0 paylaşılan değişkenleri temsil etmektedir.

Durum Değişkenleri (ing. State Variables): Bir disiplin analizinden çıkan çıktılar durum değişkenleri, amaç, kısıt fonksiyonlarının formülasyona bağlı olarak optimizasyon tarafından kontrol edilmektedir. Bu durum değişkenleri, i disiplini için gösterilir ve optimizasyonu doğrudan etkilemektedir.

Paylaşılan Veri (ing. Shared Data): Birden fazla disiplin arasında paylaşılan, hem tasarım hem de analiz süreçlerini etkileyen değişkenlerdir.

Tasarım Kısıtlamaları (ing. Design Constraints): Büyük veya küçük eşitsizlikler ya da eşitlikler ile ifade edilir. Şu şekilde temsil edilebilir:

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} c_0 & c_1 & \cdots & c_N \end{bmatrix}^T$$

Analiz Kısıtlamaları (ing. Analysis Constraints): Disiplinin analizine özgü kısıtlamaları temsil eden, artık (ing. residual) form ile ifade edilir. Disiplin analizi denklemleriyle somutlaştırılmıştır ve R_i ile gösterilir.

Bağlantı Değişkenleri (ing. Coupling Constraints): Sistem genelindeki etkileşimleri modellemek için kurulan disiplinler arasında bağlantı değişkenleridir. Genellikle, disiplinler arası etkileşimler için özellikle ilgili olan durum değişkenlerinin bir alt kümesidir.

Değişken Kopyaları (ing. Target Variables): Disiplinlerin analizlerini bağımsız ve paralel olarak yürütebilmesini sağlamak amacıyla bağlantı değişkenlerinin kopyaları kullanılmaktadır. Bunlar, optimizasyon problemi formülasyonunda tasarım değişkenleri olarak işlev görür ve i disiplini tarafından üretilen değişkenlerin kopyası için y_i ile gösterilmektedir.

Tutarlılık Kısıtları (ing. Consistency Constraints): Girdi ve çıktı bağlantı değişkenlerinin optimal çözümde tutarlı kalmasını sağlar, $c_i = y^i - y_i$ olarak formüle edilir ve bu tutarlılığı korumak için optimizasyon problemine eklenir.

Disiplin i Verisi (ing. Discipline i Data) : Belirli bir disipline özgü verileri (değişkenler, kısıtlamalar, amaçlar) belirtmede kullanılır, i disiplinine özgü yerel tasarım değişkenleri, durum değişkenleri ve o disipline ilişkin herhangi bir özel kısıtlama veya hedefi içerir.

2.4.1 Hepsi bir arada (ing. All-At-Once (AOO))

En temel çok disiplinli eniyileme tekniğidir. Genellikle küçük tasarım problemleriyle sınırlı kalmıştır. Tüm tasarım değişkenleri ve disiplinler tek bir optimizasyon problemi altında eş zamanlı olarak değerlendirilir. Bu yaklaşım, disiplinler arasında ayırım yap-

maz; tüm amaç ve kısıt denklemlerini tek bir sistem içine entegre eder ve onları birlikte çözer. Tüm etkileşimleri ve bağlantıları doğrudan göz önünde bulundurduğu için potansiyel olarak global optimumu bulabilme kabiliyeti yüksektir. Özellikle büyük ölçekli problemler için, aynı anda büyük bir denklem setini çözme gereksinimi nedeniyle hesaplama karmaşıklığı oldukça yüksektir. Aşağıda matematiksel gösterimi Denklem 2.9 ile verilmiştir:

$$\begin{aligned}
& \text{Bul} && x, \bar{y}, y, \dot{y} \\
& \text{Enküçükle} && f_0(x, y) + \sum_{i=1}^N f_i(x_0, x_i, y_i) \\
& \text{Öyle ki} && c_0(x, y) \geq 0, \\
& && c_i(x_0, x_i, y_i) \geq 0 \quad i = 1, \dots, N, \\
& && c_i^c \equiv \bar{y}_i - y_i = 0 \quad i = 1, \dots, N, \\
& && R_i(x_0, x_i, \bar{y}_{j \neq i}, \dot{y}_i, y_i) = 0 \quad i = 1, \dots, N.
\end{aligned} \tag{2.9}$$

2.4.2 Eş zamanlı analiz ve tasarım

Eş zamanlı analiz ve tasarımda (*ing.* Simultaneous Analysis and Design (SAND)) Sistemin eniyilenmesi işlemi, tekil bir eniyileyici ile gerçekleştirilir. Küçük çaplı problemlerde kullanılır. Sistemin eşitlik kısıtlarının yaratmış olacağı dezavantajları çözümlemede başarılıdır. Eş zamanlı analiz ve tasarım aşamalarını birbirleriyle entegre eder ve tasarım değişkenlerini, durum değişkenlerini bilinmeyenler olarak ele alarak optimizasyon probleminin çözümünü gerçekleştirir. Eş zamanlı analiz, tasarım işlemlerini optimizasyon döngüsü içinde tutar, bu da eşzamanlı bir çözüm sürecine yol açmaktadır. Disiplinler arası bağlantıyı tam olarak yakalar ve karmaşık etkileşimleri ele alır. Öte yandan hepsi bir arada yöntemi gibidir, optimizasyon süreci içinde yinelemeli analiz gereksinimi ve büyük sayıda değişken olması nedeniyle hesaplama yoğunluğu yüksek olabilmektedir.

Aşağıda matematiksel gösterimi Denklem 2.10 ile verilmiştir:

$$\begin{aligned}
& \text{Bul} && x, y, \bar{y} \\
& \text{Enküçükle} && f_0(x, y) \\
& \text{Öyle ki} && c_0(x, y) \geq 0, \\
& && c_i(x_0, x_i, y_i) \geq 0 \quad i = 1, \dots, N, \\
& && R_i(x_0, x_i, y, \bar{y}_i) = 0 \quad i = 1, \dots, N.
\end{aligned} \tag{2.10}$$

2.4.3 Disiplin bazında uygulanabilirlik

Disiplin bazında uygulanabilirlik (*ing.* Individual Discipline Feasible (IDF)), Ortaklanan değişkenleri ve kısıtları minimize etmede başarılıdır. Ortaklanan değişkenler sa-

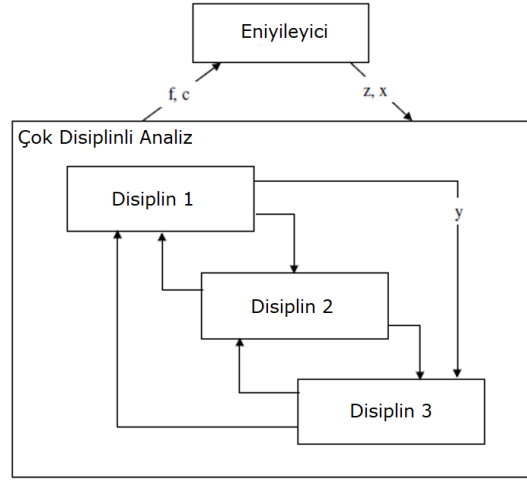
yesinde değişkenleri bağlamadan analiz yapılabilir. Kısıt sayılarının artışı ile boyutlar fazla olacağından dolayı hassaslık analizi büyük boyutlarda olmaktadır. Optimizasyon problemini ortak paylaşılan tasarım değişkenleri seti altında ayrı ayrı optimize edilen, birbirinden bağımsız disipline özgü alt problemlere ayırır. Değişkenler arası etkileşim, paylaşılan tasarım değişkenlerini ayarlayan üst düzey bir optimizasyon aracılığıyla sağlanır. Bu da genel sistemin hedeflerini ve kısıtlamalarını sağlamayı amaçlamaktadır. Disipline özgü optimizasyonların bağımsız olarak gerçekleştirilmesine izin vererek hesaplama yükünü azaltmaktadır. Disiplinler arası uyumluluğu sağlamak için etkili koordinasyon mekanizmaları gerektirmektedir ve paylaşılan değişkenlerin seçimine duyarlı olabilmektedir. Aşağıda matematiksel gösterimi Denklem 2.11 ile verilmiştir:

$$\begin{aligned}
& \text{Bul} && x, \hat{y} \\
& \text{Enküçüle} && f_0(x, y, \hat{y}) \\
& \text{Öyle ki} && c_0(x, y, \hat{y}) \geq 0, \\
& && c_i(x_0, x_i, y_i(x_0, x_i, \hat{y}_{\neq i})) \geq 0 \quad i = 1, \dots, N, \\
& && c_i^c \equiv \hat{y}_i - y_i(x_0, x_i, \hat{y}_{\neq i}) = 0 \quad i = 1, \dots, N,
\end{aligned} \tag{2.11}$$

2.4.4 Çok disiplinli uygulanabilir

Çok disiplinli uygulanabilir (*ing.* Multidisciplinary Feasible (MDF)), en eski çok disiplinli eniyileme metotlarından biridir. Bu tez çalışmasında bu metod çerçevesinde eniyileme işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu mimariyi seçerken bazı noktalar dikkate alınmıştır. Bunlar, tüm disiplinlerin aynı anda sürece dahil edilmesi, kısıtların aynı anda dikkate alınması ile daha iyi sonuç vermesi, sisteme bütüncül bakılması, ilgili olan kriterlerin eniyi çözümünün sunulması, ayrı disiplinler arası optimizasyonlardaki tekrarlı tasarım süreci ihtiyacını azaltarak verimli bir tasarım süreci yönetimine sahip olunması, tasarımın erken fazlarında olası sorunların belirlenip azaltılması ve karmaşık problemleri çözme kabiliyetidir. Şekil 2.9'da görüleceği üzere ortaklanmış bir değişken elde edilene kadar iterasyonlar devam etmektedir. Disiplin analizlerini, sistem seviyesi optimizasyonun tüm disiplinlerden toplanan yanıtlar üzerinde çalıştığı tek bir döngüde entegre eder. Optimizasyon için uygun bir tasarım alanı oluşturarak, öncelikle tüm disiplinlerarası kısıtlamaların tatmin edildiğinden emin olarak probleme yaklaşır. Eksi bir özelliği, bilgisayarda geçirilen zamanın fazla olmasından kaynaklı maliyetli oluşudur.

Tercih edilmesindeki en etkili sebeplerden bir tanesi, kısıtlamalar açısından uygunluğu sağlar ve disiplinler arası etkileşimleri etkili bir şekilde yakalar [34]. Aşağıda matematiksel gösterimi Denklem 2.12 ile verilmiştir:



Şekil 2.9: Çok disiplinli eniyileme tasarım olurluluğu [32].

$$\begin{aligned}
 \text{Bul} \quad & x \\
 \text{Enküçükle} \quad & f_0(x, y(x, y)) \\
 \text{Öyle ki} \quad & c_0(x, y(x, y)) \geq 0, \\
 & c_i(x_0, x_i, y_i(x_0, x_i, y)) \geq 0 \quad i = 1, \dots, N
 \end{aligned} \tag{2.12}$$

Çok disiplinli optimizasyon mimarileri tek ve çok seviyeli formülasyonlar olarak sınıflandırılır. MDF doğrudan uygulanabilirliği ve çok disiplinli uygulanabilir çözümlerin global optimumu bulması ile ön plana çıkarken, IDF analizleri ayırarak disiplinlerin otomasyonunu sağlamıştır. Dolayısıyla potansiyel olarak hesaplama verimliliği artmaktadır. Mimari seçimi çoğunlukla problemin özelliklerine ve hesaplama ortamına bağlıdır. Tek bir mimarinin her zaman üstün olmadığı görülmektedir. Mimari seçimi, performans, problem özellikleri ve kullanılan optimizasyon stratejilerine bağlı olarak önemli ölçüde değişmektedir. Her bir mimarinin bir dizi koşu sonrasındaki hata değerleri aşağıdaki Çizelge 2.3 ile kaydedilmiştir [32, 33, 35–38].

Çizelge 2.3: Analitik problemde optimum tasarım değişkenlerinin hataları [32].

	Sonlu Farklar	Karmaşık Adım
MDF	$1,1515 \times 10^{-6}$	$1,1506 \times 10^{-6}$
IDF	$2,0827 \times 10^{-9}$	$2,0803 \times 10^{-9}$
SAND	$7,1353 \times 10^{-7}$	$7,1356 \times 10^{-7}$
CO	$6,1643 \times 10^{-6}$	$7,3389 \times 10^{-6}$
CSSO	$7,1386 \times 10^{-6}$	$3,9559 \times 10^{-6}$

2.4.5 MDF ve IDF mimarilerinin karşılaştırılması

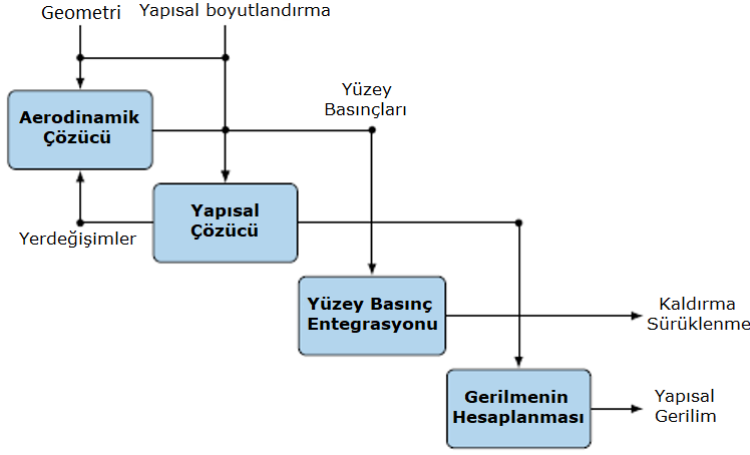
MDF ve IDF mimarileri arasındaki bir takım farklar bulunmaktadır. Bir sabit kanatlı uçak modeli kullanılarak yapılan örnek bir çalışma ile bu farklar gösterilmiştir [39]. Bu örnek ile tasarım gezgini (*ing.* Design Explorer) algoritması kullanılarak her mimari için on beş optimizasyon rutini çalıştırılmıştır. On beş rutin arasında en iyi sonuçlar her mimari için yeşil renkle vurgulanmıştır ve en kötüler kırmızıyla vurgulanmıştır. Ortalamalar için en iyi sonuçlar iki mimari için yeşil renkle vurgulanmıştır. Hesaplama verimliliği açısından, MDF mimarisi, IDF'ye göre daha iyi optimumlar bulma eğilimindedir; ancak yakınsamak için daha fazla iterasyon gerektirmektedir. Öte yandan, IDF daha fazla iterasyon gerektirirken, MDF'ye göre daha kısa zamanda yakınsar; fakat daha kötü bir optimum değer elde edilir. Bu fark, problem karmaşıklığı arttıkça daha belirgin hale gelmektedir. MDF, şeffaflık, basitlik açısından IDF'ye göre daha fazla tercih edilmektedir. MDF yaklaşımı IDF yaklaşımından daha uzun sürmüştür; ancak bu durumun yanında daha az yapısal ve aerodinamik değerlendirme gerektirmiştir. MDF'den elde edilen optimum sonuçlar ortalama 9514.6 mil menzile sahip ve yakınsamak için ortalama 13.32 saat sürmüştür, IDF ise ortalama 9122.2 mil menzile sahip ve ortalama 8.80 saat sürmüştür. Bu, ortalama olarak, MDF optimal çözümlerinin IDF çözümlerine göre yaklaşık %4.3 daha yüksek menzile sahip olduğunu, ancak yakınsama için toplam sürenin MDF için IDF'ye kıyasla %51.4 daha yüksek olduğunu göstermektedir. MDF mimarisinin daha optimum bir çözüm sunduğunu, ancak daha fazla hesaplama kaynağı ve zaman gerektirdiği görülmektedir. Diğer yandan, geçen zaman açısından IDF'nin daha verimli bir seçenek olabileceği gösterir [39]. Çözümleri bulmak için daha uzun süre gerektirmesine rağmen, MDF mimarisi ile daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. Her mimari için on beş optimizasyon rutini çalıştırılan bir karşılaştırma çalışması ve elde edilen değerler Şekil 2.10 ile gösterilmiştir. Havacılık alanında, aerodinamik ve yapısal analiz arasındaki etkileşim, yük altında dinamik etkiyi beraberinde getiren aeroelastik alanının etkilerini de incelemeyi beraberinde getirir. Yapısal optimizasyon genellikle aeroelastik kısıtlamalarla birleştirilir. Hem aerodinamik hem de yapısal tasarım aynı anda optimize edilir. Yapısal deformasyon yapısının şekil almasında doğrudan etkiler [40]. Amaç fonksiyonunda yer alması beklenen taşıma kuvvetinin artırılması veya sürtünme katsayısının düşürülmesinde yapısal çözücünden gelen deplasman miktarı; aerodinamik ölçütleri yüzeydeki basınç değişimini etkilemesinden kaynaklı etkilemektedir.

	MDF			IDF		
	Menzil (mil)	Süre (sa)	Simülasyon Başına Düşen Süre (dk/simülasyon)	Menzil (mil)	Süre(sa)	Simülasyon Başına Düşen Süre (dk/simülasyon)
1	9674.1	21.62	1.97	9653.0	7.47	1.57
2	9124.3	7.56	1.69	9039.4	8.52	1.69
3	9416.6	5.03	1.66	8814.7	7.06	1.43
4	8908.4	4.63	1.81	9185.7	13.96	1.62
5	9412.3	21.56	1.92	8871.5	7.50	1.59
6	9115.7	17.11	1.97	9421.9	10.74	1.34
7	9117.1	6.93	1.98	9527.0	7.19	1.22
8	9711.1	9.25	1.96	9158.1	11.56	1.45
9	9134.0	29.09	1.98	8942.8	6.98	1.48
10	10724.5	29.44	1.98	8426.1	12.58	1.64
11	9437.5	6.62	2.01	8942.2	5.38	1.12
12	9695.3	16.26	1.86	8970.2	9.24	1.41
13	9727.5	11.36	1.67	8793.5	5.92	1.54
14	9713.5	7.72	1.90	8902.1	13.36	1.61
15	9806.9	5.59	1.63	10184.3	4.56	1.37
Ortalama	9514.6	13.32	1.87	9122.2	8.80	1.47
P-değerleri	0.01	0.04	0.00			

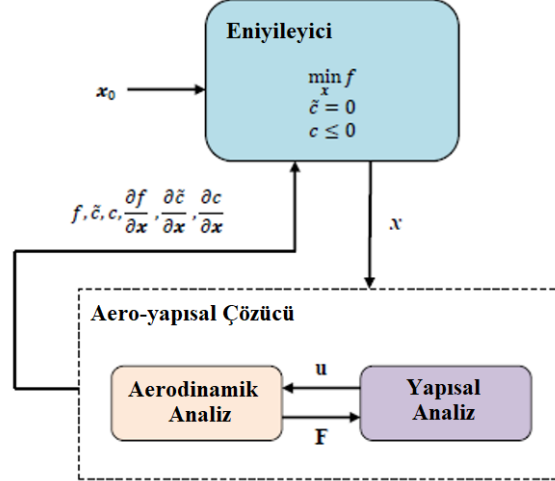
Şekil 2.10: Bir sabit kanat hava aracının MDF ve IDF çok disiplinli mimarileri ile elde edilen eniyileme sonuçları [39].

2.4.6 Uçak kanadının çok disiplinli eniyilenmesi

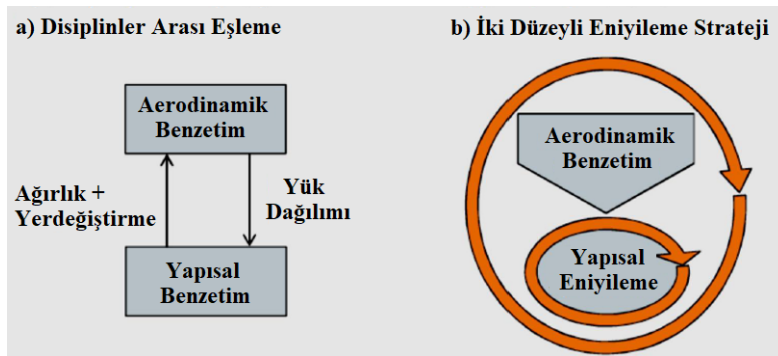
Hava araçlarında gerilme bazlı tasarımlar oldukça sıklıkla kullanılmaktadır. Bunun yanında aerodinamik disiplini, hava araçlarında uçuş performansını ve tasarımları etkileyen önemli bir unsurdur. Çok disiplinli eniyileme yapılırken, yapısal tasarımların eniyilenmesinde analiz programları ortaklanarak sonuç verilmesi gerekmektedir. Eniyileme şeması Şekil 2.11'deki gibi olmaktadır. Hava aracı modellenirken yapısal esnemeler aerodinamik yapının şeklini etkilemektedir. Bunun yanında aerodinamik yükler de yapıdaki deforme miktarlarını etkilemektedir. Şekil 2.12'deki gibi eniyileyici ile değişkenlerin diferansiyelleri çözülür, bağlanan bu iki disiplinin girdileri çözücüye gönderilir. Eniyileme çalışmaları iki farklı seviyede gerçekleştirilebilir. Prosedürün tek bir optimizasyon döngüsü olduğunda disiplinler arası eşleme yöntemi olarak adlandırılır. Diğer ise, çoklu optimizasyon prosedürlerini içeren bir prosedürdür. Şekil 2.13 'te ortaklanmış ve iki seviyeli eniyileme arasındaki farkı gösterilmektedir. Bu yöntemleri kıyaslırsak şayet bilgisayar tekil eniyileme maliyetin düşük olmasına yardımcı olur; zaman zaman olası en iyi veya yakın sonuçları vermede güçlük olabilir [33, 35–38, 41].



Şekil 2.11: Bir hava aracı kanadı için çok disiplinli eniyileme örneği [37].

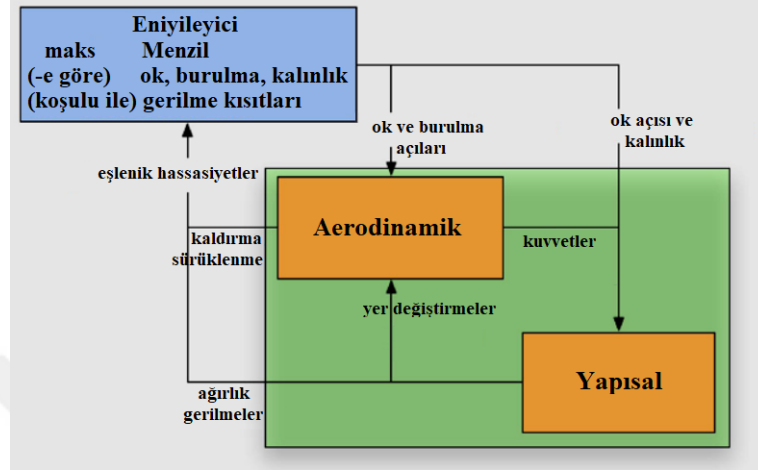


Şekil 2.12: MDF mimarisi ile akışkan & yapısal problemin şeması [37].



Şekil 2.13: Hava aracı yapısalardaki eş zamanlı optimizasyon şeması [33].

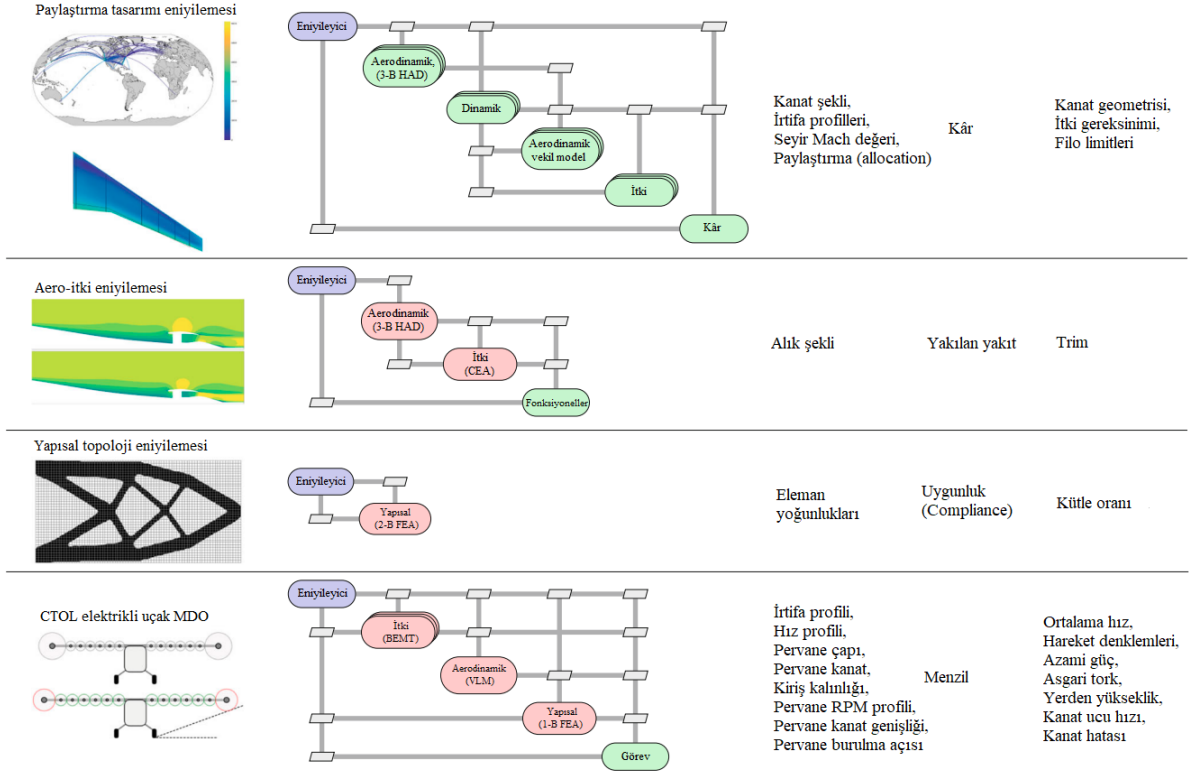
Bağılı değişkenler kullanılarak daha kısa sürede çözüme ulaşma imkanı elde edilir. Şekil 2.14’de yeşil olan bölge daha önce de bahsedildiği üzere yapısal ve akış analizleri sonucunda birbirini besleyen parametreler ve akış temsili olarak gösterilmiştir. Bunun yanında analizlerin sonucunda eniyileme işlemi ve tasarım değişkenlerinin kanat açısı, kalınlıkları, dönme miktarları, kütle, yük hassasiyet analizinden geçirilerek eniyilenir.



Şekil 2.14: Aerodinamik ve yapısal birleşimi optimizasyon örneği [33].

2.4.7 Çok disiplinli eniyileme çalışmalarında kullanılan araçlar

Sistemlerin hepsinde çok disiplinli eniyilenmede temel bazı araçlar kullanılmaktadır. Kullanılan aracın hangi sektörde uygulanacağına göre programların tercihi belirlenmektedir. Hava aracı tasarımlarında, ACSYNT(Vanderplaats, Jayram et al), FLOPS, Model-Center, gradyan bazlı araçlar (*ing.* design optimization tools (DOT)), ACSYNT, FLOPS, iSIGHT, Model Center, Epogy, Infospheres Infrastructure, DAKOTA, FAST, GABRIEL [42] gibi programlar kullanılmıştır. Buna ek olarak, Isight/SEE (Dassault Systèmes), ModelCenter/CenterLink (Phoenix Integration), modeFRONTIER (Esteco), AML Suite (TechnoSoft, Optimus by Noesis Solutions), AML suite (TechnoSoft) Optimus(Noesis Solutions), WingMOD [24], VisualDOC (Vander plaats) [37], OpenMDAO [35], SNOPT (Sequential Programming) [41]. GEMS [43]. Nastran Sol 200 [44] programları da tercih edilmiştir. OpenMDAO, açık kaynaklı bir yazılım çerçeve formülüdür. Literatürde bu alanda çalışmalar yapan MDO Lab (*ing.* Multidisciplinary design optimization, Prof. Martins founded the MDO Laboratory research group in 2002) tarafından yapılan birçok çalışmada kullanılan OpenMDAO aracı kullanılarak yapılan çalışmalar Şekil 2.15 ile özetlenmiştir.



Şekil 2.15: OpenMDAO programı ile çözülen mühendislik tasarımı problemlerinin özeti [35].

Tasarımın geometrik parametreleri için içine girdiği noktada özellikle çok sayıda tasarım değişkeni kullanılmaktadır. Amaç sürtünme katsayısını düşürme, ağırlık azaltma olabilmektedir [35]. Kanadın geometrik özellikleri, uçuş karakteristikleri, kalınlık gibi tasarım değişkenleri kullanılır. OpenMDAO programı NASA'nın geliştirmiş olduğu değişkenleri bağlama ile çözebilen geniş kapsamlı bir programdır. Çok disiplinli tasarım optimizasyonu, birleştirilmiş sayısal çözümler içeren tasarım problemlerini çözmekle ilgilenmektedir. Karmaşık mühendislik sistemlerinin modelleri çeşitli çok disiplinli eniyileme yazılımı çerçeveleri ile çözümü mevcut olsa da hiçbiri tam olarak avantaj sağlamamaktadır. Bağlı modelleri verimli bir şekilde çözmek için gelişmiş algoritmalar gerekmektedir. Ayrıca, hesaplamayı kolaylaştırmak için araca ihtiyaç vardır.

Tasarımı mümkün kılmak için gradyan tabanlı optimizasyon algoritmalarıyla kullanım için birleştirilmiş modellerin türevlerinin çok sayıda değişkene göre çözülmesi gerekmektedir. OpenMDAO aracı birleşik sistemleri çözmek için Newton tipi algoritmalar kullanan ve problem yapısını yeni yöntemlerle kullanan çok disiplinli optimizasyon çerçevesinde yüksek hesaplama verimliliği elde etmek için hiyerarşik stratejiler kullanılır. Problemde yer alan tasarım değişkenlerinin türevleri verimli bir şekilde birleştirir. Martins ve arkadaşları pyMDO'da, kullanıcının daha fazla kullanıcı çabası olmadan çok disiplinli optimizasyon problemini bir kez tanımlayarak ve herhangi bir mimaride yeniden formüle ederek gradyan tabanlı bir yaklaşımla geliştirmişlerdir. Öncelikle grad-

yan tabanlı optimizasyonun kullanışlı özellikleri, model türevlerinin verimli ve doğru hesaplanmasıyla ilgilidir. OpenMDAO'yu geliştirmek için Python programlama dili seçilmiştir; çünkü derlenmiş dillerle arayüz oluşturmak için pek çok seçenek sunmaktadır. XDMS ile kullanıcıların daha kolay şekilde anlayabileceği bir arayüz olan bu GUI aracı tercih edilir. Bu şekilde çalışılacak disiplinler ve disiplinler arası hesaplamalar ve hiyerarşik düzen net bir şekilde ortaya konur [35]. Bir başka bu alanda yapılan çalışmalardan olan kanadın bir parçası olan “kanat kutusu” topoloji eniyilemesi yapılırken dış yüzey de dâhil olmak üzere geometriye şekil verilir. Kanat kesiti tasarımı sabit; kanat uzunluğu, dönme açısı tasarım değişkeni olarak kabul edilmektedir. Bu çalışmada toplamda sekiz adet tasarım değişkeni bulunmaktadır. Kanat açıklığı boyunca bu parametrelerden oluşan tasarım değişkenleri ile eşit konumlandırılmış jig dönme açısı ile dönme dağılımının incelenmesi ile [41] aerodinamik ve yapısal disiplinlerin incelendiği bir çalışma ortaya konmuş olur. Bir başka çalışmada optimizasyon çalışmalarında metalik yapıların kalınlıkları ve temel kompozit katmanlarının kalınlıkları tasarım değişkenleri olarak dikkate alınmıştır. Metalik yapılar için von Mises gerilimi, kompozit yapıların mukavemet kontrolü için hasar indeksi, genel burkulma, sönümleme ve doğal frekans olmak üzere beş tasarım kısıtlaması vardır. Buradaki amaç, tasarımda minimum ağırlık elde ederken, tasarlanmış kısıtlar içinde, farklı yerleşim planlarına sahip ancak aynı olan çeşitli tasarım adayı geometrilerini araştırmaktır. Son olarak bu tez çalışması kapsamında geliştirilen algoritma ile tasarım bölgelerinin yerleşimlerine göre kullanılan tasarım değişkeni bağlama yöntemi ile Nastran Sol 200 programı kullanıcılarının rahatlıkla uygulayabilmesine olanak sağlanmıştır [44].

2.5 Vekil Model Tabanlı Optimizasyon

Vekil model tabanlı optimizasyon, eniyileme problemlerinde amaç fonksiyonu değerlendirilmesinin maliyetli, zaman alıcı simülasyonlar ve fiziksel deneyler içerdiği karmaşık mühendislik problemlerini etkili bir şekilde çözmek için kullanılan nümerik bir yöntemdir. Bu yöntem, karmaşık sistemlerin eniyilenmesinde, makine öğrenimi ve çeşitli karmaşık algoritmaların yer almasıyla zamanla önemli bir konuma gelmiştir. Vekil modeller, gerçek sistem veya sürecin davranışını olabildiğince yakından benzetmeyi amaçlar, böylece daha hızlı değerlendirmeler yaparak benzetim sonuçları ile eniyileme çalışmaları yürütülebilmektedir. Belirlenen veri noktaları kullanılarak elde edilen simülasyon çıktıları ile birlikte amaç veya kısıt fonksiyonlarını temsil eden vekil modeller oluşturulur. Bu modeller, amaç ya da kısıt fonksiyonunun bir yaklaşımıdır. Vekil model üzerinde optimizasyon gerçekleştirme, gerçek fonksiyonu örnekleme ve vekil modeli güncelleme süreci, bir yakınsama kriteri karşılanana kadar tekrar edilmektedir. Optimizasyonun potansiyel olarak bir optimumu bulduğunu veya istenen kriterler içinde daha fazla iyileşmenin olası olmadığını göstermektedir. Vekil modeller, amaç ve kısıt fonksi-

yonunun değerlendirilmesi için gereken benzetim sayısını önemli ölçüde azaltır.

Vekil model tabanlı eniyileme, gürültü problemi olan, kesiksiz veya değerlendirilmesi maliyetli amaç fonksiyonları içeren bir dizi problemde uygulanabilirliği yüksek eniyileme metodudur. Havacılık alanındaki mühendislik sistemlerinin başarılı bir şekilde tam ölçekli geliştirilmesindeki temel motivasyon ise; performansın iyileştirilmesi, maliyetlerin azaltılması ve güvenliğin artırılması gibi isterlerin etkili bir şekilde devreye sokulmasıdır. Vekil model tabanlı analiz ve optimizasyonu (*ing.* Surrogate based analysis and optimization), aerodinamik ve yapısal tasarımlar arasında bulunan, hesaplaması pahalı modellerin tasarımı için etkili bir yaklaşım olarak kabul edilmektedir. Vekil model ile yapılan eniyileme çalışmaları; kanadın çok disiplinli eniyilenmesi [45], kanard tipi hava aracı [46], uzay aracı yörünge optimizasyonu [47] veya aerodinamik şekil eniyilmesi [48] gibi örnekendirilebilmektedir. Yaygın olarak kullanılan vekil model türleri arasında polinom regresyon modelleri, radyal temel fonksiyonlar, gaussian regresyon süreçleri, Kriging ve sinir ağları bulunmaktadır [49].

2.5.1 Veri noktası belirleme

Bir vekil modeli oluşturmak için, deney tasarımı (*ing.* Design of Experiment (DOE)) yöntemi, tasarım alanı içinde belirli örnekleme noktalarının, analiz yazılımları kullanılarak değerlendirilmesi için sıklıkla tercih edilmektedir. Deney tasarımı, herhangi bir süreci etkileyen faktörler ile bu sürecin çıktısı arasındaki bağlantıyı belirlemek için kurulan sistematik bir oluşumdur. Deney tasarımının temel amacı, sınırlı bir örnek kümesinden elde edilen bilgileri optimize etmektir. İmalat, mühendislik, ilaç ve sosyal bilimler gibi çeşitli alanlarda, neden-sonuç ilişkilerini bulmak ve tasarım süreçleri optimize etmek için kullanılmaktadır. Bu veri tahmin süreci genellikle duyarlılık analizi, eğilim analizi, varyans analizi veya belirsizliklerin incelenmesi tasarım süreçlerinde tercih edilir.

Ronald Fisher tarafından deney tasarımı metodolojisi, kendisinin çıkardığı kitaplarda anlatılmıştır. Bunlar "Tarla Deneylerinin Düzenlenmesi (1926)" ve "Deneylerin Tasarımı (1935)" kitaplarıdır. Onun öncü çalışmalarının büyük bir kısmı, istatistiksel yöntemlerin tarımsal uygulamalarına yöneliktir. Tarımsal araştırmalar için istatistiksel prensipleri deneysel araştırmalarla uygulamak amacıyla deney tasarımının geliştirilmesinde öncülük etmiştir. İyi bir deneysel tasarımın bazı anahtar yönleri arasında rastgeleleştirme, tekrarlama, standart malzemelerin kullanımı ve hatalara karşı korunma yer almaktadır [50].

2.5.2 Klasik deney tasarımı yöntemleri

Klasik deney tasarımı teknikleri arasında merkezi bileşik tasarım (*ing.* central composite design, (CCD)), Box-Behnken tasarımı ve tam faktöriyel tasarım (*ing.* full factorial)

bulunmaktadır. Klasik deney tasarımı, veri uzayının uç noktalarına örnek noktalar yerleştirilerek, ilgili olan disiplin üzerinde verim arttırma çalışmaları ve deneysel çalışmalar olan, tekrarlanabilir olmayan durumlarda, güvenilir bir tasarım adayı çıkarmayı hedeflemektedir. Klasik deney tasarımlarının ana özelliği, ölçülen tepkide rastgele bir hata teriminin varsayımıdır. Denklem 2.13 ile belirtilen y_m ölçülen tepkiyi, y_t gerçek tepkiyi ve ε rastgele hata terimini temsil eder.

$$y_m(x) = y_t(x) + \varepsilon \quad (2.13)$$

Rastgele hataların varlığında güvenilir bir eğilim çıkarma yönünde ilerlemesi avantajlı bir yönü olarak görülür. Rastgele hata varsayımı yapar, bu da her bilgisayar benzetimlerinde bulunmayabilir. Örnek noktalar genellikle parametre uzayının uç noktalarına yerleştirilir, bu da tüm deney türleri için ideal olmayabilir [51].

2.5.3 Modern deney tasarımı yöntemleri

Deterministik bilgisayar benzetimleri ile kullanılmak üzere tasarlanmış modern deney tasarım yöntemleri arasında pseudo-Monte Carlo örnekleme, latin hiperküp örnekleme (LHS), ortogonal dizi örnekleme ve quasi-Monte Carlo örnekleme bulunmaktadır. Bu yöntemler rastgele hata varsayımında bulunmaz ve genellikle tasarım alanının tamamından trend bilgisini doğru bir şekilde çıkarmak için "alan doldurma (*ing.* space-filling)" tekniklerini kullanır. Rastgele hata olmadığı durumlarda, deterministik bilgisayar benzetimleri için uygundur. Alan doldurma tasarımları, tasarım alanının tamamından trend bilgisini doğru bir şekilde çıkarır. Yöntem seçimi, tasarım probleminin özelliklerine ve tasarım parametrelerinin doğasına bağlı olarak basit olmayabilir. Aralarından seçim yaparken eldeki problemin özelliklerine, rastgele hatanın varlığına ve tasarım parametrelerinin doğasına bağlı olduğu göz önünde bulundurulmalıdır.

Klasik veya modern yaklaşımda da, her biri kendine özgü avantajlara ve dezavantajlara sahiptir. Aralarından birini tercih ederken, deney tasarımının özel gereksinimlerine ve kısıtlamalarına bakılmalıdır. Buna ek olarak ise kullanılabilir bilgisayar kaynaklarının kapasitesi, tasarım uzayının boyutu ve problemin amacı göz önünde bulundurulmalıdır.

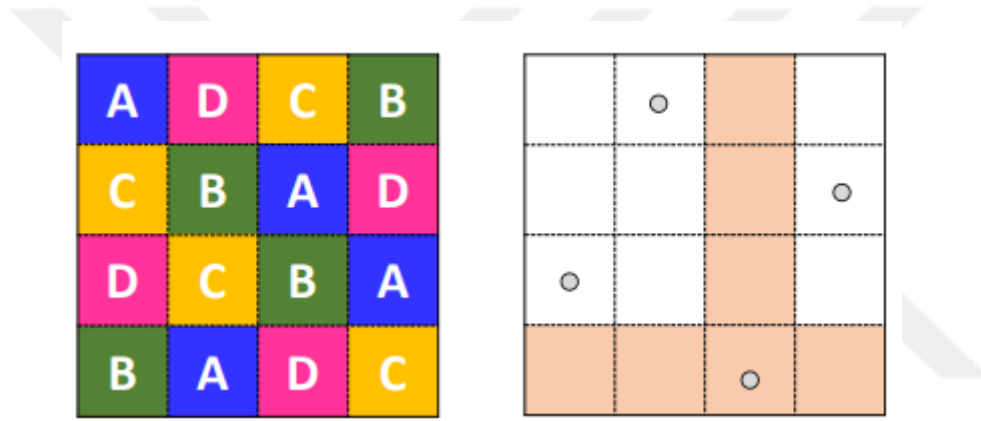
2.5.4 Alan doldurma yöntemleri (*ing.* Space-filling)

Alan doldurma yöntemleri, deney tasarım alanını kapsamlı bir şekilde keşfetmesini sağlaması açısından önemli bir metottur. Bu yöntemler, tüm tasarım alanı hakkında eşit yoğunluklu bir anlayış sağlamayı amaçlar ancak bunu etkili bir şekilde yapabilmek için yüksek sayıda örneğe ihtiyaç duydukları için maliyetli bir yöntemdir. Tasarım uzayı nok-

talarını uzayda eşit şekilde dağılımından emin olur, gerçek zamanlı sonuçlara dayanarak deneyi adaptif bir şekilde iyileştirme olanağı sunar.

2.5.4.1 Latin hiperküp örnekleme (ing. Latin Hypercube (LHS))

Latin hiperküp en yaygın kullanılan metodlardandır. Her satırda ve her sütunda bir kez olacak şekilde n farklı nesne ile doldurulur. Dört nesneli bir örnek için Şekil 2.16'da olduğu gibi dörde dördlük latin karesi örneği verilmiştir. Sol taraftaki görselde, dört farklı latin karakteri, her satırda veya sütunda bir harften birden fazla olmayacak şekilde düzenlenmiştir. Sağ tarafta ise her satırda ve her sütunda sadece bir nokta bulunan örnek noktalarından biri tarafından alınan satır ve sütun koyulaştırılmıştır. Bu şekilde dört örnek noktalı iki boyutlu LHS örneği gösterilmiştir.



Şekil 2.16: Latin hiperküp örneği a) Dörde dört latin kare b) Dört örneklemlili iki boyutlu LHS örneği [52].

Matematikte yer alan latin kareleri gibi, latin hiperkübün temel mantığı, iki boyutlu bir uzay ve n örnek boyutu olmak üzere, n adet ayrı aralığa bölmek ve her seviyede sadece bir nokta olması için her aralıktan rastgele bir kez örnek alınmasını sağlamaktır.

Yüksek boyutlu tasarım uzayında her aralık için kutu sayısının artmasıyla ölçeklendirme işlemi belirli sınırlamalara sahiptir. Latin hiperküp örnekleme, her vektör bileşeni $S_i; i = 1, 2, \dots, N$ için alt uzayını $M = n$ eşit olasılıklı $\Omega_{ik}; i = 1, 2, \dots, N; k = 1, 2, \dots, M$ ile parçalarına böler. Her vektör bileşeninin örnek noktaları aşağıdaki gibi çekilir:

$x_{ik} = D_{X_i}^{-1}(U_{ik}); i = 1, 2, \dots, N; k = 1, 2, \dots, M$ burada (U_{ik}) 'ler $([\xi_k^l, \xi_k^u])$ üzerinde eşit dağılım gösteren örneklerdir ve Denklem 2.14 şeklinde ifade edilir.

$$\xi_k^l = \frac{(k-1)}{M} \text{ ve } \xi_k^u = \frac{k}{M}. \quad (2.14)$$

Örnek x noktası, üretilen vektör bileşenlerinin terimlerini rastgele gruplayarak oluşturu-

rulur. Yani, her vektör bileşeninden rastgele seçilen bir terim x_{ik} ve bu terimler bir örnek oluşturmak üzere gruplanır. Bu işlem $M = n$ kez tekrarlanır. Bileşen örneklerinin rastgele eşleştirilmesi nedeniyle bir latin hiperküp $(M!)^{N-1}$ adet olası kombinasyona sahiptir [53].

2.5.5 İzleme yöntemleri

İzleme yöntemleri (*ing.* monitoring methods), deney tasarımı içinde ayrıca bir kategori olarak açıkça tanımlanmasa da, tasarım alanının etkili bir şekilde keşfedilmesini sağlamak amacıyla ara sonuçlara dayanarak deneysel tasarımın sürekli değerlendirilmesi ve buna göre ayarlanması şeklinde tanımlanabilmektedir. Adaptif örnekleme yöntemleri, tasarım uzayı çerçevesi içinde izleme prensiplerini somutlaştıran adaptif örnekleme yöntemlerini kullanarak deney tasarımını dinamik bir şekilde güncelleyen, sonuçları iyileştiren bir yaklaşımdır. Bu da tasarım alanı keşfinin verimliliğini potansiyel olarak artırmaktadır. Ara bulgulara dayanarak dinamik olarak ayarlamalar yapabilmek için ekstra bilgisayar kaynakları ve karmaşık algoritmalar gerektirmektedir. Bu yöntemler, modelin tahminlerinin en belirsiz olduğu veya az keşfedilmiş alanlara odaklanarak tasarım alanının daha verimli keşfedilmesini sağlar.

2.5.6 Polinom yanıt yüzey yöntemi (*ing.* Polynomial Regression)

Yanıt yüzeyi (*ing.* classical response surface, (CRSM)) global bir yakınsamaya yönelik bir yüzey oluşturma yöntemidir. Tasarım uzayındaki çeşitli veri noktalarında fonksiyonel değerlendirmelere dayanarak amaç ve kısıt fonksiyonlarının küresel yaklaşımlarını oluşturma yöntemidir. Bu yöntemin gücü, gradyan tabanlı yöntemlerin başarısız olduğu uygulamalardadır; tasarım hassasiyetlerinin değerlendirilmesi zor veya imkansız olduğu durumlar ortaya çıkar. Ancak, yanıt dramatik şekilde değişirse, örneğin bir kararsızlık nedeniyle, bu kesintisizliği polinom yanıt yüzeyi yöntemi ile yakalamak oldukça güçtür.

Gerçek yanıt yüzeylerini temsil edebilmek için yaklaşım fonksiyonlarının seçimi birincil derecede önemlidir. Bu fonksiyonlar, herhangi bir dereceden polinomlar veya farklı temel fonksiyonların toplamı olabilir. Genel bir ikinci dereceden karesel polinom yüzey yaklaşımı için matematiksel Denklem 2.15'deki gibi olacaktır:

$$y_i = \beta_0 + \sum_j \beta_{ij}x_{ij} + \sum_j \sum_k \beta_{ijk}x_{ijk} + \varepsilon_i, \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.15)$$

Taylor serisinin genişletilerek açılmasıyla elde edilen Denklem 2.15'deki gibidir. β_i , be-

lirlenecek olan katsayı sabitleridir; $\mathbf{x}_i$, tasarım noktalarını ifade eder ve ε_i , hem önyargı (*ing. bias*) hatalarını hem de rastgele (*ing. random*) hataları kapsamaktadır. Genel bir polinom yanıt yüzey denklemi, matris formunda Denklem 2.16 ile ifade edilebilmektedir [54].

$$Y = X\beta + \varepsilon. \quad (2.16)$$

Bu yöntem kullanılarak yüksek dereceli polinomların kullanılması halinde oluşturulacak vekil model için çok sayıda benzetim gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Dolayısıyla kullanılacak fonksiyonu belirlerken problemin boyutu, tasarım değişkeni sayısı ve problemin özellikleri göz önünde bulundurulmalıdır.

2.5.7 Radial tabanlı fonksiyonlar (*ing. Radial Basis Function (RBF) Networks*)

Radial tabanlı fonksiyon ağları, aktivasyon fonksiyonu olarak radial temel fonksiyonları kullanan sinir ağlarının bir sınıfıdır. Radial bazlı fonksiyon metodları, çok boyutlu uzaydaki bir veri noktası setinin interpolasyonunu gerçekleştirme tekniklerinden türemiştir. Genellikle iki katmanlıdır: birinci katman temel fonksiyonların aktivasyonunu belirler ve ikinci katman da bu aktivasyonların lineer kombinasyonlarını oluşturarak çıktıyı üretir.

Bir radial bazlı fonksiyon ağının temel formu Denklem 2.17 ile temsil edilir:

$$y(x) = \sum_{j=1}^M w_j \phi_j(x) + w_0 \quad (2.17)$$

Denklem $\phi_j(x)$ radial temel fonksiyonlardır. w_i ağırlıklardır ve M temel fonksiyonların sayısıdır. Radial bazlı fonksiyon kullanılarak gerçekleştirilen tam interpolasyon, her bir giriş vektörü x_n 'yi ilgili hedef vektörü t_n 'ye tam olarak eşleyen fonksiyon $h(x_n) = t_n$ ile gösterilmektedir. Amaç her bir giriş vektörünü ilgili amaç vektöre tam olarak eşlemektir.

Radyal bazlı fonksiyon ağları iki aşamalı bir eğitim sürecinden geçer, ilk aşama girdi verilerinden temel fonksiyonların parametrelerini belirlemek için yapılan gözetimsiz öğrenmedir. İkinci aşama, çıktı katmanının ağırlıklarını bulmak için yapılan gözetimli öğrenme sürecidir. Bu ayırım, tüm parametrelerin eş zamanlı ayarlanmasını gerektiren diğer ağ türlerine kıyasla eğitim sürecini basitleştirebilir ve potansiyel olarak hızlandırabilmektedir. Radyal bazlı fonksiyon ağlarının, yeterli ve uygun şekilde seçilmiş parametrelerle istenilen doğruluk derecesine kadar yaklaştırma kabiliyetine sahiptir.

Radyal bazda fonksiyon ağılarıyla çalışırken karşılaşılan temel zorluklardan biri, temel fonksiyonların parametreleri için uygun parametrelerin seçilmesidir. Temel fonksiyonların sayısı, merkezleri ve genişlikleri parametrelere örnek verilebilir. Uygun olmayan seçim, model performansı ve genelleştirme kabiliyeti açısından kötü sonuçlara yol açabilmektedir. Girdi uzayının boyutu arttıkça, girdi uzayını yeterince kapsamak için gereken radial temel fonksiyonların sayısı üssel olarak büyümektedir. Bu ise boyut ile ilgili dezavantaja sebep olmaktadır. Radyal bazda fonksiyon ağıları, yüksek boyutlu veriler için hesaplama açısından pahalı ve daha az pratik hale getirebilmektedir. Radyal bazda fonksiyon ağıları, yüksek doğruluk dereceleri elde edebilme kapasitesine sahip olsa da, temel fonksiyonların sayısı verileri genelleme yapma kabiliyetinin düşmesine neden olabilmektedir. Radyal bazlı fonksiyon ağıları basitlik ve yaklaşım kabiliyetleri açısından önemli avantajlar sunarken, parametre seçimi, yüksek uydurma potansiyeli ve yüksek boyutlu veri uzayları tarafından ortaya konulan zorluklar açısından dikkatli bir değerlendirme yapılması gerekmektedir [55].

2.5.8 Kriging

Kriging modelleri global bir metottur. Düşük dereceli polinom regresyonunda kullanılan alanlardan daha büyük tasarım uzayı için elde edilen verilere uyarlanır. Kriging başlangıçta Güney Afrikalı maden mühendisi Krige tarafından jeostatistik çalışmalar üzerinde geliştirilmiştir [56]. Diğer birçok alanda olduğu gibi havacılık alanında kullanımı oldukça yaygın olup çok disiplinli eniyileme çalışmalarında da sıklıkla tercih edilmektedir. Bu sebeple bu tez çalışmasında vekil modelleri oluştururken bu yöntem tercih edilmiştir.

Bilgisayar modellerine kriging yaklaşımları ile çalışmak için bir Matlab aracı olan DACE (*ing.* Design and Analysis of Computer Experiments) yazılım paketi kullanılmaktadır. Bu yazılım, bir bilgisayar deneyinden elde edilen verilere dayanarak bir kriging yaklaşık modeli oluşturmak ve bu yaklaşık modeli, bilgisayar modelinin yerine kullanmak için geliştirilmiştir. Bir bilgisayar deneyi, bir bilgisayar modelinin çalıştırılmasından elde edilen girdi ve yanıt çiftlerinin bir koleksiyonudur. Hem girdi hem de bilgisayar modelinden elde edilen çıktı yanıtı genellikle yüksek boyutludur. Çalışılan bilgisayar modelleri deterministiktir. Bu nedenle bir modelden alınan yanıtta rastgele hata bulunmaz, aynı girdi parametreleri için tekrarlanan çalıştırmalar modelde aynı yanıtı verir. Bilgisayar modelini çalıştırmak için en iyi parametrelerin belirlendiği bir tasarım problemi yaklaşık modellere ihtiyaç duymaktadır. Bu, örneğin bir bilgisayar modelinin fiziksel verilere uyarlandığı problemler olabilmektedir [57].

Kriging, özellikle havacılık alanında sıklıkla kullanılan bir metamodelleme tekniğidir. Mekansal verileri analiz etmek için geliştirilmiş olup belirli ve rastgele benzetim model-

lerinin davranışlarını modellemek için uyarlanmıştır. Kriging modelleri, özellikle geniş deney alanlarından elde edilen verileri işleyebilme kabiliyetleri ile bilinir, bu da onları yerel tahminlerden ziyade global tahminler için uygun hale getirir. Giriş uzayında birbirine daha yakın noktaların, daha uzak olanlardan daha benzer çıktılara sahip olması gerektiği varsayımına dayanır, bu dadurağan kovaryans süreci aracılığıyla formalize edilir.

Kriging'in temel bir yönü, korelasyonları modellemek ve sonuçları tahmin etmek için matematiksel denklemlere bağımlılığıdır. Temel formüllerden biri, gözlemlenen çıktıların mekansal korelasyonlarına göre ağırlıklandırıldığı tahmin noktasının bir lineer kombinasyonu olan bir denklemle ifade edilir. Denklem 2.18 ile ifade edilir.

$$y(d) = k(d, D)w(D) = k^T w \quad (2.18)$$

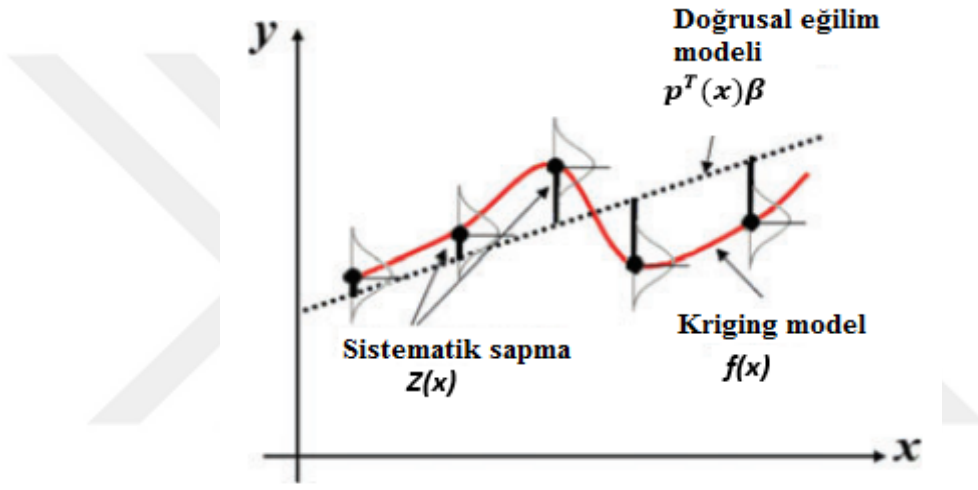
Denklem 2.18 ile belirtilen $k(d, D)$ tahmin noktası d ile gözlemlenen noktalar ile D arasındaki mesafeye dayalı olarak atanan ağırlıkları temsil eder ve $w(D)$ gözlemlenen çıktıların vektörüdür. Amaç, tahmininin yanlı olmaması koşulu altında, tahminlerin ortalama karesel hatasını minimize etmektir. Kriging, daha geniş deney alanları boyunca tahminler için etkilidir, bu da onu global optimizasyon ve hassasiyet analizi için sağlam bir seçenek yapmaktadır. Kriging, gözlemlenen noktalardaki tahminlerin tam olarak gözlemlenen çıktılarla eşleşmesini sağlar. Bu yöntemler vekil model oluşturulurken, eğilim modeli kullanılır. Bu yöntemde eğilim modeli, lineer, karesel veya logaritmik şekillerde olabilmektedir. Sistem içerisinde tekrarlanan hata ise $Z(x)$ ile ifade edilmektedir [7]. Kriging vekil modeli Denklem 2.19'daki gibi genel formda ifade edilir.

$$y(\mathbf{x}) = \hat{y}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^{N_v} \beta_i \xi_i(\mathbf{x}) + Z(\mathbf{x}) \quad (2.19)$$

Hem belirli hem de rastgele simülasyon modelleri için uyarlanabilir, geniş bir uygulama yelpazesi için çok yönlü bir araç sunar. Korelasyon fonksiyonlarını ve optimal değerlerini tahmin etmek, birden fazla yerel maksimum potansiyeli nedeniyle zor olabilmektedir. Kriging modellerinin performansı, korelasyon parametrelerinin alt ve üst sınırlarının belirlenmesine duyarlıdır, bu da model doğruluğunu doğrudan etkilemektedir. Kriging modellemesi için DACE gibi araçlar mevcutken, gürültü içeren karmaşık modelleri işleyebilecek yazılımların kullanılması ile sınırlıdır. Benzetim çalışmalarında analiz ve optimizasyon tasarım süreçlerini geliştirme potansiyeli oldukça yüksekken, aynı zamanda uygulamasıyla ilişkili zorluklar da olabilmektedir. Bu zorlukların üstesinden gelmek ve Kriging metamodellemenin avantajlarını arttırmak için araştırma ve geliştirme çalışmaları devam etmektedir [56].

Kriging belirsizlik analizi ve güvenilirlik temelli tasarım optimizasyonu için kullanı-

lan metodolojilerin önemli bir parçasıdır. Güvenilirlik analizi için Kriging, belirsizlik altındaki yapıların anlaşılması ve optimize edilmesi için oldukça önemlidir. HAD analizi temelli optimizasyon çalışmalarında sıklıkla yer verilir [58]. Güvenilirlik analizi için modelleme tekniği olarak kullanılmaktadır. Radyoaktif atık depolarının performans değerlendirmesi, otomotiv ve havacılık sektörlerindeki güvenilirlik tahminleri ve diğer güvenilirlik mühendisliği sistemlerindeki uygulamasında sıklıkla tercih edilmektedir. Belirsizliği ele almak, tanımlamak, güvenilir bir tasarım optimizasyonu için önemlidir. Kriging modellerinin yanıtları tahmin etmek ve güvenilirliği tahmin etmek için kullanılırken tasarımların belirsizliklere karşı sağlam olduğundan emin olunması gerekmektedir [59]. Sıklıkla tercih edilen doğrusal eğilimli Kriging modeli Şekil 2.17 ile gösterilmiştir [59].

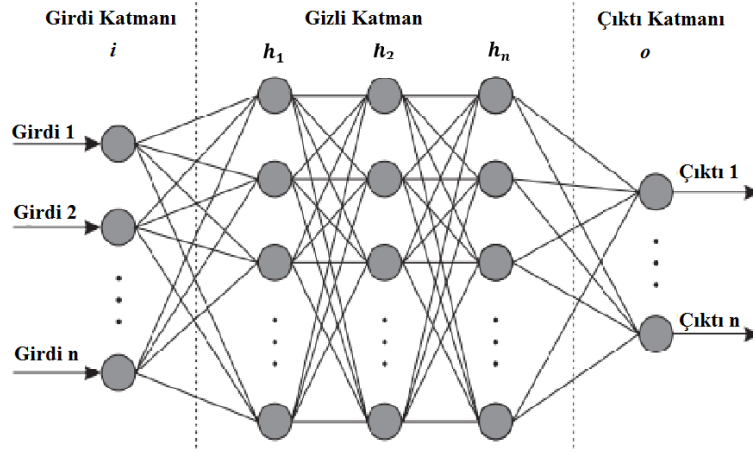


Şekil 2.17: Doğrusal eğilimli kriging modeli [60].

2.5.9 Yapay sinir ağları (ing. Artificial Neural Networks (ANNs))

Yapay sinir ağı (.ing Artificial Neural Networks (ANNs)), basit işlem birimlerinden oluşan, deneyimsel bilgiyi depolama ve analitik bir şekilde kullanıma sunma eğilimine sahip büyük ölçüde paralel dağıtılmış bir işlemcidir. Yapay sinir ağları, derin öğrenmenin temelini oluşturur ve bunu yaparken insan beyninden ilham alır. Veri alırlar, desenleri tanımak için eğitilirler ve çıktıları tahmin ederler. Çok değişkenli ve doğrusal olmayan modelleme problemlerini çözmedeki sağlamlığı nedeniyle sıklıkla yedek model veya yanıt yüzeyi yaklaşım modeli olarak kullanılmaktadır. Yapay sinir ağlarının bileşenleri, çok katmanlı ve birbiriyle karmaşık ilişkiler içerisinde. Mimari temel anlamda Şekil 2.18 ile gösterilmektedir.

Giriş Katmanı: Bu katman, ağıdaki ilk katmandır ve ham giriş verilerini alır. Bu katmandaki her düğüm, giriş verilerinin bir özelliğini temsil eder. Giriş katmanı, giriş verilerini alır, çıktı katmanı, son çıktıyı tahmin eder.



Şekil 2.18: Yapay sinir ağları mimarisi [61].

Gizli Katmanlar: Bu katmanlar giriş ve çıktı katmanları arasındadır. Hesaplamaları ger-çekleştirir ve özellik dönüşümlerini yaparlar. Gizli katmanların sayısı ve her katmandaki düğüm sayısı değişebilir, bu da ağın karmaşık desenleri modelleme kapasitesini önemli ölçüde etkiler. Gizli katmanlar, daha alt seviyedeki özelliklerden daha üst seviyedeki özellikleri tahminde bulunur.

Çıktı Katmanı: Ağın çıktısını üreten son katmandır. Bu katmanın tasarımı belirli bir sınırlandırmaya bağlıdır.

Nöronlar/Düğüm: Yapay sinir ağının temel işlem birimleridir. Her nöron giriş yapar, bir ağırlık ve bias uygular ve bir çıktı üretmek için bir aktivasyon fonksiyonu kullanır. Nöronlar ve düğümler, çarpma ve toplama gibi basit işlemleri gerçekleştiren temel işlem birimleridir.

Ağırlıklar ve Biaslar: Modelin parametreleri, eğitim sırasında ayarlanır ve tahmin edilen çıktı ile hedeflenen değerler arasındaki farkı en aza indirmek için kullanılır. Ağırlıklar, nöronlar arası bağlantıların gücünü belirleyen değerlerdir, eğitim sırasında güncellenir. Bias, her nöronun çıktısına eklenen ek ağırlıktır, aktivasyonu kolaylaştırır veya engeller.

Aktivasyon Fonksiyonları: Bir nörona gelen girişlerin ağırlıklı toplamına uygulanan doğrusal olmayan fonksiyonlar, nöronun aktif olup olmayacağını belirler.

Kayıp Fonksiyonu: Tahminlerin gerçek değerlerden ne kadar uzak olduğunu ölçer. Bu ölçümü yapan kayıp fonksiyonuna yaygın olarak kullanılan , ortalama kare hatası (*ing.* mean squared error (MSE)) verilebilir.

İleri Yayılım: Girişin katman katman ağıdan geçirilerek bir çıktı elde edilmesi sürecidir.

Geri Yayılım: Kayıp ağırlıkların ve biaslarla ilgili gradyanının hesaplanması ve eğitim sırasında kaybı azaltma amaçlı güncellenmesi sürecidir.

Optimizasyon problemleri içindeki karmaşık ilişkileri hesaplamak için kullanılan modelleme tekniklerinden biridir. Yapay sinir ağları, çok disiplinli optimizasyon problemlerinde tasarım değişkenleri ile amaç fonksiyonları veya kısıtlar arasındaki yüksek dereceli doğrusal olmayan karmaşık ilişkileri modelleme yeteneğine sahiptir. Bu yetenek, tasarım uzayının geniş bir alana yayıldığı ve değişkenler arasındaki etkileşimlerin yüksek derecede doğrusal olmayan havacılık alanında özellikle faydalı olmaktadır. Yapay sinir ağları, özellikle kanat tasarımının çok disiplinli optimizasyonu için önemli bir rol oynamaktadır. Aerodinamik ve yapısal analizler gibi tasarımın eğilimi olan davranışları pahalı birer değerlendirme fonksiyonlarıyla yaklaşık hesabı için gerekli fonksiyon değerlendirme(*ing. function evaluation*) sayılarını azaltmaktadır. Bu, bilhassa tasarımın erken aşamalarında, hesaplama maliyetinde ve harcanan zamanda önemli bir azalmaya sebep olmaktadır. Optimizasyon sürecinde, uyarlanabilir örnekleme stratejisi sayesinde, modelin amaç fonksiyonları ve kısıt fonksiyonları daha iyi birer sonuç için yinelemeli olarak güncellenip tasarım uzayı zamanla iyileştirilmektedir. Öte yandan, yapay sinir ağları modellerinin problem üzerindeki etkinliği, yapılandırmalarına ve model üzerinde ayarlarına yakından bağlıdır, bu da dikkatli model kurulumu ve doğrulama ihtiyacını doğurmaktadır. Kısacası bu yöntem karmaşık optimizasyon problemlerini ele almak, hesaplama maliyetlerini azaltmak ve daha yinelemeli ve keşifsel tasarım süreçlerini mümkün kılmak için esnek ve verimli bir araç olarak çok disiplinli eniyileme çerçeveleri içerisinde hizmet etmektedir [61, 62].

2.5.10 Gaussian süreç regresyonu

MATLAB’da Gaussian süreç regresyonu (*ing. Gaussian Process Regression (GPR)*), kullanılırken, kernel fonksiyonları kritik bir rol oynar. Bu kernellerle ilişkili olarak model performansını iyileştirmek amacıyla hiper parametreler optimize edilmelidir. MATLAB’ın "fitrgp" fonksiyonu gauss süreç regresyonu için kullanılır. Belirlenen hiper parametrelerin çapraz doğrulama çalışmalarında test edilmesi için, "fitcsvm" ve "fitrgp" gibi MATLAB fonksiyonları, 'CrossVal' parametresi aracılığıyla çapraz doğrulama gerçekleştirilmektedir. Bu da farklı hiper parametre ayarlarının hatasını tahmin etmek için kullanılmaktadır.

2.5.11 Hiper parametreleri ve kernel fonksiyonları

Hiper parametreleri ve kernel fonksiyonları (*ing. Hyper Parameters and Kernel Functions*), makine öğrenmesi alanında temel kavramlar olup çeşitli algoritmaların yapılandırılması, optimizasyonu ve performansında önemli roller oynamaktadır. Bu kavramları

anlamak, makine öğrenme tekniklerinin mühendislik problemlerini etkili bir şekilde çözümü için önemlidir. Hiper parametreler, öğrenme süreci başlamadan önce değerleri belirlenen ve veriden öğrenilemeyen parametrelerdir. Eğitim yoluyla elde edilen model parametrelerinin aksine, hiper parametreler öğrenme algoritmasının davranışını kontrol etmek için kullanılmaktadır. Model performansını önemli ölçüde etkiledikleri için, bu parametrelerin optimizasyonu hayati önem taşımaktadır. Eniyileme algoritmalarındaki öğrenme oranı, kayıp fonksiyonun tepe noktalarına doğru atılan adımların boyutunu belirlemektedir. Hiper parametreler makine öğrenme algoritmalarının yapılandırılmasını tanımlar ve en iyi performansın elde edilmesine katkıda bulunur. MATLAB programı, kriging, gaussian süreçleri ve sinir ağları gibi modellerle çalışırken, hiper parametreleri ayarlama ve kernel fonksiyon seçimi için bazı fonksiyonlara sahiptir. Bu tez çalışmasında da kullanılan "bayesopt" fonksiyonu parametre seçimi için tercih edilmektedir. MATLAB, kullanıcıların modelleri için otomatik olarak hiper parametreleri ayarlamalarına ve uygun kernel fonksiyonları seçimlerine olanak tanıyan bu gibi araçlar ve fonksiyonlar sağlamaktadır.

Destek Vektör Makineleri (ing. Support Vector Machines (SVM)): MATLAB'ta destek vektör makineleri ile çalışırken, genellikle bu gibi birkaç hiper parametre ile ilgilenilir.

Kutu Kısıtı (ing. Box Constraint (C)): Eğitim verilerinde düşük bir hata elde etme ile ağırlıkların normunu en aza indirme arasındaki dengeyi kontrol eder, bu da mümkün olduğunca geniş bir marj elde edilmesine yardımcı olmaktadır.

Kernel Fonksiyonları: Kernel fonksiyonları, destek vektör makineleri (ing. support vector machines) ve gauss süreçleri(ing. gaussian processes) gibi benzerlik veya mesafe hesaplamaları içeren makine öğrenme algoritmalarında temel bir kavramdır. Kernel, algoritmaların, "kernel hilesi" (ing. kernel trick) olarak bilinen bir teknikle, verilerin o uzaydaki koordinatlarını açıkça hesaplamadan, yüksek boyutlu, örtük özellik uzayında çalışmasını sağlamaktadır. Kernel fonksiyonları, belirli algoritmaların karmaşık desenleri öğrenmesine, hesaplama açısından verimli bir şekilde örtük haritalama özelliği ile izin vererek bu süreci kolaylaştırmaktadır.

2.5.11.1 Hiper parametre optimizasyonu

Hiper parametrelerin seçimi, bir öğrenme algoritmasının performansını büyük ölçüde etkileyebileceği için, hiper parametre optimizasyonu, genellikle önceden belirlenmiş bir puan veya kayıp fonksiyonları ile ölçülen en iyi model performansını sağlaması beklenen hiper parametre kombinasyonunu bulmayı hedeflemektedir. Hiper parametre optimizasyonu teknikleri arasında ızgara(ing. grid) arama, rastgele arama ve bayesiyen opti-

mizasyonu gibi daha ileri yöntemler bulunur. MATLAB, hiper parametre optimizasyonu için birkaç fonksiyon ve yöntem sağlamaktadır.

MATLAB programı hiperparametreleri ayarlama ve kernel fonksiyonlarını seçme gibi makine öğrenimi için kapsamlı bir ortam sunmaktadır. Mühendisler günümüzde, modelin doğruluğunu ve etkinliğini artırmak için MATLAB'ın yerleşik fonksiyonlarını otomatik hiper parametre optimizasyonu için kullanabilir veya çapraz doğrulama performansına dayanarak manuel olarak ayarlayabilmektedirler [63–68].

Bayesian optimizasyonu, optimum arayışını yönlendirme amacıyla doldurma örnekleme kriterlerini kullanan bir eniyileme yaklaşımıdır. Amaç fonksiyonunun olasılıksal bir modelini oluşturur ve bir sonraki örnekleme yerini belirlemek için bir edinim fonksiyonunu herhangi bir kritere bağlayarak kullanır. MATLAB, "bayesopt" fonksiyonu aracılığıyla bayesian optimizasyonunu desteklemektedir, bu da amaç fonksiyonunun olasılıksal bir modelini oluşturarak optimum hiperparametre setini bulmak için etkilidir [69].

2.5.11.2 Kernel fonksiyonlarının türleri

Kernel fonksiyonları yaygın seçenekler olarak aşağıdaki temel kernel tiplerini içermektedir. Ayrıca MATLAB'ın "fitcsvm" fonksiyonu, bu hiperparametreleri doğrudan belirtmeye olanak tanır ve kernel fonksiyonu da dahil olmak üzere destek vektör makineleri ile ilgili seçenekleri belirtmek için templateSVM'yi kullanabilmektedir.

Doğrusal Kernel (ing. Linear Kernel): İki vektörün iç çarpımını temel alan, en basit kernel formudur. Hiçbir dönüşüm uygulanmaz. Veriler doğrusal olarak ayrılabilir olduğunda kullanılmaktadır.

Polinom Kernel (ing. Polynomial Kernel): Girdi özelliklerini polinom özelliğine getirerek doğrusal olmayan modellerin öğrenilmesine olanak tanır. Polinomun derecesi ile tanımlanır.

Radial Bazlı Fonksiyon Kernel (ing. Radial Basis Kernel): Veri noktalarının benzerliğini veya yakınlığını ölçerek karmaşık veri kümelerini modelleyebilen son derece esnek bir kerneldir. Genellikle gama (γ) olarak belirtilen bir parametre ile karakterize edilir ve gauss kernelinin genişliğini kontrol etmektedir.

Sigmoid Kernel: Sigmoid fonksiyonunu yansıtır ve sinir ağlarını modellemek için kullanılır. Sinir ağlarında kullanılan aktivasyon fonksiyonuna benzerdir.

2.5.12 Vekil modelin doğrulaması

Problem ve tasarım değişkeni sayısına uygun olarak belirlenen vekil model oluşturma tipini test edebilmek için kullanılan yaygın hata metrikleri bulunmaktadır. Bu metrik-

lerin sıfıra yakın olması beklenmektedir. Yaygın olan bazı hata metrikleri bir sonraki bölümde incelenmiştir.

2.5.12.1 Kök ortalama kare hatası

Kök ortalama kare hatası (*ing.* Root Mean Square (RMSE)), bir vekil modelin hatasını ölçmenin standart bir yoludur. Bir vekil model tarafından öngörülen değerler ile test noktaları arasındaki farkları değerlendirmek için yaygın olarak kullanılan model doğrulama parametresidir. Tahminlerin ortalama olarak gerçek değerlerden ne kadar sapma gösterdiğini niceliksel olarak ifade eder. MSE, tahmin ile test noktası arasındaki kare farklarının ortalaması ile hesaplanır. RMSE ise, tahmin ile test noktası N_{test} arasındaki kare farkların ortalamasının karekökünü alarak hesaplanır. Formül, Denklem 2.20 ile aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (2.20)$$

y_i test noktalarındaki değer, $\hat{y}_i$ tahmin edilen değer ve n benzetim sayısıdır. RMSE ne kadar sıfıra yakınsa, modelin performansı o kadar iyidir [70].

2.5.12.2 Çapraz doğrulama hataları(*ing.* Leave-one-out Cross Validation (LOOCV))

Çapraz doğrulama hataları (*ing.* Leave-one-out cross validation), vekil modelin tahmin hatasını tahmin etmek için kullanılan oldukça yaygın bir hata metriğidir. Vekil modellerin seçimine ve modelin seçeceği veriler üzerinde nasıl bir performans göstereceğinin ölçülmesine katkıda bulunur. Bu method, veri setinden tek bir tahmini çıkarmayı, kalan verileri, modeli eğitmek için kullanmayı ve ardından çıkarılan tahmini veriyi, tahmin etmek için modeli kullanmayı içerir. Bu işlem, veri setindeki her tahmin için tekrarlanır. Mühendislikte optimizasyon ve güvenilirlik analizi için kullanılan vekil modellerin oluşumu için kullanılan Kriging modelleri bu metod yardımıyla iyileştirilmektedir.

Bu metrik; kriging modellerindeki hiperparametreleri dahil eder, bu da hiper parametre optimizasyonlarının sayısını azaltmada önemli ölçüde yardımcı olur. Dolayısıyla vekil modelinin seçimi ve seçilen modelin doğruluğunu belirleme sürecinin verimliliğini büyük ölçüde artırır. Bu doğrulama metodu büyük veri setlerini içeren mühendislik optimizasyonları için hesaplama maliyetini daha uygun hale getirir. Bu yöntemin doğruluk ve verimlilik açısından dezavantajları bulunmaktadır. Her yinelemede, modelin doğruluğuna yakın bir yaklaşım sağlamayabilir.

Her çıkarılan nokta için bağımsız Kriging modelinin kurulumunu gerektirir, bu da özellikle büyük veri setleri için artan hesaplama karmaşıklığına yol açmaktadır. Mühendisler, modelin belirli optimizasyon ve güvenilirlik analizlerine uygulanabilirliği hakkında bilinçli kararlar verebilmek için modelin performansını doğru şekilde tahmin edebilmek adına sıklıkla bu metriği kullanmaktadırlar. Ortalama kare hatası ve kök ortalama kare hatası gibi diğer hata metriklerine kıyasla, bu metrik, model eğitiminde kullanılmayan verileri kullanarak modelin tahmin hatasının tahminini sağlamaktadır [71].

Çapraz doğrulama süreci, genel bir bağlamda matematiksel olarak aşağıdaki gibi Denklem 2.21 ile hesaplanabilmektedir:

$$LOOCV = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (2.21)$$

n , veri setindeki toplam gözlem sayısıdır. y_i , i . gözlem için gerçek değerdir. $\hat{y}_i$, i . gözlem için tahmin edilen değerdir ve bu değer, i . gözlem hariç tutularak eğitilen bir modelden elde edilmektedir.

2.5.12.3 K-katlı çapraz doğrulama hatası (*ing. K-fold Cross Validation RMSE_{CV}*)

Veri seti rastgele " k " eşit alt kümeye bölünür. Vekil modelin " k " kez kurularak her seferinde eğitim setinden bir alt kümenin çıkarılması ile çapraz doğrulama hatasını değerlendirmek için kullanılır. Vekil modelin doğruluğu test edilirken kullanılmış olan k -katlı çapraz doğrulama kök ortalama kare hatası (*ing. root mean square error of k-fold cross-validation (RMSECV)*) için matematiksel denklem Denklem 2.22 ile verilmiştir.

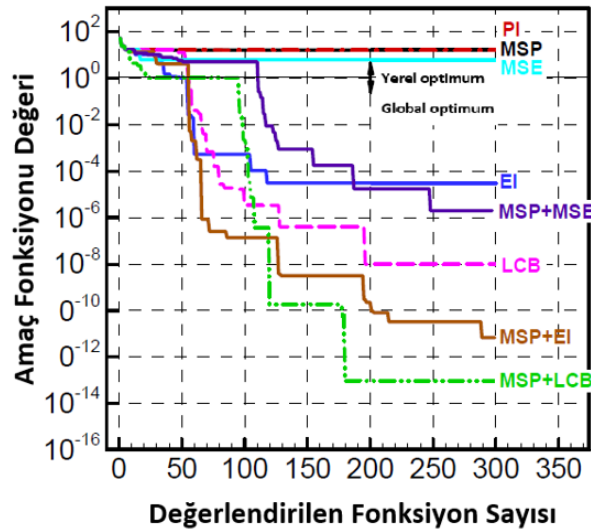
$$RMSECV = \sqrt{\frac{1}{k} \sum_{i=1}^k (\hat{y}_i - y_i)^2} \quad (2.22)$$

Bu hata metriği denkleminde geçen " k " çıkarılan veri noktaları sayısıdır. Örnek noktanın $\hat{y}_i$ tahmini değeri ve y_i ise gerçek değeridir. Çapraz doğrulama, maliyetli sistem değerlendirmelerine ihtiyaç duymadan vekil modellerin doğruluğunu tahmin etmek için ya da güvenlik marjlarını tahmin etmek için kullanılır. Vekil modelin doğruluğu k seçimine bağlı olmakla birlikte k 'nin farklı değerleri, model doğruluğunun çeşitli tahmini hata değerlerinin elde edilmesine yol açabilmektedir [72].

2.5.13 Adaptif veri toplama metodları

Mevcut veri seti içinde ek veri noktalarının nerede ve nasıl toplanacağını belirlemek amacıyla kullanılan belirli yaklaşımlar bulunmaktadır. Bu yaklaşımlar, bir tasarım uza-

yının özelliklerini daha iyi anlamak tasarım değişkenleri hakkında daha doğru tahminler yapabilmek için kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında tercih edilen iç dolgu numuneli kriterin temel hedefi, veri noktalarının yoğunluğunu stratejik olarak artırarak verileri yorumlamadaki belirsizliği ortadan kaldırmaktır. Bir sonraki bölümlerde bu kriterlere yer verilmiştir. Bu tez çalışmasında MSE ve MSP metodları kullanılarak eniyileme çalışması yürütülmüştür. Problemin tasarım değişkeni ve tasarım uzayı düşünüldüğünde uygulaması en uygun yöntemlerden biri olan MSP ve MSE tercih edilmiştir. Gradyen ve gradyen tabanlı olmayan eniyilemeler arasında kendilerini yapılan çalışmalarda rahatlıkla gösterebilmektedir [73]. Şekil 2.19 ile görülebileceği üzere eniyilenmiş fonksiyon değeri açısından oldukça iyi değerlere ulaşabildiği gözlenmektedir [74].



Şekil 2.19: İç dolgulu numune kriteri kullanılarak elde edilen sonuçların yakınsama grafiği [74].

Maliyetli sayısal fonksiyon değerlendirmelerinden elde edilen verilerle yerine koyma modellerinin oluşturulmasının ardından, bu yerine koyma modelleri kendileri bir "alt-optimizasyon" olarak adlandırılan dolgu numuneli kriteri tarafından tanımlanan bir optimizasyon problemi çözerek tasarım alanından yeni bir veri noktası tahmini ile rehberlik etmektedir [75]. Bu çalışmada, Minimizasyon Yerine Koyma Tahmini (MSP) ve Ortalama Kare Hatası (MSE) olmak üzere iki tür iç dolgu numuneli kriteri kullanılmıştır. Çünkü yüksek boyutlu uygulamalar için hesaplama kabiliyetleri nedeniyle bu kriterler avantajlı olmaktadır [74].

2.5.13.1 Minimizasyon ile yerine koyma tahmini (*ing.* Minimizing Surrogate Prediction (MSP))

Bu kriterde, problemin verilen kısıtlamaları altında amaç vekil modeli, mevcut modelleri kullanmak için minimize edilir. Bu alt-optimizasyon problemi çözmek için bir gradyan

tabanlı veya gradyan-ötesi yaklaşımlar döngüsü ile tasarlanabilir. Alt-optimizasyon şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{array}{lll} \text{Bul} & X & (\text{Tasarım Değişkeni}) \\ \text{Enküçüle} & \hat{f}(X) & (\text{Amaç Fonksiyonu}) \end{array} \quad (2.23)$$

$$\text{Öyle ki } X_{\text{alt}} \leq X \leq X_{\text{ust}}, \quad (\text{Değişken Sınır Aralıkları}) \quad (2.24)$$

$$\hat{g}_i(X) \leq 0, \quad i = 1, \dots, n_c \quad (\text{Kısıtlar}) \quad (2.25)$$

burada $\hat{f}(\cdot)$ ve $\hat{g}(\cdot)$ sırasıyla amaç ve kısıtlamalar için vekil modelleridir. $X \in \mathbb{R}^{n_x}$ ise tasarım alanından gelen tasarım değişkenleridir ve $X_{\text{ust}}, X_{\text{alt}}$ sırasıyla üst ve alt değerlerdir ve n_c ise kısıtlamaların sayısıdır.

2.5.13.2 Ortalama kare hatası (ing. Maximizing Mean Squared Error (MSE))

Bu kriterde, yerine koyma modelleri, modellerin doğruluğunu artırmak için tasarım alanını daha fazla keşfetmek için kullanılır. Bu alt-optimizasyon, literatürde aşağıdaki gibi kısıtlı bir maksimizasyon olarak ele alınır. Burada $MSE(\cdot)$, ortalama kare hata fonksiyonudur. Alt-optimizasyon şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{array}{ll} \text{Bul} & X \end{array} \quad (2.26)$$

$$\text{Enbüyükle } MSE(\hat{f}(X)) \cdot \prod_{i=1}^{n_c} P[\hat{g}_i(X) \leq 0] \quad (\text{Amaç Fonksiyonu}) \quad (2.27)$$

$$\text{Öyle ki } X_{\text{alt}} \leq X \leq X_{\text{ust}}, \quad (\text{Değişken Sınır Aralıkları}) \quad (2.28)$$

$$\hat{g}_i(X) \leq 0, \quad i = 1, \dots, n_c \quad (\text{Kısıtlar}) \quad (2.29)$$



3. ANALİZ ÇALIŞMALARI

Aerodinamik yükler altında tasarlanmış olan kanat geometrisinin nasıl davranacağı ve modal frekans değerlerinin ne olacağının belirlenebilmesi açısından analiz çalışmaları yürütülmüştür. Analiz modellerinin oluşturulabilmesi için öncelikle tasarımların katı modellerinin hazırlanması gerekmektedir. Katı modeller CATIA V5 programı kullanılarak tasarım değişkenlerine uygun bir şekilde parametrik tasarlanmıştır. Bu parametrik tasarımda matematiksel denklemler ile ilişki kurulup geometrinin morfolojik değişimi ortaya konmuştur [76]. Optimizasyon esnasında akışkan çözücüsü olarak ANSYS-Fluent; yapısal çözücü olarak ANSYS-Mechanical kullanılmıştır. Eniyilenmiş ve eniyilenmemiş tasarımların statik ve titreşim analizi sonuçlarını değerlendirmek açısından HyperWorks-Optistruct; optimum tasarımın aerodinamik analizinin değerlendirilmesi için ANSYS-Fluent çözücülerini kullanılmıştır. Hazırlanan katı modellerin ardından örgü model ağı sayesinde akışkanlar modellemesi için akışkan çözücüsüne, yapısal modelin çözümü için yapısal çözücüsüne aktarılmıştır. Uçuş koşulları, malzeme özellikleri, kısıt koşullarına, yapılan analiz çeşidine uygun tanımlamalar yapılmıştır.

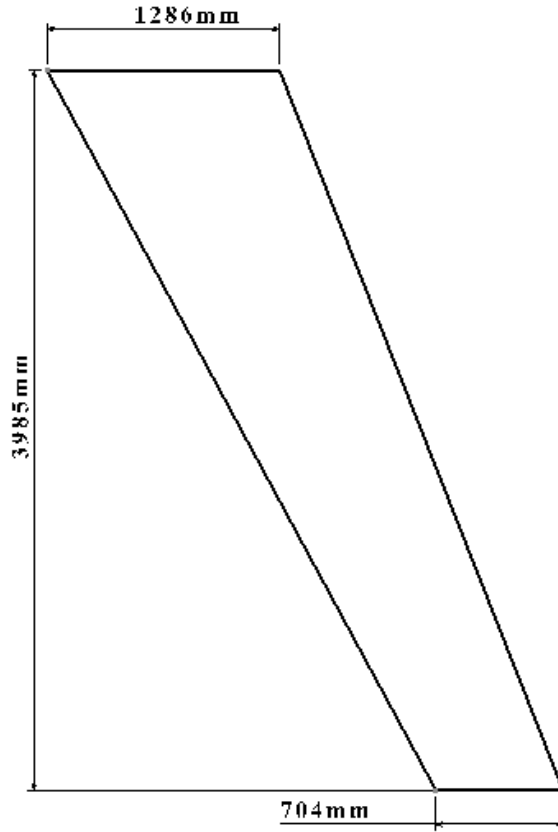
3.1 Kanat Tasarımının Belirlenmesi

Tez çalışması için belirlenen kanat kesiti, turboprop eğitim uçakları profiline uygun boyutta geliştirilmiştir. Kanat malzemesi için Alüminyum 7075 serisi tercih edilmiştir. NACA kanat profilleri, genellikle eğitim uçağı kanatlarında sıkça kullanılır. Özellikle, 6-serisi turboprop eğitim uçaklarında kullanılmaktadır [77]. Kanadın kök veter için NACA 63415 profili, uç veter için ise NACA 63212 profili kullanılmıştır. Kanat profillerinin verileri, referans gösterilen web sitesinden elde edilmiştir [78]. Kanat profilleri Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1: Kanat profilleri a) NACA 63415. b) NACA 63212.

Kanadın boyutu Şekil 3.2’de gösterildiği gibidir.



Şekil 3.2: Kanat boyutu.

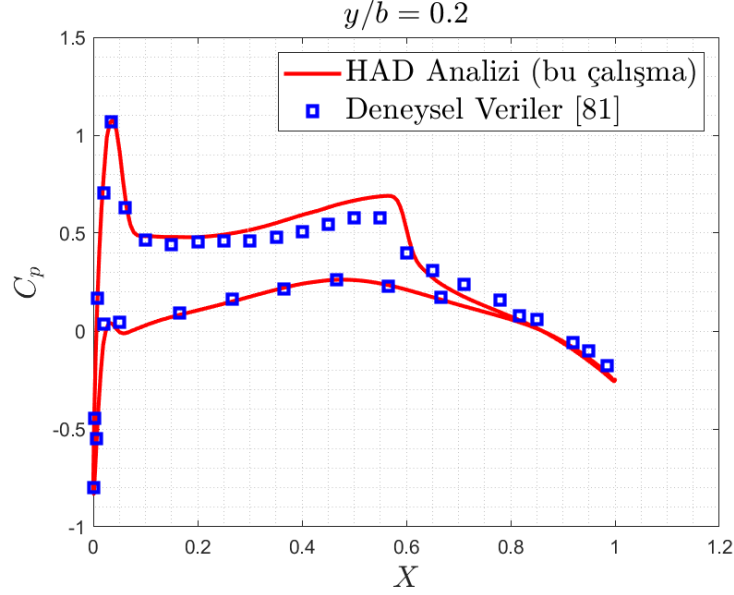
3.2 Aerodinamik Analiz Yönteminin Doğrulanması

Aerodinamik analizler ANSYS-Fluent yazılımı kullanılarak bu tez çalışması gerçekleştirilmiştir. Benzetim sonuçları, bu çalışmaya benzer uçuş koşullarına sahip olan NASA-Langley Araştırma Merkezi, 2023 [79] verileri ile karşılaştırılmıştır. Doğrulama testinde, ONERA M6 kanadı kullanılmıştır. Hücum açısı $3,06^\circ$ ’dir; viskozite modeli ise sutherland modelidir. Akışkan denklemler Navier-Stokes denklemlerine göre çözülmüştür. Bunun yanında Spalart-Allmaras ile türbülans model tanımlanmıştır. Reynolds sayısı ise $11,72 \cdot 10^6$ ’dır. Çizelge 3.1 ile serbest akış değişkenleri belirtilmiştir.

Çizelge 3.1: ONERA M6 kanadının serbest akış değişkenleri.

Referans Uzunluk	0,646 m
Referans Alan	$0,7532 \text{ m}^2$
Sıcaklık	$-17,594^\circ\text{C}$
Giriş Hızı	0,8395 Mach (268,9347 m/s)
Eleman Tipi	Poly-hexcore
Eleman Sayısı	34883682

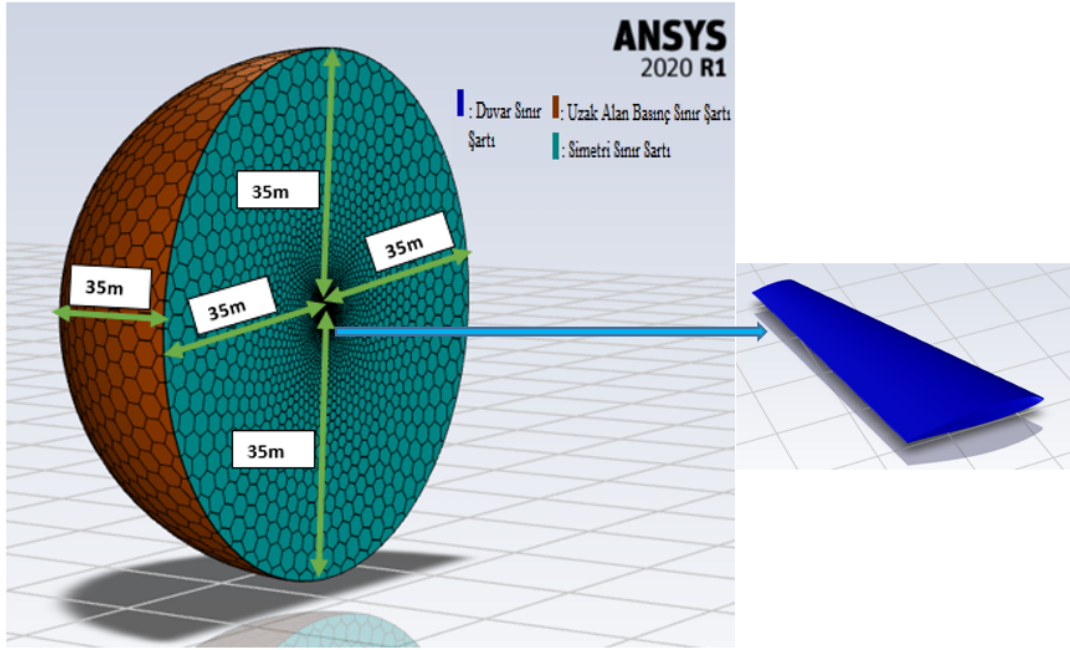
Referans verilerinden alınan deneysel ve benzetim sonuçları Şekil 3.3'te gösterilmektedir. y/b ile ifade edilen, ölçüm alınan noktanın kanat köküne olan mesafenin kanat uzunluğuna oranıdır. Bu çalışmada elde edilen benzetim sonuçları, basınç katsayısı C_p ile NASA'nın verileriyle elde edilen basınç katsayısının [79] uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 3.3: Deneysel ve benzetim verilerinin basınç katsayısı gösterimi.

3.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Modelinin Eleman Hassasiyeti Çalışması

Örgü eleman yapısında iki çeşit eleman kullanılmıştır. Bunlar, sınır tabaka kısmında dörtgensel (*ing. quad*) elemanlar, sınır tabaka çevresinde kalan elemanlar ise çoklu altıgen (*ing. poly hexcore*) elemanlar tercih edilmiştir. Şekil 3.4 ile oluşturulmuş olan sınır şartları geometrisi gösterilmiş olup kanat veter uzunluğunun 30 katı olarak belirlenmiştir ve yarıçapı 35 m olan bir küre kullanılmıştır. Çizelge 3.2 ile belirtilen ilk sınır tabaka yükseklikleri, referansta belirtilen [80] sınır tabaka hesaplayıcısı ile hesaplanmıştır. Hesaplamalı akışkan dinamiği benzetim çalışmasına geçilmeden önce uygun eleman boyutunun belirlenmesi amacıyla eleman boyutu ve hassasiyet çalışması yürütülmüştür. Sonuç olarak elde edilen eleman sayıları grafiği Çizelge 3.2 ile gösterilmiştir. Çıkan sonuçlara bakıldığında, çalışma 1'den 6'ya kadar gidildikçe eleman sayısında hızlı artışlar gözlemlenmektedir. Eniyileme çalışması için gerekli olan ardı ardına yapılacak olan benzetimler için, eniyileme probleminde kullanılan değişken sayısının yüksek olmasıyla beraber oldukça yüksek süreler gerekmektedir. Çizelge 3.2 ile yürütülen bu çalışmalar kullanılarak elde edilen bir koşu için gerekli olan hesaplama sürelerinin tablosu gösterilmiştir. Bu bağlamda, optimizasyon süreci için Çözüm Ağı 2 kullanılmıştır.

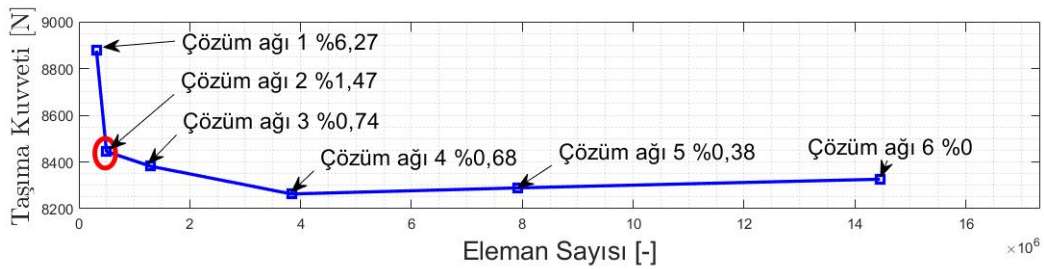


Şekil 3.4: Çalışma alanı ve sınır şartları.

Çizelge 3.2: Çözüm ağı ve bir koşu için harcanan süre.

	Toplam Eleman Sayısı	Kanat Üzerindeki Nokta Sayısı	Toplam Nokta Sayısı	Bir Koşu İçin Gerekli Süre (dk)
Çözüm Ağı 1	316515	31113	46470	9
Çözüm Ağı 2	487477	50941	69113	12
Çözüm Ağı 3	1282734	115456	140453	18
Çözüm Ağı 4	3837738	304429	344215	32
Çözüm Ağı 5	7908983	470433	504403	105
Çözüm Ağı 6	14452613	591322	625483	253

Analizlerin sağlıklı bir sonuç vermesi ve harcanan zamanın optimize edilmesi amacıyla toplam eleman sayısı hassasiyeti çalışması yürütülmüştür. Şekil 3.5 ile eleman boyutu çalışmasının sonucundaki yüzde farklarının sonuçları gösterilmiştir.

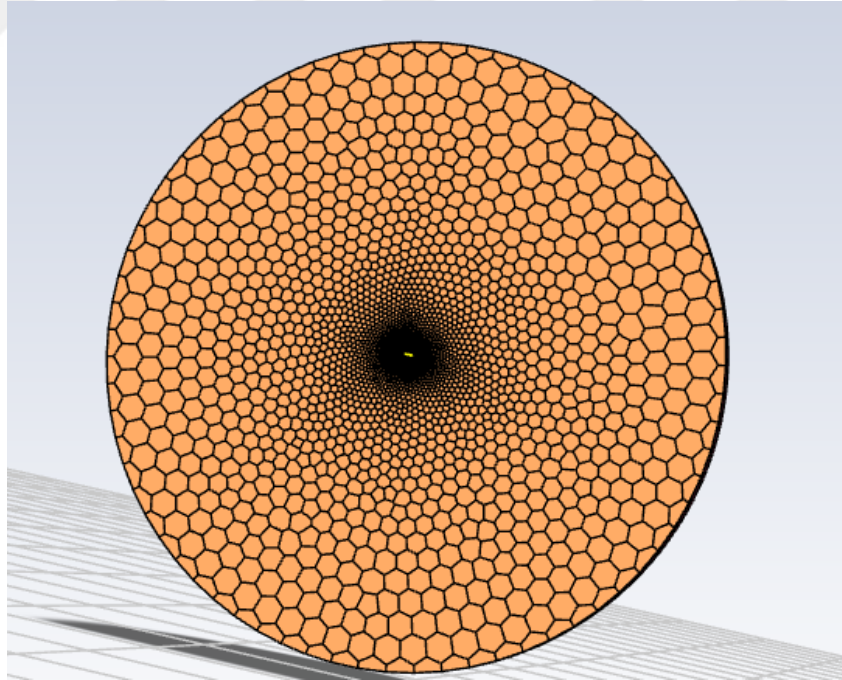


Şekil 3.5: HAD benzetimi için eleman hassasiyeti çalışması.

En yüksek sayıda kurulan örgü modelinin taşıma kuvveti sonucu diğer çalışmalardaki eleman sayıları ile kurulan modellerin kuvvet değerleri arasındaki fark yüzdelik dilimde grafik üzerinde belirtilmiştir. Yürütülen bu çalışma sonunda toplam eleman sayısı optimizasyon süresince, kırmızı ile işaretlenmiş olan 487477 olarak belirlenmiştir. Optimizasyon süresince bu fark makul görülmüş olup optimizasyon sürecinde kaba örgü model olan Çözüm Ağı 2 kullanılmıştır. Bu tez çalışmasında referans olan başlangıç aerodinamik analizi, kanadın üzerindeki basınç yüklerini 300 m, 286 K sıcaklığında seyir koşulları için gerçekleştirilmiştir ve bu hesaplanan yükler yapısal sonlu eleman modeline aktarılmıştır. Doğrulama testinde, ONERA M6 kanadı kullanılmıştır. Giriş hızı 0,55 Mach; viskozite modeli Sutherland modelidir. Akışkan denklemler Navier-Stokes denklemlerine göre çözülmüştür. Bunun yanında Spalart-Allmaras ile türbülans model tanımlanmıştır. Benzetim, aşağıda Çizelge 3.3'te belirtilen parametrelerle gerçekleştirilmiştir. HAD örgü modeli yapısı Şekil 3.6'da gösterilmektedir.

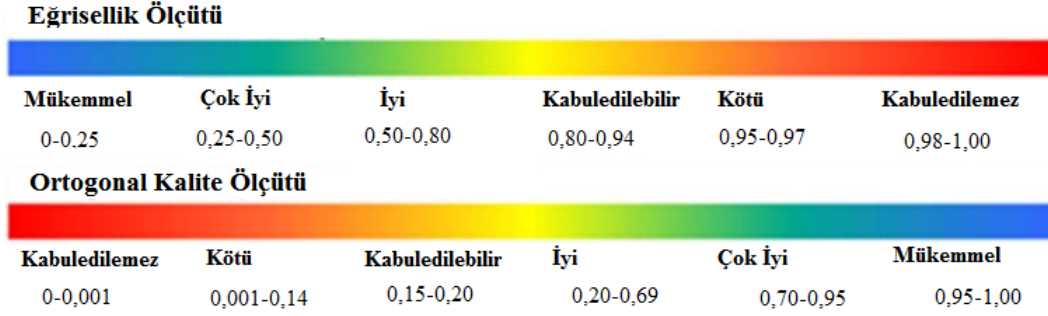
Çizelge 3.3: Kanadın aerodinamik değişkenleri.

Yoğunluk	$1,189 \text{ kg/m}^3$
Viskozite	$1,789 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m.s}$
Hücum Açısı	0°
Eleman Tipi	Poly-hexcore



Şekil 3.6: HAD benzetimi kanat modelinin sonlu elemanlar modelinin izometrik görünümü.

Ağın kalitesi, ortogonal kalite ve eğrisellik gibi ölçüt olan parametrelerle tanımlanır. Çeşitli HAD analizlerinde, kalite ölçütü olarak belirlenmiş metriklerin aralıkları bulunmaktadır [81, 82]. Bu alanda yapılmış çalışmalarda özellikle bu kriterlerin baz alındığı görülmektedir. Bu bağlamda bu tez çalışmasında, eğrisellik ve ortogonal kalite çok iyi ve kabul edilir seviyededir.



Şekil 3.7: Eleman kalitesi spektrumu [81].

Optimizasyon süresince kullanılan örgü modelin kalite metrikleri Çizelge 3.4 içerisinde gösterilmektedir. Aerodinamik analizler, üçüncü derece mertebeden yakınsama kriteri

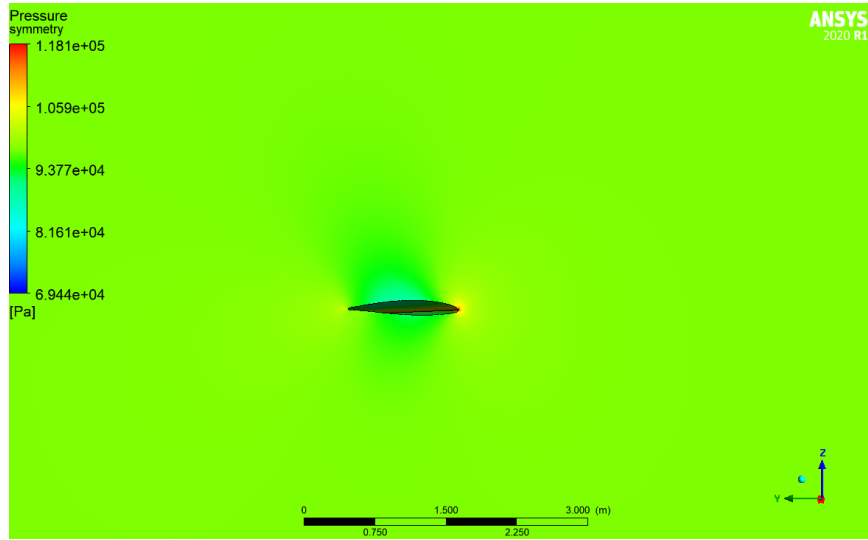
Çizelge 3.4: HAD modeli örgü elemanlarının özellikleri.

Eğrisellik	0,39
Minimum Ortogonal	0,17
İlk sınır yüksekliği (m)	0,0004
Toplam Eleman Sayısı	487477
Toplam Nokta Sayısı	260065

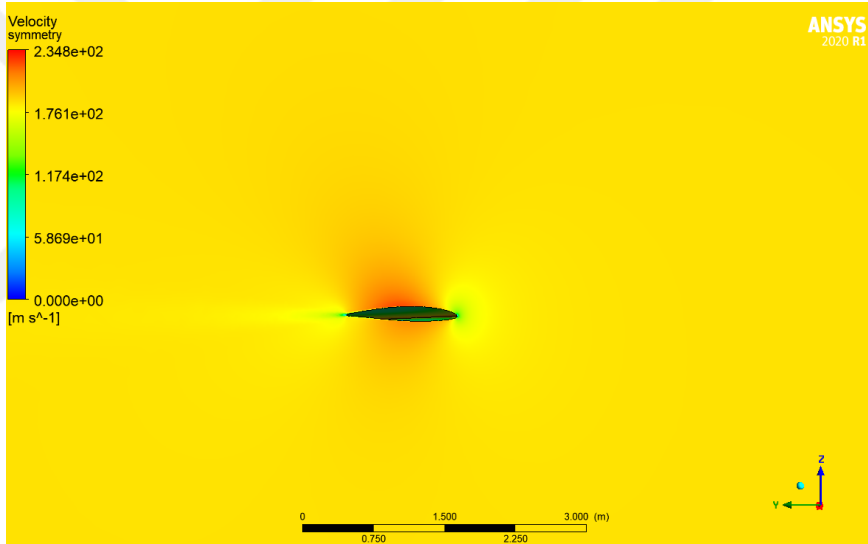
benimsenip aerodinamik analizlerin sonlandırılması şeklinde kurgulanmıştır.

3.4 Referans Aerodinamik Analiz Sonuçları

Aerodinamik analizi için oluşturulmuş örgü modelin eğriselliği 0,39'dur. Başlangıç kanat tasarımı bu model ile akış analizine tabi tutulmuştur. Simülasyonunun sonucunda kanat üzerinde oluşan Pascal biriminde toplam basınç dağılımı Şekil 3.8'de gösterilmiştir. Giriş hızına göre benzetimin toplam hız sonucu Şekil 3.9'da sunulmuştur. Aerodinamik benzetiminin sonunda, basınç değerleri kanat kabuk yüzeyine entegre edilmek üzere kanat iç yapıları olan kaburga, ana kiriş, arka kiriş ve kabuk kalınlığını optimize etmek için yapısal modele aktarılmıştır. Aerodinamik benzetiminin sonunda, hesaplanan taşıma ve sürüklenme katsayıları Çizelge 3.5'te olduğu gibidir. Referans aerodinamik analiz süresince kullanılan örgü modelin kalite metrikleri Çizelge 3.6 içerisinde gösterilmektedir.



Şekil 3.8: Kanadın referans basınç sonuçları.



Şekil 3.9: Kanadın referans hız sonuçları.

Çizelge 3.5: Kanat referans aerodinamik analizi taşıma ve sürüklenme katsayısı değerleri.

Taşıma Katsayısı	0,08825
Sürüklenme Katsayısı	0,00731

Çizelge 3.6: Referans HAD modeli örgü elemanlarının özellikleri.

Eğrisellik	0,39
Minimum Ortogonal	0,15
Toplam Eleman Sayısı	487477
Toplam Nokta Sayısı	260065

3.5 Yapısal Analiz Yönteminin Doğrulanması

Bu çalışmada, nümerik yapılan yapısal analiz sonuçları plak teorisi denklemleri ile doğrulanmıştır. Deplasman hesaplarında bulunan, "D" terimi plakanın eğilme rijitliğini ifade eder ve bu plaka kalınlığının küpüyle orantılıdır, $w(x, y)$ plak boyunca deplasman dağılımını temsil eder.

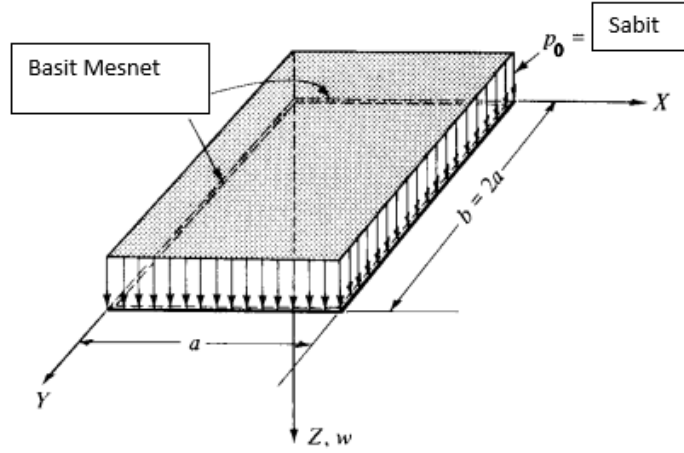
$$D = \frac{Eh^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (3.1)$$

$$w(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right) \quad (3.2)$$

$$p_z(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right); m, n = 1, 2, 3, \dots \quad (3.3)$$

$$p_z = \frac{16p_0}{\pi^2} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{2a}\right) \quad (3.4)$$

Dikdörtgen plaka örneği Şekil 3.10 'da olduğu gibi yayılı yükler altında yüklemeye maruz bırakılmıştır.



Şekil 3.10: Basit mesnetli dikdörtgen plaka [83].

Burada $\frac{16p_0}{\pi^2 mn} = P_{mn}$ ve m, n pozitif tek tam sayılardır ($m, n = 1, 3, 5, \dots$).

$$w(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right) \quad (3.5)$$

Çift sinüs serisinin açılımı Denklem 3.5'e göre açıldığında W_{mn} Denklem 3.6'ya göre açılır:

$$W_{mn} = \frac{P_{mn}}{D\pi^4 \left[\left(\frac{m^2}{a^2}\right) + \left(\frac{n^2}{b^2}\right) \right]^2} \quad (3.6)$$

Böylece,

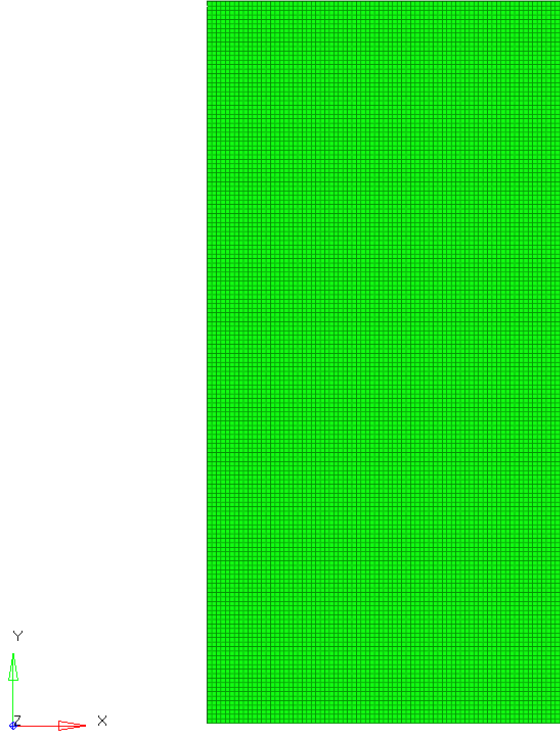
$$W_{mn} = \frac{P_{mn}}{D\pi^4 \left\{ \left(\frac{m^2}{a^2} \right) + \left[\frac{n^2}{(2a)^2} \right] \right\}^2} = \frac{16p_0a^4}{D\pi^6 mn \left[m^2 + \left(\frac{n^2}{4} \right) \right]^2} \quad (3.7)$$

$$w(x,y) = \frac{16p_0a^4}{D\pi^6} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{n\pi y}{2a}\right)}{mn \left[m^2 + \left(\frac{n^2}{4} \right) \right]^2} \quad m, n = 1, 3, 5, \dots \quad (3.8)$$

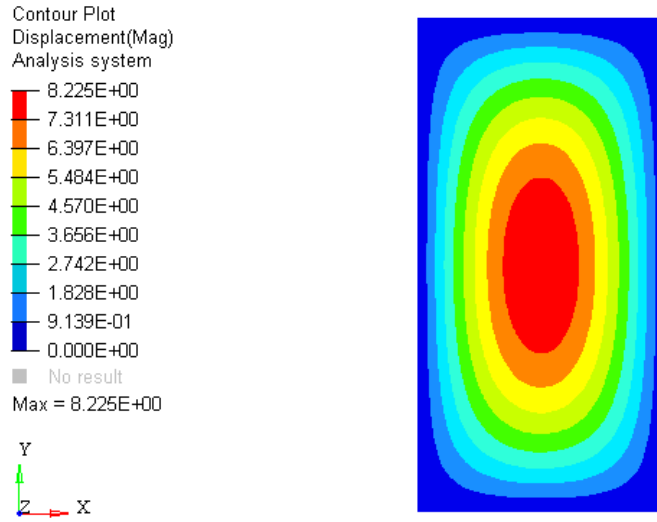
Maksimum deplasman $x=a/2$ ve $y=a$ olduğunda:

$$w_{\max} = \frac{16p_0a^4}{D\pi^6} (0.640 - 0.032 - 0.004 + 0.004 + \dots) \approx \frac{0.0101p_0a^4}{D} \quad (3.9)$$

Navier yaklaşımına göre, $a=80$ mm; kalınlık (h)=2 mm; Alüminyum 7075 malzemenin yoğunluğu 2660 kg/m^3 , $E=71000$ MPa; $P_0=1$ MPa; Poisson oranı=0,3 olduğu plaka için Denklem 3.1 kullanılarak $D=52014,65$ olarak hesaplanmıştır. Maksimum deplasman değeri Denklem 3.9 kullanılarak hesaplanmıştır. Deplasman değeri ise, $w_{\max}=7.95$ mm olarak hesaplanmıştır. Nümerik çözümü sonlu elemanlar modeli 1 mm quad eleman ile elde edilmiştir. Şekil 3.11 ile sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir. Dikdörtgen plakanın nümerik analizinin deplasman sonucu Şekil 3.12 ile gösterilmiştir.

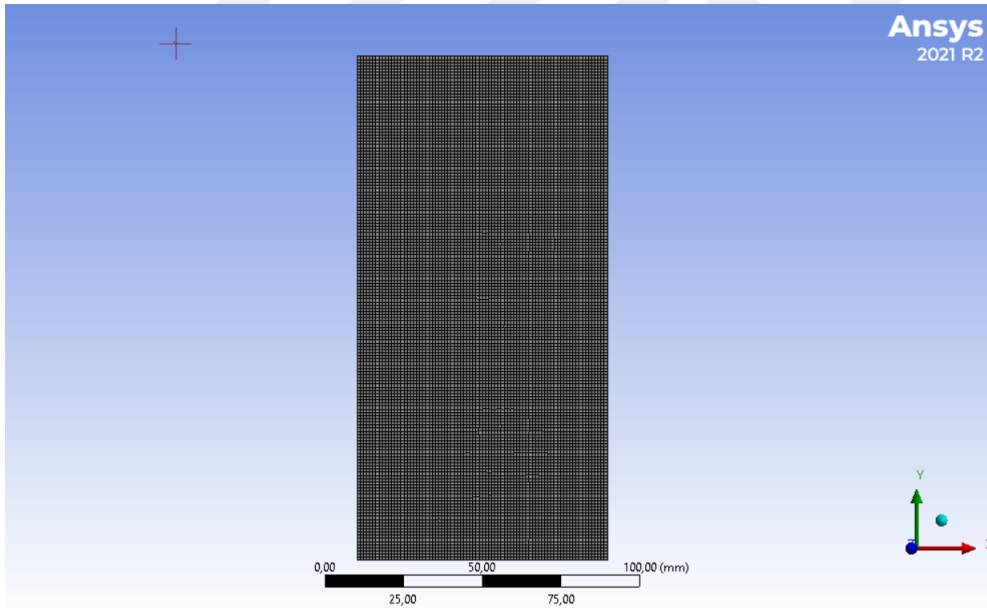


Şekil 3.11: Dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli.



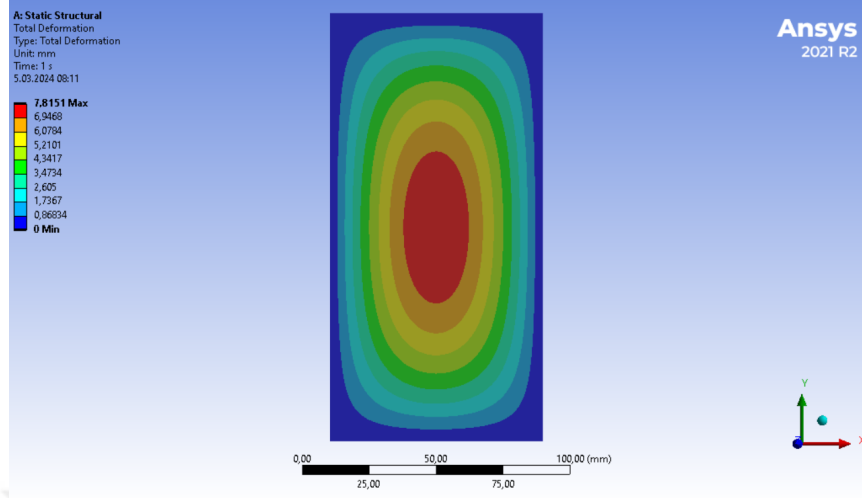
Şekil 3.12: Dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu.

Optimizasyon sürecinde statik analiz çözümü alınan ANSYS Workbench programının mekanik arayüzü kullanılarak aynı mekanik özellikler girilerek, aynı örgü eleman tipi ve sayısı ile bir nümerik sonuç elde edilmiştir. Bu çözümün Şekil 3.13 ile sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir.



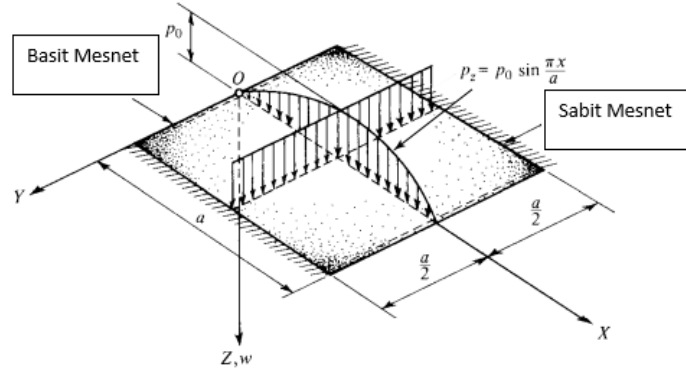
Şekil 3.13: ANSYS-Workbench programında dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli.

Dikdörtgen plakanın ANSYS-Workbench programında nümerik analizi deplasman sonucu Şekil 3.14 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.14: ANSYS-Workbench programında dikdörtgen bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu.

Sinüs fonksiyonuna bağlı yayılı yük altında sabit ve basit mesnetli kare bir plaka Şekil 3.15 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.15: Basit ve sabit mesnetli kare plaka [83].

Kare bir plakanın Şekil 3.15’de olduğu gibi bir yükleme altındaki deplasman değeri Denklem 3.10 ile hesaplanır.

$$w_P = W_1 \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) \quad (3.10)$$

$$W_1 = \frac{p_0 a^4}{\pi^4 D} \quad (3.11)$$

Denklem 3.10, Denklem 3.11’in yerine yazıldığında deplasman değeri Denklem 3.12

elde edilir:

$$w_P = \frac{p_0 a^4}{\pi^4 D} \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) \quad (3.12)$$

Sınır koşulları:

$$(w)_{y=\pm \frac{a}{2}} = 0 \quad \text{and} \quad \left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)_{y=\pm \frac{a}{2}} = 0 \quad (3.13)$$

$$W_1 + A_1 \cosh(\alpha_1) + B_1 \alpha_1 \sinh(\alpha_1) = 0, \quad (3.14)$$

$$A_1 \sin(\alpha_1) + B_1 (\alpha_1 \cosh(\alpha_1) + \sinh(\alpha_1)) = 0, \quad (3.15)$$

$\alpha_1 = \frac{\pi}{2}$ 'dir, Denklem 3.15'de yerine konulduğunda:

$$A_1 = \frac{-W_1 (\alpha_1 \cosh \alpha_1 + \sinh \alpha_1)}{\alpha_1 + \cosh \alpha_1 \sinh \alpha_1} \quad (3.16)$$

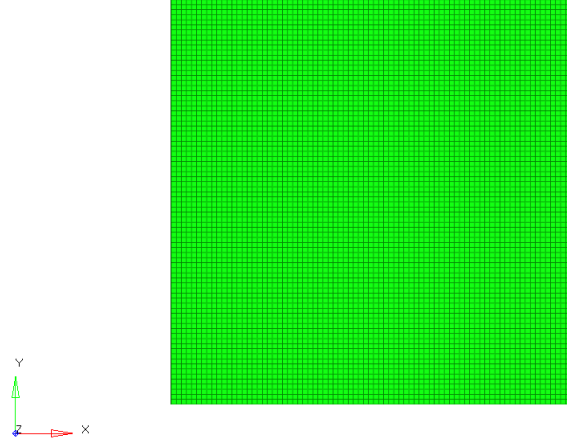
$$B_1 = \frac{W_1 \sinh \alpha_1}{\alpha_1 + \cosh \alpha_1 \sinh \alpha_1} \quad (3.17)$$

$$w_H = \left(\frac{p_0 a^4}{\pi^4 D} \left(1 + \frac{\sinh \alpha_1}{\alpha_1 + \cosh \alpha_1 \sinh \alpha_1} \right) \frac{\pi y}{a} \sinh\left(\frac{\pi y}{a}\right) - \frac{\alpha_1 \cosh \alpha_1 + \sinh \alpha_1}{\alpha_1 + \cosh \alpha_1 \sinh \alpha_1} \cosh\left(\frac{\pi y}{a}\right) \right), \quad (3.18)$$

Maksimum deplasman, $x = a/2$ ve $y = 0$ noktasında meydana gelir ve Denklem 3.19 ile hesaplanmıştır.

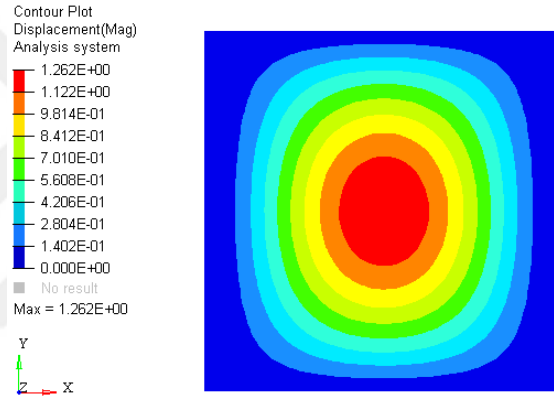
$$w_{\max} \approx 0.00154 \frac{p_0 a^4}{D} \quad (3.19)$$

Levy'nin yaklaşımına göre, $a=80$ mm; kalınlık (h)=2 mm; Alüminyum 7075 malzemenin yoğunluğu 2660 kg/m^3 , $E=71000$ MPa; $P_0=1$ MPa; Poison oranı=0,33 olduğu plaka için Denklem 3.1 kullanılarak $D=52014,65$ olarak hesaplanmıştır. Maksimum deplasman değeri Denklem 3.19 kullanılarak hesaplanmıştır. Deplasman değeri ise, $w_{\max}=1.21$ mm olarak hesaplanmıştır. Nümerik çözümü sonlu elemanlar modeli 1 mm quad tipi eleman ile elde edilmiştir. Şekil 3.16 ile sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir.



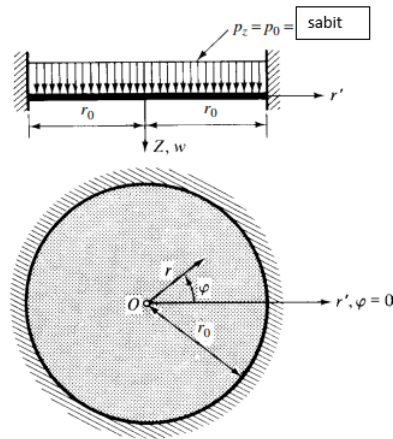
Şekil 3.16: Kare bir plakanın sonlu elemanlar modeli.

Kare plakanın nümerik analizi sonucu deplasman sonucu Şekil 3.17 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.17: Kare bir plakanın sonlu elemanlar modeli deplasman sonucu.

Yayılı yük altında sabit ve basit mesnetli dairesel bir plaka Şekil 3.18 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.18: Sabit mesnetli dairesel bir plaka [83].

Moment toplamı Denklem 3.20 ile hesaplanır:

$$\mathcal{M} = - \int \frac{dr}{r} \int p_z(r) r dr. \quad (3.20)$$

$$\nabla_r^2 w_P(r) = \frac{d^2 w_P}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dw_P}{dr} = \frac{1}{r} \frac{d}{dr} \left(r \frac{dw_P}{dr} \right) = -\frac{M}{D}. \quad (3.21)$$

Yarıçapa göre integral işlemi gerçekleştirilir ve Denklem 3.22 elde edilir.

$$\frac{d\mathcal{M}}{dr} = -\frac{1}{r} \int p_z(r) r dr. \quad (3.22)$$

Ardından Denklem 3.23 ortaya çıkmaktadır.

$$\mathcal{M} = - \int \frac{dr}{r} \int p_z(r) r dr. \quad (3.23)$$

Denklem 3.21 içine yerine koyarak ve integral işlemini gerçekleştirerek, özel bir çözüm belirlenmiştir:

$$w_P = -\frac{1}{D} \int \frac{dr}{r} \int \mathcal{M} r dr. \quad (3.24)$$

Ardından özel deplasman (w_P) kesin çözüm denklemi, Denklem 3.25 ile nihai formunu almaktadır.

$$w_P = \frac{p_0}{4D} \left(\int \frac{dr}{r} - \int r^3 dr \right) = \frac{p_0 r^4}{64D}. \quad (3.25)$$

Maksimum deplasman değerinin genel denklemi Denklem 3.26 ile hesaplanmaktadır.

$$w = w_h + w_P = C_1 + C_2 r^2 + \frac{p_0 r^4}{64D}. \quad (3.26)$$

$$C_2 = -\frac{p_0 r_0^2}{32D}. \quad (3.27)$$

$$C_1 = \frac{p_0 r_0^4}{64D} \quad (3.28)$$

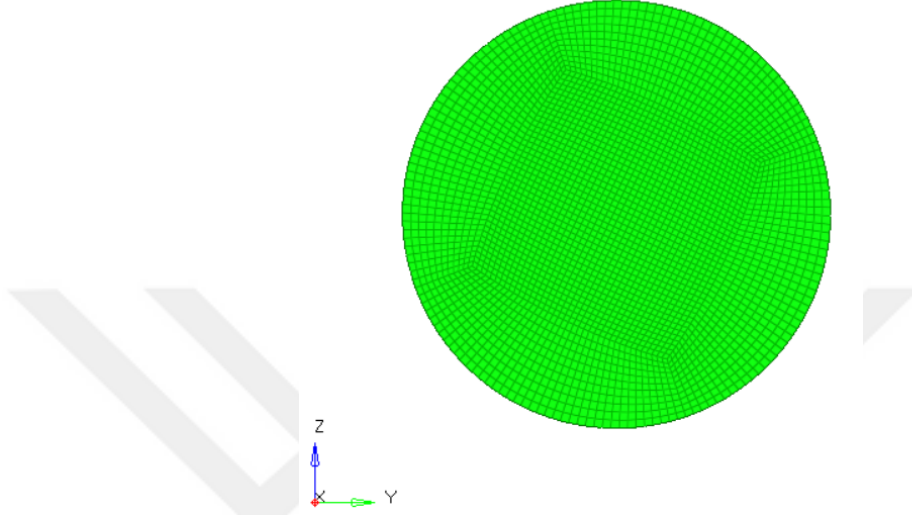
Denklem 3.27 ve Denklem 3.28 Denklem 3.26'yı yerine konduğunda Denklem 3.29 elde edilmektedir.

$$(w_{\max})_{r=0} = \frac{p_0 r_0^4}{64D}. \quad (3.29)$$

Navier ve Levy'nin genişletilmiş yaklaşımına göre, a=80 mm; kalınlık (h)=2 mm; Alüminyum 7075 malzemenin yoğunluğu 2660kg/m³, E=71000 MPa; $P_0=1$ MPa; Poison

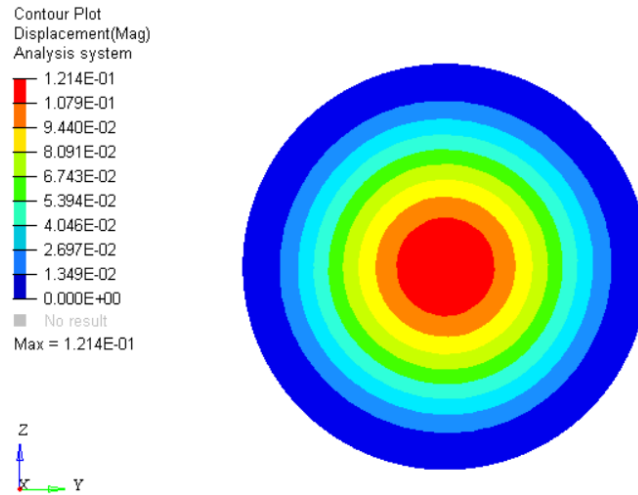
oranı=0,3 olduğu dairesel bir plaka için Denklem 3.1 kullanılarak $D=52014,65$ olarak hesaplanmıştır. Maksimum deplasman değeri Denklem 3.29 kullanılarak hesaplanmıştır.

Deplasman değeri ise, $w_{\max}=0,117$ mm olarak hesaplanmıştır. Nümerik çözümü sonlu elemanlar modeli 0,6 mm quad eleman ile elde edilmiştir. Şekil 3.19 ile sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir.



Şekil 3.19: Daire şeklinde bir plakanın sonlu elemanlar modeli.

Dairesel plakanın nümerik analizi sonunda elde edilen deplasman sonucu Şekil 3.20 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.20: Daire şeklinde bir plakanın deplasman sonucu.

Yukarıda bahsedilmiş olan üç farklı plaka geometrisi ve hesaplama metodlarının nümerik ve teorik deplasman değerleri arasındaki farklar Çizelge 3.7 ile gösterilmiştir.

Çizelge 3.7: Laminer plaka modellerinin deplasman değerleri.

	Deplasman(mm)
Navier Methodu ile Dikdörtgen Plaka Teorik Değeri	7,95
Dikdörtgen Plaka Sonlu Elemanlar Modeli Değeri (Optistruct Çözücü Sonucu)	8,06
Dikdörtgen Plaka Sonlu Elemanlar Modeli Değeri (ANSYS-Workbench Çözücü Sonucu)	7,82
Levy Methodu ile Kare Plaka Teorik Değeri	1,21
Kare Plaka Sonlu Elemanlar Modeli Değeri (Optistruct Çözücü Sonucu)	1,26
Navier ve Levy'nin Genişletilmiş Yaklaşımına Göre Daire ile Daire Plaka Teorik Değeri	0,12
Daire Plaka Sonlu Elemanlar Modeli Değeri (Optistruct Çözücü Sonucu)	0,121

Çizelge 3.8'de görüleceği üzere nümerik ve teorik değerler arasındaki farkın %5'ten az oluşu, bu tez çalışmasında kullanılmış olan yapısal çözücü olan Optistruct ve enyiyileme sürecinde kullanılan ANSYS-Mechanical programlarının doğrulandığının kanıtı olarak gösterilmiştir.

Çizelge 3.8: Laminer plaka modellerinin arasındaki yüzde fark.

	Yüzde Fark(%)
Navier Methodu ile Dikdörtgen Plaka (Optistruct Çözücü Sonucu)	1,41
Navier Methodu ile Dikdörtgen Plaka (ANSYS-Workbench Çözücü Sonucu)	1,70
Levy Methodu ile Kare Plaka (Optistruct Çözücü Sonucu)	4,07
Navier ve Levy'nin Genişletilmiş Yaklaşımına Göre Daire ile Daire Plaka (Optistruct Çözücü Sonucu)	3,37

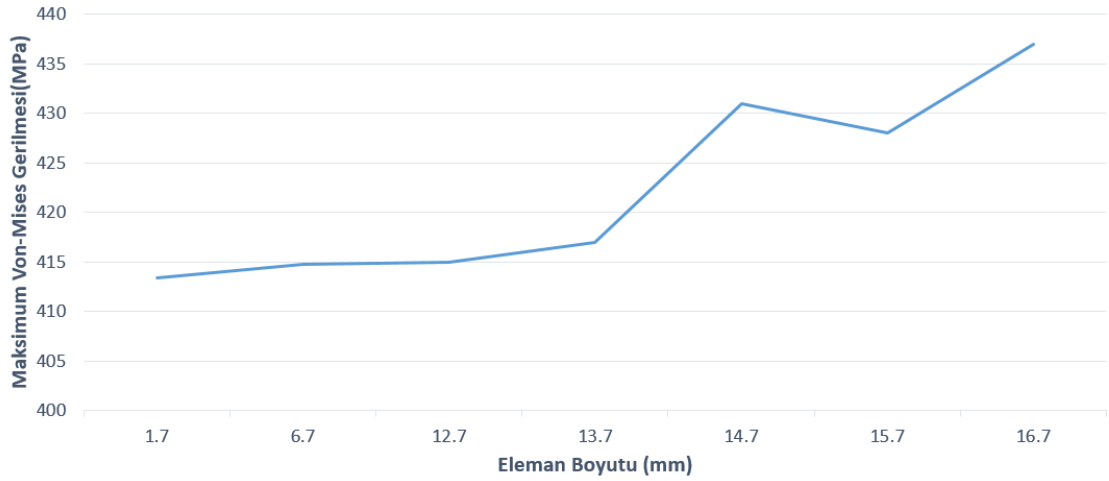
3.6 Yapısal Modelin Örgü Model Eleman Boyutu Çalışması

Yapısal analizler boyunca malzeme olarak AL7075 kullanılmış olup malzeme özellikleri Çizelge 3.9 ile gösterilmiştir.

Çizelge 3.9: AL-7075 malzeme özellikleri [84].

Young Modülü	7,17E+4 MPa
Poisson Oranı	0,33
Yoğunluk	2,66E-9 ton/mm ³
Maksimum Çekme Dayanımı	5,017E+2 MPa

Yapısal benzetim çalışmaları için uygun eleman boyutunun belirlenmesi amacıyla eleman boyutu hassasiyet çalışması yürütülmüştür. Eleman boyutu yapılan çalışma sonrasında en küçük alana iki adet eleman gelmesine karar verilerek 12.7 mm kabul edilmiştir. Sonuç olarak elde edilen gerilme ve eleman boyutu grafiği Şekil 3.21 ile gösterilmiştir. Eleman boyutunun yanı sıra, elemanların kalitesini belirleyen ölçütler de sonuçların doğruluğunu etkileyen önemli kriterlerdendir. Yapısal alanda yapılan analizlerde kullanılan elemanların kalitesi incelenirken sıklıkla şu metrikler tercih edilir: jakobi oranı (*ing. jacobian ratio*), çarpıklık (*ing. warpage*), eğrisellik (*ing. skewness*) ve en-boy oranı (*ing. aspect ratio*).



Şekil 3.21: Yapısal modelin örgü model eleman boyutu hassasiyet sonuçları.

Bundan sonraki bölümlerde sunulacak olan yapısal analizlerde kullanılan elemanlar iki boyutlu olup aşağıda Şekil 3.22’de yer alan bu kriterlerin spektrumu [82] dahilinde kaliteleri değerlendirilmiştir.

Metrik	En İyi	En Kötü
Eleman Kalitesi	1	0
En-Boy Oranı-Üçgen Eleman (ing. Aspect Ratio)	1	20
En-Boy Oranı-Dörtgensel Eleman (ing. Aspect Ratio)	1	20
Jacobi Oranı	1	0
Çarpıklık (ing. Warp)	0	10
Eğrisellik Açısı-Üçgensel Eleman (ing. Skewness)	0°	90°
Eğrisellik Açısı-Dörtgensel Eleman (ing. Skewness)	0°	90°

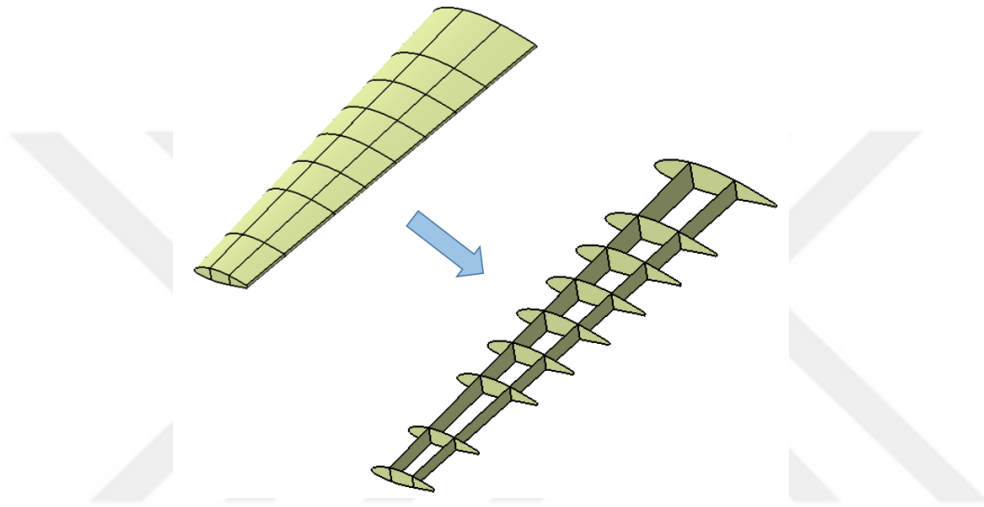
Şekil 3.22: Yapısal örgü elemanların kalite spektrumu [82].

3.7 Kanadın Başlangıç Tasarımının Belirlenmesi

Turboprop bir eğitim uçağı profiline uygun kanat kesiti ve boyutlandırılması yapıldıktan sonra iç yapıların yerleşimine karar verilmesi gerekmektedir. Bu bölümde topoloji optimizasyonu ile iç yapıların yerleşim çalışması yürütülmüştür. Yapısal çözücü olarak kullanılan HyperWorks-OptiStruct çözücüsü ile referans olarak kullanılan lineer statik analizi sonuçları bu bölümde verilmiştir.

3.7.1 Kaburga ve kiriş yerleşimi için topoloji optimizasyonu

Topoloji optimizasyonuna tabi tutulacak geometrik model, bir kara kutu modelidir. Kara kutu modeli, kanat için statik yükler açısından kritik olan yoğun alanları tanımlamak ve aerodinamik kuvvetin yapı üzerindeki dağılımını tespit etmek üzere kullanılır. Topoloji optimizasyonu çalışması, yapısal optimizasyon açısından kirişlerin ve kaburgagaların uygun pozisyonlarını tanımlamaya yardımcı olur. İçi dolu geometriden kafes yapısına geçiş çalışması Şekil 3.23 ile gösterilmiştir. Oluşturulan geometri CATIA V5 programında, tasarım değişkenlerine uygun parametreler atanarak tasarlanmıştır.



Şekil 3.23: Kaburga ve kiriş yerleşimi.

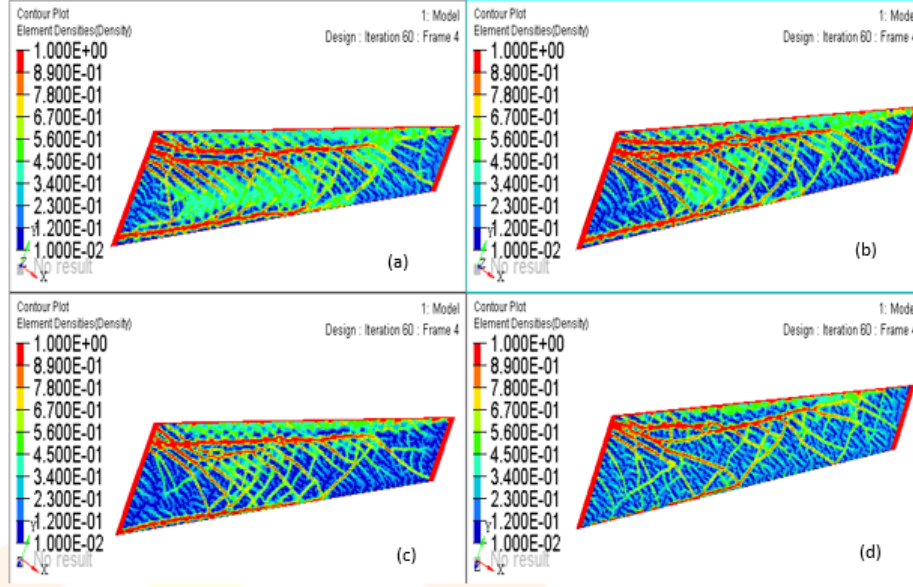
Topoloji optimizasyonu çalışması Optistruct çözücüsü ile yapılmış olup Çizelge 3.10'da olduğu gibi dört farklı koşulla dört farklı duruma bağlı şekilde sonuçlar alınmıştır.

Çizelge 3.10: Tasarım değişkenleri değerleri.

	Durum 1	Durum 2	Durum 3	Durum 4
Amaç Fonksiyonu	Minimum şekil değiştirme enerjisi (ing. compliance)	Minimum şekil değiştirme enerjisi (ing. compliance)	Minimum şekil değiştirme enerjisi (ing. compliance)	Minimum şekil değiştirme enerjisi (ing. compliance)
Kısıt Fonksiyonu	Hacim oranı=0,40	Hacim oranı=0,35	Hacim oranı=0,30	Hacim oranı=0,30
Ayrık parametre	3	3	3	5

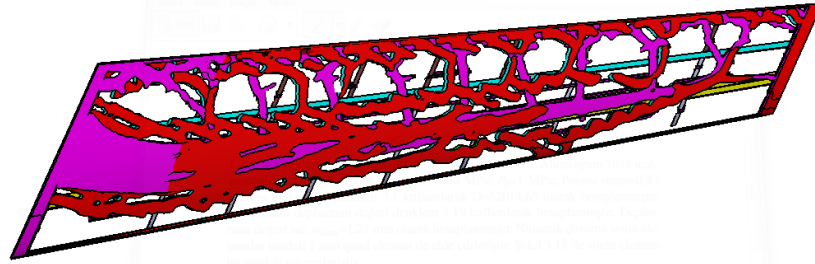
Bu dört durum, eleman dağılımının farklı yoğunluklarını ortaya sunar. Dört durumun değerlendirilmesi ile, kanadın iç yapılarının optimal pozisyonları belirlenmiş olup daha hafif bir tasarım elde etmesinin önü açılmıştır. Topoloji optimizasyonu durumlarının

sonuçları Şekil 3.24'te gösterilmiştir. Eleman yoğunluğu fazla olan bölgeler, kaburga ve kiriş yapılarının buralardan geçmesi gerekliliğine işaret etmektedir.



Şekil 3.24: Topoloji optimizasyonu a) Durum 1. b) Durum 2. c) Durum 3. d) Durum 4.

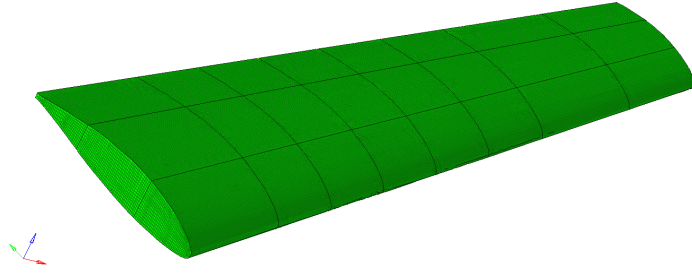
Kanadın yapısal modeli, optimizasyon sonucu çıkarılan yoğun yüzeyler gözetilerek bu dört farklı durumun ortak olan yoğun alanlarından kaburga yapılarını bu bölgelerde yoğun olacak şekilde tasarlanmıştır. Şekil 3.25, yoğun alanları göstermektedir. İç yapılar, bu yoğun alanların yaklaşık değerlerine göre konumlandırılmıştır.



Şekil 3.25: Dört farklı durum sonunda elde edilen yüksek yoğunluklu bölgeler.

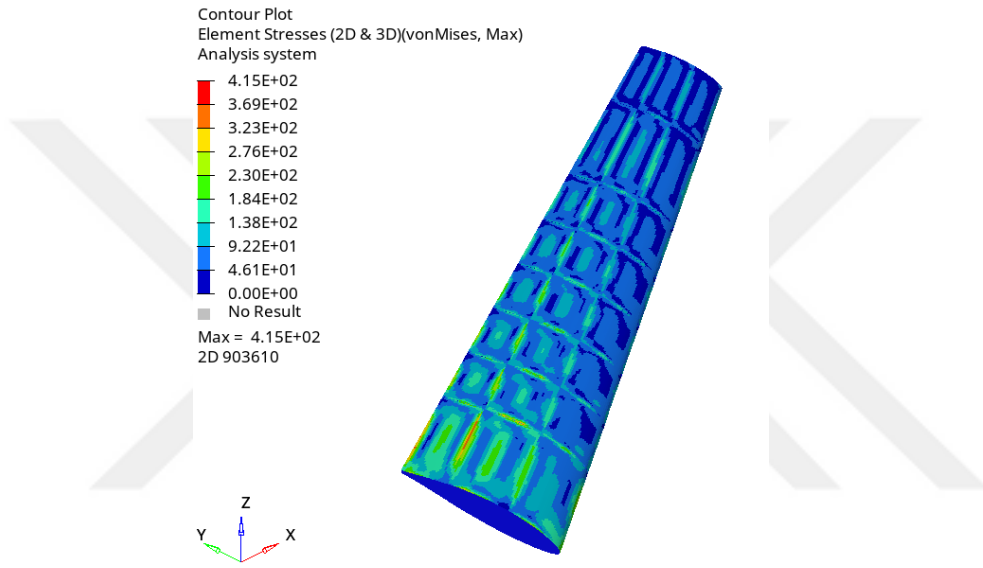
3.8 Referans Doğrusal Statik Analizi Sonuçları

Kiriş ve kaburgalarının yerleşimi tamamlandıktan sonra, başlangıç tasarımı tamamlanmış olur. Referans tasarımının sonlu elemanlar modeli lineer statik analiz çalışmaları için oluşturulmuştur. Sonlu elemanlar modeli Şekil 3.26'daki gibidir.

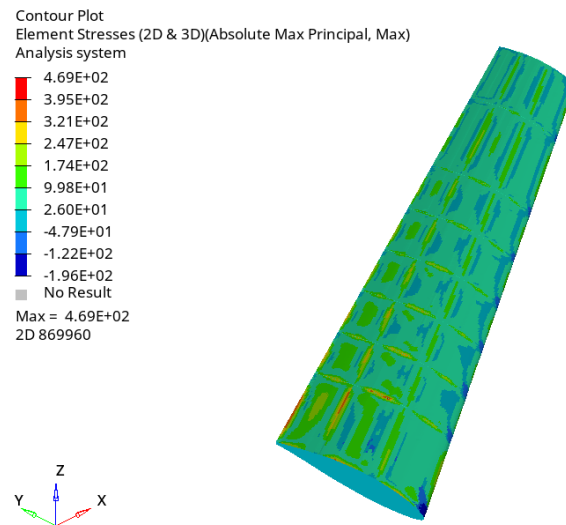


Şekil 3.26: Kanadın referans yapısal analiz sonlu elemanlar modeli.

Von-Mises gerilme sonucu Şekil 3.27, mutlak maksimum asal gerilme sonucu ise Şekil 3.28 ile aşağıda gösterildiği gibidir.

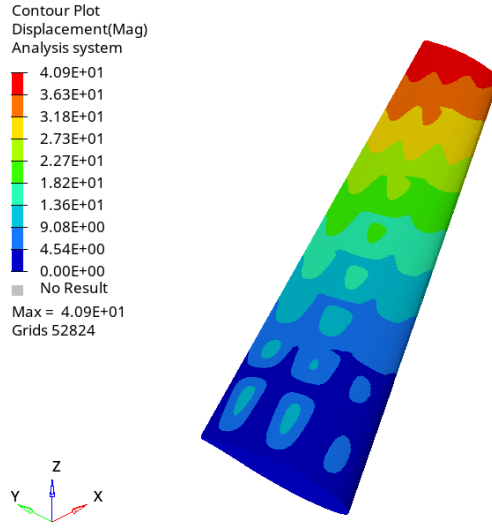


Şekil 3.27: Kanadın referans yapısal analiz VonMises gerilme sonucu.



Şekil 3.28: Kanadın referans mutlak maksimum asal gerilme dağılımı.

Başlangıçtaki yer değiştirme sonucu Şekil 3.29'daki gibi gösterilmiştir.



Şekil 3.29: Kanadın referans deplasman sonuçları.

3.9 Referans Titreşim Analizi Sonuçları

Bu bölümde modal analize ait iki mod frekansı incelenmiştir. Minimum frekans yaklaşık 7,2 Hertz olup bu minimum frekans aracılığıyla 8.9 mm yer değiştirme meydana gelmiştir. Maksimum frekans yaklaşık olarak 33,39 Hertz olup bu maksimum frekans aracılığıyla 10.6 mm yer değiştirme meydana gelmiştir. Referans yapısal analizin örgü kalitesi Çizelge 3.11 ile belirtildiği gibidir. Sonuçlar Şekil 3.30'da gösterilmiştir.

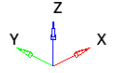
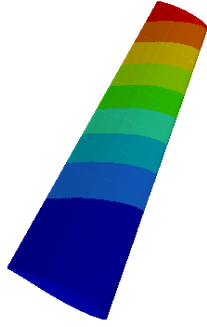
Çizelge 3.11: Kanat Referans Yapısal Analiz Örgü Kalitesi.

Eleman Boyutu	12,7 mm
Eleman Sayısı	67208
Düğüm Sayısı	64357
Jacobi Oranı	0,66
Çarpıklık	11,92
Eğrisellik	43°
En-boy Oranı	2,64

Contour Plot
Eigen Mode(Mag)
Analysis system

8.98E+00
7.98E+00
6.98E+00
5.99E+00
4.99E+00
3.99E+00
2.99E+00
2.00E+00
9.98E-01
0.00E+00
No Result

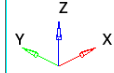
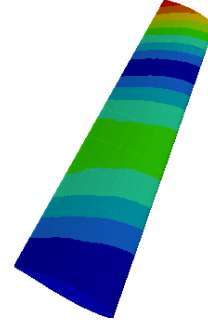
Max = 8.98E+00
Grids 52824



Contour Plot
Eigen Mode(Mag)
Analysis system

1.06E+01
9.38E+00
8.21E+00
7.03E+00
5.86E+00
4.69E+00
3.52E+00
2.34E+00
1.17E+00
0.00E+00
No Result

Max = 1.06E+01
Grids 52824



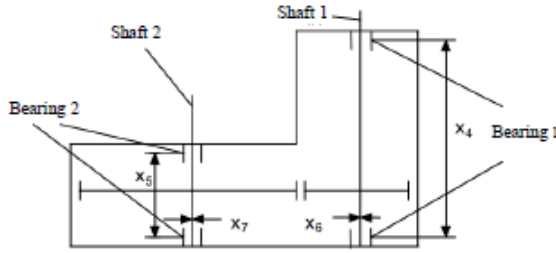
Şekil 3.30: Kanadın İlk Mod Analizi Sonucu: a) Mod1=7,17 Hz b) Mod2=33,39 Hz.

4. ENİYİLEME ÇALIŞMALARI

Bu bölümde, eniyileme çalışması için kurulan algoritmanın ispatı ile başlanıp sırasıyla, eniyilemenin akış şeması, tasarım değişkenlerinin belirlenmesi, sonuçların alınması ve karşılaştırılması ele alınmıştır.

4.1 Vekil Model Tabanlı Eniyilemenin Doğrulanması

Bu çalışmada, doğrulama test vakası [85] referansından alınmıştır. Hız düşürücü, Şekil 4.1’de gösterildiği gibi vakada kullanılmıştır. Burada x_1 dişli yüzeyinin genişliği, x_2 dişli, x_3 küçük dişli diş sayısı, x_4 ve x_5 yatak aralığı, x_6 ve x_7 ise şaftın çapıdır. Optimizasyonda, alt ve üst sınırlar ile başlangıç noktaları olan yedi tasarım değişkeni kullanılmıştır ve Çizelge 4.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.1: Test çalışması [85].

Çizelge 4.1: Test çalışması [85].

	Alt Değer	Başlangıç Değer	Üst Değer
x_1	0.9	2.6	3.6
x_2	0.7	0.7	0.8
x_3	17	17	28
x_4	7.3	7.3	8.3
x_5	7.3	7.3	8.3
x_6	2.9	2.9	3.9
x_7	5	5	5.5

Aşağıda verilen amaç fonksiyonu ve on bir kısıtlama şunlardır:

$$f(x) = 0.7854x_1x_2^2(3.3333x_3^2 + 14.9334x_3 - 43.0934) - 1.508x_1(x_6^2 + x_7^2) + 7.477(x_6^3 + x_7^3) + 0.7854(x_4x_6^2 + x_5x_7^2), \quad (4.1)$$

$$g_1(X): \frac{27}{x_1x_2^2x_3} - 1 \leq 0, \quad (4.2)$$

$$g_2(X): \frac{397.5}{x_1x_2^2x_3^2} - 1 \leq 0, \quad (4.3)$$

$$g_3(X): \frac{1.93x_4^3}{x_2x_3x_6^4} - 1 \leq 0, \quad (4.4)$$

$$g_4(X): \frac{1.93x_5^3}{x_2x_3x_7^4} - 1 \leq 0, \quad (4.5)$$

$$g_5(X): \frac{10}{x_6^3} \sqrt{(745 \frac{x_4}{x_2x_3})^2 + 1.69 \times 10^7} - 1100 \leq 0, \quad (4.6)$$

$$g_6(X): \frac{10}{x_7^3} \sqrt{(745 \frac{x_5}{x_2x_3})^2 + 1.575 \times 10^8} - 850 \leq 0, \quad (4.7)$$

$$g_7(X): \frac{1}{x_4}(1.5x_6 + 1.9) - 1 \leq 0, \quad (4.8)$$

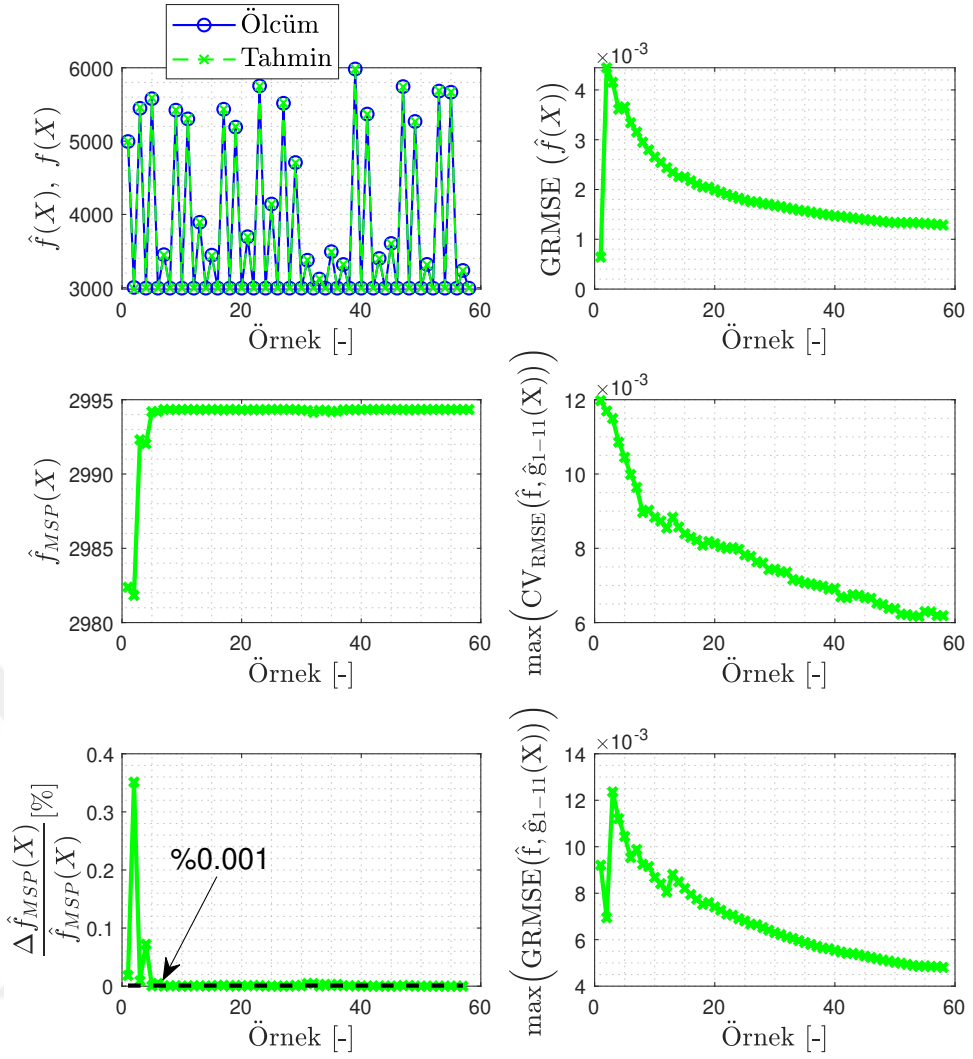
$$g_8(X): \frac{1}{x_5}(1.1x_7 + 1.9) - 1 \leq 0, \quad (4.9)$$

$$g_9(X): x_2x_3 - 40 \leq 0, \quad (4.10)$$

$$g_{10}(X): 5 - \frac{x_1}{x_2} \leq 0, \quad (4.11)$$

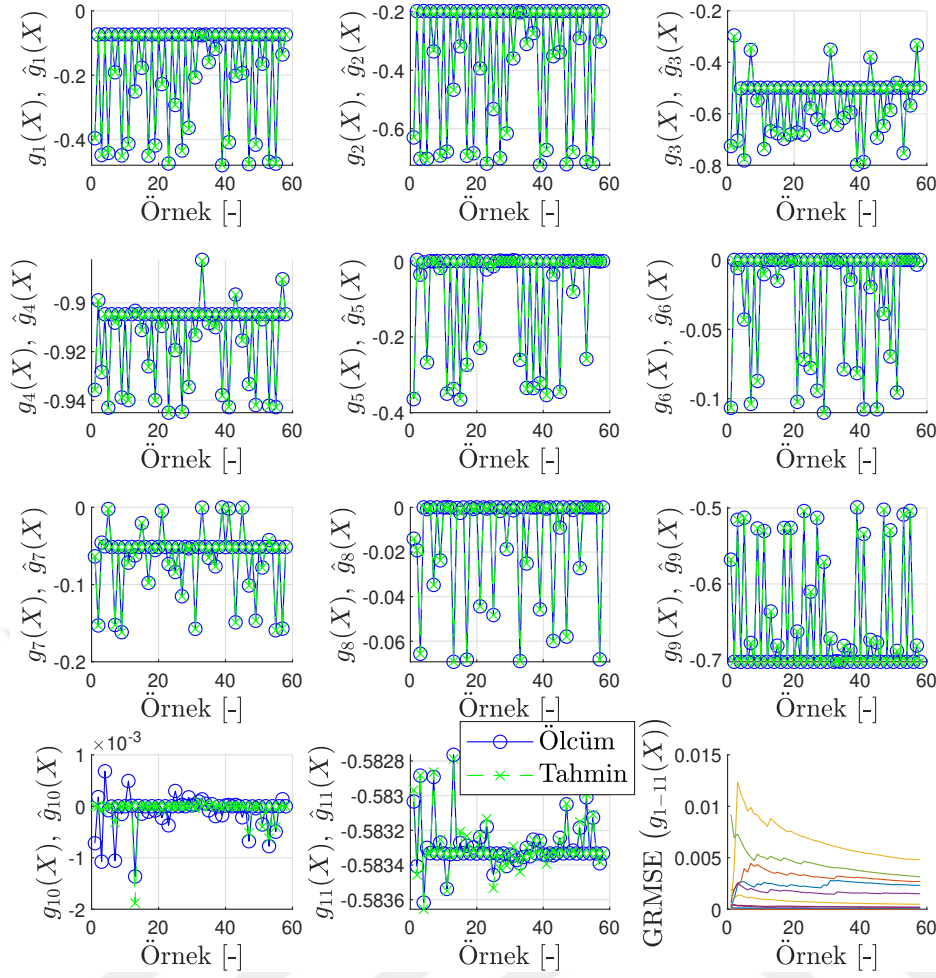
$$g_{11}(X): \frac{x_1}{x_2} - 12 \leq 0 \quad (4.12)$$

Amaç fonksiyonunun optimum değeri referans [85] çalışmasında $f^* = 2994,34$ olarak bulunmuştur. Bu çalışmada, vekil model tabanlı eniyileme, MATLAB aracılığıyla iç dolgu örnekleme kriterleri ile uygulanmış ve amaç fonksiyonunun optimum değeri $f^* = 2994,342966$ olarak hesaplanmıştır. Bulunan optimum sonuç ile referans çalışma arasında %0,000099054 fark bulunmaktadır. Fark ihmal edilebilir düzeydedir. Şekil 4.2’de, doğrulama optimizasyonunun, yedinci iterasyonu sonunda belirli bir noktaya yakınsadığı görülmektedir. Takibi yapılan ilk elli sekiz iterasyonun görseli gösterilmiştir.



Şekil 4.2: Vekil model doğrulama çalışmasının sonuçları.

Sonuçlara bakıldığı zaman amaç fonksiyonu tahminlerinin ilerleyen iterasyonlar boyunca herhangi bir değişim göstermediği yani tahminler arası farkın sıfıra yakın olduğu noktada, amaç fonksiyonu vekil modelinin GRMSE değeri sıfıra çok yakın bir değer olduğu gösterilmiştir. Tahmin değerlerinin bu noktadan sonra aynı yere yakınsadığı Şekil 4.2 ile görülmektedir. Amaç fonksiyonunun çapraz doğrulama hatası ise, giderek daha da azaldığı ve sıfıra yakınsadığı gözlemlenmektedir. Öte yandan kısıt fonksiyonlarının vekil modelleri incelendiğinde, Şekil 4.3 ile kısıtların ölçüm ve tahmin değerlerinin örtüştüğü gözlenmektedir. Problemden ise bu değerlerin tanımlanan aralığın içerisinde olduğu görülmektedir. Entegre edilen algoritma bu optimizasyon problemi çerçevesinde durma kriteri olarak iki temel noktayı değerlendirmektedir. Bunlardan birincisi, amaç fonksiyonu tahmin değerlerinin yüzde olarak değişimidir. Bu tolerans ise %0,001 'dir. Tolerans değeri problemin karmaşıklığı, geçirilecek süreye bağlı olmakla birlikte problemde problemde değişkenlik gösterebilmektedir. Diğer husus ise, tüm vekil modellerde görülen en yüksek GRMSE hata metriğinin belirlenen toleransın altına inmesidir. Bu tolerans ise %10 'dur.



Şekil 4.3: Vekil model doğrulama çalışmasının sonuçları.

4.2 Vekil Model Tabanlı Çok Disiplinli Eniyileme

Çok disiplinli eniyileme çalışması Şekil 4.4'te yer alan planlamaya uygun şekilde gerçekleştirilmiştir. On beş tasarım değişkeni ve bunların aerodinamik, yapısal ve titreşim benzetimlerinde elde edilen değerlerini araştırmak için ticari yazılım olan ANSYS'in komut dizisi ve komutların otomasyonu işlemi kullanılmıştır. Yapılan her işlemlerin karşılıklarının kullanılarak çağrıldığı; bu yapılan otomatizasyon işlemlerinin MATLAB'da kurgulanan eniyileme algoritması ile işlenerek tasarım değişkenleri eniyilenmiştir. Benzetim işlemleri otomatize edilmiştir. Eniyileme problemi aşağıdaki gibi kurgulanmıştır:

$$\text{Bul } X \quad (4.13)$$

$$\text{Enküçükle } \mathbf{M}_{\text{kanat}}(X) \quad (4.14)$$

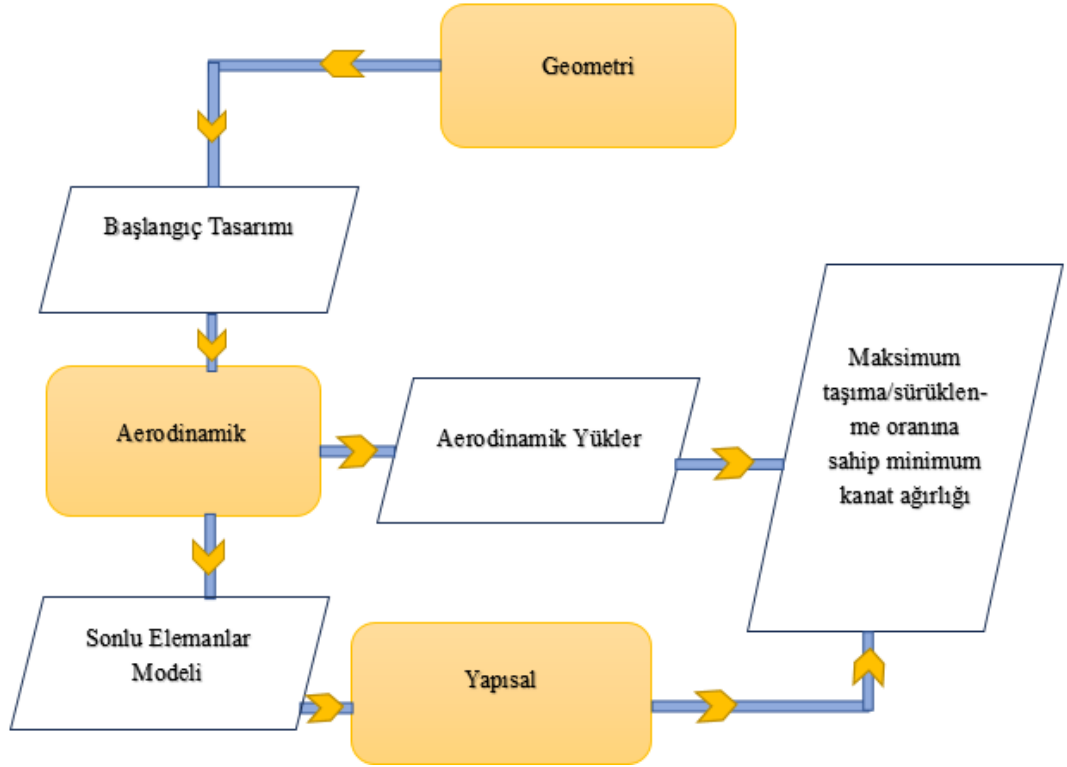
$$\text{öyle ki } \sigma_{\text{VM}}(X) \leq \text{GF} \cdot \sigma_Y \quad (4.15)$$

$$\omega_{\text{kritik}} \leq \omega_1(X) \quad (4.16)$$

$$T_{\text{başlangıç}} \leq T_{\text{son}} \quad (4.17)$$

$$(T/S)_{\text{başlangıç}} \leq (T/S) \quad (4.18)$$

Burada verilen σ_{VM} , Von-Misses gerilme değeri, σ_Y ilgili malzemenin akma dayanımını ifade eden gerilme değeri ve GF ise güvenlik faktörüdür. Güvenlik faktörü 1.15 olarak kabul edilmiştir. Bu tez çalışmasında M_{kanat} kanat kütlesi, $\omega_1(X)$, X tasarım noktasındaki ilk mod frekansı, ω_{kritik} , minimum istenen mod frekansıdır. Kurulmuş olan vekil model ile aşağıda yer alan çok disiplinli uygulanabilir mimarisi Şekil 4.4'deki planlamaya uygun şekilde bu probleme entegre edilmiş ve eniyileme çalışması bu şekilde yürütülmüştür. Kanadın parametrik tasarımı ile başlanan çalışma, yapısal ve akışkanlar dinamiği için gerekli sonlu elemanlar modellenin oluşturulması ile devam etmiştir. Alınan yük dağılımları yapısal modele entegre edilmiştir. Latin hiperküp örnekleme ile tasarım değişkenlerine ait çıktı değerleri tutulmuştur. Ardından, çok disiplinli uygulanabilir mimarisine uygun geliştirilmiş vekil model bazlı algoritmaya tabi tutulan eniyilenmiş sonuçlar belirlenen durma kriterine uygun şekilde sonlandırılmış olup daha iyi özellikteki ağ örgü yapılarıyla kurulu analizlerle değerlendirilmiştir.

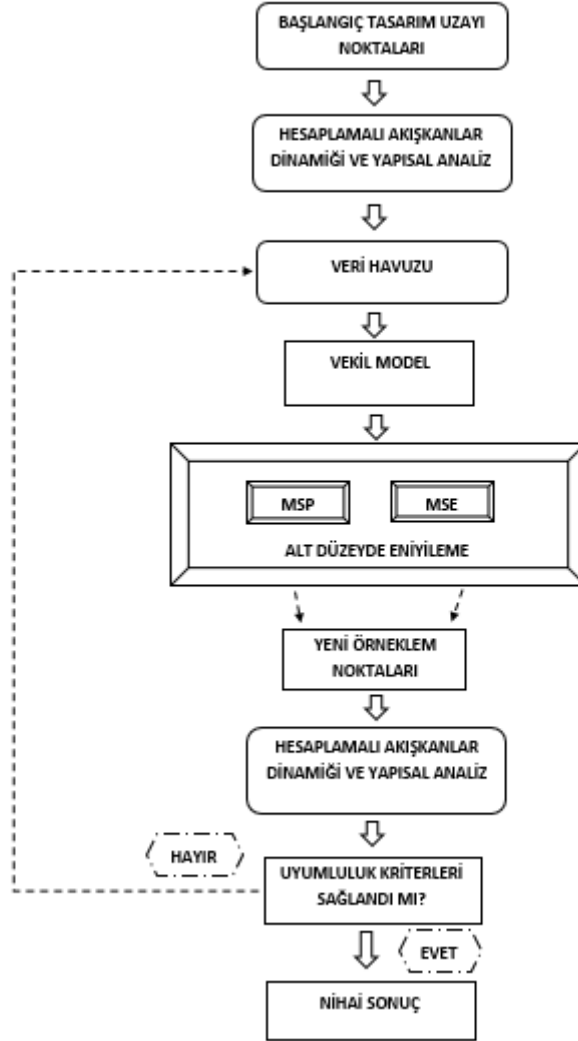


Şekil 4.4: Çok disiplinli eniyileme çalışmasının akış şeması.

Optimizasyon işlemi için yapılan her bir işlem karmaşık bir dizi komutu içermektedir. İşlemler detaylı şekilde anlatılacak olursa, ilk adım kanat geometrisinin CATIA V5 ile parametrik modellenmesi ile başlar. MATLAB üzerinden belirlenen tasarım değişkenleri olan bu parametre değerleri kullanılarak CAD model güncellenir. Yapısal geometrinin dış yüzeyinin, uzak alan basınç sınır şartı geometrisinden çıkararak aerodinamik CAD model oluşturulur. ANSYS Mechanical kısmında çalışabilir, tüm ayarları girili bir analiz modeli oluşturulup ANSYS Journal komut dizisine kayıt edilir. Yapısal analizin yapıldığı bu kısım aerodinamik analizinde olduğu gibi analizi baştan kurarak çalıştırı-

lamadığı için bu işlem gerçekleştirilir. Bu tercihin sebebi, ANSYS Mechanical’da basınç yükleme seçeneğinin yalnızca arayüzden erişilebilir olmasıdır. Dolayısıyla ANSYS Workbench’in çalıştıracağı komut dizisi (*ing.script*), kayıtlı bir taslak mekanik analiz modeli üzerinden gerekli unsurları güncelleyerek mekanik analiz gerçekleştirir. Aerodinamik ve yapısal analiz için gerekli yüzeyler sırayla CATIA V5’in “Publication” özelliği kullanılarak ANSYS’in bileşenlerindeki yüzey seçim işlemleri arayüzden bağımsız hale getirilir. MATLAB’dan Spaceclaim’in komut dizisi çağırılır. SpaceClaim komut dizisi ile aerodinamik ve yapısal CAD modelleri Space Claim ortamına yüklenir. Aerodinamik ve yapısal analizler için ilgili geometriler SpaceClaim ortamında düzenlenerek kayıt edilir. Kanadın referans alan ve uzunluğunun hesabı her döngüde aerodinamik analiz için gerektiğinden bu kısmın hesabı SpaceClaim komut dizisi ile MATLAB üzerinden çalıştırılarak hesaplanır. SpaceClaim programında kanadın, kök ve uç kesitlerine çağırılan komut dizisi sayesinde noktalar atılır. Bu noktalar, text dosyasına kaydedilir. Matlab programında bu kaydedilen noktaların en uzak mesafesi hesaplanır. Hesaplanan bu uzunluk ve alan değerleri ANSYS Workbench’in Fluent için oluşturulan journal komut dizisi içerisinde ilgili bölümlere işlenir. Aerodinamik analiz için önceden kayıt edilen journal komut dizisi, referans alan ve uzunluk değerleriyle güncellenmiş olur. Hali hazırda aerodinamik analiz için gerekli olan tüm ayarların bulunduğu bu journal komut dizisi, analiz sonundaki sürüklenme kuvveti, taşıma kuvveti ve elde edilen basınç dağılımını csv formatında tutmaktadır. Takip eden aşamada, elde edilen aerodinamik basınç mekanik analizde kullanılır. Mekanik analizin gerçekleştirilmesi için MATLAB üzerinden ANSYS Workbench Journal komut dizisi çağırılır. ANSYS Workbench Journal komut dizisinin görevi sırasıyla: basıncı “ External Data” kısmında güncellemek, geometrinin kayıt edildiği SpaceClaim dosyasını güncellemek ve ANSYS Mechanical’da gerekli ayarlar için harici bir Python komut dizisini çağırmasıdır. Bu Python komut dizisi aracılığı ile malzeme atamasını yapılır, kalınlıklar ilgili tasarım değişkenlerine göre güncellenir, örgü eleman ayarları yapılır ve model kurulur. Akabinde komut dizisi, statik ve modal analizleri gerçekleştirip, sonuçları txt formatında kaydeder. MATLAB vasıtası ile bu sonuçlar okunur ve okunan bu yeni değer seti, tasarım uzayına yeni bir veri noktası olarak kayıt edilir. Kayıt edilen veriler ölçeklenir. Bu tez çalışması için oluşturulan algoritma için bu noktalar kullanılmaya başlanır. Ölçeklenmiş veri noktaları ve ölçeklenmiş yeni veri seti ile amaç ve kısıt fonksiyonları için vekil modeller oluşturulur. Bu çalışmada kullanılan adaptif örneklem metodlarından biri olan MSE ile başlanır örnek almaya başlanır. Kısıt vekil modelleri, burada oluşturulan vekil model üzerinde SQP metodu ile eniyileme çalışmasında doğrusal olmayan (*ing. nonlinear*) kısıtlar olarak yerini alır. İlk iterasyonda, amaç fonksiyonunun hata metriği incelenir, ve bu hata metriği olarak da vekil modelin MSE değeri kullanılır. DACE aracının içerisinde bu hatanın en yüksek olduğu (belirsizliğin en yüksek olduğu) nokta bulunur. MSE veri noktası çıkartılır. Bu nokta vekil model üzerinde yerleştirilerek tahmin sonucu elde edilir. Aka-

binde MSE kriterine göre seçilen bu veri noktası analizler modellerine ilişkin komut dizilerinde yerine konarak ve yukarıda bahsi geçtiği üzere analizler gerçekleştirilerek yeni ölçüm alınır. İlk iterasyon böylelikle tamamlanmış olur. İkinci iterasyonda da aynı adımlar takip edilir. Tahmin için MSP adaptif örneklem metodu kullanılır. MSP, amaç fonksiyonunu minimize etmeyi amaçlar. Özetle, bu tez çalışmasında kullanılan mimari ve izlenecek yol haritası Şekil 4.5'te gösterildiği gibidir.

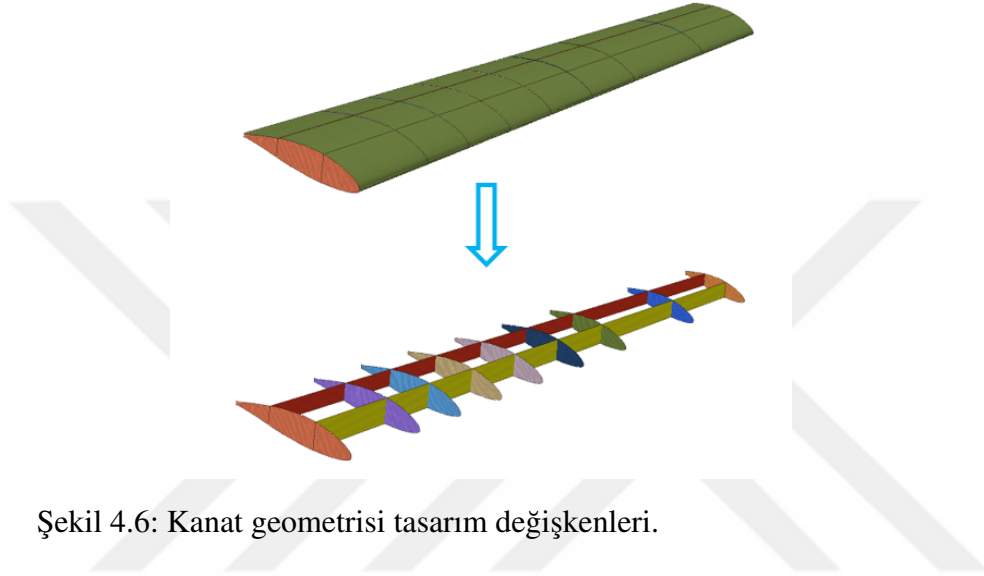


Şekil 4.5: Kanadın çok disiplinli uygulanabilir (MDF) mimarisi temelinde vekil model tabanlı çok disiplinli eniyilemenin özet şeması.

4.3 Tasarım Değişkenlerinin Tanımlanması

Bu tez çalışmasında, tasarım değişkenleri Şekil 4.6 ile gösterilmiştir. Burada iç yapıda bulunan yedi adet kaburga, ana ve arka kiriş, iç yapıyı saran kabuk yüzeyi olmak üzere on adet geometrisel tasarım değişkeni bulunmaktadır. Buna ek olarak beş adet aerodinamiği etkileyen değişken bulunmaktadır. Tasarım değişkenleri iç yapıyı ve dış geometriyi değiştirmesi sebebiyle yük dağılımını ve iç yapıya düşen yük miktarını değiştirmektedir.

Seçilen kanat kabuk uzunluğu aerodinamik ve yapısal disiplinlerinin ikisini de etkileyen ortak değişkendir. S ile ifade edilir. şekil4.6 ile gösterilen yeşil renkte olan yapı ana kiriş kalınlığı M_t ile, kırmızı ile gösterilen yapı arka kirişin kalınlığı R_t ile gösterilir ve kaburga birden yediye kadar olan kaburgaların kalınlıkları R_1 ’den R_7 ’ye isimlendirilir. Hücum açısı (*ing. angle of attack*) A_1 , dönme açısı (*ing. twist angle*) A_2 , ok açısı (*ing. swept angle*) A_3 , sivrilme oranı (*ing. taper ratio*) T , kanat açıklığı (*ing. wing span*) L ile ifade edilmiştir.



şekil 4.6: Kanat geometrisi tasarım değişkenleri.

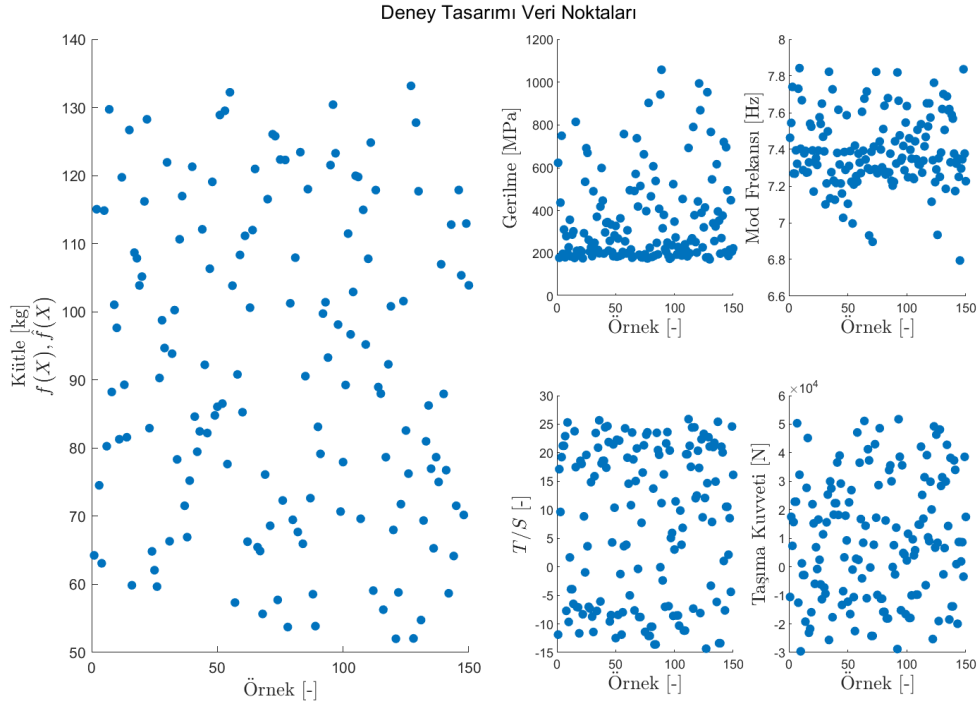
Bu tasarım değişkenlerinin alt ve st sınırları izelge 4.2’de belirtilmiştir.

Çizelge 4.2: Tasarım değişkenleri değerleri.

	Alt Değer	Başlangıç Değer	st Değer
M_t	1,2 mm	5 mm	6 mm
R_t	1,2 mm	5 mm	6mm
S	1,2 mm	3 mm	6 mm
R_1	1,2 mm	3 mm	6mm
R_2	1,2 mm	3 mm	6mm
R_3	1,2 mm	3 mm	6mm
R_4	1,2 mm	3 mm	6mm
R_5	1,2 mm	3 mm	6mm
R_6	1,2 mm	3 mm	6mm
R_7	1,2 mm	3 mm	6mm
A_1	-5°	0°	5°
A_2	-10°	0°	10°
A_3	25°	35°	45°
T	0,35	0,55	0,75
L	3985 mm	3985 mm	4235 mm

4.4 Latin Hiperküp İle Veri Örneklemesi

Mühendislik deneyiminin ağırlıkta olduğu bir yaklaşımın yanında bir başka referansta da [50, 57] belirtildiği gibi değişken sayısının on katı yaygın olarak minimum gereken veri sayısına karşılık gelmektedir. Bu çalışmada, değişken sayısının yüksek olması ile beraberinde getirdiği bilgisayar ve zaman maliyeti hesaba katıldığında minimum yeterli veri noktası olarak 150 kabul edilmiştir ve latin hiperküp örnekleme metodu ile örnekler alınmıştır. Bu noktalara karşılık gelen verilerin tasarım uzayında oluşturmuş olduğu dağılım Şekil 4.7 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.7: Latin hiperküp örnekleme ile alınan veri noktaları.

4.5 Hiper Parametre Optimizasyonu

Verimli bir vekil model oluşturulabilmesi amacıyla farklı kernel modelleri ve parametre seçenekleri ile çalışılmıştır. MATLAB'ın fonksiyonu olan "bayesOpt" fonksiyonunu kullanarak bu parametrelerin optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Matematiksel boyutta hiper parametre optimizasyonu, bir makine öğrenme modelinin hatasını baz alarak belirlenmiş bir amaç fonksiyonunu en aza indiren veya en üst düzeye çıkaran birçok hiper parametre bulmayı içerir. Matematiksel olarak bu durum formüle edilebilmektedir. Genel bir deyişle, $f(\theta)$ denilen fonksiyonun girdileri, hiper parametreler (θ) ve kernel fonksiyonu ($\mathcal{K}(\cdot)$) olacak şekilde Denklem 4.19'daki gibi ifade edilir:

$$f(\theta, \mathcal{K}(\cdot)) = y_{\text{ölçüm}} - y_{\text{tahmin}} \quad (4.19)$$

$f(\theta, \mathcal{K}(\cdot))$ hata fonksiyonunu minimize eden θ değeri, çeşitli kernel fonksiyonları için bulunur. Ardından bunların içinden en düşük hata değerini veren kernel fonksiyonu ve o kernel fonksiyonu için bulunan en düşük hata değerini veren kernel parametresi (θ) değeri kullanılır. Böylelikle hiper parametre optimizasyonu bu şekilde gerçekleştirilmiş olur. Dace MATLAB Kriging aracı çeşitli korelasyon modellerini desteklemektedir. Korelasyon modellerinin açıklamaları aşağıdaki gibidir [57].

Üstel (ing. exponential (exp)): Bu korelasyon modeli, $\exp(-\theta|d_j|)$ fonksiyonunu kullanır. " j ." boyuttaki noktaların arasındaki fark " d_j " ile ifade edilir.

Genelleştirilmiş Üstel (ing. generalized exponential (expg)): Üstel modele benzer ancak eğrinin şeklini kontrol etmek için ek bir parametre içerir. Bu model, $\exp(-\theta|d_j|^{\theta_{n+1}})$ fonksiyonunu kullanır. Burada değerler $0 < \theta_{n+1} \leq 2$ aralığındadır.

Gauss: Fonksiyon $\exp(-\theta d_j^2)$ 'yi kullanır, bu da modeli pürüzsüz ve sonsuz kez türevlenebilir kılmaktadır.

Doğrusal (ing.linear (lin)): Doğrusal bir model olarak $\max\{0, 1 - \theta|d_j|\}$ şeklinde tanımlanır.

Küresel (ing.spherical): Bu korelasyon modeli, $1 - 1.5\xi_j + 0.5\xi_j^3$ ile tanımlanır. Burada $\xi_j = \min\{1, \theta|d_j|\}$, genellikle sınırlı bir aralıkta boyutsal değişkenliği modellemek için kullanılır.

Kübik (ing.cubic): Küresel modele benzer ancak korelasyon için $1 - 3\xi_j^2 + 2\xi_j^3$ kübik fonksiyonunu kullanır.

Eğri (ing.spline): Bu model, parçalı bir fonksiyon tarafından tanımlanır ve $0 \leq \xi_j \leq 0.2$ için $(1 - 15\xi_j^2 + 30\xi_j^3)$, $0.2 < \xi_j < 1$ için $1.25(1 - \xi_j)^3$ arasında değişir, ve $\xi_j \geq 1$ için 0 değerini alır, burada $\xi_j = \theta|d_j|$.

Birinci Dereceden Doğrusal Polinom (ing. Linear First Order Polynomial): Bu model, verilerdeki doğrusal eğilimleri yakalamaktadır. Yanıtın, girdi değişkenlerinin doğrusal bir kombinasyonu olduğunu varsayar. Bu modelin temel fonksiyonları, her girdi değişkeni için sabit ve doğrusal terimleri içerir. Fonksiyon $f(\mathbf{x}) = [1, x_1, x_2, \dots, x_n]$ şeklinde tanımlanır, n girdi uzayındaki boyut sayısını ifade etmektedir.

Gerçekleştirilen hiper parametre optimizasyonu sonucunda elde edilen kernel parametreleri Çizelge 4.3 ile verilmiştir. Kullanılan kriging vekil modelinin taban fonksiyonu

sebebiyle doğrusal formda olsa da; doğrusal olmayan modelleri de korelasyon kernel-leri sayesinde kapsayabilecek kapasiteye sahiptir.

Çizelge 4.3: Optimizasyon sonunda elde edilen hiper arametreler ve değerleri.

	Kernel	Lineer Baz	θ
Kütle	'corrgauss'	'regpoly1'	1,1951
Gerilme	'correxp'	'regpoly1'	0,2172
Frekans	'corrspline'	'regpoly1'	0,43015
T/S	'corrcubic'	'regpoly1'	0,42524
Taşıma Kuvveti	'correxp'	'regpoly1'	2,6799

4.6 Vekil Model Tabanlı Çok Disiplinli Eniyileme Sonuçları

Optimizasyon algoritması "MSE" ve "MSP" iç dolgulu numune kriteri kullanılarak oluşturulmuştur. Bunlardan MSE kriteri, vekil modelin belirsizliğinin maksimum olduğu noktaları bulmayı amaçlar. MSP kriteri ise, amaç fonksiyonunun, kısıtlara uygun olacak noktalarda, minimumunu bulmayı amaçlar. Bunu yaparken tasarım uzayında rastgele başlangıç noktalarının hepsini sırayla tarayacak şekilde başlayarak sıralı karesel programlama (SQP) methodu ile yüz elli kez tekrarlar ve minimuma ulaşır. Latin hiperküp örnekleme ile elde edilen 150 adet veri noktalarını kullanarak kriging ile vekil modeller oluşturulur. Tüm bu tasarım süreci boyunca çapraz doğrulama hataları (LOOCV) ile test ederek tahminler kontrol edilmektedir.

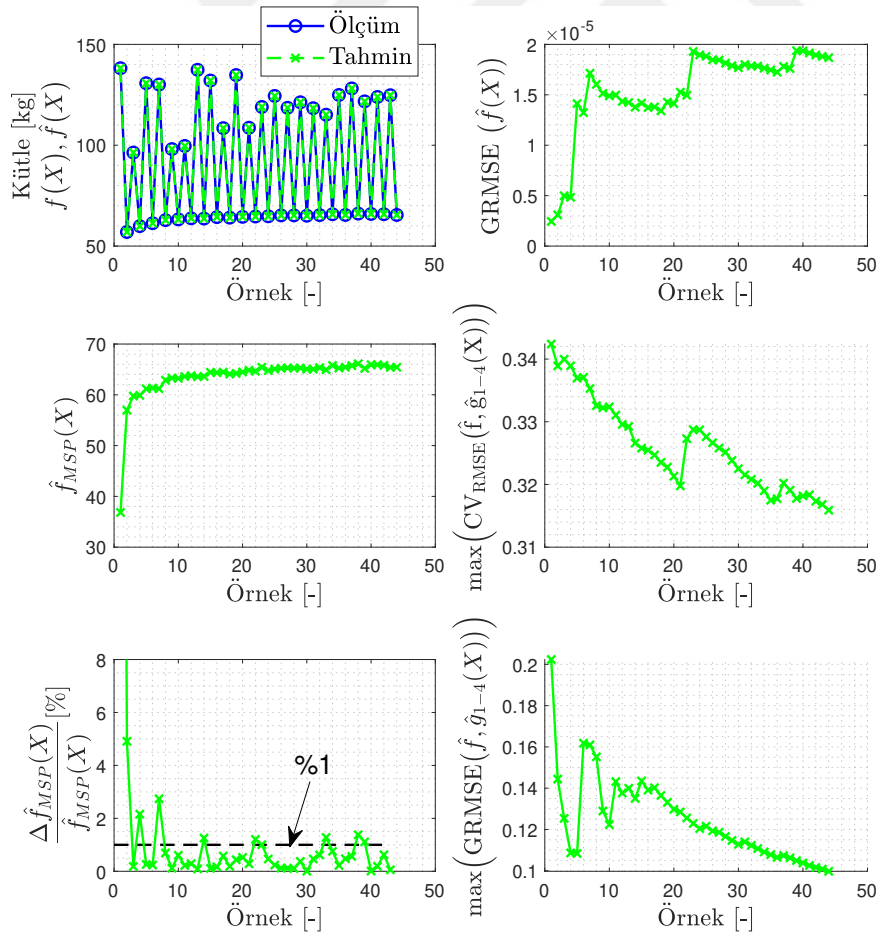
Vekil modeller oluşturulduktan sonra hata metrikleri sırasıyla MSE ve MSP olacak şekilde devreye girmeye başlamaktadır. Tahmin işlemlerine, MSE tahmin kriteri ile başlanır. Amaç fonksiyonunun MSE hata metriğine göre en yüksek olduğu yerler bulunur. Analizlerle o noktadaki ölçümler alınır. Ardından bu tahmin ve örneklem havuzuna eklenir.

Diğer kriter olan MSP ile olan iterasyona geçilir. Amaç fonksiyonu olan kütle minimum olduğu noktadan, kısıtlara uygun şekilde veri noktası seçilir. Bu örneğin analizdeki karşılıkları çözdürülerek ölçüm gerçekleştirilir. 150 adet örneklemden oluşan veri setine MSE kriteri vasıtası ile örneklenen 1 adet bu yeni ölçüm eklenir. Ard arda MSE ve MSP kriterleri uygulanarak vekil modeller güncellenerek optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Çalışma boyunca eğitilen vekil modellerin hata metriği ile sonuçları izlenmiştir. Denklem 4.20 ile belirtilen $y_{maksimum}$ ve $y_{minimum}$, latin hiperküp örnekleme sonucunda elde edilen veri setinde görülen sırası ile maksimum ve minimum ölçüm değerleridir. Bu değerler kullanılarak hata metriği normalize edilmiştir. Eniyileme sürecinin tamamlanması için aşağıda Denklem 4.20 ile tanımlanan en yüksek $GRMSE_{nor}$

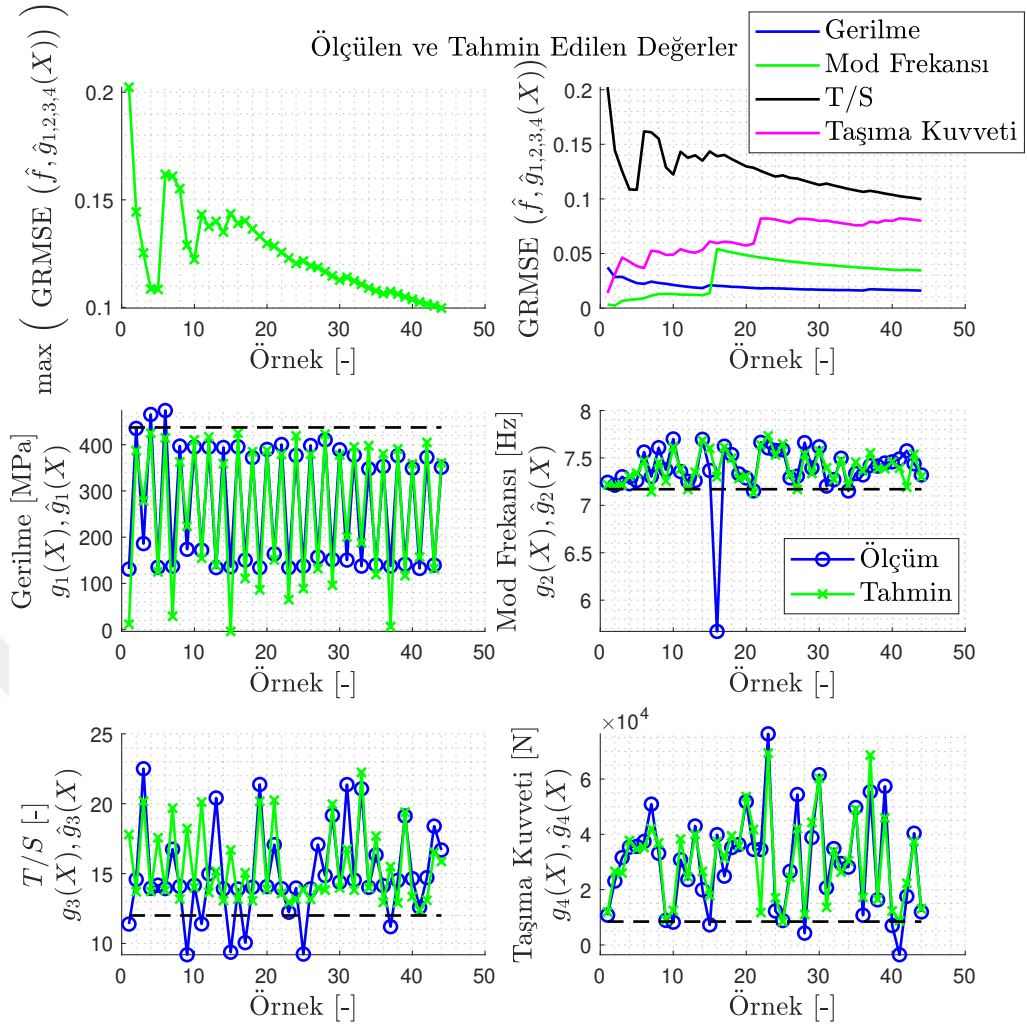
(ing. normalized root mean squared error) hata metriği %10'in altında olacak şekilde tasarım süreçleri tasarlanmıştır.

$$\text{GRMSE}_{\text{nor}} = \frac{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}}{y_{\text{max}} - y_{\text{min}}}. \quad (4.20)$$

Vekil model tabanlı eniyileme süreci boyunca ilgili MSP kriteri ile bir veri noktası oluşturulmaktadır. Durma kriteri olarak iki temel nokta değerlendirilmektedir. Bunlardan birincisi, amaç fonksiyonu tahmin değerlerinin yüzde olarak değişimidir. Değişim oranı belirli bir yüzdenin altında kaldığı takdirde eniyilemenin durdurulması için bu koşul sağlanmış olacaktır. Bu eşik değeri incelenen örnekte amaç fonksiyonu tahminleri farkı %1 olarak tasarlanmıştır. Şekil 4.8 ile gösterilmiştir. Diğer husus ise, tüm vekil modellerde görülen en yüksek GRMSE hata metriğinin belirlenen toleransın altına inmesidir. Bu tolerans ise %10 olarak tasarlanmıştır. Bu iki koşul birlikte sağlandığı takdirde eniyileme süreci durdurulacaktır. Bu şekilde durma kriteri belirlenmiştir. Koşulan algoritma sonucunda, Şekil 4.9 ile kısıtların ölçülen ve tahmin edilen değerlerin grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.8: Kısıt fonksiyonları vekil modellerinin ölçülen ve tahmin edilen sonuçları.



Şekil 4.9: Kısıt fonksiyonları vekil modellerinin ölçülen ve tahmin edilen sonuçları.

Çizelge 4.4’te gösterildiği gibi vekil modellerin hataları % cinsinden belirtilmiştir.

Çizelge 4.4: Vekil modellerin normalize edilmiş $GRMSE_{norm}$

	$GRMSE_{norm}(\%)$
Kütle	0,0019
Frekans	3,43
Gerilme	1,59
Taşıma Kuvveti/Sürükleme Kuvveti (T/S)	9,97
Taşıma Kuvveti	7,99

değerleri.

Optimum sonuçlar, Çizelge 4.5’te gösterildiği gibi $f^* = 65,43$ kg ve amaç fonksiyonunun tahmini ile ölçülmüş değerleri kırk dördüncü iterasyonun sonunda elde edilmiştir. Sıralı karesel programlama optimizasyon yöntemi ise amaç fonksiyonunu yirminci iterasyon sonucunda 66,09 kg olarak bulmuştur.

Çizelge 4.5: Optimizasyon yöntemlerinin sonuçlarının karşılaştırılması.

	Fonksiyon Değerlendirmesi Sayısı	İterasyon Sayısı	Kanat Ağırlığı(kg)
<i>SQP</i>	336	20	66.09
<i>SBO</i>	44	44	65,43

Çizelge 4.6: Kanat tasarım değişkenlerinin optimum değerlerinin karşılaştırılması.

	M_t	R_t	S	R_1	R_2	R_3	R_4	R_5	R_6	R_7
<i>SQP</i>	6	1,2	2,6	1,2	1,2	6	1,2	5,1	4,3	1,2
<i>SBO</i>	2.1	2,1	2.9	1,6	2,1	3,9	2	2,8	4,4	1,8

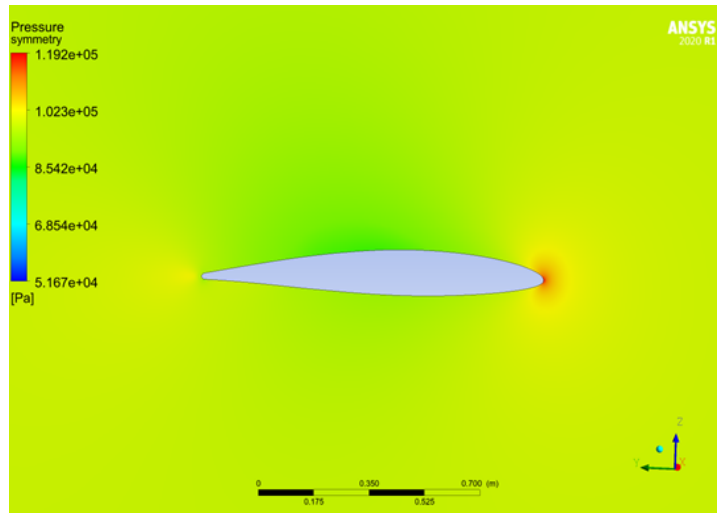
Optimizasyon sonucunda eniyilenmiş kanat tasarım değişkenleri Çizelge 4.6 ve Çizelge 4.7 ile gösterilmiştir.

Çizelge 4.7: Kanat tasarım değişkenlerinin optimum değerlerinin karşılaştırılması.

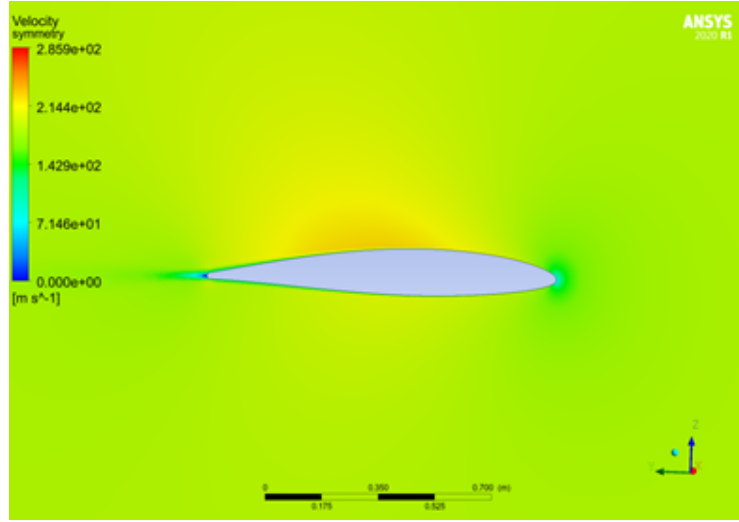
	A_1	A_2	A_3	T	L
<i>SQP</i>	$-1,5^\circ$	10°	25°	0,75	4235
<i>SBO</i>	$2,2^\circ$	$-4,4^\circ$	$39,8^\circ$	0,59	3989

4.7 Optimum Tasarım Modelinin Aerodinamik Analiz Sonuçları

Aerodinamik simülasyonunun sonucunda kanat üzerinde oluşan Pascal biriminde optimum tasarımın statik basınç dağılımı Şekil 4.10'da gösterilmiştir. Optimum tasarıma göre benzetimin toplam hız sonucu "m/s" biriminde Şekil 4.11'de sunulmuştur.



Şekil 4.10: Optimum kanat tasarımının basınç sonuçları.



Şekil 4.11: Optimum kanat tasarımının hız sonuçları.

Optimum tasarımın aerodinamik benzetimi, daha iyi bir eleman kalitesine sahip sonlu elemanlar modeli ile kurulmuştur. Hesaplanan eleman kalite metriği Çizelge 4.8 ile gösterilmiştir. Aerodinamik benzetiminin sonunda, hesaplanan taşıma ve sürüklenme katsayıları Çizelge 4.9’da olduğu gibidir.

Çizelge 4.8: Optimum kanat tasarımının aerodinamik analizi örgü kalitesi.

Eleman Boyutu	0,01375 m
Eleman Sayısı	3837738
Düğüm Sayısı	8362691
Eğrisellik	0,48
Minimum Ortogonal	0,22

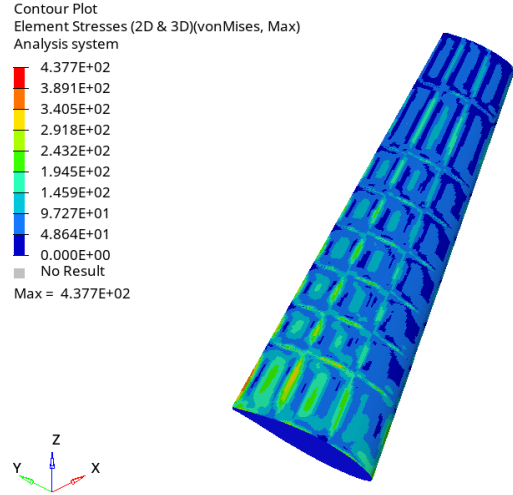
Çizelge 4.9: Optimum kanat tasarımının aerodinamik analizi taşıma ve sürüklenme katsayı değerleri.

Taşıma Katsayısı (C_L)	0,12478
Sürüklenme Katsayısı (C_D)	0,00696

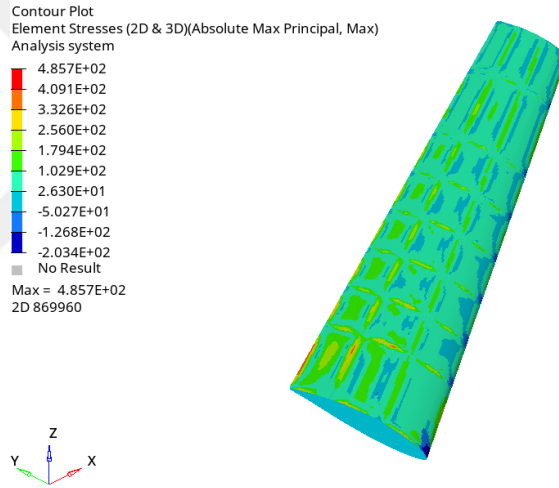
4.8 Optimum Kanat Tasarım Modelinin Yapısal Analiz Sonuçları

Optimum kanat tasarımı için optimize edilmiş kalınlıklar, SBO yöntemi ile elde edilen tasarım değişkenlerinin değerleridir. Bu optimum tasarımın yapısal sonuçları bu bölümde değerlendirilmiştir. Optimum tasarımın, Von-Mises gerilme sonucu Şekil 4.12’de gösterilmiştir. Optimum kanat tasarımının mutlak maksimum asal gerilme sonucu ise Şekil 4.13’te gösterilmiştir. Optimum kanat tasarımının deplasman sonucu ise Şekil 4.14’te gösterilmiştir. Normal mod analizinin sonucu Şekil 4.15’te gösterilmiştir. Son

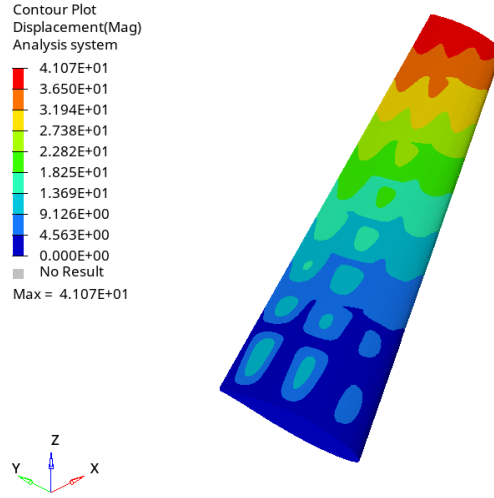
olarak modal analizin sonucunda, minimum frekans ile 9.59 mm yer değiştirme ve maksimum frekans ile 11.3 mm yer değiştirme meydana gelmiştir.



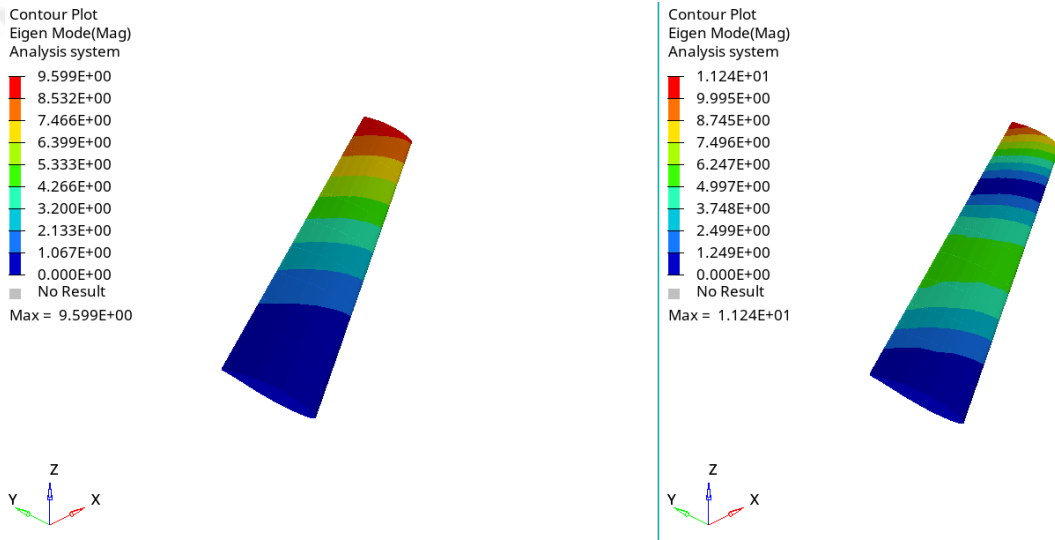
şekil 4.12: Optimum kanat tasarımının VonMises gerilme sonuçları.



şekil 4.13: Optimum kanat tasarımının mutlak maksimum asal gerilme dağılımı.

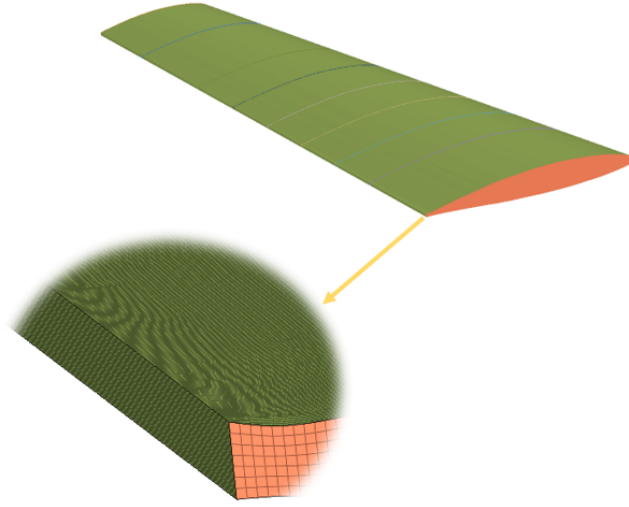


Şekil 4.14: Optimum kanat tasarımının deplasman sonuçları.



Şekil 4.15: Optimum kanat tasarımının modal analizi sonucu: a) Mod1=7,33 Hz b) Mod2=34,43 Hz.

Eleman sayısı kanadın firar kenarına sekiz adet eleman gelecek şekilde 3,2 mm belirlenip modellenmiştir. Şekil 4.16 ile örgü yapı gösterilmiştir. Optimum kanat tasarımının aerodinamik analizi sonunda, örgü kalitesi Çizelge 4.10 ile belirtilmiştir. Ağırlık azaltma sürecinde, kısıtlar yapısal sonuçları iyileştirmeyi göz önünde bulundurarak verilmiştir. Nihai yer değiştirme, yaklaşık %2,5 artmıştır. Ayrıca, minimum frekans %2,1 arttırılmıştır. Varolan başlangıç durumu ile karşılaştırıldığında rezonansa gireceği mod değeri arttırılarak iyileştirme katedilmiştir. Araştırmanın sonunda, başlangıç ve son ağırlıkları, yer değiştirme, minimum frekans, taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, taşıma kuvveti Çizelge 4.11’de belirtilmiştir. Bu çalışma sonunda eniyilenmiş tasarımın çıktıları tasarım uzayında Şekil 4.17 ile belirtilmiştir.



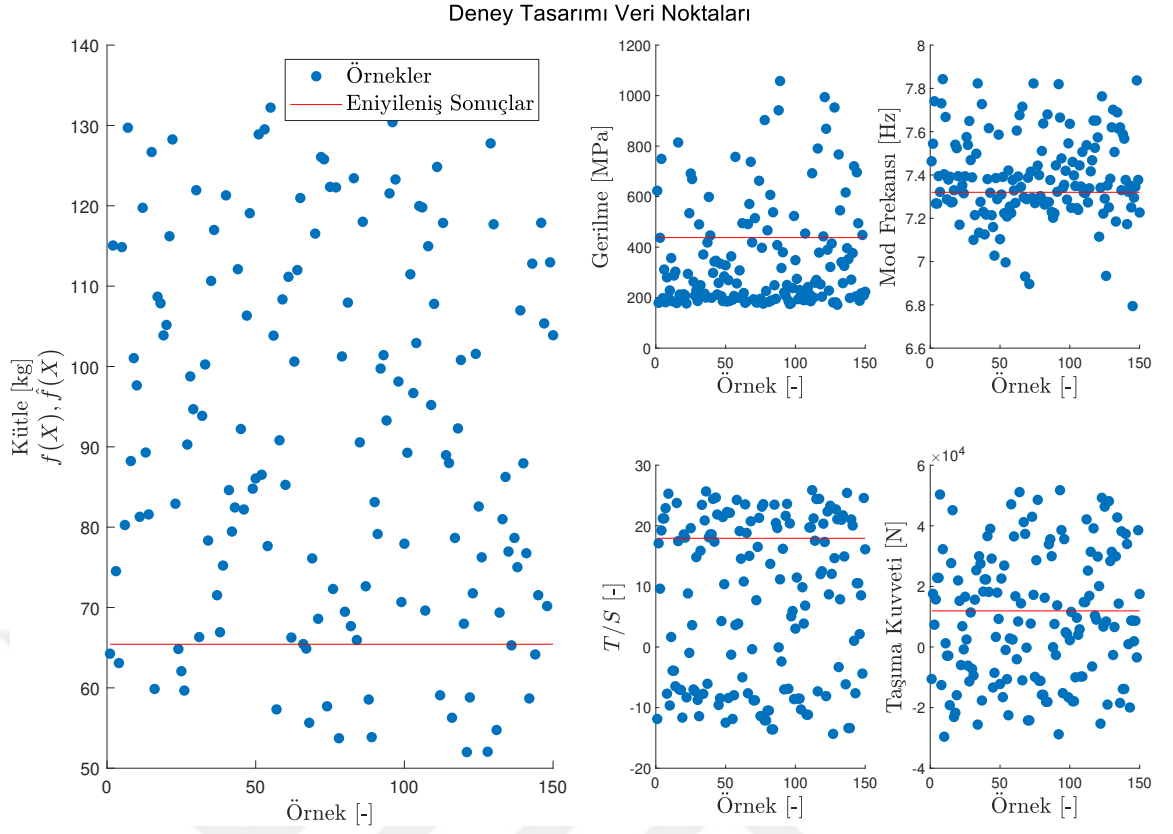
Şekil 4.16: Kanadın firar kenarı sonlu elemanlar görseli.

Çizelge 4.10: Optimum kanat tasarımının yapısal analiz örgü kalitesi.

Eleman Sayısı	1058342
Düğüm Sayısı	1044921
Jacobi Metriği	0,74
Çarpıklık	7,89
Eğrisellik Açısı	40,85
En-boy Oranı	2,13

Çizelge 4.11: Kanat tasarımı referans ve optimum tasarımlarının karşılaştırılması.

	Başlangıç Kanat Tasarımı	Optimum Kanat Tasarımı
Kütle (kg)	76,27	65,43 (−%14,2 düşüş)
Deplasman (mm)	40,09	41,07 (%4 +artış)
Minimum Frekans (Hz)	7,17	7,32 (+%2,1 artış)
Taşıma ve Sürüklenme Kuvvetlerinin Oranı (T/S)	12,06	17,94(+%48.8 artış)
Taşıma Kuvveti(N)	8429	11919 (+%41.4 artış)



Şekil 4.17: Tasarım uzayı çıktılarında optimum kanat tasarımının amaç ve kısıt fonksiyonları çıktıları.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Havacılık ve uzay mühendisliği alanında üretilebilir, güvenilir ve düşük maliyetli tasarımları nihailendirmek birincil önceliklidir. Bu sebeple birçok disiplinle etkileşim halinde olan bu alanda çok disiplinli tasarım eniyileme konuları önemli bir husustur. Aerodinamik ve yapısal disiplinlerinin doğrudan etkileyen, bu tezde olduğu gibi, kanat tasarımını verimli bir şekilde oluşturmak için birbirine bağımlı değişkenler tanımlanır ve daha sonra tasarım değişkenleri eniyilenir. Bu çalışmada minimum kalkış ağırlığı hedeflenerek, maksimum taşıma kuvveti, maksimum taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, direngenliği yüksek iyileştirilmiş mod frekansına sahip ve güvenilir bir kanat tasarımı için bu kısıtlamalar kullanılmıştır.

Bu tez çalışmasında, adaptif örnekleme kriterleri kullanılarak oluşturulan vekil model tabanlı optimizasyon problemine, çok disiplinli uygulanabilirlik mimarisi uygulanmıştır. Vekil model tabanlı bu yöntemin verimliliğinin yorumlanabilmesi için, latin hiperküp ile elde edilen verilerin sıralı karesel programlama eniyilemesi ile karşılaştırılarak incelenmiştir. Daha iyi optimum sonucun, aynı zamanda daha az fonksiyon değerlendirmesinin vekil model tabanlı dolgu örnekleme kriterli optimizasyon metodolojisinden geldiği gösterilmiştir. Sıralı karesel programlama, yerel optimum sonuçlara takılmakta olup çok sayıda fonksiyon değerlendirmesi gerektirmektedir. Bu tez çalışmasında adaptif örnekleme kriterleri ile kurulan vekil model tabanlı optimizasyon algoritması, yüksek boyutlu ve karmaşık bir yapıya sahip optimizasyon problemini, matematiksel bir problemle kıyasla daha az verimle çözdüğü ortaya konmuştur. Buna karşın, bu algoritmanın geleneksel optimizasyon algoritmalarının pahalı hesaplama maliyeti ve yerel optimumlarda sıkışıp kalma gibi dezavantajlarını aştığı gösterilmiştir.

Gelecek çalışmalarda, buradaki gibi vekil model bazlı optimizasyon yöntemi çalışmaları için, diğer çok disiplinli optimizasyon mimarilerine de uygulamak faydalı olacaktır. Bunun yanında, bu tez çalışmasında ticari programlar kullanılarak analiz çıktıları kompleks şekilde çağırılmış ve eniyileme algoritmasına entegre edilmiştir. Analiz çıktılarını birbirine esnek bir şekilde entegre edilebilen açık kaynak araçların geliştirilmesi bu çok disiplinli optimizasyon alanının geliştirilmesine büyük ölçüde katkıda bulunacaktır.



KAYNAKLAR

- [1] **Giunta, A. A.** (1997). *Aircraft multidisciplinary design optimization using design of experiments theory and response surface modeling methods*, (doktora tezi), Blacksburg, Virginia, USA. [https://vtechworks.lib.vt.edu /items/](https://vtechworks.lib.vt.edu/items/), Erişim Tarihi: 21.01.2024.
- [2] **Olszański, B., Grendysa W.** (2020). Optimization of the three-segment aerofoil arrangement based on wind tunnel tests and numerical analysis, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021;235(1):117-137.
- [3] **Kumano, T., Jeong, S., Obayashi, S., Ito, Y., Hatanaka, K., Morino, H.** (2006). Multidisciplinary design optimization of wing shape for a small jet aircraft using kriging model, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 09-12 Ocak.
- [4] **Sadraey, M.H.** (2013). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, First edition. Vol.1 (sf. 165), New Hampshire, USA, WILEY.
- [5] **Kanat Konfigürasyonu.** (2024). <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/anatomy-of-aircraft-and-spacecraft/>, Erişim Tarihi: 03.03.2024.
- [6] **Raymer, D.** (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sixth Edition, California, USA, AIAA Education Series American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [7] **Acar, E.** (2022). MAK511 Makine Mühendisliğinde Eniyileme Teknikleri ve İleri Uygulamalar Ders Notları, Tobb Etü, Ankara, Türkiye, Eylül 2022-2023.
- [8] **Maxwell, J. C.** (2013). *The scientific papers of James Clerk Maxwell*, vol.1, Cambridge, New York, USA, Cambridge University Press.
- [9] **Schmit, L. A.** (1960). Structural design by systematic synthesis, *Proceedings of the 2nd conference on electronic computation American Society of Civil Engineering*, Pittsburg, Pa, USA, 08-09 Eylül 1960.
- [10] **Vanderplaats, G. N.** (2012). Structural optimization-past, present, and future, *AIAA Journal: aeronautics astronautics*, vol.20, no.7, Naval Postgraduate School, Monterey, California, USA.
- [11] **Bendsoe, M. P., Sigmund, O.** (2004). *Topology Optimization: Theory, methods, and applications*, 2nd ed., Technical University of Denmark, 2800 Lyngby, Denmark, Springer.
- [12] **Christensen, P. W., Klarbring.** (2008). *An Introduction to Structural Optimization*, vol. 153, Technical University of Denmark, 2800 Lyngby, Denmark, Springer.

- [13] **Sigmund, O., Maute, K.** (2013). Topology optimization approaches-a comparative review, *Structural Multidisciplinary Optimization, Springer*, vol. 48, 1031-1055.
- [14] **Pettersson, J., Sigmund, O.** (1998). Slope constrained topology optimization, *International Journal for Numerical Methods in Engineering, Structural Multidisciplinary Optimization, Springer*, vol. 41, 1417-1434.
- [15] **Lewiński, T., Czarnecki, S., Dzierżanowski, G., Sokół, T.** (2013). Topology optimization in structural mechanics, *Bulletin of the Polish academy of sciences technical science*, Vol. 61, No. 1, 2013.
- [16] **Freire, T. A. R. R. M.** (2017). *Efficient structural optimization of aircraft wings*, (yüksek lisans tezi), <https://scholar.tecnico.ulisboa.pt/>, Erişim Tarihi: 12.03.2024.
- [17] **Sarajini, D., Mavis, D. N.** (2021). Structural analysis and optimization of wings subjected to dynamic loads using beam models, *AIAA Journal*, vol. 60.
- [18] **Çakır, M. K.** (2008). Structural optimization of a triner aircraft wing by using genetic algorithm, (yüksek lisans tezi), Ankara, Türkiye, <https://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12610027/index.pdf>.
- [19] **Jameson, A., Ou, K.** (2011). 50 years of transonic aircraft design, *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 47, sf. 308-318.
- [20] **Kenway, G.K.W., Mader, C. A., He, P., Martins, J. R.** (2019). Effective adjoint approaches for computational fluid dynamics, *Progress in Aerospace Sciences*, 2019.
- [21] **He, P., Mader, C. A., Martins, J. R., Kenway, G.K.W.** (2018). An aerodynamic design optimization framework using a discrete adjoint approach with openfoam, *Computers & Fluids*, vol. 168.
- [22] **He, P., Mader, C. A., Martins, J. R., Kenway, G.K.W.** (2019). DAfoam: An open-source adjoint framework for multidisciplinary design optimization with openfoam, *AIAA Journal*, 2019.
- [23] **Albring, T. A., Sagebaum, M., Gauger, N. R.** (2015). Efficient Aerodynamic Design using the Discrete Adjoint Method in SU2, *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Washington, D.C., 13-17 Haziran.
- [24] **Mueller, J.-D., Hükelheim, J., Mykhaskiv, O.** (2018). Stamps: a finite-volume solver framework for adjoint codes derived with source-transformation ad, *Multidisciplinary analysis and optimization conference*, Atlanta, Georgia, USA, 25-29 Haziran.
- [25] **Kenway, G., Kennedy, G., Martins, J.** (2010). A cad-free approach to high-fidelity aerostructural optimization. *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary analysis optimization conference*, Fort Worth, Texas, USA, 13-15 Eylül.
- [26] **Hicken, J. E., Zingg, D. W.** (2010). Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement, *AIAA Journal - AIAA J*, vol. 48, pp. 400–413, 02 Şubat.

- [27] **Fidkowski, K. J., Darmofal, D. L.** (2011). Output-based error estimation and mesh adaptation in computational fluid dynamics, *47th AIAA Aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, vol.49,no.4, Nisan.
- [28] **Chen, G., Fidkowski, K.** (2019). Discretization error control for constrained aerodynamic shape optimization, *Journal of computational physics*, vol.387.
- [29] **Kroo, I., Altus, S., Braun, R., Gage, P., Sobieski, I.** (1994). Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design, *5th Symposium on Multidisciplinary analysis and optimization*, Panama City Beach, FL, USA, 07-09 Eylül.
- [30] **Reuther, J. J., Alonso, J.J., Martins, J. R. R. A., Smith, S. C.** (1999). A coupled aero-structural optimization method for complete aircraft configurations, *37 th Aerospace sciences meeting and exhibit*, Reno, NV, USA, 11-14 Ocak.
- [31] **Venter, G.** (2010). *Review of Optimization Techniques*, South Africa, John Wiley& Sons Ltd.
- [32] **Tedford, N., Martins, J. R. R. A.** (2006). On the common structure of mdo problems: A comparison of architectures, *11th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*, Portsmouth, Virginia, USA, 06-08 Eylül.
- [33] **Sadrehaghghi, I.** (2023). *Aircraft Multidisciplinary Design & Optimization (MDO)*, CFD Open series 2.40, Annapolis, MD.
- [34] **Martins, J. R. R. A., Lambe, A. B.** (2013). Multidisciplinary design optimization: A survey of architectures, *AIAA Journal*, vol. 51, no. 9, pp. 2049–2075, 09 Eylül.
- [35] **Gray, J. S., Hwang, J. T., Martins, J. R. R. A., Moore, K. T., Naylor, B. A.** (2019). Openmdao: an open-source framework for multidisciplinary design, analysis, and optimization, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 59, pp. 1075–1104.
- [36] **Sobieszczanski-Sobieski, J.** (1988). Optimization by decomposition: A step from hierarchic to non-hierarchic systems, *Recent Advances in Multidisciplinary Analysis and Optimization, NASA Conference publication 3031*, Part 3, pp. 51-78, Hampton, Virginia, USA, 28-30 Eylül.
- [37] **Martins, J. R. R. A., Ning, A.** (2021). *Engineering Design Optimization*, Cambridge University Press, 2021.
- [38] **Lambe, A.B., Martins, J. R. R. A.** (2010). A new approach to multidisciplinary design optimization via internal decomposition, *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary analysis and optimization conference*, Fort Worth, Texas, USA, 13-15 Eylül.
- [39] **Chell, B. W., Hoffenson, S., Blackburn, M. R.** (2019). A comparison of multidisciplinary design optimization architectures with an aircraft case study, *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California, USA, 07-11 Ocak.

- [40] **Sobieszczanski-Sobieski, J., Haftka, R.** (1996). Multidisciplinary aerospace design optimization -Survey of recent developments, *AIAA Meeting papers on disc.*, vol. 14, sf. 1-23.
- [41] **K., James** (2012). *Aerostructural shape and topology optimization of aircraft wings*, (doktora tezi), University of Toronto, ON, CANADA, https://tspace.library.utoronto.ca/bitstream/1807/32745/3/James_Kai_A_201206_PhD_thesis.pdf, Erişim: 20.01.2024.
- [42] **Brown, N., Olds, J. R.** (2005). Evaluation of multidisciplinary optimazation (mdo) techniques applied to a reusable launch vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets -J SPACECRAFT ROCKET*, vol. 43, pp. 1289–1300.
- [43] **Sferza, M., Ninic, J., Chronopoulos, D., Glock, F., Daoud, F.** (2021). Multidisciplinary optimisation of aircraft structures with critical non-regular areas: current practice and challenges, *Aerospace engineering, MDPI*, vol. 8, p. 223.
- [44] **Adıgüzel, O.** (2020). Structural optimization of a jet trainer wing structure under strength and stiffness related constraints, (yüksek lisans tezi), Middle East Technical University.
- [45] **Xu, C., Han, Z.-H., Zhang, K.-S., Song, W.** (2018). Surrogate-based optimization method applied to multidisciplinary design optimization architectures, *The 31st Congress of the international council of the aeronautical sciences (ICAS)*, Belo Horizonte, Brezilya, 09-14 Eylül .
- [46] **Jesus, T., Sohst, M., Lobo do Vale, J., Suleman, A.** (2021). Surrogate-based mdo of a canard configuration aircraft, *Structural and multidisciplinary optimization, Springer*, vol. 64, sf. 3747-3771.
- [47] **S. Gano, H. Kim, and D. Brown** (2006). Comparison of three surrogate-modeling techniques: datascape, kriging, and second order regression, *Collection of technical papers- 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary analysis and optimization conference*, vol. 3, sf. 6-8.
- [48] **Jeong, S., Murayama, M., Yamamoto, K.** (2005). Efficient optimization design method using kriging model, *Journal of aircraft - J AIRCRAFT*, vol. 42, pp. 413–420, Eylül 2005.
- [49] **Queipo, N. V., Haftka, R. T., Shyy, W., Goel, T., Vaidyanathan, R., Tucker, P. K.** (2005). Surrogate-based analysis and optimization, *Progress in aerospace sciences*, vol. 41, issue 1, sf. 1-28.
- [50] **HyperStudy** (2022). Introduction into design of experiments DOE with HyperStudy, <https://learn.altair.com/totara/dashboard/index.php>, Erişim Tarihi: 12.03.2024.
- [51] **Giunta, A., Wojtkiewicz, S., Eldred, M.** (2003). Overview of modern design of experiments methods for computational simulations, *41st Aerospace sciences meeting and exhibit*, Reno, Nevada, USA, 06-09 Ocak.
- [52] **Sheikholeslami, R., Razavi, S.** (2017). Progressive Latin hypercube sampling: an efficient approach for robust sampling-based analysis of environmental models, *Environmental modelling and software*, vol. 93, sf. 109-126.

- [53] **Shields, M., Zhang, J.** (2015). The generalization of latin hypercube sampling, *Reliability engineering system safety*, vol. 148.
- [54] **Forsberg, J., Nilsson, L.** (2005). On polynomial response surfaces and kriging for use in structural optimization of crashworthiness, *Structural and multidisciplinary optimization*, vol. 29, no.3, pp. 232–243, Mart 2005.
- [55] **Bishop, C. M.** (1995). *Neural networks for pattern recognition*, first ed., vol.1, Microsoft research Cambridge, UK, Oxford University Press.
- [56] **Kleijnen, J. P. C.** (2009). Kriging metamodeling in simulation: A review, *European Journal of Operational Research*, vol. 192, pp. 707–716.
- [57] **Nielsen, H., Lophaven, S., Søndergaard, J.** (2002). Dace - a matlab kriging toolbox.
- [58] **Sunay, Y. E.** (2024). *Cfd based aerodynamic design optimization using bayesian inference and kriging surrogate model*, (yüksek lisans tezi), <https://open.metu.edu.tr/handle/11511/109171>, Erişim Tarihi: 25.04.2024.
- [59] **Acar, E., Bayrak, G., Jung, Y., Lee, I., Ramu, P., Ravichandran, S. S.** (2021). Modeling, analysis, and optimization under uncertainties: a review *Structural and multidisciplinary optimization*, Springer Science and Business Media LLC, vol. 64, p. 2909-2945.
- [60] **Acar, E.,** (2013). Effects of the correlation model, the trend model, and the number of training points on the accuracy of kriging metamodels, *Expert Systems*, vol. 30, Kasım.
- [61] **Bre, F., Gimenez, J., Fachinotti, V.** (2018). Prediction of wind pressure coefficients on building surfaces using artificial neural networks, *Energy and Buildings*, vol. 158, p. 1429-1441.
- [62] **Paiva, R., Crawford, C., Suleman, A.** (2010). Comparison of surrogate models in a multidisciplinary optimization framework for wing design, *AIAA Journal – AIAA J*, vol. 48, pp. 995–1006, Mayıs.
- [63] **Bishop, C. M.** (2006). *Neural networks for pattern recognition and machine learning*, Information science and statistics, Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag.
- [64] **Murphy, K. P.** (2012). *Machine learning: a probabilistic perspective*, Cambridge, MA. The MIT Press.
- [65] **Geron, A.** (2009). *Hands-on machine learning with Scikit-Learn, Keras and TensorFlow*, Concepts, tools, and techniques to build intelligent systems, Canada, 2 nd ed., O'Reilly Media.
- [66] **Pedregosa, F., Varoquaux, G., Gramfort, A., Michel, V., Thirion, B., Grisel, O., Blondel, M., Prettenhofer, P., Weiss, R., Dubourg, V., Vanderplas, J., Passos, A., Cournapeau, D., Brucher, M., Perrot, M., Duchesnay, E.** (2011). Scikit-learn: Machine learning in Python, *Journal of Machine Learning Research*, vol. 12, pp. 2825–2830.
- [67] **Goodfellow, I. J., Bengio, Y., Courville, A.** (2016). *Deep Learning*. Cambridge, MA, USA: MIT Press.

- [68] **The MathWorks Inc.** (2022). Matlab version: 9.13.0 (r2022b), Natick, Massachusetts, United States.
- [69] **MATLAB Help Dokümanı,** (2024). <https://www.mathworks.com/help/matlab/>, Erişim Tarihi: (12.03.2024).
- [70] **Jiang, P., Zhou, Q., Shao, X.** (2020). *Surrogate model-based engineering design and optimization*. pp. 135-236, Springer.
- [71] **Pang, Y., Wang, Y., Lai, X., Zhang, S., Liang, P., Song, X.** (2023). Enhanced kriging leave-one-out cross-validation in improving model estimation and optimization, *Computer methods in applied mechanics and engineering*, vol. 414, p. 116194.
- [72] **Mehmani, A., Chowdhury, S., Messac, A.** (2015). Predictive quantification of surrogate model fidelity based on modal variations with sample density, *Structural and multidisciplinary optimization*, vol. 52.
- [73] **K.-S. Z. Chen-Zhou Xu, Zhong-Hua Han and W.-P. Song.** (2018). Surrogate-based optimization method applied to multidisciplinary design optimization architectures, *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Belo Horizonte- Brezilya, vol. 48, Eylül.
- [74] **Han, Z.-H.** (2016). Surroopt: A generic surrogate-based optimization code for aerodynamic and multidisciplinary design, *30th Congress of the International council of the aeronautical sciences(ICAS)*, DCC, Daejeon,Kore, 25-30 Eylül.
- [75] **Sadraey, M. H., Belobaba, P.** (2012). *Aircraft Design: A systems engineering approach*, first edition, Wiley.
- [76] **Luu, V.** (2015). *Methodology development for parametric CAD modeling in CATIA V5 to aid simulation driven design using turbine volute as a case study*, (yüksek lisans tezi), <http://liu.divaportal.org/smash/get/diva2:907399/FULLTEXT01.pdf>, Linköping University, Sweden, Erişim Tarihi:03.03.2024.
- [77] **Yıldırım, B. Y.** (2015). *Aerodynamic shape optimization of a wing using 3D flow solutions with SU2 and response surface methodology*, (yüksek lisans tezi), The graduate School of natural and applied sciences of Middle East technical university, Ankara, TURKEY,
- [78] **Kanat Profili Aracı.** (2021). Airfoil Profiles (n.d.), <http://www.airfoiltools.com>. Erişim Tarihi: (24.10.2023).
- [79] **NASA-Langley Research Center.** (2019). Turbulence Modeling Resource:<https://turbmodels.larc.nasa.gov/>, Erişim Tarihi: (12.03.2024).
- [80] **Sınır Tabaka Hesaplama Aracı.** (2019). Turbulence Modeling Resource:<https://turbmodels.larc.nasa.gov/>,<https://volute.se/wall-ycalculator-when-meshing-a-geometry-for-cfd-analysis-this-handy-volute-calculator-computes-the-height-of-the-first-mesh-cell-off-the-wall-required-to-achieve-a-desired-y-using-flat-plate-boundary-layer-theory>, Erişim Tarihi: (12.03.2024).
- [81] **Fatchurrohman, S. T. C. N.** (2019). Performance of hybrid nano-micro reinforced mg metal matrix composites brake calliper: Simulation

approach, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, pp., 01–08, Kasım.

- [82] **ANSYS Dokümanı.** (2008). <https://romeo.univ-reims.fr/documents/fluent/tgrid/ug/chp15.pdf>, Erişim Tarihi: 21.03.2024.
- [83] **Szilard, R.** (2004). *Theories and applications of plate analysis, classical numerical and engineering methods*, vol.81, sf.600-601, Wiley.
- [84] **MMPDS-14 Dokümanı.** (2019). *Metallic materials properties development and standardization (MMPDS)*, MMPDS-14, Chapter 1-9
- [85] **Li, H. L., Papalambros, P. Y.** (1985). *Production system for use of global optimization knowledge*.





EKLER

EK 1: Hiperparametre Eniyileme Kodu

EK 2: SBO İçin LOOCV Hata Metriği Hesabı ve Vekil Model Eğitim Fonksiyonu

EK 3: Vekil Model Tabanlı Eniyileme (*ing.* SBO) Kodu

EK 4: Deney Tasarımı Verileri ile Sıralı Karesel Programlama Kodu



EK 1

AS_HPOpt.m dosyası içinde yer alan hiperparametre eniyileme kodu aşağıda verilmiştir.

```
1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  currentPath = cd;
3  dacefitPath = fullfile(currentPath, 'DaceFitTool') ;
4
5  %dacefit tool calisilan klasore eklenir
6  addFolderToPath(dacefitPath);
7
8  clear
9  load('DOE_Data.mat')
10
11  nDOE = size(X,1);
12  X = X(1:nDOE,:);
13
14  % * alt deger ayarlari *
15  lb1    = 1.2; % 1.2 < skin_thickness < 6
16  lb2    = 1.2; % 1.2 < main_spar_thickness < 6
17  lb3    = 1.2; % 1.2 < rear_spar_thickness < 6
18  lb4    = 1.2; % 1.2 < rib1_thickness < 6
19  lb5    = lb4; % 1.2 < rib2_thickness < 6
20  lb6    = lb4; % 1.2 < rib3_thickness < 6
21  lb7    = lb4; % 1.2 < rib4_thickness < 6
22  lb8    = lb4; % 1.2 < rib5_thickness < 6
23  lb9    = lb4; % 1.2 < rib6_thickness < 6
24  lb10   = lb4; % 1.2 < rib7_thickness < 6
25  lb11   = -5; % -5 < angle_of_attack < 5
26  lb12   = -10; % -10 < twist_angle < 10
27  lb13   = 25; % 25 < swept_angle < 45
28  lb14   = 0.35; % 0.35 < taper_ratio < 0.75
29  lb15   = 3985; % 3985 < wing_span < 4235
30
31  % * ust deger ayarlari *
32  ub1    = 6; % 1.2 < skin_thickness < 6
33  ub2    = 6; % 1.2 < main_spar_thickness < 5
34  ub3    = 6; % 1.2 < rear_spar_thickness < 3.5
35  ub4    = 6; % 1.2 < rib1_thickness < 6
36  ub5    = ub4; % 1.2 < rib2_thickness < 6
37  ub6    = ub4; % 1.2 < rib3_thickness < 6
38  ub7    = ub4; % 1.2 < rib4_thickness < 6
39  ub8    = ub4; % 1.2 < rib5_thickness < 6
```

```

40 ub9      = ub4; % 1.2 < rib6_thickness < 6
41 ub10     = ub4; % 1.2 < rib7_thickness < 6
42 ub11     = 5; % -5 < angle_of_attack < 5
43 ub12     = 10; % -10 < twist_angle < 10
44 ub13     = 40; % 25 < swept_angle < 45
45 ub14     = 0.70; % 0.35 < taper_ratio < 0.75
46 ub15     = 4235; % 3985 < wing_span < 4235
47
48 % * alt deger ayarlari *
49 lb = [...
50     lb1,...
51     lb2,...
52     lb3,...
53     lb4,...
54     lb5,...
55     lb6,...
56     lb7,...
57     lb8,...
58     lb9,...
59     lb10,...
60     lb11,...
61     lb12,...
62     lb13,...
63     lb14,...
64     lb15...
65 ];
66
67 % * ust deger ayarlari *
68 ub = [...
69     ub1,...
70     ub2,...
71     ub3,...
72     ub4,...
73     ub5,...
74     ub6,...
75     ub7,...
76     ub8,...
77     ub9,...
78     ub10,...
79     ub11,...
80     ub12,...
81     ub13,...
82     ub14,...
83     ub15...

```

```

84     ];
85
86
87     output_data = [...
88         Y(1:nDOE),...% kutle
89         G1(1:nDOE),...% gerilme
90         G2(1:nDOE),...% mod frekansi
91         G3(1:nDOE),...% T/S
92         G4(1:nDOE)]; % tasima kuvveti
93
94     Y_all        = output_data;
95     Y_min_all    = Y_minVals;
96     Y_max_all    = Y_maxVals;
97
98     % en iyi sonuclarin tutulacagi baslangic tablo objesi olusturulur
99     bestResultsTable = table();
100
101     % incelenecek kernel fonksiyonlarinin listesi olusturulur
102     kernelFunctions = {'corrcubic', 'correxp', 'corrgauss', ...
103         'corrlin', 'corrspherical', 'corrspline'};
104
105     % incelenecek baz fonksiyonlarinin listesi olusturulur
106     basisFunctions = {'regpoly0', 'regpoly1', 'regpoly2'};
107
108     x_scaling_method = {...
109         'minmax',... % 1.2 < skin_thickness < 6
110         'minmax',... % 1.2 < main_spar_thickness < 6
111         'minmax',... % 1.2 < rear_spar_thickness < 6
112         'minmax',... % 1.2 < rib1_thickness < 6
113         'minmax',... % 1.2 < rib2_thickness < 6
114         'minmax',... % 1.2 < rib3_thickness < 6
115         'minmax',... % 1.2 < rib4_thickness < 6
116         'minmax',... % 1.2 < rib5_thickness < 6
117         'minmax',... % 1.2 < rib6_thickness < 6
118         'minmax',... % 1.2 < rib7_thickness < 6
119         'feature',...% -5 < angle_of_attack < 5
120         'feature',...% -10 < twist_angle < 10
121         'minmax',... % 25 < swept_angle < 40
122         'minmax',... % 0.35 < taper_ratio < 0.70
123         'minmax'}; % 3985 < wing_span < 4235
124
125     y_scaling_method = {...
126         'scale',...     Y (net)
127         'scale',...     G1 (net)

```

```

128     'scale',...      G2 (net)
129     'scale',...      G3 (net)
130     'scale'};        %G4 (net)
131
132 % her bir kisit ve amac fonksiyonu icin uygun (opt) kernel, ...
    baz ve kernel parametreleri hesaplanir
133 for counter = 1:5
134
135     % Incelenen Model icin gerekli DOE sonuclari atanir
136     Y          = output_data(:,counter);
137
138     Y_min      = Y_min_all(counter);
139     Y_max      = Y_max_all(counter);
140
141     n = size(X, 1); % deney sayisi
142
143     % fonksiyonlarin degerleri ile kiyaslanir, infinitiy ...
        verilerek kiyas
144     % yapilir
145     bestLOO_MSE = inf; %loo_mse minimize edilir
146     bestKernelFunction = '';
147     bestBasisFunction = '';
148     bestKernelParameters = '';
149
150     % 5 sutunlu bir tablo olusturur
151     % Sutunlar su sekildedir: Model No ; Kernel Fonk. ; Baz ...
        Fonk. ; LOOMSE ; Kernel Parametresi;
152     resultsTable = table('Size', [0 4], 'VariableTypes', ...
        {'string', 'string', 'double', 'string'}, ...
153     'VariableNames', {'KernelFunction', 'BasisFunction', ...
        'LOO_MSE', 'KernelParameters'});
154
155     for kernelIdx = 1:length(kernelFunctions)
156         for basisIdx = 1:length(basisFunctions)
157             % Current kernel and basis function
158             kernelFunction = kernelFunctions{kernelIdx};
159             basisFunction = basisFunctions{basisIdx};
160
161             disp(['counter : ' num2str(counter)])%model sayaci
162             disp(['Kernel : ' kernelFunction])
163             disp(['Basis : ' basisFunction])
164
165             % Butun veri setini olceklendirir
166             X_scaled = scaleData(X, x_scaling_method, lb, ub);

```

```

167     Y_scaled = scaleData(Y, ...
168         y_scaling_method(counter), Y_min, Y_max);
169
170     % incelenen kernel ve baz fonksiyonu icin kernel ...
171     parametresinin,
172     % bayesOpt fonksiyonu ile eniyilenmesi ...
173     gerceklestirilir.
174     [bestTheta, ~, ~] = HPOpt_singleModel(X_scaled, ...
175         Y_scaled, basisFunction, kernelFunction);
176
177     % LOO Cross-Validation
178     looErrors = zeros(n, 1); % loocv hatalari icin ...
179     hafizada yer olusturur
180     for i = 1:n
181         % loocv icin test ve egitim verisinin indisleri
182         trainIdx = [1:i-1, i+1:n];
183         testIdx = i;
184
185         % egitim ve test verilerini olceklendirir
186         Xtrain_scaled = scaleData(X(trainIdx, ...
187             :), x_scaling_method, lb, ub);
188         Ytrain_scaled = scaleData(...
189             Y(trainIdx), ...
190             y_scaling_method(counter), ...
191             Y_min, ...
192             Y_max);
193
194         Xtest_scaled = scaleData(...
195             X(testIdx, :), ...
196             x_scaling_method, ...
197             lb, ...
198             ub);
199
200         Ytest_scaled = scaleData(...
201             Y(testIdx), ...
202             y_scaling_method(counter), ...
203             Y_min, ...
204             Y_max);
205
206         % Leave-one-out Cross Validation MSE metrigini ...
207         saglayan ve Krigging vekil modelini ...
208         olusturan fonksiyon
209         [bestModel, perf, meanMSE] = ...
210             daceFitWMSE(Xtrain_scaled, Ytrain_scaled, ...

```



```

201         basisFunction, kernelFunction, bestTheta);
202
203         % test verisi ile tahmin yapilir
204         Ypred_scaled = predictor(Xtest_scaled, bestModel);
205
206         % tahmini yapilan test verisinin geri ...
207         % olcekleme islemini gerceklestirir
208         Ypred = unscaleData(Ypred_scaled, ...
209             y_scaling_method(counter), Y_min, Y_max);
210         % leave one out test noktasi icin tahmin ve ...
211         % olcum arasindaki farki hesaplar
212         looErrors(i) = Ypred - Y(testIdx);
213     end
214
215     % LOOMSE hesaplar
216     looMSE = mean(looErrors.^2);
217
218     % kernel parametresini string degerine cevirir
219     kernelParamsStr = join(string(bestTheta), ", ");
220
221     % sonuc tablosuna incelenen kernel ve baz ...
222     % fonksiyonlari icin
223     % elde edilen looMSE, kernel parametresini kaydeder
224     resultsTable = [resultsTable; {kernelFunction, ...
225         basisFunction, looMSE, kernelParamsStr}];
226
227     % elde edilen LOOMSE degeri eniyisi ise yer degistirir
228     if looMSE < bestLOO_MSE
229         bestLOO_MSE = looMSE;
230         bestKernelFunction = kernelFunction;
231         bestBasisFunction = basisFunction;
232         bestKernelParameters = bestTheta;
233     end
234 end
235 end
236
237 % incelenen vekil model icin cikan eniyilenmis kernel baz ...
238 % ve parametreleri toplar
239 bestKernelParamsStr = join(string(bestKernelParameters), ...
240     ", ");
241
242 % incelenen vekil model icin elde edilen degerleri tabloya ...
243 % ekler
244 bestResultsTable = [bestResultsTable; {counter, ...

```

```

        bestKernelFunction, bestBasisFunction, bestLOO_MSE, ...
        bestKernelParamsStr}}];

237
238 % incelenen vekil modelin sonuclari excel dosyasina kaydedilir
239 writetable(resultsTable, ['KRG_Results_on_' ...
        num2str(counter) '.xlsx']);

240
241 % vekil modelin sonuclarini mat dosyasi olarak kaydeder
242 save HPO_AS_backup.mat
243 end
244
245 % Tum vekil modellerin sonuclarinin kaydedilecegi tablonun ...
        basliklari tanimlanir
246 bestResultsTable.Properties.VariableNames = {'Model', ...
        'KernelFunction', 'BasisFunction', 'Best_LOO_MSE', ...
        'Best_KernelParameters'};

247
248 % Tum vekil modellerin sonuclari excel dosyasina kaydedilir
249 writetable(bestResultsTable, 'Best_KRG_Results.xlsx');
250
251 % Tum vekil modellerin sonuclarini mat dosyasi olarak kaydeder
252 save AS_DOE_HPO

```

EK 2

performLOOCV.m dosyası içerisinde yer alan LOOCV hata metriği hesabını gerçekleştiren kod aşağıda verilmiştir.

```
1 function [dmodelOut, looMSE, predictions] = ...  
    performLOOCV(X_scaled, Y_scaled, basisFunction, ...  
        kernelFunction, kernelParams)  
2 n = size(X_scaled, 1); % Toplam veri noktaları  
3 predictions = zeros(n, 1); % Tahminler için hafıza ayırma  
4  
5 [dmodelOut, ~] = flexDACE(X_scaled, Y_scaled, basisFunction, ...  
    kernelFunction, kernelParams);  
6  
7 for jj = 1:n  
8     % Eğitim için indisler (jj indisi çıkarılarak)  
9     trainIdx = setdiff(1:n, jj);  
10  
11     % Bir ölçüm çıkarılarak eğitim verisinin oluşturulması  
12     X_train = X_scaled(trainIdx, :);  
13     Y_train = Y_scaled(trainIdx);  
14  
15     % Ayrılan ölçüm verisinin test için atanması  
16     X_test = X_scaled(jj, :);  
17  
18     % İndirgenmiş veri seti ile vekil model eğitiminin ...  
        gerçekleştirilmesi  
19     [dmodel, ~] = flexDACE(X_train, Y_train, basisFunction, ...  
        kernelFunction, kernelParams);  
20  
21     Y_pred = predictor(X_test, dmodel);  
22  
23     % Tahminleri kaydet  
24     predictions(jj) = Y_pred;  
25 end  
26  
27 % LOOCV tahminleri üzerine MSE hesaplanması  
28 errors = Y_scaled - predictions; % Ölçüm ve tahmin değerleri ...  
        arasındaki fark  
29 looMSE = mean(errors.^2); % Mean Squared Error  
30 end
```

EK 3

Sampling_with_MSP_MSE.m dosyası içerisinde yer alan MSE ve MSP dolgu kriterli örnekleme kodu aşağıda verilmiştir.

```
1 function [X_MSE_next, X_MSP_next, log] = ...
    Sampling_with_MSP_MSE(X_sample, lb, ub, dmodel_Cell, dims, ...
    valuesConstrained, constr_sign, MSE_ModelChoice)
2 %% Fonksiyon bilgisi
3 % X_sample      : Tum veri noktaları
4 % lb           : Tasarım uzayı alt limitleri
5 % ub           : Tasarım uzayı üst limitleri
6 % dmodel       : Objektif Fonksiyon Vekil Modeli
7 % dmodelG      : Kisit Fonksiyon Vekil Modelleri
8 % MSE_ModelChoice: MSE Hangi Model ile yapılacak
9 % MSE_ModelChoice = 0 : f (MSE optimizasyonunun amac ...
    functionu: f )
10 % MSE_ModelChoice = 1 : g1-l1(MSE optimizasyonunun amac ...
    functionu: g1)
11
12 %topluca tutulan vekil modeller ayrılır
13 dmodel_F = dmodel_Cell{1:dims.no};
14 dmodelG = dmodel_Cell(dims.no+1:dims.nco);
15
16 dmodel = dmodel_F;
17
18
19 %% Eniyileme yonu
20 % Tum infill kriter örnekleme metodlarının eğilimini ayarlar. ...
    Eniyilemenin
21 % amacının minimize etmek mi maksimize etmek mi olduğunu belirler.
22 optimization_purpose = 'min';
23
24 if strcmp(optimization_purpose, 'min')
25     opt_sign = 1;
26 elseif strcmp(optimization_purpose, 'max')
27     opt_sign = -1;
28 else
29     error('Eniyileme Amacını "min" veya "max" Seklinde Doğru ...
        Giriniz');
30 end
31
32 %% Eniyileme Metodlarının Parametre Ayarları (MSE ve MSP için)
33
```

```

34 maxIterALL = 1e5;
35
36 maxNumIter_MSP = maxIterALL;
37 maxNumIter_MSE = maxIterALL;
38 maxFunEval_MSP = maxIterALL;
39 maxFunEval_MSE = maxIterALL;
40
41 % alt optimizasyonun sayisi
42 numberOfSQPiterations = 150;
43
44 % optimizasyon isleminde sonra gelen sayilar kisitlari ihlal ...
    ettiginde
45 % karsilasilan bayrak
46 invalid_output = 1;
47
48 while invalid_output %
49     %% MSP ile Ornekleme (MSP: Minimum/Maximum Surrogate ...
        Prediction)
50     % amac fonksiyonu vekil modelinin katsayilari ile ...
        olusturulan amac fonksiyonu
51     f = @(x)predictor(x,dmodel)*(opt_sign);
52
53     % Kisit fonksiyonu sayisinin belirlenmesi
54     numFunctions = dims.nc;
55     % Kisit fonksiyonlari bir hucre icerisinde derlenmesi
56     gC1 = repmat({@() []}, 1, numFunctions);
57
58     % Standart formda olmayan esitsizlik
59     % g1(x) < g_krit
60     % Standart formda bir esitsizlik
61     % g1(x) - g_krit < 0
62
63     % Standart formda olmayan esitsizlik
64     % g1(x) > g_krit
65     % Standart formda olmayan esitsizlik
66     % g1(x) - g_krit > 0
67     % Standart formda bir esitsizlik
68     % -g1(x) - (-1)*g_krit < 0
69     % -g1(x) + g_krit < 0
70
71     for kk = 1:numFunctions
72         % kisit fonksiyonu vekil modellerinin katsayilari ile ...
            olusturulan kisit fonksiyonu
73         gC1{kk} = ...

```

```

        @(x) (predictor(x,dmodelG{kk})*(constr_sign(kk)) - ...
        valuesConstrained(kk)*(constr_sign(kk)));
74     end
75
76     % Dogrusal olmayan kisitlerin tanimlanmasi (Burada ...
        dogrusal olmayan bir
77     % kisit olmadigi icin bos olarak tanimlaniyor.)
78     nonlincon = @(x) deal(cell2mat(cellfun(@(f_) f_(x), gC1, ...
        'UniformOutput', false)), []);
79
80     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) ayarlarinin ...
        duzenlenmesi
81     options      = optimoptions('fmincon',...
82     'Algorithm','sqp',...
83     'MaxIterations',maxNumIter_MSP,...
84     'MaxFunctionEvaluations',maxFunEval_MSP,...
85     'Display','none');
86
87     % Baslangic icin eniyilenmis degerin alabilecegi en yuksek ...
        deger olarak
88     % atanmasi
89     fval_opt      = Inf;
90
91     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) isleminin ...
        esilik ve esitsizlik kisit matrisleri
92     A = []; % dogrusal esitsizlik kisiti katsatiları
93     b = []; % dogrusal esitsizlik kisiti sinirlari
94     Aeq = []; % dogrusal esitlik kisiti katsatiları
95     beq = []; % dogrusal esitlik kisiti sinirlari
96
97     for ii=1:numberOfSQPiterations
98
99         % MSP kapsaminda vekil modelin eniyilenmis degerini ...
            bulmak icin
100        % alt eniyileme (sub-optimization) gerceklestirilir.
101
102        % numberOfSQPiterations degiskenine atanan sayi kadar ...
            rastgele
103        % baslangic noktasi turetilerek eniyileme tekrar tekrar
104        % gerceklestirilir. Bu sayede MSP icin vekil model ...
            uzerindeki
105        % evrensel eniyilenmis (global optimum)
106        % degere ulasilmaya calisilir.
107

```

```

108     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) icin ...
        baslangic noktası
109     x0 = lb + (ub-lb).*rand(1,size(lb,2));
110
111     % MSP icin alt eniyileme islemi gercekleştirilir.
112     [xopt,fval,exitflag,output] = ...
        fmincon(f,x0,A,b,Aeq,beq,lb,ub,nonlincon,options);
113     log.MSPIter = output.iterations;
114     log.MSPFuncCount = output.funcCount;
115
116     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) islemi ...
        asagidaki kisitlar altında maliyet olan "f" degerinin
117     % eniyilemesini "x0" noktasından baslayarak ...
        "numberOfSQPiterations" kere
118     % deneyerek gercekleştirir:
119     %  $A x \leq b$  (dogrusal esitsizlik kisitlari)
120     %  $Aeq x = beq$  (dogrusal esitlik kisitlari)
121     %  $lb \leq x \leq ub$  (eniyileme degiskeni x icin alt ve ...
        ust deger kisitlari)
122     % nonlincon(x) < 0 (dogrusal olmayan esitsizlik ...
        kisitlari) ** KONTROL
123
124     % Bulunan eniyilenmis deger bir sonraki alt eniyileme
125     % (sub-optimization), yani SQP iterasyonunun baslangic ...
        degeri olarak kaydedilir.
126
127     % Bir sonraki iterasyon baslangic noktası
128     x0 = xopt;
129
130     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) cikti ...
        mesajlari
131     switch exitflag
132     case -3
133         message = 'Note for: interior-point, ...
            sqp-legacy, and sqp algorithms.';
134     case -2
135         message = 'No feasible point was found.';
136     case -1
137         message = 'Stopped by an output function or ...
            plot function.';
138     case 0
139         message = 'Number of iterations exceeded.';
140     case 1
141         message = 'First-order optimality.';

```

```

142         case 2
143             message = 'Change in x was less than options.';
144         case 3
145             message = 'Change in the objective function ...
                        value was less than options.';
146         case 4
147             message = 'Magnitude of the search direction ...
                        was less than 2*options.';
148         case 5
149             message = 'Magnitude of directional derivative ...
                        in search direction was less than 2*options.';
150         otherwise
151             message = 'other value';
152     end
153
154     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
155     % degeri olusturulur.
156     if ~exist('x_opt','var')
157         x_opt = xopt;
158     end
159
160     % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
161     % degeri ciktilari ile birlikte guncellenir.
162     if fval < fval_opt % && exitflag > 0
163         % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
164         % degeri
165         x_opt = xopt;
166         % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
167         % sonucunda maliyet degeri
168         fval_opt = fval;
169         % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
170         % sonucunda cikti mesajı
171         message_MSP = message;
172         % MSP icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
173         % sonucunda cikti mesajını
174         % tasiyan bayrak
175         exitflag_MSP = exitflag;
176     end
177
178     end
179
180     % Incelemek uzere ciktilarin kaydedilmesi
181     MSP_fval_opt = fval_opt;
182     log.fval_opt_MSP = MSP_fval_opt;

```



```

177     log.exitflag_MSP      = exitflag_MSP;
178
179     % Inceleme icin ciktilarin terminale basilmesi
180     fprintf(['ExitFlag: ' num2str(exitflag_MSP) ', ' ...
            message_MSP '\n'],ii),
181
182     % Elde edilen MSP orneginin atanmasi
183     X_MSP_next = x_opt;
184
185     % MSP ornekleme sureci sonuclarinin terminale basilmesi
186     display(['MSP - Min Distance to Samples : ' ...
            num2str(distanceCalc(X_sample,X_MSP_next))]);
187     display(['MSP FVAL OPT : ' ...
            num2str(MSP_fval_opt)]);
188     display(['Eniyilenmis MSP tasarim noktası: ' ...
            num2str(X_MSP_next)]);
189
190     % Cikti tasarim degiskenlerinin sinirlari icinde ise ...
            "invalid_output = 0" atamasi yapilir.
191     C1_CheckAndRefineSample
192 end
193
194 %% MSE icin model secimi
195 if MSE_ModelChoice == 0
196     dmodel = dmodel_F;
197 elseif MSE_ModelChoice > 0
198     dmodel = dmodelG{MSE_ModelChoice};
199 else
200     error('MSE_ModelChoice is invalid!');
201 end
202
203 invalid_output = 1;
204
205 while invalid_output
206     %% MSE ile Ornekleme (MSE: Mean-Squared Error)
207
208     % ## Amac: Mevcut orneklerle elde edilen vekil modelin en ...
            yuksek belirsizlige
209     % sahip oldugu noktadan ornek almak.
210
211     % ## Surec: Ortalama-kare hatasi (mean-squared error) ...
            degerinin en yuksek
212     % oldugu nokta tespit edilir. DACE Aracinin fonksiyonu ...
            dacefit ve tahmin

```

```

213 % fonkiyonu predictor kullanilirken MSE degerleri modelin ...
      standart sapmasi
214 % sigma'nin karesi (sigma^2) olarak hesaplanir.
215
216 % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) surecinin yonu ...
      sabit ve daima
217 % maksimum degeri bulma amacina sahiptir.
218 f1 = @(x) getSecondOutput(dmodel, x)*(-1);
219
220 % Kisit fonksiyonlari bir hucre icerisinde derlenmesi
221 gC2 = repmat({@() []}, 1, numFunctions);
222 % gC1'den farkli olarak bu sefer MSE ve MSP ornekleri ...
      arasinda istenen
223 % minimum mesafe de kisitlara eklenecegi icin gC2 ...
      olusturulmustur.
224
225 % Standart formda olmayan esitsizlik
226 % g1(x) < g_krit
227 % Standart formda bir esitsizlik
228 % g1(x) - g_krit < 0
229
230 % Standart formda olmayan esitsizlik
231 % g1(x) > g_krit
232 % Standart formda olmayan esitsizlik
233 % g1(x) - g_krit > 0
234 % Standart formda bir esitsizlik
235 % -g1(x) - (-1)*g_krit < 0
236 % -g1(x) + g_krit < 0
237
238 for kk = 1:numFunctions
239     % kisit fonksiyonu vekil modellerinin katsayilari ile ...
      olusturulan kisit fonksiyonu
240     gC2{kk} = ...
        @(x) (predictor(x,dmodelG{kk})*(constr_sign(kk)) - ...
        valuesConstrained(kk)*(constr_sign(kk))); % amac ...
        fonksiyonu vekil modelinin katsayilari ile ...
        olusturulan amac fonksiyonu
241 end
242
243 % Dogrusal olmayan kisitlari tanimlanmasi (Burada ...
      dogrusal olmayan bir
244 % kisit olmadigi icin bos olarak tanimlaniyor.)
245 nonlincon = @(x) deal(cell2mat(cellfun(@(f1_) f1_(x), gC2, ...
      'UniformOutput', false)), []);

```

```

246
247 % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) ayarlarinin ...
    duzenlenmesi
248 options      = optimoptions('fmincon',...
249 'Algorithm','sqp',...
250 'MaxIterations',maxNumIter_MSE,...
251 'MaxFunctionEvaluations',maxFunEval_MSE,...
252 'Display','none');
253
254 % Baslangic icin eniyilenmis degerin alabilecegi en yuksek ...
    deger olarak
255 % atanmasi
256 fval_opt      = Inf;
257
258 % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) isleminin ...
    esilik ve esitsizlik kisit matrisleri
259 A = []; % dogrusal esitsizlik kisiti katsatilari
260 b = []; % dogrusal esitsizlik kisiti sinirlari
261 Aeq = []; % dogrusal esitlik kisiti katsatilari
262 beq = []; % dogrusal esitlik kisiti sinirlari
263
264 for ii=1:numberOfSQPiterations
265
266     % MSE kapsaminda vekil modelin en yuksek belirsizlige ...
        sahip oldugu
267     % noktayi bulmak icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
        gerceklestirilir.
268
269     % numberOfSQPiterations degiskenine atanan sayi kadar ...
        rastgele
270     % baslangic noktası türetilerek eniyileme tekrar tekrar
271     % gerceklestirilir. Bu sayede MSE icin vekil model ...
        uzerindeki
272     % belirsizligin evrensel eniyilenmis (global optimum)
273     % degerine ulasmaya calisilir.
274
275     % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) icin ...
        baslangic noktası
276     x0 = lb + (ub-lb).*rand(1,size(lb,2));
277
278     % MSE icin alt eniyileme islemi gerceklestirilir.
279     [xopt,fval,exitflag,output] = ...
        fmincon(f1,x0,A,b,Aeq,beq,lb,ub,nonlincon,options);
280

```

```

281 log.MSEIter = output.iterations;
282 log.MSEFuncCount = output.funcCount;
283
284 % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) islemi ...
      asagidaki kisitlar altinda maliyet olan "f" degerinin
285 % eniyilemesini "x0" noktasından başlayarak ...
      "numberOfSQPiterations" kere
286 % deneyerek gerçekleştirir:
287 %  $A x \leq b$  (dogrusal esitsizlik kisitlari)
288 %  $Aeq x = beq$  (dogrusal esitlik kisitlari)
289 %  $lb \leq x \leq ub$  (eniyileme degiskeni x icin alt ve ...
      ust deger kisitlari)
290 %  $nonlincon(x) < 0$  (dogrusal olmayan esitsizlik ...
      kisitlari) ** KONTROL
291
292 % Bulunan eniyilenmis deger bir sonraki alt eniyileme
293 % (sub-optimization), yani SQP iterasyonunun baslangic ...
      degeri olarak kaydedilir.
294
295 % Bir sonraki iterasyon baslangic noktası
296 x0 = xopt;
297
298 % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) cikti ...
      mesajlari
299 switch exitflag
300     case -3
301         message = 'Note for: interior-point, ...
                    sqp-legacy, and sqp algorithms.';
302     case -2
303         message = 'No feasible point was found.';
304     case -1
305         message = 'Stopped by an output function or ...
                    plot function.';
306     case 0
307         message = 'Number of iterations exceeded.';
308     case 1
309         message = 'First-order optimality.';
310     case 2
311         message = 'Change in x was less than options.';
312     case 3
313         message = 'Change in the objective function ...
                    value was less than options.';
314     case 4
315         message = 'Magnitude of the search direction ...

```

```

                                was less than 2*options.>';
316         case 5
317             message = 'Magnitude of directional derivative ...
                                in search direction was less than 2*options.';
318         otherwise
319             message = 'other value';
320     end
321
322     % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
        degeri olusturulur.
323     if ~exist('x_opt','var')
324         x_opt = xopt;
325     end
326
327     % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
        degeri ciktilari ile birlikte guncellenir.
328     if fval<fval_opt
329         % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) sonuc ...
            degeri
330         x_opt=xopt;
331         % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
            sonucunda maliyet degeri
332         fval_opt=fval;
333         % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
            sonucunda cikti mesaji
334         message_MSE = message;
335         % MSE icin alt eniyileme (sub-optimization) ...
            sonucunda cikti mesajini
336         % tasiyan bayrak
337         exitflag_MSE = exitflag;
338     end
339
340 end
341
342 % Incelemek uzere ciktilarin kaydedilmesi
343 fprintf(['ExitFlag: ' num2str(exitflag_MSE) ', ' ...
        message_MSE '\n'],ii)
344
345 % Elde edilen MSE orneginin atanmasi
346 X_MSE_next = x_opt;
347
348 X_MSE_next = x_opt;
349 display(['MSE - Min Distance to Samples : ' ...
        num2str(distanceCalc(X_sample,X_MSE_next))]);

```

```

350     display(['Eniyilenmis MSE tasarim noktasi: ' ...
              num2str(X_MSE_next)]);
351     display(['MSE - MSP Distance           : ' ...
              num2str(distanceCalc(X_MSP_next,X_MSE_next))] );
352
353     % Cikti tasarim degiskenlerinin sinirlari icinde ise ...
              "invalid_output = 0" atamasi yapilir.
354     C1_CheckAndRefineSample
355
356 end
357 end

```



EK 4

SQP kullanılarak yapılan eniyileme çalışmasının kodu aşağıda verilmiştir.

```
1 % SQP ile vekil model eniyileme kodu
2
3 global models
4
5 models = dmodel_i;
6
7 A = []; % dogrusal esitsizlik kisiti katsatiları
8 b = []; % dogrusal esitsizlik kisiti sinirlari
9 Aeq = []; % dogrusal esitlik kisiti katsatiları
10 beq = []; % dogrusal esitlik kisiti sinirlari
11
12 lb = [1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, 1.2, -5, ...
      -10, 25, 0.35, 3985]; % Tasarım degiskenlerinin ...
      alt sinir degerleri
13 ub = [6, 6, 6, 6, 6, 6, 6, 6, 6, 6, 5, 10, 45, 0.75, 4235]; % ...
      Tasarım degiskenlerinin ust sinir degerleri
14
15 options = optimoptions('fmincon','Algorithm','sqp');
16 fval_opt = Inf;
17
18
19 for ii=1:20
20     fprintf('i = %4.0f \n',ii)
21     x0 = lb + (ub-lb).*rand(1,15); %baslangic noktasi
22     [xopt,fval,exitflag,output] = ...
        fmincon(@fun,x0,A,b,Aeq,beq,lb,ub,@constraint,options)
23
24     if fval<fval_opt && exitflag>0
25         x_opt=xopt;
26         fval_opt=fval;
27         exitflag_opt= exitflag;
28     end
29
30 end
31
32 exitflag_opt
33
34 display(['Eniyilenmis tasarim noktasi : ' ...
        num2str(x_opt)]);
35 display(['Eniyilenmis noktada kutle : ' ...
```

```

        num2str(predictor(x_opt, models(1))))];
36 display(['Eniyilenmis noktada stress                : ' ...
        num2str(predictor(x_opt, models(2))))];
37 display(['Eniyilenmis noktada freq                : ' ...
        num2str(predictor(x_opt, models(3))))];
38 display(['Eniyilenmis noktada lod                : ' ...
        num2str(predictor(x_opt, models(4))))];
39 display(['Eniyilenmis noktada lift                : ' ...
        num2str(predictor(x_opt, models(5))))];
40
41 display(['Uygulanabilir Eniyilenmis tasarim noktasi : ' ...
        num2str(round(x_opt*10)/10)]);

```

