

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK KANADI TASARIMININ UYGUN DİKGEN AYRIKLAŞTIRMA VE
TÜMEVARIMSAL TASARIM ARAŞTIRMA YÖNTEMİ KULLANILARAK
BELİRSİZLİK ALTINDA DİSİPLİNLERARASI OPTİMİZASYONU**

DOKTORA TEZİ

Görkem DEMİR

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN

HAZİRAN 2023

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Görkem DEMİR

İMZA

ÖZET

Doktora Tezi

UÇAK KANADI TASARIMININ UYGUN DİKGEN AYRIKLAŞTIRMA VE
TÜMEVARIMSAL TASARIM ARAŞTIRMA YÖNTEMİ KULLANILARAK
BELİRSİZLİK ALTINDA DİSİPLİNLERARASI OPTİMİZASYONU

Görkem DEMİR

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

Danışman: Doç. Dr. Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN

Tarih: Haziran 2023

Belirsizliklerin dahil edildiği uçak kanatlarının gürbüz optimizasyon süreci, karmaşık parametrik geometri tanımlamalarından dolayı yüksek sayıda tasarım değişken sayısına sahiptir. Gürbüz optimizasyon problemlerinde değişken sayısının artması yüksek hesaplama maliyetlerine sebebiyet vermektedir. Bu yüzden tasarım değişken sayısının ve tasarım karmaşıklığının azaltılması gürbüz optimizasyon süreçleri için büyük önem arz etmektedir. Bu sorunlara çözüm olarak uygun dikgen ayrıştırma yöntemi, tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi ile entegre edilerek hesaplama yükü azaltılmıştır. Uygun dikgen ayrıştırma yöntemi, bir boyut azaltma yöntemi olup gürbüz optimizasyon sürecinde kanat tasarım değişkenlerini analiz ederek baskın özellikleri çıkartmaktadır. Hesaplanan baskın özellikler yardımıyla daha az sayıda tasarım değişkeni kullanılarak kanat geometrisi yeniden parametrik hale getirilip hesaplama maliyeti açısından avantaj sağlanmaktadır. Tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi sayesinde ise tasarım gereksinim ve kısıtları göz önünde bulundurularak hem tasarım girdilerindeki hem de simülasyon modellerindeki belirsizlikler hesaplamalara dahil edilip gürbüz tasarımlar hesaplanmıştır. Tümevarımsal tasarım araştırma yönteminin temelinde yatan fikir, belirsizliklerin hesaba katıldığı tasarımlar için, bir gürbüzlük kriterine göre tasarım alternatiflerini

değerlendirmek ve gürbüz tasarımları belirlemektir. Bu amaçla, hesaplanan gürbüz tasarımlar, amaç fonksiyonu ve gürbüzlük kriteri açısından kıyaslanarak avantaj ve dezavantajları değerlendirilmiştir.

Gürbüz optimizasyon süreçlerinde bir diğer sorun ise özellikle hem aerodinamik hem de yapısal gereksinimlerin göz önünde bulundurulduğu disiplinlerarası çalışmalarda yüksek doğruluk seviyesine sahip hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve sonlu elemanlar analizlerinin kullanılmasının hesaplama sürelerini arttırmasıdır. Bu yüzden yüksek doğruluklu hesaplama yöntemlerinin kullanımından gelen hesaplama yükü ise uygun dikgen ayrıklaştırma tabanlı radyal bazlı fonksiyon vekil modeli ile azaltılarak tasarım uzayı araştırılmıştır. Kullanılan vekil modelin tasarım çıktılarını tahmin yeteneği de hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve sonlu elemanlar analizinden hesaplanan değerler ile kıyaslanarak kullanılan yöntemin verimliliği değerlendirilmiştir.

Tasarım esnasında meydana gelen belirsizliklerden ötürü hesaplanan ve üretilen tasarımlar arasında farklılıklar mevcuttur. Bu yüzden disiplinlerarası gürbüz optimizasyon çalışması için belirsizliklerin belirlenmesi de bir diğer önemli husustur. Bu çalışmada hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinde kullanılan türbülans modelinden meydana gelen belirsizlikler, özuzay sarsınım yöntemi ile belirlenmiştir. Bu sayede tasarım çıktılarının türbülans modelinden ötürü meydana gelen belirsizlikler altındaki değişimi hesaplanmıştır. Kanat iç yapısının dayanımı, kanat ağırlığı gibi konuların dahil olduğu yapısal optimizasyon sürecinde ise kafes hücre yapılarından faydalanılmıştır ve kafes hücrelerinin üretiminden meydana gelen belirsizlikler de hesaplanarak gürbüz optimizasyon çalışmasına dahil edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Uygun dikgen ayrıklaştırma, Kafes yapılar, Gürbüz optimizasyon.

ABSTRACT

Doctor of Philosophy

**MULTI-DISCIPLINARY OPTIMIZATION OF AIRCRAFT WING DESIGN
WITH USING PROPER ORTHOGONAL DECOMPOSITION AND INDUCTIVE
DESIGN EXPLORATION METHOD UNDER UNCERTAINTY**

Görkem DEMİR

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

Supervisor: Doç. Dr. Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN

Date: June 2023

The robust optimization of aircraft wings with uncertainties has a large number of design variables due to the complex parametric geometry definitions. The increase in the number of variables in robust optimization problems causes high computational cost. Therefore, reducing the number of design variables and the design complexity is of great importance for robust optimization. As a solution to these problems, the computational load is reduced by integrating the proper orthogonal decomposition method with the inductive design exploration method. The proper orthogonal decomposition method is a dimensional reduction method and analyses the wing design variables in the robust optimization process and extracts the dominant features. Using the calculated dominant features, the wing geometry is re-parametrized by using fewer design variables and an advantage is obtained in terms of computational cost. Thanks to the inductive design exploration method, the uncertainties in both the design inputs and the simulation models were incorporated into the calculations by considering the design requirements and constraints, and robust designs were calculated. The underlying idea of the inductive design research method is to determine the level of robustness of design alternatives, called the robustness criterion. The robust designs calculated for this purpose were compared in terms of performance

function and robustness criteria, and their advantages and disadvantages were evaluated.

Another problem in the robust optimization process is that the use of high-precision computational fluid dynamics and finite element analyses increases the computational time, especially in multidisciplinary studies where both aerodynamic and structural requirements are considered. Therefore, the computational burden resulting from the use of high accuracy computational methods has been reduced with the proper orthogonal decomposition based radial function surrogate model and the design space has been investigated. The ability of the surrogate model used to predict the design results was also compared with the values calculated from computational fluid dynamics and finite element analysis, and the efficiency of the method used was evaluated.

There are differences between the calculated and manufactured designs due to the uncertainties that occur during design. Therefore, determining the uncertainties for a robust multidisciplinary optimization study is another important issue. In this study, the uncertainties arising from the turbulence model used in the computational fluid dynamics analysis were determined using the eigenspace perturbation method. In this way, the variation of the design results under the uncertainties caused by the turbulence model is calculated. In the structural optimization process, which includes issues such as the strength of the internal structure of the wing and the weight of the wing, the lattice cell structures were used and the uncertainties arising from the manufacture of the lattice cells were also calculated and included in the robust optimization study.

Keywords: Computational fluid dynamics, Proper orthogonal decomposition, Lattice structures, Robust optimization.

TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardımlarını, tecrübelerini ve desteklerini benden esirgemeyen, beni cesaretlendirerek saygıdeğer danıőmanlarım Doç. Dr. Recep Muhammet GÖRGÜLÜARSLAN ve Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU'na en içten dileklerle teşekkür ederim. Ayrıca değerli komite üyelerine de verdikleri kıymetli yorumları ve önerileri için de teşekkür ederim.

Çalışma aşamasında yaőadığım zorluklarda ve sevinçlerde her zaman yanımda olan, aőırı çalışma zamanlarıma tolerans gösteren ve beni her koşulda destekleyen sevgili eőim Gülce DEMİR'e ve annem Yasemin'e ayrıca teşekkürlerimi sunarım.

Bu tez çalışmasında bana sağladıkları desteklerden ötürü TUSAŐ'taki yöneticilerime ve çalışma arkadaşlarıma da teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
TEZ BİLDİRİMİ	Error! Bookmark not defined.
ÖZET	iii
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xvii
KISALTMALAR	xix
SEMBOL LİSTESİ	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Parametrik Kanat Modeli	2
1.2 Boyut Azaltma Yöntemleri	6
1.3 Tasarım Araştırma Yöntemleri.....	10
1.4 Belirsizlik Altında Optimizasyon.....	12
1.5 Akışkan-Katı Etkileşimi	19
1.6 Kafes Yapılar.....	21
1.7 Araştırma Soruları	27
1.8 Tezin Organizasyonu.....	30
2. KULLANILAN YÖNTEMLERİN TEORİK ALTYAPISI	33
2.1 Parametrik Geometri Yöntemleri	33
2.2 Uygun Dikgen Ayırıklaştırma Yöntemi	34
2.3 Radyal Bazlı Fonksiyonlar	37
2.4 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi	41
2.4.1 HAD model denklemleri	41
2.5. Öz-uzay Sarsınım Yöntemi ve Model Belirsizliği	43
2.6 Aerodinamik Analizlerden Elde Edilen Yük Bilgisinin Sonlu Eleman Modeline Aktarılması	48
2.7 Tümevarımsal Tasarım Araştırma Yöntemi.....	52
2.8 Önerilen UDA Tabanlı TTAY Yöntemi	54
3. TEMSİLİ UÇAK KANADI TASARIM OPTİMİZASYONU	57
3.1. Temsili Uçak Kanat Tasarım Optimizasyon Çalışmasının Problem Tanımı ..	57
3.2. Parametrik Kanat Modelinin Oluşturulması.....	60
3.3. Tasarım Değişken Sayısının UDA ile Azaltılması.....	63
3.4. Hesaplama Ağından Bağımsızlık Çalışmaları.....	72
3.5. UDA Tabanlı RBF Vekil Modeli	75
3.6. Model Belirsizliği.....	80
3.7 Temsili Kanat Tasarımı İçin TTAY Uygulaması.....	84
3.7.1 Temsili kanat şekil tasarım araştırma senaryosu.....	85
3.7.2. En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarım sonuçları	87
3.7.3 En yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarım sonuçları.....	90
3.7.4. En düşük amaç fonksiyon ve en yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarım alternatiflerinin kıyaslanması	92
3.7.5 TTAY hesaplamaları sonucunda elde edilen gürbüz çözümlerin HAD analizleri ile doğrulanması	93

3.7.6 Optimizasyon çalışması için gerekli olan hesaplama maliyetleri	95
4. DİSİPLİNLERARASI ONERA M6 KANAT TASARIM OPTİMİZASYONU	97
4.1 ONERA M6 Problem Tanımı.....	98
4.2 Parametrik ONERA M6 Kanat Modeli	104
4.3 ONERA M6 Kanadına UDA Uygulaması ile Tasarım Değişken Sayısının Azaltılması.....	105
4.4 ONERA M6 Problemi için Hesaplama Açısından Bağımsızlık Çalışmaları....	111
4.5 UDA Tabanlı RBF Vekil Modeli Sonuçları	114
4.6 Model Belirsizlik Hesaplamaları	116
4.7. ONERA M6 Kanat Tasarımı için Aerodinamik TTAY Uygulaması	118
4.7.1. ONERA M6 aerodinamik gürbüz optimizasyon koşulları	118
4.7.2. ONERA M6 aerodinamik gürbüz optimizasyon sonuçları	119
4.7.3. TTAY hesaplamaları sonucunda elde edilen gürbüz tasarımların HAD analizleri ile doğrulanması	123
4.8. ONERA M6 Kanat Tasarımı için Yapısal TTAY Uygulaması.....	124
4.8.1. Kanat yapısal tasarım modelinin oluşturulması	125
4.8.2. Yapısal tasarım için hesaplama açısından bağımsızlık çalışmaları	130
4.8.3. Aerodinamik yüklerin SEA modeline yüklenmesi.....	133
4.8.4. Kafes hücre elemanlarındaki belirsizliklerin modellenmesi	136
4.8.5. Yapısal analiz sonuçları için UDA tabanlı RBF vekil modeli	143
4.8.6. Yapısal TTAY hesaplamaları için başlangıç koşulunun belirlenmesi ...	144
4.8.7. Gerilme kısıtı olmadan yapısal TTAY hesaplamaları.....	146
4.8.8. Gerilme kısıtı dahil edilerek gerçekleştirilen yapısal TTAY hesaplamaları	149
4.8.9. TTAY ile belirlenen tasarımların UDA-RBF ile elde edilen sonuçlarının SEA sonuçları ile doğrulanması	151
5. DEĞERLENDİRME VE GELECEK ÇALIŞMALAR	155
5.1. Genişletilmiş Özet	155
5.2. Gelecek Çalışmalar	160
KAYNAKLAR.....	163
ÖZGEÇMİŞ.....	Error! Bookmark not defined.

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Süpersonik kavite problemi için hesaplanan basınç verilerine UDA uygulaması (a) Orijinal basınç konturu (b) 4 baskın mod ile oluşturulan basınç konturu (c) 12 baskın mod ile oluşturulan basınç konturu	8
Şekil 1.2: Güvenilirlik tabanlı ve gürbüz optimizasyon yöntemlerinin uygulama alanları	14
Şekil 1.3: Tekli ve çoklu sistem sınırları	16
Şekil 1.4: Örnek sistem gösterimi	17
Şekil 1.5: Olson'un aşağıdan yukarı tasarım araştırma örneği	18
Şekil 1.6: Tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi örneği	19
Şekil 1.7: Collar'ın aeroelastik üçgeni	20
Şekil 1.8: Doğada dağılımlara göre kafes hücre tipleri (a) İnsan kemiği içyapısı (b) Bal peteği	22
Şekil 1.9: Mühendislik uygulamalarında dağılımlara göre kafes hücre tipleri (a) Stokastik köpük (b) Bal peteği yapısı (c) Hücresel kafes yapı	22
Şekil 1.10: Şekil 1.10: Havacılık sektöründe kullanılan kafes yapı örnekleri (a) Dört pervaneli helikopter kolu (b) Şekil değiştiren kanat	23
Şekil 1.11: İnsansız hava araç kanadının kafes yapılar ile tasarımı	24
Şekil 1.12: Şekil değiştiren kanat geometrisi için kafes yapı tasarımı	24
Şekil 1.13: Kafes yapılarla oluşturulan kanat geometrisi	25
Şekil 1.14: Kafes hücre çaplarındaki belirsizlikler (a) SEA modelinde hücresel kafes yapıların detaylarının olmadığı (üst) ve detayların olduğu (alt) (b) SEA modelinde tasarlanan kafes yapı (sol) ve üretilen kafes yapı (sağ)	26
Şekil 2.1: Bezier yüzey modellemesi ile oluşturulan parametrik yüzey	34
Şekil 2.2: Latin hiperküp örnekleme yöntemi	38
Şekil 2.3: UDA tabanlı RBF vekil modelinin çalışma süreci	40
Şekil 2.4: Özdeğer sarsınının gerçekleştirildiği barisentrik üçgenin şematik gösterimi	45
Şekil 2.5: Özdeğer ve özuzay sarsınının şematik gösterimi (a) Barisentrik üçgende sarsınımına uğramamış durum (b) Barisentrik üçgende özdeğer sarsınımı (c) Barisentrik üçgende özvektör sarsınımı (d) Sarsınımına uğramamış Reynolds gerilme tensörünün eksenel gösterimi (e) Eksenel gösterimde Reynolds gerilme tensörünün özdeğer sarsınımı (f) Eksenel gösterimde Reynolds gerilme tensörünün özvektör sarsınımı	47
Şekil 2.6: Öz-uzay sarsınım analizlerinin şematik gösterimi	47
Şekil 2.7: Temsili üçgensel çözüm ağı	49
Şekil 2.8: Sonlu eleman modelinin HAD çözüm ağına izdüşümünün temsili gösterimi	51
Şekil 2.9: GK değerinin hesaplanmasının şematik gösterimi	53

Şekil 2.10: UDA-RBF tabanlı TTAY optimizasyon sürecinin akış şeması	55
Şekil 3.1: Koşul-3 için sürükleme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi	59
Şekil 3.2: Kanat kesit profili ve beşinci derece Bezier eğrileri için sabit ve hareketli kabul edilen kontrol noktaları	60
Şekil 3.3: Kanat kesit profilinin tasarım limitleri	61
Şekil 3.4: Üç boyutlu kanat değişkenlerinin tanımı (a) Dihedral açısı (b) Geriye ok açısı (c) Burulma açısı	62
Şekil 3.5: Toplam enerji miktarı ve ortalama karekök hata oranının (OKHO) mod sayısı ile değişimi	64
Şekil 3.6: Birinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması	66
Şekil 3.7: İkinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması	66
Şekil 3.8: Üçüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması	67
Şekil 3.9: Dördüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması	67
Şekil 3.10: Beşinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması	68
Şekil 3.11: 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan UDA modelinin başlangıç geometrisi ile kıyaslanması	69
Şekil 3.12: Kanat kök kesit profilinin detaylı kıyaslaması	69
Şekil 3.13: Kanat uç kesit profilinin detaylı kıyaslaması	70
Şekil 3.14: Hesaplama ağından bağımsızlık çalışmalarında kullanılan çözüm ağları (a) Hesaplama ağı-1 (b) Hesaplama ağı-2 (c) Hesaplama ağı-3 (d) Hesaplama ağı-4	72
Şekil 3.15: Çalışma bölgesinin sınırları ve kullanılan sınır şartları	73
Şekil 3.16: Koşul-1 için $C_{R-\beta}$ değerinin hesaplama ağına göre değişimi	74
Şekil 3.17: Koşul-2 için C_L değerinin hesaplama ağına göre değişimi	74
Şekil 3.18: Koşul-3 için C_L değerinin hesaplama ağına göre değişimi	74
Şekil 3.19: Koşul-3 için C_D değerinin hesaplama ağına göre değişimi	75
Şekil 3.20: Farklı vekil modellerinden tahmin edilen L/D değerinin HAD analiz sonuçları ile kıyaslanması	78
Şekil 3.21: Ortalama hız profilinin değişimi	81
Şekil 3.22: NASA akustik lüle içerisindeki sürtünme katsayısının değişimi	81
Şekil 3.23: Koşul-1 için $C_{R-\beta}$ değerinin belirsizlik limitleri	82
Şekil 3.24: Koşul-2 için C_L değerinin belirsizlik limitleri	82
Şekil 3.25: Koşul-3 için (a) C_L (b) C_D değerinin belirsizlik limitleri	82
Şekil 3.26: En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar ile başlangıç kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-1 (c) Gürbüz Çözüm-2 (d) Gürbüz Çözüm-3	88
Şekil 3.27: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili	89
Şekil 3.28: En yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımlar ile başlangıç kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-1 (c) Gürbüz Çözüm-2 (d) Gürbüz Çözüm-3	91

Şekil 3.29: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili	92
Şekil 3.30: TTAY hesaplamalarından elde edilen gürbüz çözümler	93
Şekil 4.1: ONERA M6 kanat geometrisinin boyutları	98
Şekil 4.2: Çok disiplinli gürbüz optimizasyon süreci	99
Şekil 4.3: Kanat hücum kenar geriye ok açısının maksimum Mach sayısına göre tarihsel gidişat eğrisi	102
Şekil 4.4: Kanat çeyrek veter geriye ok açısının kanat açıklık oranına göre tarihsel gidişat eğrisi	103
Şekil 4.5: Eliptik taşıma dağılımının kanat daralma oranı ile değişimi	103
Şekil 4.6: ONERA M6 kanat kesit profilinin tasarım limitleri	104
Şekil 4.7: ONERA M6 kanat kesit profili ve kontrol noktaları	105
Şekil 4.8: Toplam enerji seviyesinin ve ortalama karekök hata oranının mod sayısına göre değişimi	106
Şekil 4.9: Birinci baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması	107
Şekil 4.10: İkinci baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması	107
Şekil 4.11: Üçüncü baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması	108
Şekil 4.12: Dördüncü baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması	109
Şekil 4.13: ONERA M6, indirgenmemiş Bezier yüzey modeli ve 4 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli	109
Şekil 4.14: ONERA M6 kanat kök kesitinin indirgenmemiş Bezier ve UDA modeli ile geometrik kıyaslanması	110
Şekil 4.15: ONERA M6 kanat kök kesitinin indirgenmemiş Bezier ve UDA modeli ile geometrik kıyaslanması	110
Şekil 4.16: Hesaplama ağından bağımsızlık çalışması için kullanılan çözüm ağları (a) Hesaplama ağı-1 (b) Hesaplama ağı-2 (c) Hesaplama ağı-3 (d) Hesaplama ağı-4	112
Şekil 4.17: Çalışma bölgesinin sınırları ve kullanılan sınır şartları	113
Şekil 4.18: 0.8 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerlerinin hesaplama ağına göre değişimi	114
Şekil 4.19: 0.9 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerlerinin hesaplama ağına göre değişimi	114
Şekil 4.20: 0.8 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerinin belirsizlik sınırları	116
Şekil 4.21: 0.9 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerinin belirsizlik sınırları	117
Şekil 4.22: En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar ile ONERA M6 kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-1 (c) Gürbüz Çözüm-2	120
Şekil 4.23: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili	122
Şekil 4.24: ONERA M6 çok disiplinli TTAY uygulamasının şematik gösterimi	124
Şekil 4.25: Kaburga ve kiriş yapıları ile gerçekleştirilen yapısal tasarım ..	125
Şekil 4.26: Kafes hücrelerin yerleştirildiği dikdörtgen sonlu eleman ağı	126
Şekil 4.27: Dikdörtgen sonlu eleman ağının kafes hücreler ile tanımlanması	126
Şekil 4.28: Kafes hücre çapının farklı kesitlerdeki tanımı	127

Şekil 4.29: 8 mm kafes hücre çapına sahip yüzey merkezli kübik kafes elemanları ile oluşturulan yapısal sonlu elemanlar modeli	127
Şekil 4.30: 1 mm çubuk çapına sahip farklı kafes hücre tiplerinin gösterimi (a) GMK (b) GMKZ (c) YMK (d) YMKZ (e) YGMKZ ..	128
Şekil 4.31: Kafes hücrelerin birim hücreleri (a) BK (b) YMK (c) SK	129
Şekil 4.32: Kanat kafes hücre elemanları (a) ONERA M6 (b) Kafes hücre çubuk-1 (c) Kafes hücre çubuk-2	130
Şekil 4.33: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi	131
Şekil 4.34: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi	132
Şekil 4.35: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi	132
Şekil 4.36: Gürbüz Çözüm-2 için 0.9 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi	132
Şekil 4.37: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu	133
Şekil 4.38: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu	134
Şekil 4.39: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu	134
Şekil 4.40: Gürbüz Çözüm-2 için 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu	135
Şekil 4.41: Bir fonksiyonun normal dağılımı ve güven aralığı.....	137
Şekil 4.42: Kafes hücre çubuk çaplarındaki belirsizlik hesaplamalarının akış şeması.....	138
Şekil 4.43: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlikle analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar	140
Şekil 4.44: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar	141
Şekil 4.45: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar	142

Şekil 4.46: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar	142
Şekil 4.47: Gürbüz Çözüm-1 için yapısal analiz sonuçları (a) 0.8 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (b) 0.8 Mach koşulu için gerilme sonucu (c) 0.9 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (d) 0.9 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu	145
Şekil 4.48: Gürbüz Çözüm-2 için yapısal analiz sonuçları (a) 0.8 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (b) 0.8 Mach koşulu için gerilme sonucu (c) 0.9 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (d) 0.9 Mach koşulu için gerilme sonucu	146





ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: PARSEC parametrik model değişkenleri	4
Çizelge 1.2: Parametrik yöntemlerin puanlandırılması	5
Çizelge 1.3: Tez çalışmasının organizasyonu	30
Çizelge 2.1: Genel ve Wendland fonksiyonlarının matematiksel ifadeleri.....	39
Çizelge 3.1: Tasarım hedefleri ve akış koşulları	60
Çizelge 3.2: Kanat tasarım değişkenlerinin üst ve alt limitleri	63
Çizelge 3.3: 5 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzay limitleri.....	71
Çizelge 3.4: 25 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzay limitleri.....	71
Çizelge 3.5: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi....	73
Çizelge 3.6: Farklı radyal fonksiyon tiplerinin ortalama mutlak hata değerlerinin kıyaslanması	76
Çizelge 3.7: UDA tabanlı RBF yönteminden elde edilen sonuçların DAKOTA programından elde edilen sonuçlarla kıyaslanması.....	78
Çizelge 3.8: Tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasında OKHO değerleri	79
Çizelge 3.9: Belirsizliklerin dahil edildiği ve edilmediği çözümler arasındaki model belirsizlik değerleri	80
Çizelge 3.10: Beş farklı tasarım alternatifi için belirsizlik analiz sonuçları	84
Çizelge 3.11: Gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi	86
Çizelge 3.12: TTAY hesaplamaları sonucunda en düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar	87
Çizelge 3.13: TTAY hesaplamaları sonucunda en yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımlar	90
Çizelge 3.14: Gürbüz tasarımların HAD analizleri ile hesaplanan ve UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tahmin edilen sonuçlarının kıyaslanması.....	94
Çizelge 3.15: Eğitim veri setini oluşturmak için gerekli olan hesaplama maliyetlerinin kıyaslanması.....	95
Çizelge 4.1: ONERA M6 geometrik tasarım uzay limitleri.....	104
Çizelge 4.2: Baskın modlar ile oluşturulan UDA modelinin tasarım limitleri	111
Çizelge 4.3: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi..	112
Çizelge 4.4: Farklı RBF yöntemlerinin ortalama mutlak hata değerlerinin kıyaslanması	115
Çizelge 4.5: Belirsizliğin dahil edildiği ve dahil edilmediği çözümler arasındaki model belirsizlik limitleri	116
Çizelge 4.6: Aerodinamik gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi	118
Çizelge 4.7: TTAY hesaplamaları sonucunda en düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar	120
Çizelge 4.8: Gürbüz tasarımların HAD analizleri ile hesaplanan ve UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tahmin edilen sonuçlarının kıyaslanması.....	123
Çizelge 4.9: AlSi10Mg ve alüminyum malzeme özellikleri.....	130
Çizelge 4.10: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi	131
Çizelge 4.11: HAD analizlerinden hesaplanan ve sonlu eleman modeline aktarılan toplam kuvvet değerinin kıyaslanması	135

Çizelge 4.12: Gürbüz Çözüm-1 için belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analiz sonuçları	139
Çizelge 4.13: Gürbüz Çözüm-2 için belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analiz sonuçları	141
Çizelge 4.14: Farklı RBF yöntemlerinin ortalama mutlak hata değerlerinin kıyaslanması	143
Çizelge 4.15: 4.5 mm kafes hücre çapına sahip Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 sonlu eleman modelinden elde edilen yapısal analiz sonuçları ..	145
Çizelge 4.16: Yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi.....	147
Çizelge 4.17: TTAY hesaplamaları sonucunda belirlenen gürbüz tasarımların beş bölge için çap, amaç fonksiyonu ve GK değerleri.....	148
Çizelge 4.18: Gerilme kısıtının dahil olduğu yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi	150
Çizelge 4.19: Gerilme kısıtı dahil edilerek yapılan TTAY hesaplamaları sonucunda belirlenen gürbüz tasarımların beş bölge için çap, amaç fonksiyonu ve GK değerleri.....	151
Çizelge 4.20: SEM analiz sonuçları ile UDA tabanlı RBF vekil modelinden elde edilen tahmin sonuçlarının kıyaslanması.....	152

KISALTMALAR

AoA	: Hücüm açısı
BÇS	: Büyük çevrinti simülasyon
CFL	: Courant-Friedrichs-Lewy
GK	: Gürbüzlük kriteri
HAD	: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
JST	: Jameson-Schmidt-Turkel
LHÖ	: Latin hiperküp örnekleme
MMH	: Maksimum mutlak hata
OKHO	: Ortalama karekök hata oranı
RBF	: Radyal bazlı fonksiyon
RONs	: Reynolds ortalamalı Navier-Stokes
SEA	: Sonlu elemanlar analizi
SST	: Shear stress transport
SU2	: Stanford unstructured
TDA	: Tekil değer ayrıklaştırma
TTAY	: Tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi
UDA	: Uygun dikgen ayrıklaştırma



SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
P_{ij}	Bezier yüzey kontrol noktaları
B	Bernstein polinomu
S_j	Anlık görüntüler matrisi
x_i	Tasarım girdileri
y_k	Tasarım çıktıları
\bar{S}	Anlık görüntüler matrisinin ortalaması
V_j	Anlık görüntüler matrisinin ortalamadan sapması
φ_j	Temel denklemler
α_j	Bağıl mod genliği
R_{ij}	Korelasyon matrisi
$[C]$	Öz-değer matrisi
$[\Sigma]$	Negatif olmayan köşegen matris
$[P]$	Sağ öz-değer matrisi
λ	Öz-değerler
E_p	Toplam enerji seviyesi
ϵ	Enerji eşiği
M	İndirgenmemiş örneklem sayısı
N	İndirgenmiş örneklem sayısı
\tilde{S}	İndirgenmiş anlık görüntüler matrisi
$\tilde{\alpha}$	İndirgenmiş bağıl mod genliği
w_j	Model katsayıları
$\theta(\cdot)$	Radyal fonksiyon
$\tilde{y}(x)$	Tahmin edilmek istenen çıktı değeri
$[B]$	Katsayı matrisi
$[F]$	İnterpolasyon matrisi
G	Kaynak terimi
\bar{F}^c	Taşıma akısı
\bar{F}^v	Viskoz akı
U	Korunumlu değişken
ρ	Yoğunluk
\bar{v}	Hız
E	Birim kütle başına toplam enerji miktarı
T	Sıcaklık
p	Basınç
μ	Viskozite
k	Türbülans kinetik enerji
$[I]$	İkinci dereceden birim tensör

$[A]$	İzotropik olmayan tensör
$[v]$	Öz-vektör matrisi
$[A]$	Öz-değer matrisi
$[x_{1C}], [x_{2C}], [x_{3C}]$	Barisentrik üçgenin köşe noktaları
P	Türbülans üretimi
C_p	Basınç katsayısı
τ	Kayma gerilmesi
S	Alan
q	Dinamik basınç
$C_{R-\beta}$	Dönü moment katsayı eğimi
C_L	Taşıma katsayısı
C_D	Sürüklenme katsayısı
W	Ağırlık
F_i^*	Normalize edilen tasarım çıktısı
$F_i(x)$	Normalize edilmemiş tasarım çıktısı
F_i^{maks}	Maksimum tasarım çıktı değeri
F_i^{min}	Minimum tasarım çıktı değeri
Z	Amaç fonksiyonu

1. GİRİŞ

Havacılık uygulamalarında, uçak performans gereksinimlerine uygun tasarımların elde edilmesi büyük önem arz etmektedir. Bu yüzden uçağın bütün davranışını etkileyen ve en önemli parçalarından biri olan kanat tasarımı, dikkat edilmesi gereken bir araştırma konusu haline gelmiştir. Kanat tasarımı gerçekleştirilirken birden fazla koşul için gereksinimlerin göz önünde bulundurulmasından ötürü tasarım problemi, karmaşık hale gelmektedir. Tasarım probleminin karmaşık hale gelmesi tasarım faaliyetleri için gerekli olan hesaplama maliyetlerini de ciddi ölçüde arttırmaktadır. Artan hesaplama maliyetleri ve tasarım sürecinde oluşan karmaşıklıklardan dolayı araştırmacılar tarafından optimizasyon yöntemleri geliştirilmiş ve hala günümüzde de geliştirilmektedir [1-3].

Kanat tasarımında, ideal durumda, en yüksek dayanıma, en az şekil değişikliğine ve en düşük ağırlığa sahip bir kanat yapısının oluşturulması istenir. Bu isterleri sağlayacak bir kanat tasarımı elde etmek için önemli olan iki temel etken bulunmaktadır. Bu etkenlerden birincisi, kanat dış geometrisinin hava ile etkileşiminden ötürü meydana gelen aerodinamik davranışı olarak tanımlanabilir. Her bir kanat tasarımı, sahip olduğu dış geometriye ve uçuş koşullarına bağlı olarak farklı aerodinamik karakteristiğe sahiptir. İkincisi, hem ataletsel hem de aerodinamik etkilerden dolayı kanat yapısında meydana gelebilecek şekil değişiklikleri, yapı dayanımı ve kanat ağırlığı ile ilgili olan kanatın yapısal davranışdır. Bu yüzden, kanat tasarımı gerçekleştirilirken bu iki önemli etken; diğer bir deyişle, hem aerodinamik hem de yapısal etkenler göz önünde bulundurulmalıdır.

Kanat tasarım problemlerinde dikkat edilmesi gereken bir diğer husus ise tasarlanan ile üretilen arasında farklılıklara sebep olan belirsizliklerin bulunmasıdır. Tasarım sırasında kullanılan analiz tekniklerindeki belirsizlikler olan model belirsizlikleri ile üretim ve montaj işlemlerinin getirdiği belirsizlikler tasarlanan kanat geometrisinin arzu edilen uçuş koşulunda beklenen performansı verememesine veya o performanstan uzaklaşmasına neden olabilir. Bu yüzden tasarım çalışmaları gerçekleştirilirken oluşan belirsizliklerin de hesaplamalara dahil edilmesi gerekmektedir.

Bütün bu belirtilen hususlar göz önünde bulundurulduğunda kanat tasarım problemleri, hem karmaşık hem de yüksek hesaplama yüküne sahiptir. Bu yüzden, aerodinamik ve yapısal hesaplamalar gibi birden fazla disiplini, belirsizlikleri de göz önünde bulundurarak kanat tasarımının gerçekleştirilmesi sürecinde, hem problemin karmaşıklığını hem de hesaplama yükünü en aza indirmek önemlidir.

Bu tez çalışmasının amacı, kanat tasarım optimizasyonu için, yukarıda belirtilen problem karmaşıklığını ve hesaplama yükünü azaltabilecek bir belirsizlik altında tasarım araştırma yöntemi süreci geliştirmektir. Geliştirilen bu yöntem temsili uçak kanatlarının tasarım optimizasyonunda disiplinlerarası analizleri de içerecek şekilde kullanılarak, yöntemin etkinliği değerlendirilmiştir.

Bu bölüme, öncelikle, kanat tasarım problemlerinde kullanılan yöntemlerin değerlendirilmesi için literatür araştırması ile başlanmıştır. Bölüm 1.1’de kanat tasarım problemlerinde parametrik modelleme üzerine literatür araştırması verilmiştir. Bölüm 1.2’de Uygun Dikgen Ayırıklaştırma (UDA) yönteminin kullanım alanları ve bu tez kapsamında hangi aşamalarda kullanılacağına ayrıntılarına değinilmiştir. Bölüm 1.3’de vekil model tabanlı tasarım araştırma yöntemlerinin araştırmacılar tarafından hangi problemlerde nasıl kullanıldığı anlatılmaktadır. Kanat tasarımdaki belirsizliklerle beraber gürbüz optimizasyon yöntemleri Bölüm 1.5’te, Akışkan-katı etkileşimi ile ilgili literatürde araştırmacıların gerçekleştirdiği çalışmalar ise 1.6’da detaylı olarak anlatılmıştır. Bölüm 1.7’de ise, bu çalışmada bir kanatın yapısal tasarımında kullanılması için önerilen kafes yapılar ve kullanım alanı ile ilgili bilgiler verilmiştir. Bu literatür araştırmaları kapsamında, bu çalışma için hazırlanan araştırma soruları ve bu sorulara üretilen hipotezler tartışılarak tezin amacı Bölüm 1.8’e vurgulanmıştır. Son olarak, Bölüm 1.9’da, bu tezin organizasyonu verilmiştir.

1.1 Parametrik Kanat Modeli

Mühendislik tasarımlarında ve tasarım optimizasyonunda, geometrinin matematiksel açıdan tanımlanabilmesi büyük önem arz etmektedir [4]. Matematiksel geometri tanımlamaları, parametrik geometri modelleri ile gerçekleştirilmektedir. Parametrik geometri modeli sayesinde farklı tasarım alternatifleri, tasarım değişkenlerinin değiştirilmesi ile kolay bir şekilde elde edilmektedir. Ancak havacılık uygulamalarında çoğu geometri, karmaşık eğrilerden meydana geldiği için parametrik

modelin oluşturulmasında birtakım zorluklar mevcuttur. Bu yüzden geometri tanımlamaları basit matematiksel ifadelerle gerçekleştirilememektedir [5-7].

Havacılık uygulamalarında kullanılan parametrik geometri yöntemleri, bilgisayar destekli ve analitik tabanlı olmak üzere temelde iki kategoriye ayrılmaktadır. Modern bilgisayar destekli tasarım sistemleri, karmaşık geometrileri Doğrusal Olmayan Rasyonel B-Spline (non-uniform rational b-splines - NURBS) eğrileri kullanarak oluşturmaktadır. Fakat oluşturulan parametrik modelde bulunan eğriler ve yüzeyleri tanımlayan tasarım değişkenlerinin sayısı fazla olmasından dolayı optimizasyon uygulamalarında yüksek hesaplama maliyetlerine sebebiyet vermektedir [8]. Analitik tabanlı yöntemlerde de benzer sorunlarla karşılaşmaktadır. Bu yüzden parametrik geometri modeli oluştururken geometrinin kendisinden gelen karmaşıklığı azaltacak ve az sayıda değişken sayısı ile geometriyi detaylı bir şekilde tanımlayacak bir yöntemin kullanılması önemlidir. Bütün bu hususlar göz önünde bulundurulduğunda literatürde kanat tasarımlarında sıklıkla kullanılan yöntemler; Ferguson eğrileri, Hicks-Henne tümsek fonksiyonu, PARSEC, Bezier eğrileri ve Sınıf/Şekil fonksiyonlarıdır.

Ferguson eğrileri, Ferguson [9] tarafından ilk olarak bilgisayar destekli eğri tanımlamasını gerçekleştirmek için kullanılmıştır. Hermite polinomu yardımıyla Ferguson eğrileri tanımlanarak parametrik geometri oluşturulmaktadır. Hicks-Henne tümsek fonksiyonları, farklı kanat kesitlerini tek bir formül ile tanımlamayı sağlamaktadır [10]. Kanat geometrisi üzerinde tanımlanan tümseklerin doğrusal kombinasyonları ile parametrik model oluşturulmaktadır. Sobieckzy [11] tarafından önerilen PARSEC yöntemi, Çizelge 1.1'de verilen 11 adet fiziksel değişkeni tanımlayarak bir parametrik model oluşturmaya olanak sağlar.

Çizelge 1.1: PARSEC parametrik model değişkenleri.

Değişken isimleri	Tanımları
r_{le}	Hücum kenarının yarıçapı
$x_{üst}, x_{alt}$	Kanat üst ve alt eğrisinin maksimum kalınlık konumu
$z_{üst}, z_{alt}$	Kanat üst ve alt eğrisinin maksimum kalınlık değeri
$z_{xx,üst}, z_{xx,alt}$	Kanat üst ve alt eğrisinin tepe noktasının eğriliği
Δz_{te}	Kanat firar kenar kalınlığı
z_{te}	Kanat firar kenarının konumu
β_{te}	Kanat firar kenar açısı
α_{te}	Kanat firar kenar eğriliği

Çizelge 1.1’de yer alan tasarım değişkenlerinin doğrusal kombinasyonları ile PARSEC eğrileri elde edilmektedir. Sınıf/Şekil fonksiyonları, Kulfan ve Bussoletti [12] tarafından geliştirilen bir yöntemdir. Parametrik geometri modeli, sınıf ve şekil diye isimlendirilen iki farklı fonksiyonun vektörel çarpılması ile elde edilmektedir. Bezier eğrileri, kontrol noktaları ve Bernstein polinomları esas alınarak oluşturulmaktadır [13]. Parametrik bir Bezier eğri oluşturulurken ilk ve son kontrol noktası eğrinin başlangıç ve bitişi tanımlamaktadır. Geriye kalan kontrol noktaları ise eğrinin yapısını belirlemek için kullanılmaktadır.

Castonguay ve diğ. [14] tarafından gerçekleştirilen çalışmada ONERA M6 kanat kesidi için Hicks-Henne tümsek fonksiyonları, PARSEC ve Bezier eğrileri ile oluşturulan parametrik modellerin kıyaslaması gerçekleştirilmiştir. Parametrik modellerin verimliliği ise geometrinin orjinal geometriye ve oluşturulan modelden elde edilen basınç dağılımının deney sonuçlarına yakınlığı ile değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda hem Bezier eğrileri hem de Hicks-Henne tümsek fonksiyonu kullanılarak 32 adet tasarım değişkeni ile oluşturulan parametrik modellerin, ONERA M6 geometrisine oldukça yakın olduğuna ve basınç dağılımının deneysel sonuçlara yakın elde edildiği gözlemlenmiştir. Fakat PARSEC yöntemi yardımıyla ONERA M6 kanat geometrisi için parametrik model oluşturulamamıştır.

Master ve diğ. [15] ise geniş bir kanat kesit veritabanını, Hicks-Henne tümsek fonksiyonları, PARSEC eğrileri, sınıf/şekil fonksiyonları ve Bezier eğrileri kullanarak

oluşturduğu parametrik modeller ile kıyaslamıştır. PARSEC eğrileri ile veritabanında yer alan bütün kanat kesitleri, parametrik hale getirilememiştir. Hicks-Henne tümsek fonksiyonları ile oluşturulan parametrik modellerin değişken sayısı, diğer yöntemlere göre daha fazla sayıda olduğu görülmüştür. Sınıf/şekil fonksiyonları ve Bezier eğrileri ile oluşturulan parametrik modellerin ihtiyaç duyduğu değişken sayısının az olması ve aerodinamik analizler sonucunda elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayılarının benzer sonuçlar vermesinden ötürü daha verimli yöntemler olduğu gözlemlenmiştir.

Sripawadkul ve diğ. [16] tarafından gerçekleştirilen çalışmada ise parametrik modeller, sadelik, bütünlük, dikgenlik, kusursuzluk ve sezgisellik açısından değerlendirilmektedir. Her bir parametrik model, Çizelge 1.2’de 0 ile 4 arasında bir puanlandırma sistemi yardımıyla birbirleriyle kıyaslanmaktadır. 0 değeri, ilgili yöntemin değerlendirmesinde en düşük notu aldığını, 4 değeri ise ilgili yöntemin değerlendirmesinde en yüksek notu aldığını temsil etmektedir.

Çizelge 1.2: Parametrik yöntemlerin puanlandırılması [16].

Yöntem	Sadelik	Bütünlük	Dikgenlik	Kusursuzluk	Sezgisellik
Ferguson eğrisi	4,0	2,4	0,0	4,0	2,0
Hicks-Henne	1,0	4,0	0,0	4,0	3,0
PARSEC	2,9	2,8	4,0	2,9	4,0
Sınıf/şekil fonksiyonu	2,9	3,7	4,0	4,0	4,0
Bezier eğrisi	3,5	3,9	0,0	4,0	3,0

Sadelik, bir parametrik model oluşturulurken kaç adet tasarım değişkenine ihtiyaç olduğunu temsil etmektedir ve optimizasyon çalışmalarında önemlidir. Sadelik puanı arttıkça ilgili parametrik yöntemin ihtiyaç duyduğu tasarım değişken sayısı azalmaktadır. Parametrik yöntemler, sadelik yönünden incelendiğinde en yüksek puana sahip yöntemin Ferguson eğrisi olduğu görülmüştür. Bezier eğrisi ise ikinci en yüksek puana sahip yöntem olarak incelenmiştir. Bir diğer ifade ile Ferguson ve Bezier eğrileri yardımıyla, diğer yöntemlere kıyasla daha az sayıda tasarım değişkeni ile bir parametrik model oluşturulabilmektedir.

Bütünlük kıstası, farklı geometrik eğrileri doğru bir şekilde modelleme yeteneği olarak tanımlanmaktadır. Bütünlük değerinin yüksek olması, parametrik yöntemin farklı kanat kesitlerini tanımlamadaki serbestliğinin artması anlamına gelmektedir. Bütünlük açısından en yüksek puana sahip yöntem, Hicks-Henne tümsek fonksiyonu, Bezier eğrisi ise ikinci en yüksek puana sahip yöntem olarak gözlemlenmiştir.

Dikgenlik ise bir parametrik modelin kullandığı denklemin, modellenmek istenen eğriye özgün olmasını temsil etmektedir. Hicks-Henne tümsek fonksiyonu, Ferguson ve Bezier eğrileri dikgen yöntemler olmayıp, PARSEC ve sınıf/şekil fonksiyonları dikgen yöntemleridir.

Kusursuzluk kıstası yardımıyla kullanılan parametrik yöntem ile hangi ölçüde kullanılamaz geometrik şekillerin oluşturulduğunu temsil etmektedir. PARSEC yöntemi haricinde diğer yöntemler, kusursuzluk açısından yüksek puana sahiptir.

Bir parametrik modelin sezgisel olması ise o yöntem için kullanılan tasarım değişkenlerinin fiziksel anlam ifade edip etmediğini temsil etmektedir. Sezgisellik anlamında ise en düşük puana Ferguson eğrileri sahiptir.

Optimizasyon problemleri için sadelik ve bütünlük kıstalarının diğerlerine kıyasla daha önemlidir. Bu çalışmada kanat modellerinin parametrik hale getirilmesinde hem tasarım değişken sayısı hem de iyi modelleme kabiliyet anlamında sağladığı avantajlardan ötürü Bezier eğrilerinin kullanılmasına karar verilmiştir.

1.2 Boyut Azaltma Yöntemleri

Mühendislik problemlerinin çözümünde kullanılan yüksek mertebeli sistemler, doğrusal davranışa sahip olmayan veri setlerine sahiptir. Yüksek mertebeli sistemlerin düşük mertebeli sistemlere indirgenmesi ile doğrusal davranışa sahip olmayan veri setleri, doğrusal veri setlerinin kombinasyonları ile tanımlanabilmektedir. Ayrıca bir problemin düşük mertebeli sistemlerle tanımlanması, çözüm süresi anlamında avantaj sağlamaktadır. Bu sebepten ötürü, son yıllarda, özellikle aerodinamik çalışmalarda yüksek mertebeli modelleri düşük mertebeli modeller ile tanımlamak ilgi duyulan bir konu haline gelmiştir [17-19].

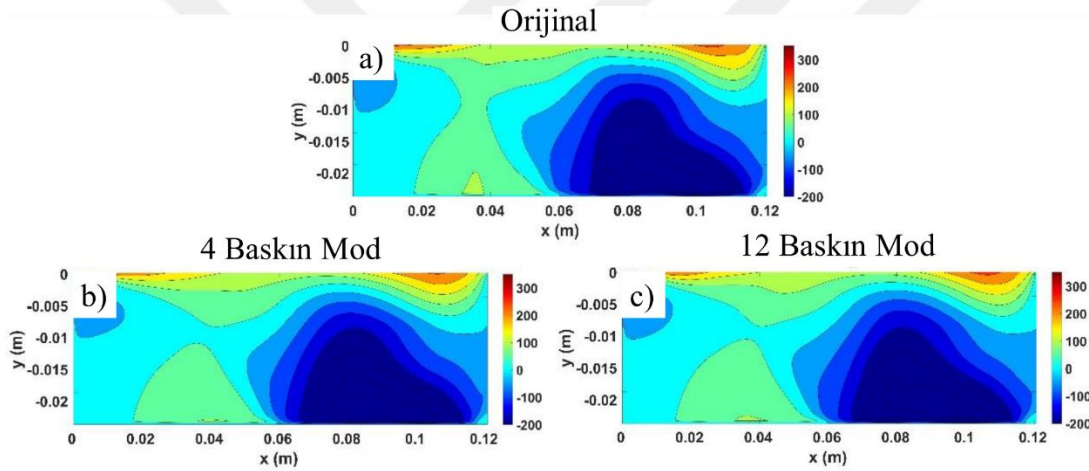
Bütün boyut azaltma yöntemlerinin temelinde karmaşık bir sistemin baskın karakteristiğini inceleyerek bu sistemi basitleştirmek bulunmaktadır. Bu kapsamda Temel Bileşenler Analizi (TBA), Karhunen-Loeve Ayrıklaştırması (KLA) ve Uygun

Dikgen Ayırıştırma (UDA) yöntemleri geliştirilmiştir. Pearson [20] tarafından geliştirilen TBA yönteminin amacı, veri setlerini analiz ederek temel bileşenler diye adlandırılan değişkenlerle ifade etmektir. Birinci temel bileşen, veri seti üzerinde en büyük değişime sahip olan datayı temsil etmektedir. Bileşenlerin sıralama sayısı arttıkça veri seti üzerindeki etkisi de azalmaktadır. Kullanılan veri setine kıyasla daha az sayıda temel bileşen yardımıyla veri setinin yeniden tanımlanması ile boyut azaltma işlemi gerçekleştirilmektedir. KLA yöntemi ise sürekli stokastik süreçler için geliştirilmiş olup bir veri setinin ortalama kare hata kıstası ile boyut azaltımını gerçekleştirmektedir [21]. KLA yöntemi ile TBA yöntemi arasındaki en büyük farklılık, KLA yönteminin boyut azaltımı için ortalama kare hatayı kullanmasıdır. KLA yöntemi, TBA yönteminin daha yüksek boyutlu ve sürekli veri setleri için genişletilmiş bir versiyonu olarak düşünülebilir. Fakat ayrık noktalar için KLA yöntemi ve TBA yöntemi eşleniktir [22]. KLA yönteminin TBA yöntemine göre en önemli dezavantajı ise hesaplama maliyeti açısından daha yüksek sürelerle sahiptir [23]. UDA yöntemi, KLA ve TBA yöntemleri gibi istatistiksel bir yöntem olup, karmaşık sistemlerin verilerini analiz ederek düşük boyutlu sistemlere indirgeyip daha hızlı bir çözüm almak için sıklıkla tercih edilmektedir [24]. Boyut azaltma işlemini gerçekleştirirken veri setinin özdeğer ve özvektörleri hesaplayarak her bir özdeğeri, enerji seviyesine göre sıralayıp ilgili veri setini en baskın özdeğerler (baskın modlar) ile ifade etmektedir. UDA yönteminin KLA ve TBA yöntemlerine göre iki büyük avantajı ise, simetrik olmayan veri setleri için uygulanabilir olması ve veri setini daha az sayıda değişken ile tanımlayabilmesidir [25, 26].

Wei ve diğ. [27] tarafından gerçekleştirilen çalışmada UDA yöntemi, türbin kanatçıklarının üzerinde meydana gelen, zamana bağlı aerodinamik basınç yüklerinin düşük mertebeli bir model ile hesaplanması için tercih edilmiştir. Oluşturulan düşük mertebeli model, hesaplama kodunun satırlarını 145500'den 2500'e azaltarak, hesaplama süresini ciddi ölçüde azaltmıştır.

Bir akım alanında meydana gelen akış karakteristiklerinin baskın özelliklerinin ortaya çıkartılmasında da UDA yöntemi sıklıkla tercih edilmektedir. Shi ve diğ. [28] tarafından gerçekleştirilen çalışmada kompresör kanatçıklarının, su tüneline test edilerek farklı zaman aralıklarındaki hız değişimi incelenmiştir. Çalışma kapsamında farklı zaman adımlarında parçacık hız görüntüleme yöntemi ile kompresör kanatçıklarının üzerindeki hız dağılımı elde edilmiştir. Hız değişimindeki düzensizlik

ve iz yapısının yayınımlı olmak üzere iki baskın özellik UDA yöntemi sayesinde hesaplanmıştır. Bu iki baskın özelliğin izole bir şekilde hesaplanabilmesinden sonra kanatçıkların akustiği daha rahat bir şekilde analiz edilebilmiştir. Benzer bir şekilde Gelişli [24] tarafından gerçekleştirilen çalışmada da süpersonik kavite akışının akustik kontrolü, HAD analizlerinden hesaplanan basınç verilerine UDA uygulayarak sensör konumlarının belirlenmesi ile gerçekleştirilmiştir. Örneğin, Şekil 1.1(a)'da gösterilen basınç konturu, HAD analizlerinden hesaplanan orijinal basınç konturunu temsil etmektedir. Şekil 1.1(b) ve Şekil 1.1(c)'de gösterilen UDA yöntemi sayesinde hesaplanan sırasıyla 4 ve 12 baskın mod ile oluşturulan basınç konturu sonuçlarının Şekil 1.1(a)'daki orijinal basınç konturu ile yakın sonuç verdiği görülmektedir. UDA sayesinde, veri kaybı yaşamadan az sayıda baskın mod ile sonuçlar temsil edilebilmiştir.



Şekil 1.1: Süpersonik kavite problemi için hesaplanan basınç verilerine UDA uygulaması (a) Orijinal basınç konturu (b) 4 baskın mod ile oluşturulan basınç konturu (c) 12 baskın mod ile oluşturulan basınç konturu [24].

UDA yöntemi, akışkan-katı etkileşiminin olduğu problemlerin hızlandırılmasında da tercih edilmektedir. Cho [29] tarafından gerçekleştirilen çalışmada akışkan etkileşiminden ötürü katı yüzeylerde meydana gelen şekil değiştirmelerinin eş zamanlı olarak modellenmesinde yay tabanlı deformasyon yöntemi kullanılmıştır. Fakat bütün hesaplama aşında yay tabanlı deformasyon yönteminin kullanılması çözüm süresini arttırmaktadır. Bu soruna çözüm olarak UDA yöntemi yardımıyla hesaplama aşında oluşacak en önemli deformasyonlar tespit edilmiştir. Bütün hesaplama aşından ziyade belirli bir bölgede yay tabanlı deformasyon yöntemi kullanılarak çözüm süresi azaltılmıştır. Benzer bir şekilde Zhou ve diğ. [30] kanat kesiti için ani rüzgar altında

aerodinamik yükleri hesaplamak için bir model geliştirmiştir. Bu modelde hedeflenen UDA yöntemi sayesinde doğrusal olmayan zamandan bağımsız akış denklemlerini doğrusal hale getirerek hesaplamaları hızlandırmaktır. Çalışmayı doğrulamak için farklı hücum açılarında ve ani rüzgar koşullarında test senaryoları çalışılmıştır. Çalışmalar neticesinde oluşturulan modelin hassasiyeti ve çözüm süresi açısından verimliliği değerlendirilmiştir. UDA yöntemi ile oluşturulan düşük mertebeli model ile 300 kat çözüm sürelerinin azaltıldığı ve elde edilen sonuçların hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ile oldukça uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

Iuliano [31] tarafından gerçekleştirilen çalışmada UDA yöntemi kullanılarak HAD analiz çözüm süreleri hızlandırılmıştır. Hesaplama ağı, yüksek ve düşük mertebe çözüm alanı şeklinde ikiye ayrılmıştır. Yüksek mertebe çözüm alanı, Navier-Stokes denklemlerinin çözüldüğü, sınır tabakaya yakın ve akım ayrılmalarının oluşacağı bölge olarak tanımlanmıştır. Düşük mertebe çözüm alanı ise serbest akım bölgesinin olduğu ve UDA yöntemi ile oluşturulan bölge olarak tanımlanmıştır. Bir kanat profili için aerodinamik analizler gerçekleştirilirken, sadece yüksek çözüm sürelerine sahip yüksek mertebe çözüm alanı için bir çözüm alınmaktadır. Düşük mertebe çözüm alanı bir kere UDA yöntemi ile oluşturduktan sonra ilave bir çözüm süresine ihtiyaç duymamaktadır. Bu sayede bütün hesaplama ağı için alınan çözüme göre daha kısa sürede sonuçlar elde edilmektedir.

Peters ve diğ. [32] tarafından gerçekleştirilen çalışmada UDA yöntemi, harici yük ayrılması probleminde kullanılmıştır. Ayrılma esnasında mühimmatın izlediği yörüngenin HAD yöntemleri ile hesaplanması uzun sürmektedir. Çalışmada farklı zaman adımlarında anlık görüntüler elde edilerek ayrılma esnasında mühimmat üzerinde oluşan basınç dağılımları hesaplanmıştır. UDA yöntemi yardımıyla da basınç dağılımlarındaki baskın özellikler hesaplanmıştır. Farklı uçuş koşulları için yörünge tahmini için hesaplanan baskın özellikler ile bir vekil model oluşturulmuştur. Transonik hız rejiminde meydana gelen ve doğrusal olmayan özelliklerin UDA sayesinde elenerek baskın özelliklerin çıkartılması yörünge tahminlerinin hızlı ve verimli bir şekilde olmasına olanak sağlamıştır.

Berguin ve Mavris [33] tarafından gerçekleştirilen çalışmada UDA yöntemi, türev tabanlı bir aerodinamik optimizasyon problemini hızlandırmak için tercih edilmiştir. Çalışmada UDA yöntemi sayesinde türev hesaplamaları için kullanılan veri setini indirgeyerek doğrusal bir veri seti ile tanımlanmıştır. Hem başlangıçtaki hem de UDA

ile oluşturulan veri seti için optimizasyon hesaplamaları gerçekleştirilerek sonuçlar kıyaslanmıştır. Elde edilen optimum tasarımlar ve sonuçlar arasında çok belirgin bir fark gözlemlenmemiştir fakat UDA yöntemi, türev hesaplamalarında sağladığı avantajlardan ötürü hesaplama sürelerini yarıya indirmiştir.

Bütün bu çalışmalara istinaden UDA yönteminin özellikle optimizasyon çalışmalarında avantaj sağladığı gözlemlenmiştir. Bu yüzden bu çalışmada da UDA yöntemi tercih edilmiştir ve ilerleyen bölümlerde kullanıldığı yerler detaylı olarak anlatılacaktır.

1.3 Tasarım Araştırma Yöntemleri

Tasarım araştırma yöntemleri, tasarım parametrelerine bağlı değişimleri sistematik bir şekilde analiz etmeye yarayan yöntemlerdir. Günümüzde araştırmacılar tarafından optimum tasarımları elde etmek için sıklıkla tercih edilmektedir [34]. Tasarım araştırma yöntemlerinde, tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki ilişkiyi incelemek için rüzgar tünelleri, HAD ve sonlu elemanlar analizi (SEA) gibi doğruluk seviyesi yüksek hesaplama yöntemleri tercih edilmektedir [35, 36]. Ancak bu durum, hesaplama maliyetlerinin artışına sebebiyet vermektedir. Ayrıca tasarım değişken sayısının artması da araştırılması gereken tasarım alternatiflerinin sayısını üstel bir şekilde arttırdığı için tasarım araştırma yöntemlerini bir dar boğaza sürüklemektedir [37].

Bu bahsedilen hesaplama maliyetini azaltmak için, tasarım değişkenlerinin farklı değerlerine göre hesaplama yöntemlerinin sonuçlarını daha basit bir model ile tahmin edebilen vekil modeller kullanılmaktadır. Vekil model tabanlı optimizasyon veya tasarım araştırma yöntemleri de, benzer şekilde, pahalı simülasyon modellerinin hesaplamaları yerine vekil modellerin kullanılmasıyla, tasarım girdilerine bağlı olarak çıktıları daha hızlı tahmin etmek için kullanılmaktadır [38, 39]. Vekil model tabanlı gerçekleştirilen optimizasyon çalışmaları, aşağıda sıralanan adımlar ile gerçekleştirilmektedir.

Tasarım uzay örnekleme: Vekil modeli eğitmek için tasarım girdilerine bağlı çıktıları değerleri kullanılarak eğitim veri seti oluşturulmaktadır. Eğitim veri seti, genellikle deney tasarımı gibi örnekleme yöntemleri ile belirlenmektedir. Kullanılan vekil modele ve probleme bağlı olarak örnekleme yöntemleri değişkenlik gösterebilir.

Tasarım uzayında oluşturulan örneklere karşılık gelen çıktı değerlerini hesaplamak için doğruluk seviyesi yüksek yöntemler tercih edilmelidir.

Vekil model oluşturma: Eğitim veri setleri sayesinde tasarım girdi ve çıktı arasındaki ilişki, vekil modellere öğretilerek fonksiyonel bir bağlantı kurulmaktadır. Bu sayede pahalı hesaplama yöntemlerine ihtiyaç duymadan farklı tasarım alternatiflerinin çıktı değerleri hızlı bir şekilde tahmin edilebilmektedir.

Model doğrulama: Bazı istatistiksel metriklerden faydalanılarak kullanılan vekil modelin doğruluğu kontrol edilmektedir. Eğer kullanılan model yeterince doğru değilse kullanılan eğitim veri seti veya tercih edilen vekil model değiştirilebilir.

Optimizasyon: Eğitim veri seti haricinde girdi parametre değerleri için vekil model ile çıktılar hesaplanarak tasarım uzayı zenginleştirilir. Belirlenen amaç ve kısıt fonksiyonlarına göre tasarım uzayı araştırılarak bunları sağlayan sonuç veya sonuçları belirlemek için optimizasyon çalışması gerçekleştirilir.

Literatürde birçok vekil model tabanlı tasarım araştırma yöntemi mevcuttur. Fakat hangi yöntemin çalışmalarda kullanılabileceği net bir şekilde belirlenmemektedir [40]. Vekil modeller, çoklu doğruluğa sahip ve veri tabanlı yöntemler olmak üzere iki ana başlıkta incelenebilir [41]. Çoklu doğruluğa sahip vekil modeller, yüksek ve düşük doğruluğa sahip simülasyon modellerinden elde edilen sonuçlar arasında bir ilişki kurmaktadır. Bu sayede düşük doğruluğa sahip simülasyon modelleri, yüksek doğruluğa sahip simülasyon modellerine kıyasla daha fazla kullanılarak hesaplama maliyetleri azaltılabilmektedir. Disiplinlerarası tasarım optimizasyonu problemleri için Liu ve diğ. [42] riskleri tanımlayabilecek ve birden fazla bilgiyi kullanarak karar vermeyi destekleyecek bir yöntem geliştirmiştir. Bu yöntemde çoklu doğruluk seviyesine sahip vekil modeller, farklı ağırlık kombinasyonlarıyla kullanılmaktadır. Ağırlık faktörü sayesinde tasarımcıya hangi kalitede verilerin kullanılacağı ve tasarım alternatiflerinin elde edileceği konusunda esneklik vermektedir. Rumpfkeil ve Beran [43] ise bir kanat modelinin kalınlık/veter oranına, hücum açısına ve Mach sayısına göre çarpıntı dinamik basıncının değişimini incelemek için çoklu doğruluğa sahip seyrek polinom kaos genişlemesi kullanmıştır. Düşük doğruluk seviyesine sahip sonuçlar, analitik test fonksiyonları ile yüksek doğruluk seviyesine sahip sonuçlar ise karmaşık aeroelastik model yardımıyla hesaplanmıştır. Çalışma sonucunda analitik

test fonksiyon sonuçları ile oluşturulan vekil model tahminlerinin aeroelastik model sonuçlarına göre verimliliği gösterilmiştir.

Veri tabanlı vekil modeller, tasarım girdi ve çıktıları ile elde edilen sonuçlar arasındaki fonksiyonel ilişkiyi kurmaktadır. Liu ve diğ. [44] tarafından gerçekleştirilen çalışmada kanat tasarım değişkenlerine göre aerodinamik analizlerden elde edilen taşıma katsayısının sürükleme katsayısına oranının (L/D) değişimi veri tabanlı vekil model tarafından tahmin edilmiştir. Tahmin sonuçları kullanılarak farklı uçuş rejimleri için aerodinamik şekil optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Raul ve Leifsson'un [45] çalışmasında kanat kesitinin kalınlığı, kamburluğu ve hücum kenar çapının değişimi ile perdövites karakteristiği, HAD analizleri ile hesaplanmıştır. Tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki fonksiyonel ilişki, vekil model ile kurularak optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Tejero ve diğ. [2] ise motor yuvası için oluşturduğu vekil model sayesinde hesaplama maliyetini %25 azaltmıştır. Iualiano [31], eğitim veri setinde bulunan doğrusal olmayan özellikleri en aza indirgeyip doğrusal bir veri seti ile oluşturulan vekil modelin verimliliğini incelemiştir. Bu yüzden UDA ile bir interpolasyon yöntemi olan radyal bazlı fonksiyonlar (RBF) birlikte kullanılarak vekil model oluşturmuştur. NACA 0012 ve RAE 2822 olmak üzere iki farklı kanat kesiti üzerinden çalışmalar gerçekleştirilerek pahalı bir yöntem olan genetik algoritma ile kıyaslanmıştır. Çalışma sonucunda UDA tabanlı RBF ile elde edilen sonuçların genetik algoritma sonuçlarına yakın sonuçlar verdiği fakat hesaplama maliyeti olarak % 5 iyileşme sağladığı gözlemlenmiştir.

Literatür araştırması neticesinde, vekil model kullanım sıklığının fazlalığı ve sağladığı avantajlar göz önünde bulundurulduğunda, bu çalışmada da vekil model tabanlı araştırma yöntemi tercih edilmiştir.

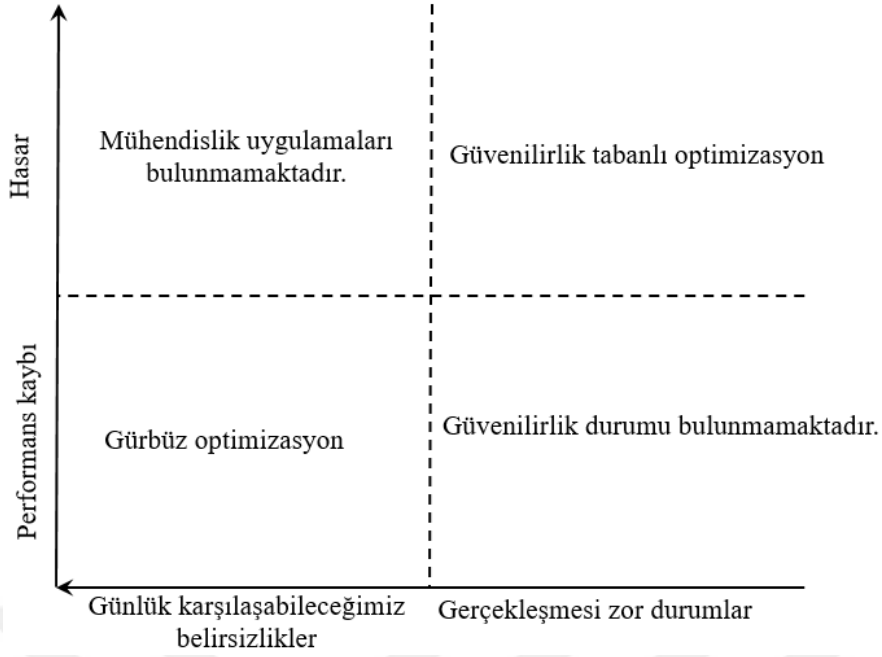
1.4 Belirsizlik Altında Optimizasyon

Sistem değişkenleri, çevresel şartlardan, üretim veya uygulama yöntemlerinden gelen belirsizliklerden ötürü değişkenlik gösterebilir. Bu yüzden optimizasyon çalışmalarında belirsizlikleri dahil etmek önemlidir. Belirsizlikler, doğal ve epistemik olmak üzere iki temel kategoride sınıflandırılabilir [46, 47]. Doğal belirsizlik, rastsal veya istatistiksel belirsizlik olarak da adlandırılmaktadır. Doğal belirsizlikler, gerçek hayatta her zaman mevcut olup, fiziksel sistemdeki değişikliklerden ötürü meydana gelmektedir [48]. Örnek olarak ortamın sıcaklığının, nem oranının vb. değişmesinden

ötürü tasarım değişkenlerinde veya çıktılarında meydana gelen belirsizlikler verilebilir. Epistemik belirsizlik ise tasarım süreçlerinin uygulanmasında meydana gelen belirsizlikler olarak tanımlanmaktadır [49]. Örnek olarak ise HAD analizlerinde kullanılan türbülans modellerinden meydana gelen belirsizlikler verilebilir.

Bir tasarımın belirsizlikler hesaba katılarak optimizasyonunun gerçekleştirilmesi belirsizlik altında optimizasyon olarak tanımlanmaktadır. Tasarım optimizasyonu süreçlerinde, belirsizlikler optimizasyonda farklı amaçlarda kullanılabilir. Buna bağlı olarak, belirsizlik altında optimizasyon, güvenilirlik tabanlı optimizasyon ve gürbüz optimizasyon olmak üzere iki bölümde incelenebilir [50]. Bir tasarımın belirsizlikler altında hasara uğrama olasılığını belirli bir değerde kısıtlayarak, o tasarımın güvenilirliğini artırmaya yönelik gerçekleştirilen optimizasyon, güvenilirlik tabanlı optimizasyon olarak tanımlanmaktadır [51]. Bir tasarımın, belirsizlikler altında performansındaki değişimini en aza indirmeyi hedefleyen optimizasyon ise gürbüz optimizasyon olarak tanımlanmaktadır. Gürbüzlük (ing. robustness) ifadesinin tanımı, Taguchi ve diğ. [52] tarafından, bir tasarımın değişikliğe sebep olabilecek faktörlerden en az etkilenmesi şeklinde yapılmıştır. Suh [53] tarafından ise gürbüz tasarım, yüksek üretim ve montaj toleranslarına göre değişimin küçük olduğu tasarım şeklinde tanımlanmaktadır. Araştırmacılar tarafından farklı tanımlamalar gerçekleştirilse dahi anlam olarak benzer şekilde gürbüz tasarım, değişikliğe en az hassas olan tasarım olarak tanımlanabilmektedir.

Güvenilirlik tabanlı optimizasyon yöntemlerinde hasara uğrama olasılığına odaklanılırken gürbüz optimizasyon yöntemlerinde performans değişiminin ortalama değerden sapmasına odaklanılmaktadır. Bu yüzden güvenilirlik tabanlı optimizasyon yöntemleri, gerçekleşmesi zor olaylar göz önünde bulundurularak bir tasarımın güvenilirliğini arttırırken, gürbüz optimizasyon yöntemleri sistemin maruz kalacağı belirsizlikler altında performansını arttırmaya yönelik hesaplamalar gerçekleştirmektedir. Bu iki yöntemin uygulama alanlarını Zang ve diğ. [54] tarafından gerçekleştirilen çalışmada Şekil 1.2'deki gibi özetlenmiştir.



Şekil 1.2: Güvenilirlik tabanlı ve gürbüz optimizasyon yöntemlerinin uygulama alanları [54].

Şekil 1.2 incelendiğinde günlük karşılaşılabileğimiz belirsizliklerden ötürü hasara götürecek sistemler için mühendislik uygulamaları bulunmamaktadır. Fakat günlük karşılaşılabileğimiz belirsizliklerin performans kaybına sebep olduğu durumlar için gürbüz optimizasyon yöntemleri tercih edilebilir. Gerçekleşmesi zor durumların hasara uğratabileceği durumlar için ise güvenilirlik tabanlı optimizasyon yöntemleri tercih edilebilir. Fakat gerçekleşmesi zor durumların sebep olduğu performans kaybı için güvenilirlik analizinin kullanılması uygun değildir. Bu değerlendirmeler ışığında bu çalışmada gürbüz optimizasyon yöntemi tercih edilmiştir.

Gürbüz tasarımın ayrıntılarına değinmeden belirsizliklerin dahil edildiği problemlerin incelenmesi önemlidir. Zhang ve diğ. [55] Mach sayısı, hücum açısı ve tasarım parametrelerindeki belirsizliklerin tasarım üzerindeki etkilerini incelemiştir. Çalışma sonucunda ayrı ayrı her bir değişkenin tasarımlar üzerinde nasıl etkileri olduğu anlatılmıştır. Papadimitriou [56] kanat kesit şekil optimizasyonu için geometriden ve akış fenomenlerinden dolayı meydana gelen belirsizlikleri, olasılıksal dağılım ile hesaplamalara dahil etmiştir. Sürüklenme katsayısının, ortalama ve standart sapma değerinin ağırlıklı toplamı ile oluşturulan amaç fonksiyonunu azaltacak şekilde bir gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Vuruskan ve Hosder [57] ise farklı türbülans ve parametrik modellerinin kullanımının optimizasyon çalışmalarına olan

etkisini çalışmıştır. Hesaplanan gürbüz tasarımların kullanılan türbülans ve parametrik modellerin etkilerini azalttığı görülmüştür.

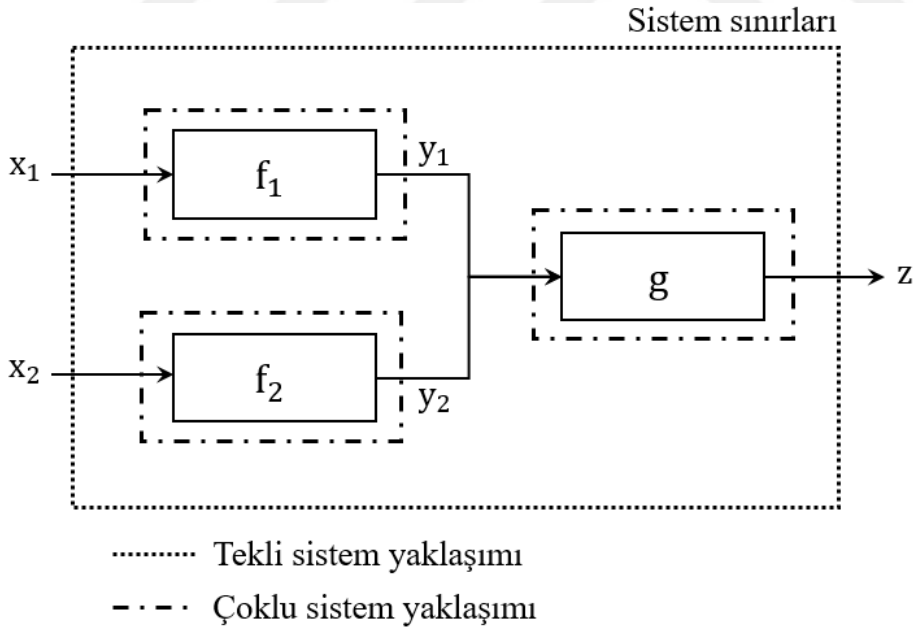
Türbülanslı akışlar, aerodinamik çalışma alanında hemen her problemde bulunmaktadır. Kapanım probleminden ötürü türbülanslı akışların çözümü türbülans modelleri ile sağlanmaktadır. Çözüm hassasiyeti açısından Direkt Nümerik Simülasyon (DNS) ve Büyük Çevrinti Simülasyon (BÇS) yöntemleri iyi sonuçlar verse de hesaplama maliyeti açısından pahalı yöntemlerdir. Bu yüzden Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RONS) yöntemleri sıklıkla tercih edilmektedir. RONS yöntemleri, türbülans kapanım problemine çözüm olarak Reynolds stres tensörünün akış parametrelerinin ortalamasına bağlı bir fonksiyon olarak tanımlanmaktadır. Gerçekleştirilen yaklaşımdan ötürü RONS yöntemleri akım ayrılımlarının baskın olduğu problemlerde tatmin edici sonuçlar verememektedir [58]. Bütün bu bilgiler ışığında türbülans modellemesi HAD analizlerinde meydana gelen belirsizliklerin birincil kaynağıdır [59].

Kennedy ve O'Hagan [60], kullanılan türbülans modelinden meydana gelen belirsizlikleri hesaplamak için Bayesian kalibrasyon yaklaşımı geliştirmiştir. Çalışmada HAD analizlerinden elde edilen çıktılar ile rüzgar tünellerinden elde edilen sonuçlar arasındaki farklar kullanılarak bir vekil model oluşturulmaktadır. Farklı HAD analizleri için oluşturulan vekil model yardımıyla belirsizlikler, analizlere yansıtılmaktadır. Fakat bütün mühendislik problemlerine uygulamadaki zorluklar, bu yöntemin en büyük dezavantajıdır.

Emory ve diğ. [61] tarafından RONS yöntemlerinden meydana gelen model belirsizliklerini hesaplamak için bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada Reynolds stres tensörü, ulaşabileceği maksimum ve minimum durumlara sarsınımına uğratarak türbülans modelinden meydana gelen belirsizlikleri hesaplamışlardır. Bu yöntemin avantajı hem hesaplama maliyeti olarak çok fazla artışa sebebiyet vermeyip hem de mühendislik uygulamalarına uygulanabilmektedir. Mishra ve diğ [62], bu çalışmayı $k-\omega$ SST türbülans modeline uyarlayarak, SU2 açık kaynak HAD yazılımına entegre etmiştir. Jet ve lüle akışları, kanat kesiti üzerindeki akışlar için test analizleri gerçekleştirilerek yöntemin verimliliği incelenmiştir.

Gürbüz optimizasyon çalışmalarındaki bir diğer sorun ise bu belirsizliklerin bütün sistem üzerindeki etkisinin modellenmesidir. Örnek olarak Şekil 1.1'de gösterilen

birden fazla alt sisteme sahip büyük sistemleri, tek bir sistem gibi ele alalım [63]. Şekil 1.3'te yer alan x_1 ve x_2 parametreleri tasarım girdilerini, f_1 , f_2 ve g parametreleri simülasyon modellerini, z ise nihai çıktı değerlerini temsil etmektedir. Çıktı değerindeki (z) belirsizlik miktarı, girdi değişkenlerinden (x_1 ve x_2) ve simülasyon modellerinden (f_1 , f_2 ve g) ötürü oluşan belirsizliklerden meydana gelmektedir. Tekli sistem yaklaşımında belirsizlik tiplerine göre farklı gürbüz tasarım sınıflandırmaları gerçekleştirilebilir. Taguchi ve diğ. [52] tarafından önerilen ve Tip-1 diye sınıflandırılan gürbüz tasarım, tasarımcı tarafından kontrol edilemeyen belirsizliklerden minimum seviyede etkilenen tasarım olarak tanımlanmaktadır. Tasarımcı tarafından kontrol edilemeyen belirsizliklere örnek olarak ortam sıcaklığı, nem oranı vb. etkiler verilebilir. Chen [64] tarafından önerilen ve Tip-2 diye sınıflandırılan gürbüz tasarım ise tasarımcı tarafından kontrol edilebilen belirsizliklerden minimum seviyede etkilenen tasarım olarak tanımlanmaktadır. Kullanılan mühendislik denklemlerinden, analiz, simülasyon ve vekil modellerden meydana gelen model belirsizliklerin dahil olduğu gürbüz tasarımlar, Tip-3 şeklinde sınıflandırılmaktadır [65].



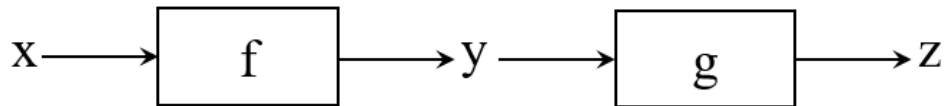
Şekil 1.3: Tekli ve çoklu sistem sınırları.

Tekli sistem yaklaşımı, tek bir simülasyon modeli (f_1 , f_2 ve g modelleri, tek bir simülasyon modelini temsil etmektedir.) kullanarak birden fazla değişken için veya otomatize edilmiş simülasyon alt yapıları ile uygulanabilmektedir. Bu tür yöntemlere örnek olarak Monte Carlo simülasyonu, stokastik yüzey yöntemi ve ikinci dereceden

moment analizi verilebilir. Alt sistemlerde farklı disiplinlere sahip simülasyon modellerinin veya farklı hesaplama ortamlarının kullanıldığı çoklu sistem yaklaşımlarında ise belirsizliklerin bütün sistem içerisinde yayılmasını hesaplamalara dahil etmek hem zor hem de maliyetlidir [66].

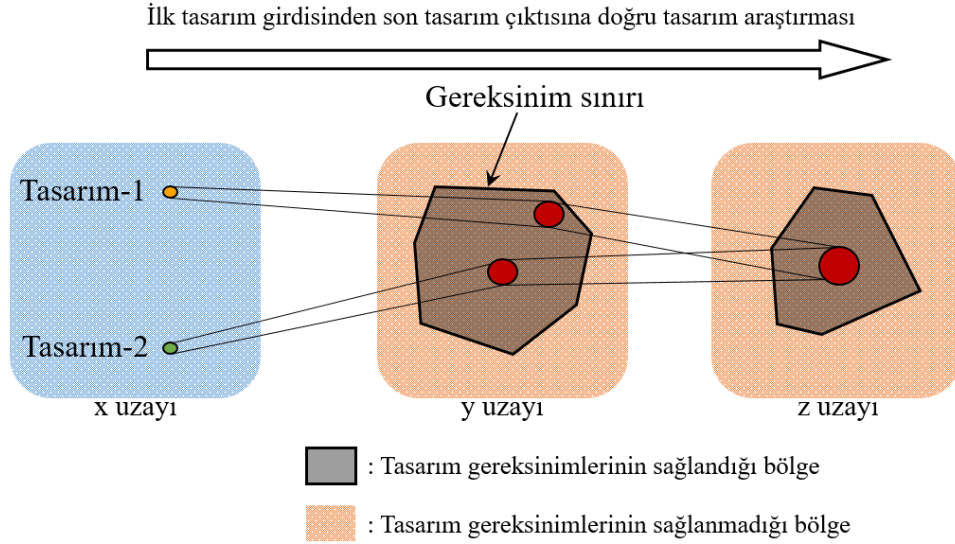
Çoklu sistem yaklaşımı için Gu ve diğ. [67] tarafından her bir alt sistem için birinci dereceden hassasiyet analizinin gerçekleştirilmesi önerilmiştir. Bu sayede çıktı değerini etkileyen belirsizlik miktarı, her bir alt sistemden kaynaklanan belirsizliğin yayılması ile hesaplanabilmektedir. Du ve Chen [68] tarafından önerilen yöntemde ise her bir tasarım girdisi (x_1 ve x_2) ve alt sistemlerden elde edilen çıktı değerlerinin (y_1 ve y_2) ortalaması ve varyansları hesaplanarak sistemler arasında aktarılmaktadır. Bu tür yöntemlerin dezavantajı, birbirine bağlı model belirsizliklerini hesaplamalara dahil etmeden sadece ortalama ve varyans etkilerine odaklanmalarıdır.

Şimdiye kadar anlatılan yöntemler, Olson'un [69] hiyerarşi konseptine göre aşağıdan yukarı doğru, sebep ve sonuç ilişkisi kuran yöntemlerdir. Bu tür yöntemlerin bir diğer dezavantajını anlatmak için Şekil 1.4'teki basit bir örneği ele alalım. Şekil 1.2'de yer alan x , tasarım değişkenini, y ise f isimli alt sistemde bulunan simülasyon modelinden elde edilen çıktı değişkenini temsil etmektedir. Aynı zamanda y değişkeni, g isimli alt sistemde bulunan simülasyon modelinin tasarım girdisini temsil etmektedir. Sistem çıktısı, z değişkeni ile ifade edilmektedir.



Şekil 1.4: Örnek sistem gösterimi.

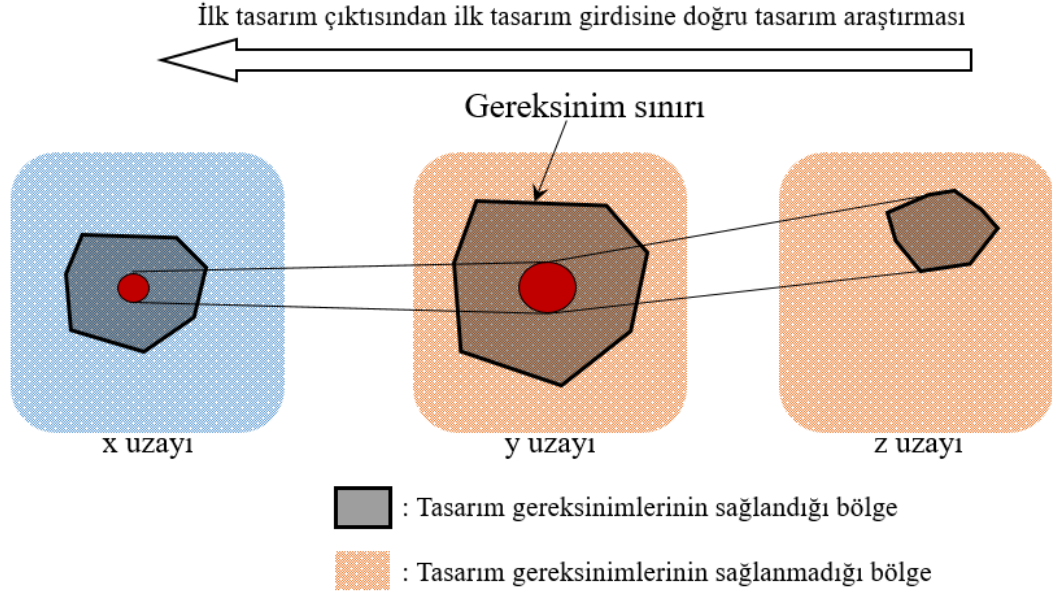
Şekil 1.4'teki akış şeması izlenerek Şekil 1.5'teki x uzayında örnek olarak gösterilen iki adet tasarımı inceleyelim. Şekil 1.5'teki örnekte, x uzayındaki Tasarım-1 ve Tasarım-2 için, z uzayında, tasarım kısıtları göz önünde bulundurulduğunda, tek bir sonuç hesaplanmıştır. Bu durumda, Tasarım-1 veya Tasarım-2'den hangisinin daha gürbüz (belirsizlikten daha az etkilenen) olduğu ise y uzayındaki sonuçların kıyaslanması ile mümkündür. Tasarım-2'nin y uzayındaki sonucunun, Tasarım-1'in sonucuna göre kısıtlama sınırının merkezine daha yakın olmasından dolayı, Tasarım-2'nin daha gürbüz optimizasyon sürecinde daha iyi bir tasarım olduğu söylenebilir. Fakat, gürbüz optimizasyon yöntemleri, genellikle z uzayındaki sonuç ile ilgilendiği için bu tür problemlere bir çözüm üretememektedir.



Şekil 1.5: Olson'un aşağıdan yukarı tasarım araştırma örneği.

Bu durumun önüne geçmek için Choi ve diğ. [65] tarafından Tümevarımsal Tasarım Araştırma Yöntemi (TTAY) geliştirilmiştir. TTAY sayesinde sistemin üst seviyesinden alt seviyeye doğru tasarım gereksinimleri göz önünde bulundurularak optimizasyon çalışması gerçekleştirilmektedir. Bu sayede hem tasarımdaki hem de kullanılan modellerdeki belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek her bir alt sistemdeki sonuçlar da dahil olmak üzere gürbüz olan tasarımlar elde edilmektedir. Şekil 1.6'da örnek bir TTAY prosedürü gösterilmektedir. Şekil 1.6 incelendiğinde ilk olarak tasarım çıktısı olan z uzayı için tasarım gereksinimleri ile bir sınır oluşturulmaktadır. Bu sınırı, belirsizliklerin de hesaplamalara dahil edilmesi ile karşılayan y uzayındaki tasarım gereksinim sınırları içerisinde gürbüz tasarımlar hesaplanmaktadır. Bu gürbüz tasarımlar kullanılarak aynı işlemler x uzayı için de gerçekleştirilip gürbüz tasarımlar elde edilmektedir. Bu sayede tasarım özgürlüğü artırılarak daha esnek bir tasarım gerçekleştirilebilmektedir.

TTAY yönteminin, karmaşık problemlerde ve tasarım değişkeninin fazla olduğu durumlarda yüksek hesaplama sürelerine sebebiyet vermektedir. Literatürde olan çalışmalar iki ila beş değişken sayısı arasında değişkenlik göstermektedir [70]. Bu yüzden TTAY'ın yüksek değişken sayısına sahip, belirsizliklerin dahil olduğu karmaşık aerodinamik şekil optimizasyonu problemleri için iyileştirilmesi gerekmektedir.

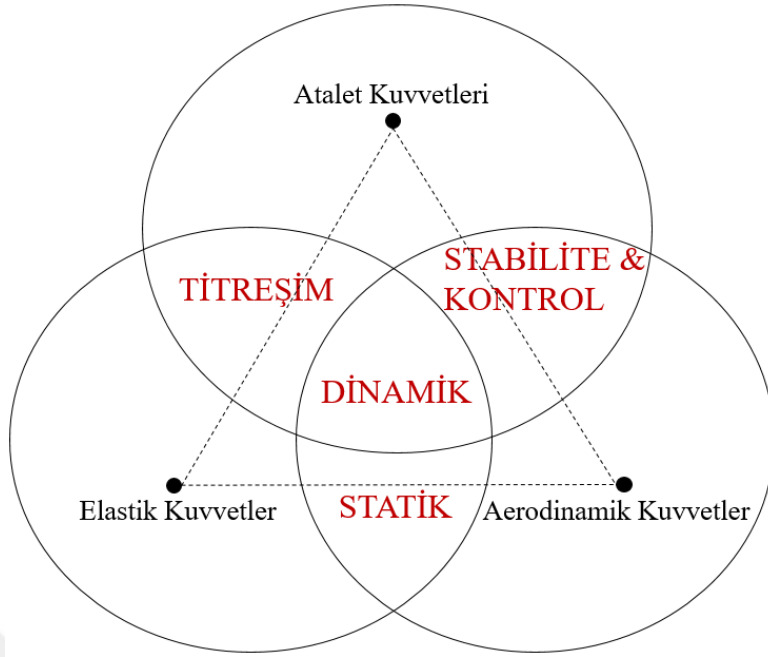


Şekil 1.6: Tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi örneği.

1.5 Akışkan-Katı Etkileşimi

Havacılık uygulamalarında arzu edilen tasarımların gerçekleştirilebilmesi için aerodinamik ve yapısal analizlere sıklıkla başvurulmaktadır [71, 72]. Akışkan-katı etkileşimi ise aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetleri arasındaki ilişkiyi inceleyen çalışmalara verilen isimdir. Tasarımcılar tarafından özellikle düşük ağırlık ve esnekliğe sahip kanat tasarımları istendiği için akışkan-katı etkileşimi büyük bir öneme sahiptir. Bu yüzden optimizasyon çalışmalarında hesaplamalara dahil edilmesi gereken etkiler arasında değerlendirilmektedir [73].

Collar'ın [74] aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetleri arasındaki ilişkiyi anlatan üçgen şeması Şekil 1.7'de gösterilmektedir. Bir hava aracının üzerindeki titreşimi incelemek için yapı üzerine etki eden atalet ve elastik kuvvetlerinin hesaplamalara dahil edilmesi gerekmektedir. Aerodinamik ve elastik kuvvetlerin bir arada olduğu durumlarda statik akışkan-katı etkileşimi önemliyken bu duruma ek olarak atalet kuvvetlerinin de dahil olması ile dinamik akışkan-katı etkileşimi önemli hale gelmektedir. Özellikle uçuş mekaniği uygulamalarında atalet ve aerodinamik kuvvetlerin etkileşimi ile stabilite ve kontrol çalışmaları karşımıza çıkmaktadır.



Şekil 1.7: Collar'ın aeroelastik üçgeni.

Akışkan-katı etkileşim problemleri, havacılık uygulamalarının en başından beri araştırmacılar tarafından ilgi duyulan bir konudur. Özellikle transonik ve süpersonik hızların tecrübe edilmesiyle bu alana olan ilgi daha da artmıştır. Sayısal hesaplama kabiliyetlerinin de artması ile rüzgar tünelleri ile doğrulanan yüksek doğruluklu hesaplama modelleri geliştirilmiştir [71].

Başkut [75] tarafından gerçekleştirilen çalışmada statik ve dinamik akışkan-katı etkileşimlerinin incelenmesi için bir arayüz geliştirilmiştir. Geliştirilen arayüz sayesinde akış çözücüsü ile sonlu elemanlar çözücüsü arasında basınç yüklerinin ve geometrilerin transferi sağlanmıştır. Arayüzün verimliliği ise AGARD 445.6 kanadı ve füze geometrisi kullanılarak literatürde bulunan sayısal ve deney sonuçları ile kıyaslanmıştır.

Long ve diğ. [76] tarafından yüksek kanat açıklık oranına sahip bir kanat geometrisi için hem aerodinamik hem de yapısal açıdan şekil optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Çalışmada adaptif bir vekil model kullanılarak oluşabilecek hesaplama yükünün azaltılması hedeflenmiştir. Alternatif kanat geometrileri için elde edilen aerodinamik basınç yükleri, kabuk (skin), kaburga (rib) ve kiriş (spar) kalınlığının optimizasyonu için bir girdi olarak kullanılmıştır. Çalışma sonucunda hem aerodinamik hem de yapısal gereksinimleri sağlayan optimum kanat geometrisi elde edilmiştir.

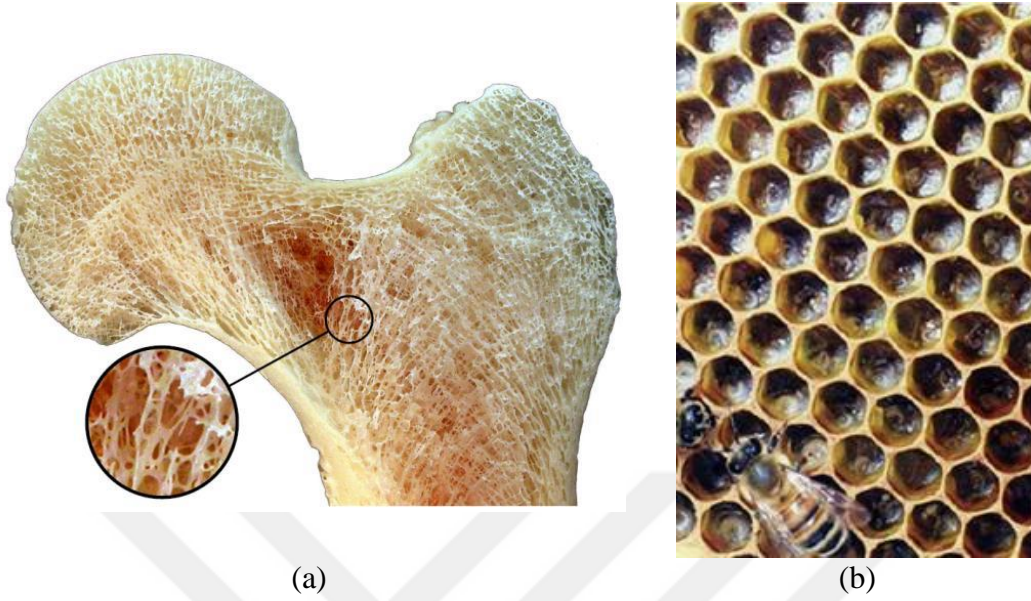
Guo ve diğ. [77] kanat geometrisi üzerinde aerodinamik, termal ve yapısal etkiler altında akışkan-katı optimizasyon çalışması gerçekleştirmiştir. Optimizasyon yöntemi olarak türev tabanlı bir yöntem olan eşlenik (adjoint) yöntemi tercih edilmiştir. Aerodinamik açıdan amaç fonksiyonu, taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranını arttırmak şeklinde belirlenmiştir. Yapısal anlamda ise yapısal gerilme ve ağırlık kısıtları tanımlanmıştır. Çalışma sonucunda bütün tasarım kısıtları sağlanarak taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranında %4'lük bir iyileşme gerçekleştirilmiştir. Aynı zamanda kanat ağırlığının artışı da kontrol altına alındığı için akışkan-katı etkileşiminin dahil olduğu optimizasyon yöntemi, çalışma sonucunda önerilmiştir.

1.6 Kafes Yapılar

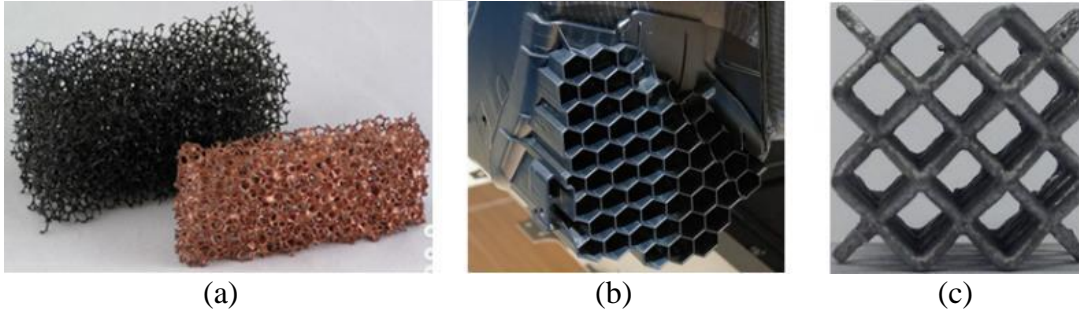
Günümüzde gerçekleştirilen çoğu mühendislik uygulaması, doğadan ilham alınarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 1.8(a)'da verilen bir kemiğin iç yapısına bakacak olursak birbirini tekrar eden benzer hücrelerden meydana geldiği görülmektedir. Yapısal olarak ise bu tür yapılar, düşük ağırlıklar ile yüksek dayanıma sahip olduğu için avantajlı olarak değerlendirilmektedir. Bu duruma örnek olarak kuşların havada uzun süre kalarak uçmaları için kemik yapılarının hafif fakat avlanma esnasında keskin manevraları yapabilmeleri için mukavemetinin yüksek olması gerekmektedir. Kafes yapılar da doğadaki bu tür yapılardan ilham alınarak birbirini tekrar eden üç boyutlu birim hücrelerin birleşmesi ile oluşmaktadır [78]. Kafes yapıların bu tür özelliklerinin yanında enerji sönmülendirme, akustik, titreşim ve ısı yönetimi açısından da çeşitli avantajları bulunmaktadır [79].

Mühendislik uygulamalarında kafes yapılar, dağılımlarına göre rastgele ve periyodik olmak üzere iki temel kategoriye ayrılmaktadır [80]. Rastgele kafes yapıları, hücre boyutlarının değişkenlik gösterdiği yapılar olarak tanımlanmaktadır. Bu tür kafes yapılarına örnek olarak doğada Şekil 1.8(a)'da gösterilen kemik içerisindeki yapılar örnek olarak verilebilir. Mühendislik uygulamalarında ise Şekil 1.9(a)'da gösterilen ve birbirini takip eden tek tip birim hücre ile tanımlanamayan rastsal köpük yapısı, rastgele kafes yapılarına örnek verilebilir. Periyodik kafes yapıları ise birbirini takip eden hücrelerden meydana gelmektedir. Periyodik kafes yapılara doğada verilebilecek en güzel örnek ise Şekil 1.8(b)'de gösterilen bal peteği geometrisidir. Mühendislik uygulamalarında ise iki yönde birbirini tekrar eden prizmatik yapılarla oluşturulan

Şekil 1.9(b)'deki bal peteği yapıları ve üç yönde birbirini takip eden Şekil 1.9(c)'deki hücrel kafes yapılar örnek verilebilir.

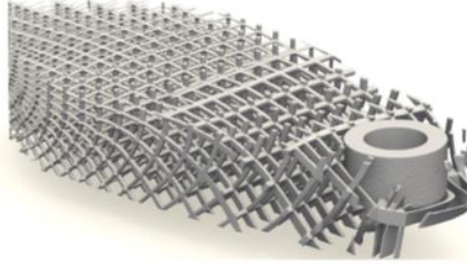


Şekil 1.8: Doğada dağılımlara göre kafes hücre tipleri (a) İnsan kemiği içyapısı (b) Bal peteği.



Şekil 1.9: Mühendislik uygulamalarında dağılımlara göre kafes hücre tipleri (a) Stokastik köpük (b) Bal peteği yapısı (c) Hücrel kafes yapı [81].

Kafes yapıların sağladığı avantajlardan dolayı son yıllarda özellikle havacılık sektörü olmak üzere birçok alanda kullanımını artırmıştır [82, 83]. Bu sayede araştırmacılar tarafından eklemeli imalat teknolojisine olan ilgi de artış göstermiştir [84]. Wang ve diğ. [82] tarafından gerçekleştirilen çalışmada kullanılan kafes yapı Şekil 1.10(a)'da, Ajaj ve diğ. [84] tarafından gerçekleştirilen çalışmada eklemeli imalat teknolojisi ile üretilen şekil değiştirebilen kanat geometrisi ise Şekil 1.10(b)'de gösterilmektedir.



(a)



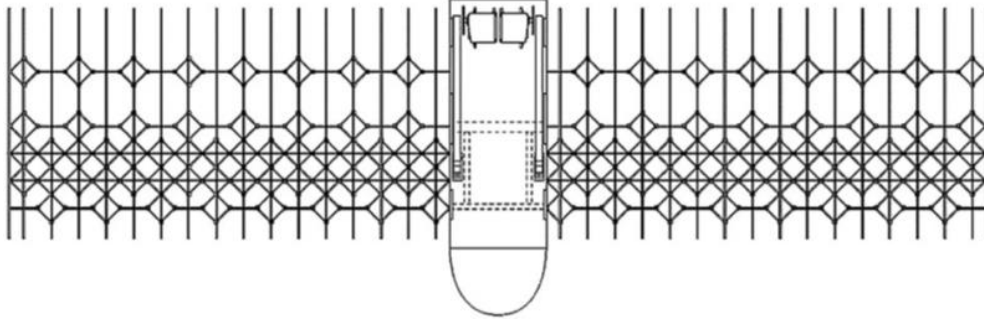
(b)

Şekil 1.10: Havacılık sektöründe kullanılan kafes yapı örnekleri (a) Dört pervaneli helikopter kolu [75] (b) Şekil değiştiren kanat [77].

Kafes yapıların havacılık uygulamalarında kullanımına örnek olarak Goh ve diğ. [85] tarafından gerçekleştirilen çalışmada küçük bir insansız hava aracı, eklemeli imalat yardımıyla üretilerek yapısal ve aerodinamik verimliliğinin artırılması amaçlanmıştır. Eklemeli imalat teknikleri, kalıplama ve alet ile işlemeye ihtiyaç duymadığı için zaman, maliyet ve gayret anlamında avantaj sağlamaktadır. Ayrıca çalışmada idame edilebilirlik maliyetlerinin de düşürülebileceği sonucuna varılmaktadır. Büyük hava araçlarına uygulanabilirliğinde ve özellikle ticari havacılık uygulamalarında düşük ağırlık-yüksek dayanıma sahip malzemelerin eksikliğinden ötürü kullanılmasında zorluklar mevcuttur. Fakat 2025 yılı itibariyle özellikle insansız hava aracı platformları için bu tür yapıların kullanımının daha da artacağına yönelik öneriler de yer almaktadır. Eklemeli imalat teknolojisinin kanat geometrilerine uygulanabilirliği Tsushima ve diğ. [86] hem nümerik hem deneysel açıdan incelemiştir. Çalışmada dikdörtgenel bir kanat geometrisi için hem statik yük hem de titreşim altında kafes yapılarla oluşturulan kanat geometrisinin verimliliğine bakılmıştır. Deneysel ve nümerik sonuçların birbirleri ile uyumlu olduğu görülmüştür.

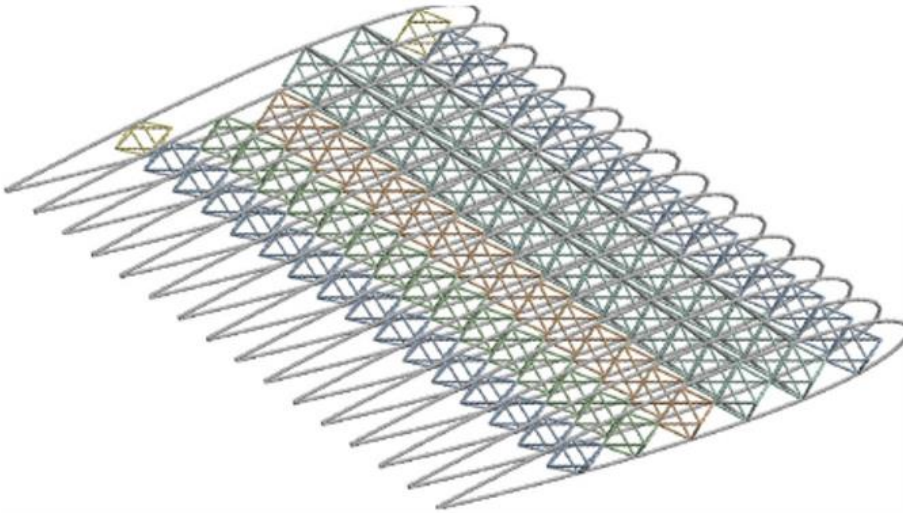
Jenett ve diğ. [87], Şekil 1.11’de gösterilen küçük ölçekli bir insansız hava aracı için kafes yapılar ile tasarım, analiz ve üretim aşamalarını çalışmalarında detaylı olarak anlatmıştır. Ayrıca şekil değiştirilebilen bir kanat geometrisi üzerinden bu çalışmanın gerçekleştirilmesi de gelecekteki araştırmalara güzel bir referans oluşturmuştur. Kafes yapı ile tasarlanan hava aracının prototipi, NASA Langley rüzgar tüneline test edilerek verimliliği değerlendirilmiştir. Kanat geometrisinin yapısal geometrisi, kafes yapılar ile oluşturulduğu için kanat burkulma açısının değişimi rahat bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Uçak kanatlarının taşıma kuvveti, hücum açısı ile artmaktadır. Belirli bir hücum açısı değerinden sonra kanat üzerinde akış kabarcıkları oluşur ve bu kabarcıklar patlamaya başlar. Bunun sonucunda kanat daha fazla taşıma sağlayamaz

ve perdövites dediğimiz taşıma kaybı oluşur. Bu yüzden mümkün oldukça kanadın perdövites karakteristiğinin yüksek hücum açılarında görülmesi tercih edilir [88]. Bu çalışma neticesinde küçük ölçekli insansız hava aracının perdövites karakteristiğinde kafes yapılarla gerçekleştirilen tasarımda bir iyileşme gözlemlenmiştir.



Şekil 1.11: İnsansız hava araç kanadının kafes yapılar ile tasarımı [87].

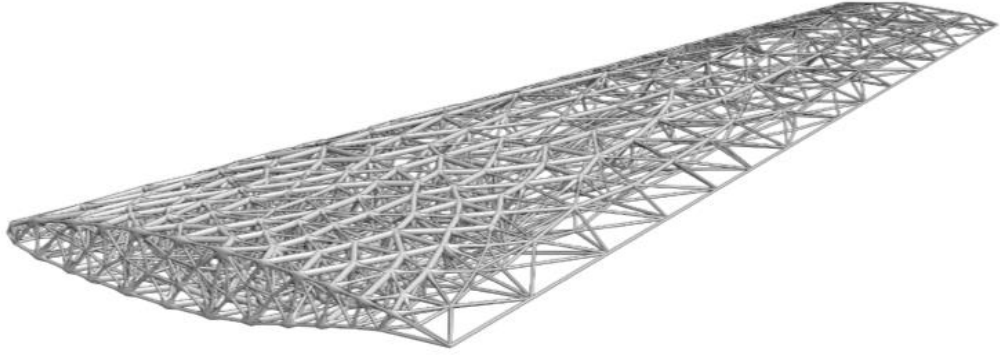
Şekil 1.12’de gösterilen bir diğer şekil değiştiren kanat geometrisi için kafes yapılar ile Zhang ve diğ. [89] bir çalışma gerçekleştirmiştir. Kanat ağırlığının azaltılması için her bir kafes hücre, değişken yoğunluk optimizasyon yöntemi ile hesaplamalara dahil edilmiştir. Çalışma sonucunda başlangıçta 242.6 gram olan kanat ağırlığı 155.3 grama düşürülerek %36 değerinde bir ağırlık kazancı elde edilmiştir.



Şekil 1.12: Şekil değiştiren kanat geometrisi için kafes yapı tasarımı [89].

Opgenoord ve Wilcox [90] Şekil 1.13’te gösterilen kafes yapı ile oluşturulmuş bir kanat geometrisi için çarpıntı karakteristiğinin incelendiği bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışmada temsili bir kanat geometrisi, tamamen kafes yapılar ile modellenmiştir. Aerodinamik model olarak şerit (strip) teorisi yardımıyla kanat

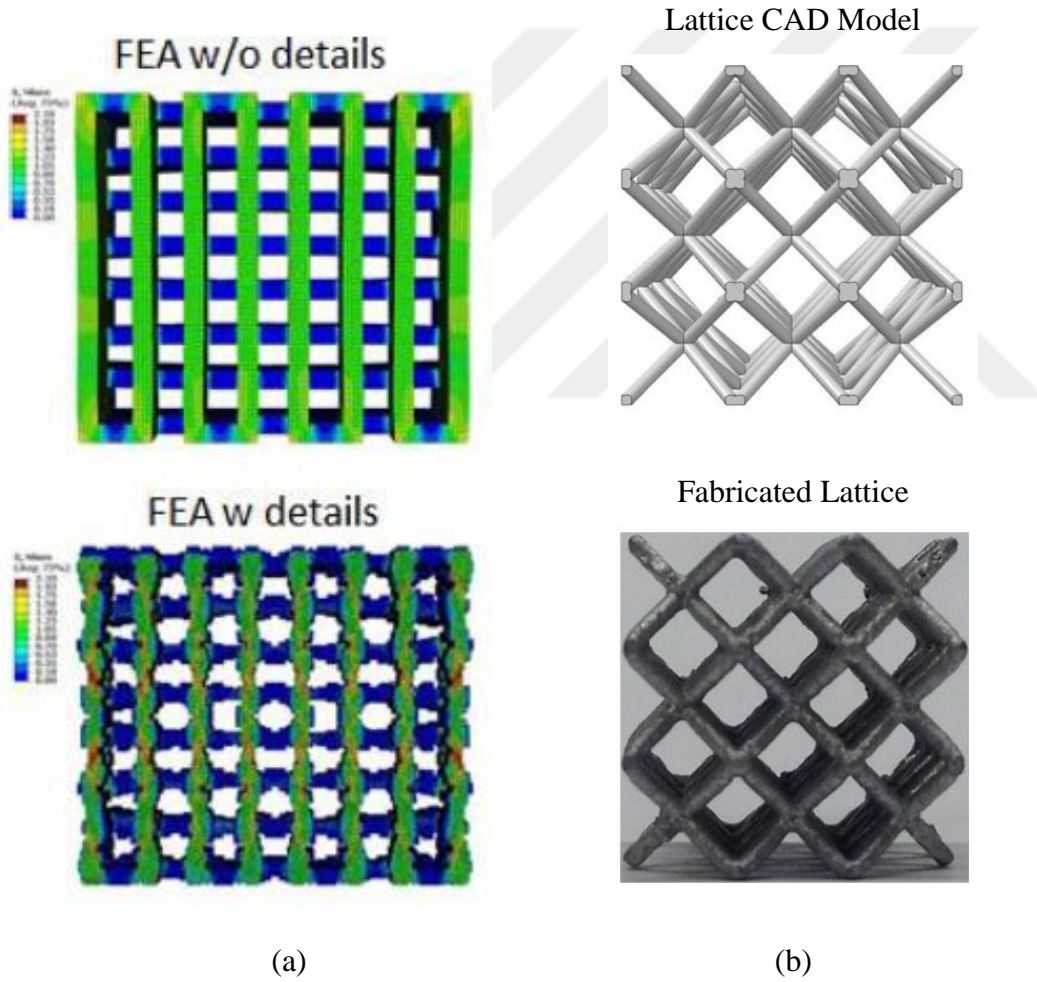
üzerindeki basınç yükleri hesaplanmıştır. Kafes yapıların verimliliğini kıyaslamak için ise düşük mertebeye yöntemler kullanılarak sonuçlar değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda akışkan-katı etkileşimi sonucunda yapının ağırlığını %1,8 arttırarak çarpıntı hızını %15 iyileştirilebileceği görülmüştür.



Şekil 1.13: Kafes yapılarla oluşturulan kanat geometrisi [90].

Kafes yapıları tasarımı eklemeli imalat ile üretilebiliyor olsa da, kafes yapıların performansını önemli ölçüde etkileyen üretimden gelen belirsizlikler bulunmaktadır [91]. Bu belirsizlikler, kafes yapıların kanat tasarımlarında kullanımında da performansı etkileyeceğinden, bir kanat tasarımı için yapılacak optimizasyon çalışmasında, belirsizlikler altında kanat performansında en az değişime neden olacak tasarımın belirlenmesi önemlidir. Parthasarathy ve diğ. [92] gözenekli Ti6Al4V parçası için elektron ışını tabanlı toz yataklı eklemeli imalat süreçlerinde gözeneklerin ve kafes hücre eleman boyutlarındaki değişimin mekanik özellikler üzerindeki etkileri incelenmiştir. Farklı gözenek oranında ve kafes hücre eleman boyutlarında elastisite modülü değerinin 0.57 GPa'dan 2.92 GPa'a kadar farklılık gösterdiği görülmüştür. Cansizoglu ve diğ. [93] tarafından gerçekleştirilen çalışmada Ti6Al4V malzemesinin bağıl yoğunluğunun %5 ve %11 aralığında değişkenlik gösterdiği durumda eklemeli imalat ile üretilen numunelerle yaptığı deneylerle mekanik performansı incelenmiştir. Çalışma sonucunda elastisite modülü değerinin yoğunluğa bağlı olarak 225 MPa değerinden 50 MPa değerine kadar değişkenlik gösterebildiği görülmüştür. Bazı numunelerde üretimden gelen geometrik değişimlerden dolayı kırılma hızının fazla olduğu gözlemlenmiştir. Bu yüzden, Şekil 1.14(a)'da gösterildiği gibi, SEA modellerinde kafes hücre elemanlarının geometrik özelliklerindeki değişimlerin modellenmesinin önemli olduğu belirtilmiştir. Görgülüarslan [81] tarafından gerçekleştirilen çalışmada bilgisayar ortamında modellenen ve eklemeli imalat ile

AlSi10Mg alaşımdan üretilen kafes yapılar Şekil 1.14(b)'de gösterilmiştir. Çalışmada kafes hücrelerin çubuk elemanlarındaki üretim sonrası oluşan geometrik belirsizliklerin hesaplanması ve kafes hücrelerin SEA modellerine dahil edilerek mekanik performansının belirlenmesi üzerine bir yöntem geliştirilmiştir. Bütün bu durumlar göz önünde bulundurulduğunda üretim esnasında kafes hücre elemanlarındaki belirsizlikler, mekanik özellikleri etkilemektedir. Mekanik özelliklerdeki bu değişiklikler kanat tasarımlarında ise aerodinamik yükler altında kanat dayanımının değişmesine sebebiyet verebilir. Bu yüzden kanat tasarım çalışmalarında kafes hücre elemanlarındaki belirsizliklerin hesaplamalara dahil edilmesi önemlidir.



Şekil 1.14: Kafes hücre çaplarındaki belirsizlikler (a) SEA modelinde hücresel kafes yapıların detaylarının olmadığı (üst) ve detayların olduğu (alt) [93] (b) Kafes yapı CAD model (üst) ve eklemeli imalat ile AlSi10Mg alaşımı ile üretilen kafes yapı [81].

1.7 Araştırma Soruları

Bu tezin amacı, belirsizliklerin dahil edildiği yüksek hesaplama sürelerine ve karmaşıklığa sahip disiplinlerarası kanat tasarım problemleri için bir optimizasyon süreci önermektir. Bölüm 1.3’de detaylı olarak anlatıldığı gibi vekil model tabanlı optimizasyon yöntemlerinin tercih edildiği problemlerde oluşan dar boğazı önlemek için tasarım değişken sayısını azaltmak önemlidir. Ayrıca Bölüm 1.4’de anlatılan TTAY yöntemi, karmaşık problemlerde ve tasarım değişkeninin fazla olduğu durumlarda yüksek hesaplama sürelerine sahiptir. Literatürde olan çalışmalar iki ila beş değişken sayısı arasında değişkenlik göstermektedir [70]. Bu yüzden TTAY’ın yüksek değişken sayısına sahip, belirsizliklerin dahil olduğu karmaşık aerodinamik şekil optimizasyonu problemleri için iyileştirilmesi gerekmektedir. Bu durum, Araştırma Sorusu-1 ile ilişkilendirilip bu çalışmada çözüm aranmıştır.

Araştırma Sorusu-1: TTAY yönteminin, karmaşık problemlerde ve tasarım değişkeninin fazla olduğu durumlardaki yüksek hesaplama süreleri nasıl azaltılabilir?

Bölüm 1.2’de UDA yöntemi ile ilgili gerçekleştirilen çalışmalara değinilmiştir. UDA yönteminin tasarım değişkenlerini azaltmada kullanıldığı görülmüştür. Ayrıca literatürde çoğu çalışma 2 boyutlu kanat profilleri için UDA yöntemi ile tasarım değişkeni azaltılmıştır. 3 boyutlu kanat şekil optimizasyon problemleri hem daha karmaşık hem de daha fazla tasarım değişkenine sahiptir. UDA yöntemi ile tasarım değişken sayısı azaltılarak TTAY’ın havacılık uygulamalarındaki karmaşık problemlerde dahi uygulanabilirliğini göstermek amaçlanmaktadır. Ayrıca disiplinlerarası ve hedefli bir havacılık uygulaması için TTAY ilk defa kullanılacaktır. UDA ile TTAY’ın beraber kullanılması ile birlikte bir problem ister karmaşık olsun ister basit olsun tasarımcı uygulamalarında TTAY’ı rahatlıkla tercih edebilecektir. Bütün bu cevaplar ışığında Araştırma Sorusu-1, Hipotez-1 ile ilişkilendirilmiştir.

Hipotez-1: Üç boyutlu kanat geometrisinin tasarım değişken sayısı, UDA yöntemi ile azaltılarak TTAY’ın getirdiği hesaplama yükü azaltılabilir.

Günümüzde bilgisayar teknolojilerinin gelişmesi ile optimizasyon problemlerinde sıklıkla HAD ve SEM analizlerinden faydalanılmaktadır. Bu tür yöntemler sayesinde yüksek doğrulukta sonuçlar elde edilmektedir. Fakat aynı zamanda hesaplama maliyetlerinin artmasına da sebebiyet vermektedir. Tasarım uzayını tamamen HAD ve

SEM analizleri ile araştırmakta güçlük çekilmektedir. Bu yüzden vekil modellere ihtiyaç duyulmaktadır. Bu durum ise Araştırma Sorusu-2 ile ilişkilendirilmiştir.

Araştırma Sorusu-2: HAD ve SEM analizlerinden ötürü oluşan hesaplama maliyetlerini azaltarak tasarım uzayını nasıl araştırabiliriz?

Bölüm 1.3’de vekil modellerin, tasarım girdileri ile çıktıları arasında fonksiyonel bir ilişki kurmaya yarayan yöntemler olduğuna değinilmiştir. Tasarım araştırma yöntemlerinde ise vekil modeller sıklıkla tercih edilmektedir. Vekil modeller sayesinde HAD ve SEM analizlerinden elde edilen yüksek doğrulukteki sonuçlarla oluşturulan eğitim veri seti sayesinde tasarım uzayında yer alan herhangi bir noktanın çıktısı tahmin edilebilmektedir. Fakat vekil model oluşturulurken kullanılan eğitim veri seti, tahmin doğruluğunu etkilemektedir [31]. Doğrusal bir veri seti ile oluşturulan vekil model, doğrusal olmayan bir veri seti ile oluşturulan vekil modele göre daha doğru sonuçlar verebilir [93]. Bir veri setinde doğrusal olmayan özellikleri en aza indirmek için UDA gibi boyut azaltma yöntemleri tercih edilebilir. Fakat UDA bir boyut azaltma yöntemi olduğu için optimizasyon sürecinde tasarım değişkenleri ve elde edilecek çıktılar arasında fonksiyonel bir ilişki kurma kabiliyetine sahip değildir. Bu yüzden UDA ile interpolasyon yöntemi olan RBF birlikte kullanılarak bir vekil model oluşturulabilir [94, 95]. Bu çalışma kapsamında UDA tabanlı RBF vekil model oluşturulmuş olup, tasarım değişkenleri ve çıktıları arasındaki fonksiyonel ilişki kurularak tasarım uzayının incelenmesi için gerekli olan hesaplama maliyetleri azaltılmıştır. Bu sayede Araştırma Sorusu-2, Hipotez-2 ile ilişkilendirilerek çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

Hipotez-2: UDA tabanlı RBF vekil modelinin oluşturulması ile tasarım değişkenleri ve çıktıları arasındaki fonksiyonel ilişki kurularak tasarım uzayının incelenmesi için gerekli olan hesaplama maliyetleri azaltılabilir.

Havacılık uygulamalarında düşük ağırlık ve yüksek dayanım konuları büyük önem arz etmektedir. Bu yüzden özellikle son yıllarda uçak parçalarının yapısal tasarımındaki eğilimin kafes yapılara doğru olduğu Bölüm 1.6’da detaylı olarak anlatılmıştır. Fakat kafes yapılar kullanılarak hem aerodinamik yüklerin hesaplandığı hem de yapısal analizlerin yapıldığı disiplinlerarası kanat tasarım çalışmaları için literatürde büyük bir boşluk bulunmaktadır. Bu durum ile alakalı Araştırma Sorusu-3, Hipotez-3 ile adreslenmiştir.

Araştırma Sorusu-3: Bir uçak kanadı tasarımında, kafes yapılar kullanılarak belirsizliklerin hesaplamalara dahil edildiği bir gürbüz optimizasyon çalışması hem aerodinamik hem de yapısal analizler ile nasıl gerçekleştirilebilir?

Hipotez-3: Bu tez çalışmasında önerilen, UDA ve UDA tabanlı RBF vekil modelin entegre edildiği TTAY, birden fazla seviyede analize izin verdiği için, hem aerodinamik hem de yapısal analizlere ihtiyaç duyulacak kafes yapıların kanat içerisinde kullanılması ile belirsizlik altında bir tasarım gerçekleştirilmesine imkan verebilir.

Kafes yapılar, Bölüm 1.6'da verilen literatür özetinde de anlaşıldığı üzere havacılık uygulamalarında kullanılmaya başlanmıştır. Havacılık uygulamaları için ağırlık azaltma çalışmalarındaki trend bu yöne doğru gitmektedir. Literatürdeki bazı çalışmalarda geleneksel yöntemlere göre bu yöntem sayesinde daha fazla oranda ağırlık azaltma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada önerilen tasarım araştırma yönteminin, kafes yapılı bir kanat tasarımı için, belirsizliklerin de dahil edildiği disiplinlerarası gürbüz optimizasyon çalışması şeklinde kullanılabilirliğinin gösterilmesinin literatüre önemli bir katkı sunacağı ve araştırmacılar için iyi bir rehber olacağı düşünülmektedir.

Özet olarak bu tezin amacı, yüksek hesaplama sürelerine ve karmaşıklığa sahip disiplinlerarası kanat tasarım problemleri için bir optimizasyon süreci önermektir. Bu kapsamda parametrik hale getirilen kanat geometrisinin değişken sayısı, UDA yardımıyla azaltılacaktır. UDA yöntemi, ayrıca RBF ile birlikte kullanılarak analiz maliyetlerini azaltmak için bir vekil model oluşturulacaktır. Bu sayede tasarım uzayı içinde yer alan daha fazla tasarım alternatifinin cevapları, pahalı HAD ve SEA hesaplamalarına ihtiyaç duyulmadan tahmin edilebilecektir. Hem HAD analizleri ve SEA için kullanılacak giriş ve model belirsizlikleri hesaplanarak TTAY yardımıyla gürbüz optimizasyon gerçekleştirilecektir. Elde edilen çıktılar yorumlanarak bu yöntemin avantaj ve dezavantajları değerlendirilecektir.

Bu tezin literatüre katkısı üç ana başlıkta incelenebilir. Birinci olarak TTAY yöntemi, disiplinlerarası kanat tasarımı süreçlerinde ilk defa bu çalışmada kullanılmıştır. İkinci olarak TTAY kullanılarak yüksek tasarım değişken sayısına sahip bir optimizasyon problemi için dahi hızlı bir şekilde gürbüz tasarım sonuçlarını elde etmek için UDA yönteminin kullanılması da bir diğer özgün çalışmadır. HAD ve SEA çözümleri için

gerekli olan hesaplama süresi ise UDA tabanlı bir RBF vekil model sayesinde azaltılarak belirsizliklerin de dahil edildiği tasarım uzayı verimli ve hızlı bir şekilde taranıp disiplinlerarası optimizasyonunun gerçekleştirilmesi sağlanmıştır. Üçüncü olarak ise belirsizliklerin dahil edildiği ve kafes yapı ile modellenen gürbüz kanat tasarımı ise benzer şekilde ilk defa literatürde gerçekleştirilen bir uygulamadır.

1.8 Tezin Organizasyonu

Çalışma kapsamında yer alan bölüm başlıklarının organizasyonu Çizelge 1.3'deki gibidir. Bölüm 1'de çalışma için bir giriş gerçekleştirilerek literatür araştırmasına değinilmiş ve araştırma soruları ile hipotezler belirlenmiştir. Bu kapsamda parametrik modeller, UDA yöntemi, tasarım araştırma yöntemleri, gürbüz optimizasyon, akışkan-katı etkileşimleri ve kafes yapılar anlatılmıştır. Bu bölüm araştırma soruları ve bu sorulara üretilen hipotezlerle sonlandırılmıştır.

Bölüm 2'de, tez kapsamında tercih edilen yöntemlerin teorik altyapısı detaylı bir şekilde anlatılmıştır. Sırasıyla parametrik geometri model oluşturmanın, radyal temel fonksiyonların, hesaplamalı akışkanlar dinamiğinin, öz-uzay sarsınım yöntemi ve model belirsizliğinin, tümevarımsal tasarım araştırma yönteminin matematiksel ifadelerine yer verilmiştir.

Çizelge 1.3: Tez çalışmasının organizasyonu.

Bölüm 1:	Giriş, literatür araştırması, araştırma soruları ve hipotezler
Bölüm 2:	Kullanılan Yöntemlerin Teorik Altyapısı
Bölüm 3:	Temsili Uçak Kanat Tasarım Optimizasyonu
Bölüm 4:	Disiplinlerarası ONERA M6 Kanat Tasarım Optimizasyonu
Bölüm 5:	Değerlendirme ve Gelecek Çalışmalar

Bölüm 3'te ise Bölüm 2'de bahsedilen yöntemler kullanılarak temsili bir uçak kanat tasarım optimizasyonu aerodinamik analizler ile gerçekleştirilecektir. Optimizasyon sonucunda elde edilen çıktılar, detaylı bir şekilde değerlendirilecektir.

Bölüm 4'te, ONERA M6 kanadı için hem aerodinamik hem de yapısal analizlerin dahil edildiği disiplinlerarası bir optimizasyon çalışması gerçekleştirilerek önerilen yöntemin avantajı vurgulanacaktır. Bu bölümde ayrıca kanat geometrisi için kafes yapı modellemesi de detaylı bir şekilde anlatılacaktır.

Beşinci bölümde, tez çalışması kapsamında elde edilen sonuçların genel bir değerlendirmesi gerçekleştirilecektir. Elde edilen çıktıların avantaj ve dezavantajları vurgulanacaktır. Son olarak ise tez çalışmasının devamında yapılabilecek gelecek çalışmalardan bahsedilecektir.





2. KULLANILAN YÖNTEMLERİN TEORİK ALTYAPISI

Bu bölümde, çalışma kapsamında kullanılacak parametrik geometri yöntemi, UDA yöntemi, radyal bazlı fonksiyonlar, HAD analizlerinin temelleri, öz-uzay sarsınım yöntemi, TTAY'nin matematiksel arka planı detaylı bir şekilde anlatılacaktır.

2.1 Parametrik Geometri Yöntemleri

Bölüm 1.1'de parametrik geometri modelleme yöntemlerine detaylı olarak değinilmiştir. Özellikle sadelik ve bütünlük kıstasları değerlendirildiğinde sağladığı avantajlardan ötürü Bezier eğri yönteminin bu çalışmada kullanılmasına karar verilmiştir. Bezier yüzeylerinin modellenmesinin temeli, Bernstein polinomlarına dayanmaktadır. Bir Bezier yüzeyinin tanımı Eşitlik (2.1)'de gösterilmektedir [96].

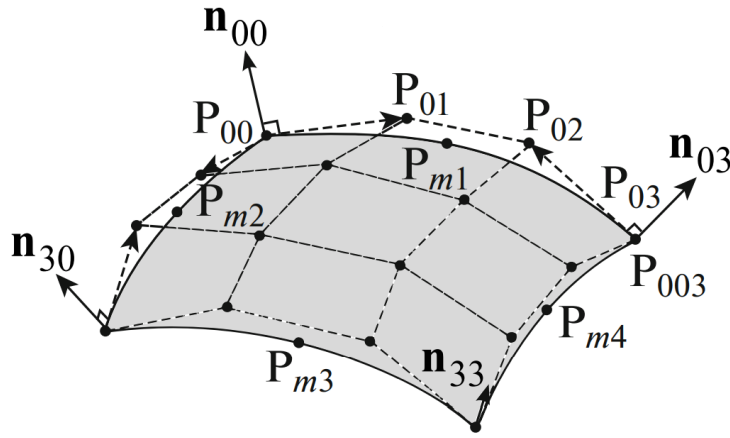
$$p(u, w) = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n P_{ij} B_{i,m}(u) B_{j,n}(w) \quad (2.1)$$

Eşitlik (2.1)'de yer alan P_{ij} ifadesi Bezier yüzey kontrol noktalarını, B ifadesi Bernstein polinomunu, u ve w ifadesi $[0,1]$ arasında değişen yüzey oluşturmak için gerekli olan parametreleri, n ve m ise sırasıyla u ve w yönlerindeki polinom derecelerini temsil etmektedir. Polinom derecelerinin bir fazlası u ve w yönündeki kontrol sayısını tanımlamaktadır. Örnek olarak bir Bezier eğrisinde 5 adet kontrol noktası kullanılıyorsa o eğri, 4. dereceden bir Bezier eğrisidir. Bernstein polinomu ise Eşitlik (2.2) ile ifade edilmektedir.

$$B_{i,m}(u) = \frac{m!}{i! (m-i)!} u^i (1-u)^{m-i} \quad (2.2)$$

Kontrol noktalarının konumu arzu edilen geometriye göre tanımlanarak Bezier yüzeyleri ile parametrik bir geometri oluşturulabilir. Şekil 2.1'de temsili bir geometri için Bezier yüzeylerle oluşturulan parametrik model verilmiştir. Bezier yüzeyi n ve m yönünde 4'er adet kontrol noktası olduğu için 3x3 dereceli bir Bezier yüzeyini temsil

etmektedir. Bu çalışmada kullanılan kanat geometrileri, Bezier yüzey yöntemi kullanılarak Python ortamında yazılan kodlar yardımıyla parametrik hale getirilmiştir.



Şekil 2.1: Bezier yüzey modellemesi ile oluşturulan parametrik yüzey [97].

2.2 Uygun Dikgen Ayrıklaştırma Yöntemi

Bölüm 1.2’de bir boyut azaltma yöntemi olan UDA yönteminin, yüksek boyutlu bir veri setinin baskın özelliklerini hesaplayarak o veri setini düşük boyutta modellenmesine yaradığı detaylı bir şekilde anlatılmıştı. Bu amaçla UDA yöntemi için ilk olarak veri setinin oluşturulması gerekmektedir. Bir veri setinde, n adet girdi değişkeni (optimizasyon problemlerinde tasarım değişkeni), $i = 1, 2, \dots, n$ olmak üzere x_i olarak tanımlansın. Bu girdilere karşılık gelen m adet çıktı parametresi $k = 1, 2, \dots, m$ olmak üzere y_k olarak tanımlansın. Veri setini oluşturmak için M sayıda örneklem yardımıyla tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki ilişki tanımlanır. Bu girdi değişkenlerinin örneklem değerleri için elde edilen çıktı değerleri ile bir anlık görüntüler matrisi oluşturulur [98].

$$S_j = [S_1(y_k), S_2(y_k), \dots, S_M(y_k)], \quad j = 1, 2, \dots, M \quad (2.3)$$

Anlık görüntüler matrisinin ortalama değerden sapması, Eşitlik (2.3)’te gösterilen veri topluluğundan anlık görüntüler matrisinin ortalaması çıkartılarak hesaplanır. Yapılan bu işlemin uygulama esnasında ilerleyen safhalarda ortaya çıkabilecek ölçekleme gereksinimlerini ortadan kaldırdığı yapılan çalışmalarda belirtilmiştir [99]. Anlık görüntüler matrisinin ortalamadan sapması ise Eşitlik (2.4)’de gösterilmektedir. Eşitlik (2.4)’de gösterilen \bar{S} , anlık görüntüler matrisinin ortalamasını, V_j , anlık görüntüler matrisinin ortalamadan sapmasını temsil etmektedir.

$$V_j = \left[S_1 - \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M S_j, S_2 - \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M S_j, \dots, S_M - \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M S_j, \right] \quad (2.4)$$

UDA'nın temel mantığı, incelenmek istenen veri topluluğunu temel denklemler diye adlandırılan doğrusal denklem seti ile tanımlamaktır. Temel denklemler (φ_j), Eşitlik (2.5)'deki gibi ifade edilmektedir.

$$\varphi_j = \sum_{j=1}^M \alpha_j V_j \quad (2.5)$$

Denklemde yer alan α_j ifadesi bağıl mod genliklerini temsil etmektedir. Temel denklemlerin seçiminde en önemli etken, V_j ifadesini tanımlayabilecek en iyi doğrusal yaklaşımı elde etmektedir. Bu yüzden temel denklemler seçilirken V_j 'nin temel denklemler üzerine ortalama projeksiyonunun maksimum olması gerekmektedir. Bu durum için V_j ifadesinin farklı noktadaki skalar çarpımı ile korelasyon matrisi hesaplanmaktadır. Korelasyon matrisi R_{ij} olarak gösterilemekte olup, matematiksel ifadesi Eşitlik (2.6)'daki gibi gösterilmektedir.

$$R_{ij} = \frac{1}{M} \int_{\Omega} V_i(\vec{x}) V_j(\vec{x}) dx \quad i, j = 1, 2, \dots, M \quad (2.6)$$

Korelasyon matrisi negatif olmayan, öz-değer ve öz-vektörleri içeren bir matristir. Tekil Değer Ayırıştırma (TDA) yöntemi ile Eşitlik (2.7)'deki gibi korelasyon matrisinin öz-değer ve öz-vektörleri elde edilebilir.

$$[R] = [C][\Sigma][P]^T = [C] \begin{bmatrix} \lambda_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \lambda_M \end{bmatrix} [P]^T \quad (2.7)$$

Eşitlik (2.7)'de yer alan $[C]$ ifadesi, UDA katsayılarını içeren dikey öz-değer matrisini, $[\Sigma]$ değişkeni ise negatif olmayan köşegen matrisini temsil etmekte olup, son olarak $[P]$ ifadesi sağ öz-değer matristir ve UDA hesaplamalarında bir önemi yoktur. Eşitlik

(2.5)'de yer alan temel denklemleri hesaplamak için bağıl mod genliği, Eşitlik (2.8)'de tanımlandığı gibi özdeğer ve özvektör matrisleri yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$[\alpha] = [C][\Sigma]^{-1/2} \quad (2.8)$$

Bir veri topluluğunun enerji seviyesini, Eşitlik (2.7)'de hesaplanan özdeğerler belirlemektedir. Bir diğer ifade ile her bir özdeğerin kendi enerji seviyesi vardır. Büyük enerji seviyesine sahip özdeğerler, kullanılan anlık görüntüler matrisi hakkında temel bilgilere sahip parametrelerdir. Bu yüzden özdeğerler hesaplandıktan sonra $\lambda_1 > \lambda_2 > \lambda_3 \dots > \lambda_M$ olacak şekilde büyükten küçüğe doğru sıralanır. Yüksek enerji seviyesi, anlık görüntüler matrisinin baskın özelliklerini temsil etmektedir. En yüksek enerji seviyesine sahip özdeğer λ_1 'dir ve λ_1 'den λ_M 'ye doğru enerji seviyesi düşmektedir. Sistemin karmaşıklığını azaltmak için, toplam enerji seviyesi belirli bir eşik değerinin veya düzeyinin üzerindeki özdeğerler kullanılmaktadır. Kaç adet özdeğer ile anlık görüntüler matrisinin tanımlanabileceği ise Eşitlik (2.9) yardımıyla karar verilmektedir.

$$E_p = \frac{\sum_{i=1}^N \lambda_i}{\sum_{j=1}^M \lambda_j} \geq \epsilon \quad (2.9)$$

Eşitlik (2.9)'da yer alan E_p , toplam enerji seviyesini, ϵ enerji eşiğini, N ise seçilen özdeğerlerin sayısını temsil etmektedir. UDA kullanımının amacı sistem karmaşıklığını azaltmak olduğu için $N \leq M$ şeklinde tanımlanmaktadır. N adet özdeğer ise baskın mod olarak ifade edilmektedir. Enerji eşiği literatürdeki çoğu çalışmadan yola çıkılarak sistemin toplam enerji seviyesinin %99'unu karşılayacak şekilde seçilmektedir [100, 101]. Eşitlik (2.9) göz önüne alınarak N değeri hesaplandıktan sonra anlık görüntüler matrisi yeniden oluşturulmaktadır. Daha az değişken sayısı ile oluşturulan anlık görüntüler matrisi Eşitlik (2.10)'daki gibi ifade edilmektedir.

$$[\tilde{S}] = [\bar{S}] + \sum_{i=1}^N \alpha_i \varphi_i \text{ veya } [\tilde{S}] = [\bar{S}] + [\varphi][\tilde{\alpha}] \quad (2.10)$$

Eşitlik (2.10)'da yer alan \tilde{S} ve $\tilde{\alpha}$ ifadeleri sırasıyla N adet özdeğer ile oluşturulan anlık görüntüler matrisini ve bağıl mod genliğini temsil etmektedir. Eşitlik (2.3)'de

gösterilen yüksek boyutlu anlık görüntüler matrisi, Eşitlik (2.10) yardımıyla düşük boyutlu bir veri topluluğu ile tanımlanabilmektedir. Bu çalışmada hem kanat tasarım değişken sayısını azaltmak hem de oluşturulacak vekil model için UDA yöntemi, Python ortamında yazılan kodlar yardımıyla kullanılmıştır.

2.3 Radyal Bazlı Fonksiyonlar

Vekil modeller, belirli veya dağınık bir davranışa sahip gözlemlerin kullanılmasıyla sistem davranışının bir veya birden fazla değişkene bağlı bir fonksiyon tahmini yapmak için tercih edilmektedir. Özellikle Radyal Bazlı Fonksiyonlar (RBF) dağınık davranışa sahip gözlemlerin birden fazla değişkene bağlı bir fonksiyon tahmini için sıklıkla tercih edilmektedir [102]. Bir önceki bölümde anlatılan UDA yöntemi, problem girdileri ile çıktıları arasında fonksiyonel bir ilişki kurmaya yarayan bir yöntem değildir. Bu yüzden problem girdilerine göre çıktıların hesaplanabilmesi için bir interpolasyon yöntemine ihtiyaç duymaktadır. Bu çalışma kapsamında RBF ile UDA yöntemi birleştirilerek tasarım uzayı zenginleştirilmiştir. Matematiksel anlamda RBF ile UDA vekil modelinin tanımlanabilmesi için ilk olarak RBF için gerekli olan eşitliklerin anlaşılması gerekmektedir. RBF yöntemi ile veri tahmini için kullanılan en genel ifade Eşitlik (2.11)'de gösterilmektedir.

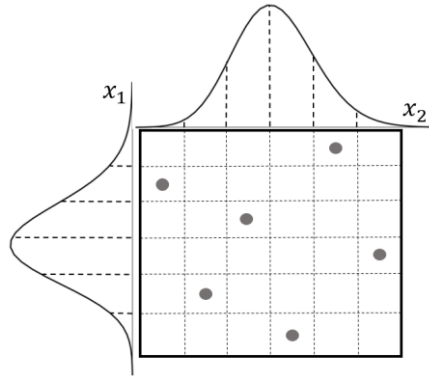
$$\tilde{y}(x) = \sum_{j=1}^M (w_j \theta(\|x - x_j\|)) \quad (2.11)$$

Eşitlik (2.11)'de yer alan x_j değişkeni eğitim veri setinde yer alan ve çıktı değerlerinin bilindiği noktaları, x değişkeni tasarım uzayında yer alan ve tahmin edilmek istenen noktaları, w_i değişkeni model katsayılarını, $\|.\|$ değişkeni Euclidean uzunluğunu, M değişkeni eğitim veri setindeki toplam örneklem sayısını, $\theta(.)$ ise radyal fonksiyonu ifade etmektedir. Model katsayıları da eğitim veri seti kullanılarak Eşitlik (2.12) yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$y(x_j) = \sum_{j=1}^M (w_j \theta(\|x_i - x_j\|)), \quad i = 1, 2, \dots, M \quad (2.12)$$

Eşitlik (2.12)'de yer alan x_j ve x_i değişkenleri, eğitim veri setinde yer alan ve çıktı değerlerinin bulunduğu noktaları, $y(x_j)$ eğitim veri setinde yer alan ve x_j noktalarına karşılık gelen çıktı değerlerini temsil etmektedir. Model katsayıları Eşitlik (2.12)'deki gibi hesaplandıktan sonra Eşitlik (2.11)'de $\tilde{y}(x)$ ile verilen tahmin edilmek istenen çıktı değerlerinin hesabında kullanılmaktadır.

Etkin bir eğitim veri setini oluşturmak için kullanılacak tasarım uzayında hangi noktaların çözülmesine karar verilmelidir. Tasarım örnekleme yöntemleri, karar verme aşamasında optimizasyon problemlerinde yardımcı olmaktadır. Faktöriyel tasarım gibi geleneksel deney tasarım yöntemlerinde, değişken sayısı arttıkça tasarım uzayının araştırmak için gerekli olan örneklem sayısı da üstel bir şekilde artmaktadır. Ayrıca doğrusal olmayan tasarım uzaylarının araştırılmasında da zorluklar mevcuttur [103]. Rastsal bir örnekleme yöntemi olan Latin Hiperküp Örnekleme (LHÖ) yardımıyla deney tasarım yöntemlerine kıyasla daha az sayıda örneklem sayısı ile tasarımı araştırma kabiliyetinin yüksek olmasından dolayı sıklıkla tercih edilmektedir [103]. LHÖ yöntemi, her bir tasarım değişkeni için tasarım limitleri içerisinde olasılıksal dağılım ile örneklem oluşturmaya imkan vermektedir. LHÖ yardımıyla rastsal örneklem oluşturmak için Olasılık Yoğunluk Fonksiyonundan (OYF) faydalanılmaktadır [104]. Örneklem sayısı kadar Şekil 2.2'deki gibi OYF eşit parçalara bölünmektedir. Şekil 2.2'de gösterilen x_1 ve x_2 tasarım değişkenlerini temsil etmektedir. Her bir örneklem için ayrı bir parça kullanılır ve yeni örneklem için bu parçalar bir daha kullanılmaz. Bu sayede her bir örneklem için rastgele bir değer seçilir. Bu sayede tasarım uzayını araştırmak için gerekli olan örneklem noktaları belirlenmektedir. Bu çalışmada tasarım uzayını araştırmak için gerekli olan eğitim veri setinin örneklem noktaları LHÖ sayesinde belirlenmiştir. LHÖ yöntemi, Python ortamında yazılan kodlar yardımıyla çalışmalarda kullanılmıştır.



Şekil 2.2: Latin hiperküp örnekleme yöntemi.

Eşitlik (2.11) ve (2.12)'de yer alan radyal fonksiyon ifadesi için birçok fonksiyon tipi mevcut olup, bu fonksiyon tipleri, genel ve Wendland fonksiyonları olarak iki kategoride gruplandırılmaktadır. Genel fonksiyonlara örnek olarak doğrusal, kübik, ikinci derece eğri, birden fazla ikinci derece eğri, birden fazla ikinci derece ters eğri, ince tabaka eğri ve Gaussian yöntemleri verilebilir [102]. Wendland fonksiyonlarından en çok kullanılanlar ise CP-C0, CP-C2, CP-C4 ve CP-C6 yöntemleridir [105]. Genel ve Wendland fonksiyonlarının matematiksel ifadeleri Çizelge 2.1'de gösterilmektedir.

Çizelge 2.1: Genel ve Wendland fonksiyonlarının matematiksel ifadeleri.

İsim	Eşitlik
Doğrusal	$r + c$
Kübik	$(r + c)^3$
İkinci derece eğri	$r^2 + c^2$
Birden fazla ikinci derece eğri	$\sqrt{r^2 + c^2}$
Birden fazla ikinci derece eğri	$1/\sqrt{r^2 + c^2}$
İnce Tabaka Eğri	$r^2 \ln(cr)$
Gaussian	e^{-cr^2}
CP-C0	$(1 - \varepsilon)^2$
CP-C2	$(1 - \varepsilon)^4(4\varepsilon + 1)$
CP-C4	$(1 - \varepsilon)^6 \left(\frac{35}{3} \varepsilon^2 + 6\varepsilon + 1 \right)$
CP-C6	$(1 - \varepsilon)^8(32\varepsilon^3 + 25\varepsilon^2 + 8\varepsilon + 1)$

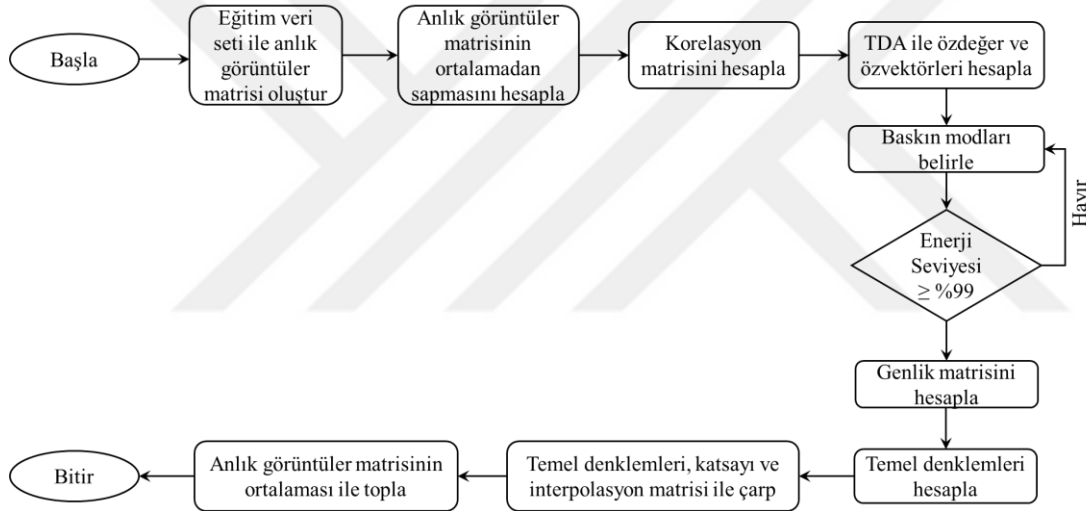
UDA yöntemine RBF yardımıyla tahmin etme yeteneği kazandırmak amacıyla, Eşitlik (2.8)'de yer alan genlik matrisini $[\alpha]$, Eşitlik (2.13)'deki gibi yazmak gerekmektedir.

$$[\alpha] = [B][F] \quad (2.13)$$

Eşitlik (2.13)'de yer alan $[B]$ değişkeni katsayı matrisini, $[F]$ ise interpolasyon matrisini temsil etmektedir. Ayrıca katsayı ve interpolasyon matrisleri sırasıyla Eşitlik (2.11)'de yer alan w_i ve $\theta(\|x - x_i\|)$ değişkenlerini temsil etmektedir. Eşitlik (2.13)'de yer alan $[F]$ interpolasyon matrisi ise M sayıdaki özdeğer için Eşitlik (2.14)'deki gibi gösterilmektedir.

$$[F] = \begin{bmatrix} \theta(\|x_1 - x_1\|) & \cdots & \theta(\|x_j - x_1\|) & \cdots & \theta(\|x_M - x_1\|) \\ \vdots & \cdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ \theta(\|x_1 - x_i\|) & \cdots & \theta(\|x_j - x_i\|) & \cdots & \theta(\|x_M - x_i\|) \\ \vdots & \cdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ \theta(\|x_1 - x_M\|) & \cdots & \theta(\|x_j - x_M\|) & \cdots & \theta(\|x_M - x_M\|) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Eğitim veri setinde doğrusal olmayan özellikleri azaltmak için eğitim veri setindeki baskın modların hesaplanması gerekmektedir. RBF yöntemi için baskın modların hesaplanma süreci Bölüm 2.2’de açıklanan UDA yöntemi süreci ile aynıdır. UDA tabanlı RBF vekil modelinin çalışma süreci Şekil 2.3’te özetlenmiştir. Şekil 2.3’te özetlenen akış şeması takip edilerek UDA tabanlı RBF yöntemi Python ortamında çalışan bir kod hale getirilmiştir.



Şekil 2.3: UDA tabanlı RBF vekil modelinin çalışma süreci.

- İlk olarak, Eşitlik (2.3)’te yer alan anlık görüntü matrisi (S_j), eğitim veri setindeki çıktı değerleri kullanılarak oluşturulur.
- Eşitlik (2.4)’te yer alan anlık görüntüler matrisinin ortalamadan sapması hesaplanır.
- Eşitlik (2.6)’daki korelasyon matrisi hesaplanır.
- Korelasyon matrisi, Eşitlik (2.7)’deki gibi TDA ile özdeğerlerine ve özvektörlerine ayrılır.
- Her bir özdeğerin enerji seviyesi hesaplanır ve veri setinin toplam enerji seviyesinin %99’unu karşılayan özdeğerler belirlenir.

- Katsayı matrisi Eşitlik (2.12)'deki gibi eğitim veri seti yardımıyla hesaplanır. Eşitlik (2.13)'te yer alan genlik matrisi, Eşitlik (2.14)'teki interpolasyon matrisi ve katsayı matrisi yardımıyla hesaplanır.
- Hesaplanan katsayı matrisi yardımıyla Eşitlik (2.5)'teki temel denklemler hesaplanır. Eşitlik (2.15)'teki gibi temel denklemler, ağırlık ve interpolasyon matrisi ile çarpılır ve anlık görüntüler matrisinin ortalaması ile eklenerek UDA yöntemine RBF yardımıyla tahmin etme yeteneği kazandırılır.

$$[\tilde{S}] = \bar{S} + [\varphi][B][F] \quad (2.15)$$

2.4 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi

Bu bölümde çalışma boyunca kullanılan HAD yöntemleri, teorik altyapısı ve kullanılan denklemler hakkında bilgiler verilecektir.

2.4.1 HAD model denklemleri

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen HAD analizleri, açık kaynak bir HAD çözücüsü olan SU2 programı yardımıyla gerçekleştirilmiştir [106]. Analiz sonuçları, üç boyutlu Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RONS) denklemlerinin sonlu hacimler yöntemi yardımıyla çözülmesi ile elde edilmiştir.

Üç boyutlu sıkıştırılabilir ve diferansiyel formda Navier-Stokes denklemleri Eşitlik (2.16)'da gösterilmektedir [107].

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{F}^c(U) - \nabla \cdot \bar{F}^v \cdot (U, \nabla U) - G = 0 \quad (2.16)$$

Eşitlik (2.16)'da yer alan G değişkeni, kaynak terimini, \bar{F}^c ifadesi taşınım, \bar{F}^v ifadesi viskoz akısını ve U ifadesi ise korunumlu değişkenleri temsil etmekte olup, Eşitlik (2.17)'de detaylı olarak gösterilmektedir.

$$U = \{\rho, \rho \bar{v}, \rho E\}^T \quad (2.17)$$

Eşitlik (2.17)'de yer alan ρ ifadesi yoğunluğu, Eşitlik (2.18)'de gösterilen \bar{v} ifadesi kartezyen koordinatlarda x , y ve z yönünde hız bileşenlerini ve Eşitlik (2.19)'de

gösterilen E ifadesi ise birim kütle başına toplam enerji miktarını temsil etmektedir. Eşitlik (2.16)'da belirtilen \bar{F}^c ve \bar{F}^v ifadeleri de sırasıyla Eşitlik (2.20) ve Eşitlik (2.21)'de gösterilmektedir.

$$\bar{v} = \{u, v, w\}^T \quad (2.18)$$

$$E = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \quad (2.19)$$

$$\bar{F}^c = \begin{Bmatrix} \rho \bar{v} \\ \rho \bar{v} x \bar{v} + \bar{I} p \\ \rho E \bar{v} + p \bar{v} \end{Bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\bar{F}^v = \begin{Bmatrix} \dot{\bar{\tau}} \\ \bar{\tau} \cdot \bar{v} + k \nabla T \end{Bmatrix} \quad (2.21)$$

Eşitlik (2.20)'de gösterilen p ifadesi basıncı temsil etmektedir. Eşitlik (2.21)'de gösterilen k ifadesi termal iletkenlik katsayısını, T ifadesi sıcaklığı ve Eşitlik (2.22)'de tanımlanan $\bar{\tau}$ ifadesi ise stres tensörünü temsil etmektedir.

$$\bar{\tau} = \mu(\nabla \bar{v} + \nabla \bar{v}^T) - \mu \frac{2}{3} \bar{I}(\nabla \cdot \bar{v}) \quad (2.22)$$

Eşitlik (2.22)'de yer alan μ , viskoziteyi temsil etmektedir. Sıkıştırılabilir denklemler kullanıldığı için ideal gaz kabulü gerçekleştirilerek Eşitlik (2.23)'te yer alan hal denklemi de çözümlere dahil edilmiştir.

$$p = \rho RT \quad (2.23)$$

Çalışma kapsamında türbülanslı akışlar üzerinden çözümler alındığı için türbülans modeline ihtiyaç duyulmuştur. SU2 çözücüsünde yer alan türbülans modelleme yöntemlerinin temelinde viskoziteyi türbülans ve laminar kısımlarına ayırarak bir çözüm yöntemi sağlayan Boussinesq yaklaşımı yer almaktadır. Türbülans modeli olarak aerodinamik HAD analizlerinde sıklıkla tercih edilen SST $k-\omega$ türbülans modeli tercih edilmiştir [108].

Ayrıklaştırma yöntemi olarak ise SU2 çözücüsünde yer alan ve merkezi bir ayrıklaştırma yöntemi olan ve yüksek Courant-Friedrichs-Lewy (CFL) değerlerinde stabil sonuç veren Jameson-Schmidt-Turkel (JST) yöntemi tercih edilmiştir [109].

2.5. Öz-uzay Sarsınım Yöntemi ve Model Belirsizliği

Bölüm 1.4’de belirsizliklerin tasarımlar üzerindeki etkisi, nedenleri ve tipleri detaylı bir şekilde anlatılmıştır. Türbülans çözümlerinde kapanım problemlerinden ötürü Reynolds gerilme tensörünün mühendislik yaklaşımları ile modellenmesine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple Reynolds gerilme tensörünü modellemek için birçok türbülans modeli geliştirilmiştir. Türbülans modeli geliştirilirken en çok Boussinesq yaklaşımından (doğrusal girdap viskozite hipotezi) faydalanılmaktadır [110]. Bu yaklaşımda Eşitlik (2.24)’teki Reynolds gerilme tensörü, ortalama gerinim oranı (S_{ij}), girdap viskozite (ν_t) ve türbülans kinetik enerji (k) değişkenlerinden faydalanılarak tanımlanmaktadır.

$$R_{ij} = \nu_t S_{ij} - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (2.24)$$

Eşitlik (2.24)’te yer alan δ_{ij} ifadesi Kronecker delta’yı temsil etmektedir. Bu yöntem sayesinde Reynolds gerilmelerinin ortalama gerinim oranına göre hizalanarak türbülanslı akışkanın izotropik bir ortama sahip olduğu varsayılmaktadır. Özuzay sarsınım yönteminin doğrusal girdap viskozite hipotezine uygulaması ve ispatı Mukhopadhaya [110] tarafından gerçekleştirilen çalışmada detaylı olarak anlatılmaktadır. Bu bölümde sadece özuzay sarsınım yönteminin belirsizlik hesaplamalarını nasıl gerçekleştirdiğinin ayrıntılarına değinilmiştir.

Bu çalışmada, HAD analizlerinde kullanılan SST k- ω türbülans modelinden dolayı oluşan belirsizlikleri hesaplamak için öz-uzay sarsınım yöntemi kullanılmıştır [62]. Matematiksel açıdan belirsizlik hesabını anlatmak için ilk olarak Reynolds gerilme tensörü Eşitlik (2.25)’teki gibi tanımlamak gerekmektedir.

$$[R] = 2k \left(\frac{1}{3} [I] + [A] \right) = 2k \left(\frac{1}{3} [I] + [\nu][A][\nu]^T \right) \quad (2.25)$$

Eşitlik (2.25)'te belirtilen k terimi türbülans kinetik enerjisi, $[I]$ terimi ikinci dereceden birim tensörü temsil etmektedir. $[A]$ ifadesi, izotropik olmayan tensörü, $[v]$ ifadesi özvektör matrisini ve $[A]$ ifadesi ise köşegen elemanlarının $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ şeklinde özdeğerlerden oluşan bir matrisi temsil etmektedir. Özdeğer ve özvektör matrisleri ise özdeğerlerin büyükten küçüğe doğru sıralanarak $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \lambda_3$ oluşmaktadır ve özdeğerlerin toplamı Eşitlik (2.26)'da gösterildiği gibi sıfıra eşittir.

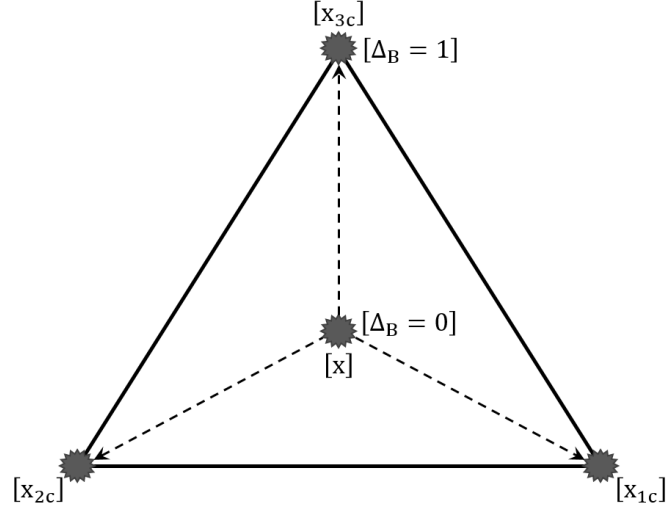
$$\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 = 0 \quad (2.26)$$

Öz-uzay sarsınım yöntemi yardımıyla, Reynolds gerilme tensörünün üç temel karakteristiğinin sarsınımı sonucunda belirsizlikler hesaplanmaktadır. Bu temel özellikler ise; Reynolds gerilme tensörünün büyüklüğünü temsil eden türbülans kinetik enerjisini k , izotropik olmayan tensörün şeklini temsil eden özdeğerler λ_i ve özvektör matrisinin yönünü temsil eden v_{ij} değişkenleridir. Sarsınım sonucunda Reynolds gerilme tensörü Eşitlik (2.27)'deki gibi gösterilmektedir.

$$[R] = 2k^* \left(\frac{1}{3} [I] + [v^*][A^*][v^*]^T \right) \quad (2.27)$$

Eşitlik (2.27)'de belirtilen * indisi sarsınımına uğramış değişkenleri temsil etmektedir. Türev tabanlı yayılım hipotezine göre Reynolds gerilme tensörü elips şeklindedir [110]. Eşitlik (2.27)'de yer alan sarsınımına uğramış özdeğerler (A^*), Reynolds gerilme tensör şeklinin değişimini temsil etmektedir. Özvektör ve türbülans kinetik enerjisinin sarsınımı ise Reynolds gerilme tensör şeklinin sırasıyla oryantasyon ve büyüklük değişimini temsil etmektedir. Özdeğer ve özvektör sarsınımı, türbülans kinetik enerjisinin sarsınımına kıyasla türbülans oluşumunun en uç durumlarını temsil ettiği için bu çalışma kapsamında, özdeğer ve özvektör sarsınımları gerçekleştirilerek belirsizlikler hesaplanmıştır [59, 62].

Reynolds gerilme tensörünün izotropik olmayan bileşeninin sahip olduğu özdeğerlerin sarsınımı, özdeğerlerin bütün olası türbülans durumlarını temsil eden barisentrik üçgene iz düşümü sayesinde hesaplanmaktadır. Şekil 2.4'te gösterildiği üzere bütün olası Reynolds gerilme durumları Barisentrik üçgenin köşe noktaları ile temsil edilmektedir.



Şekil 2.4: Özdeğer sarsınıminın gerçekleştirildiği barisentrik üçgenin şematik gösterimi.

Bütün olası Reynolds gerilme durumları, barisentrik üçgen üzerinde yer alan ve $[x]$ şeklinde gösterilen noktaların koordinatları ile öz-değerlerin Eşitlik (2.28)'de verilen ilişki yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$[x] = [x_{1c}](\lambda_1 - \lambda_2) + [x_{2c}](2\lambda_2 - 2\lambda_3) + [x_{3c}](3\lambda_3 - 1) \quad (2.28)$$

Eşitlik (2.28)'de belirtilen $[x_{1c}], [x_{2c}], [x_{3c}]$ terimleri, barisentrik üçgenin köşe noktalarını temsil etmektedir ve Şekil 2.4'te gösterilmektedir. Sarsınım sonucunda bu üç türbülans durumunun herhangi bir kombinasyonu, Eşitlik (2.27)'de belirtilen Reynolds tensörünün izotropik olmayan terimini oluşturmaktadır. Barisentrik üçgende gerçekleşen özdeğer sarsınıminın büyüklüğü ise $\Delta_B \in [0,1]$ tarafından kontrol edilmektedir. $\Delta_B = 0$ Reynolds gerilme tensörünün sarsınıma uğramamış durumunu, $\Delta_B = 1$ ise barisentrik üçgenindeki köşe noktalarını temsil ederek olası en uç noktadaki türbülans durumunu ifade etmektedir. Bir diğer ifade ile $\Delta_B = 1$ koşulu, özdeğer matrisinin sarsınıma uğramış durumunu temsil etmektedir.

Öz-vektör sarsınımi, Reynolds gerilme tensörünün yönelimi ile ilişkili olup en uç türbülans üretim durumunu temsil etmektedir. Türbülans üretim mekanizması Eşitlik (2.29)'daki gibi ifade edilmektedir.

$$P = -R_{ij} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.29)$$

Eşitlik (2.29)'da yer alan P değişkeni türbülans üretimini, $\partial U_i / \partial U_j = U'$ ise ortalama hız eğimini temsil etmektedir. Öz-vektör sarsınımı sonucunda Frobenius iç çarpımı ile değişen türbülans üretimi Eşitlik (2.30)'daki gibi değiştirilmektedir. Eşitlik (2.30)'da yer alan $tr(.)$ ifadesi, ortalama hız eğimi ve Reynolds gerilme tensörünün iç çarpımının ilk köşegen toplamını temsil etmektedir.

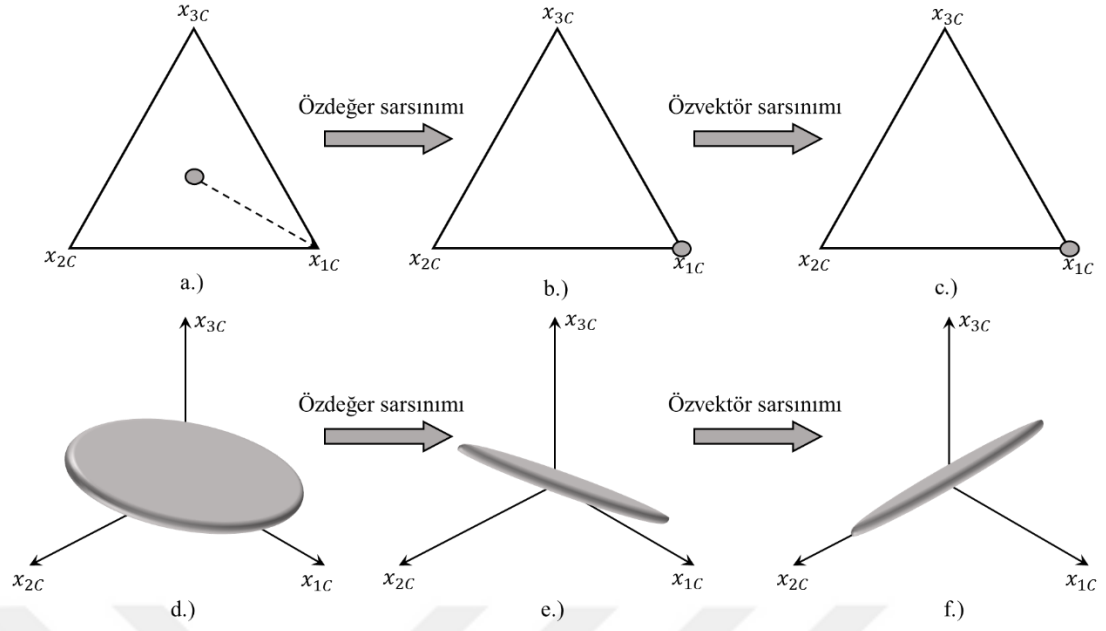
$$\langle U', R_{ij} \rangle = tr(U' R_{ij}) \quad (2.29)$$

İç çarpımın olabileceği en uç durumları ifade edebilmek için öz-vektör matrisinin kritik sıralaması Eşitlik (2.31)'deki gibi ifade edilmektedir.

$$v_{maks} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \text{ ve } v_{min} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.31)$$

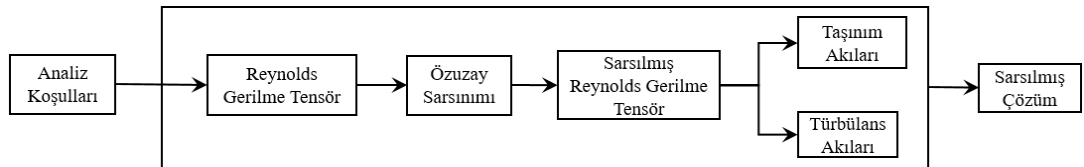
Özdeğer ve özvektör sarsınımını daha iyi ifade etmek için Şekil 2.5'ten faydalanılmıştır. Reynolds gerilme tensörünün sarsınımına uğramamış durumu aksel ve barisentrik üçgende gösterimi sırasıyla Şekil 2.5(d) ve Şekil 2.5(a)'da gösterilmektedir. Özdeğer sarsınımı, barisentrik üçgende Şekil 2.5(b)'deki gibi özdeğerlerin üçgenin köşe noktalarına taşınması ile gerçekleşmektedir. Aksel gösterimde ise elips şeklindeki Reynolds gerilme tensörü, özdeğer sarsınımı durumunda Şekil 2.5(e)'deki gibi sadece büyüklük olarak değişmekte olup yönünde bir değişiklik olmamıştır. Özvektör sarsınımında ise barisentrik üçgende Şekil 2.5(c)'deki gibi özdeğerlerde bir değişiklik olmamaktadır. Fakat aksel gösterimde ise Reynolds gerilme tensörünün büyüklüğü aynı kalıp yönünde bir değişiklik olmaktadır.

Öz-uzay sarsınım yöntemi, hem öz-değer hem de öz-vektörün sarsınımını içeren bir yöntemdir. Belirsizlik tahmini, bu iki değişkenin en uç duruma değiştirilmesi neticesinde gerçekleştirilmektedir. Belirsizlik hesaplamaları için Reynolds gerilmesinin belirtilen en uç durumdaki değerleri sonucunda elde edilen sonuçların ne ölçüde saptığını hesaplamak için ilave beş farklı analiz gerçekleştirilmektedir. Beş analizin üçü özdeğerlerin sarsınımı sonucunda Barisentrik üçgendeki köşe noktalarındaki ($[x_{1c}]$, $[x_{2c}]$, $[x_{3c}]$) Reynolds gerilmesi ile gerçekleştirilirken, kalan ikisi Reynolds gerilmesinin en uç iki sıralamasını (v_{min} ve v_{maks}) temsil etmektedir.



Şekil 2.5: Özdeğer ve özuzay sarsınımının şematik gösterimi (a) Barisentrik üçgende sarsınım uğramamış durum (b) Barisentrik üçgende özdeğer sarsınımı (c) Barisentrik üçgende özvektör sarsınımı (d) Sarsınım uğramamış Reynolds gerilme tensörünün aksenal gösterimi (e) Aksenal gösterimde Reynolds gerilme tensörünün özdeğer sarsınımı (f) Aksenal gösterimde Reynolds gerilme tensörünün özvektör sarsınımı.

Öz-değer sarsınım yönteminin akış şeması Şekil 2.6'da gösterilmektedir. İlk olarak HAD analizleri için gerekli olan sınır koşulları, akı bölme yöntemleri, başlangıç koşulları vb. parametrelerin belirlenmesi gerekmektedir. Daha sonra Eşitlik (2.25)'teki gibi Reynolds gerilme tensörü hesaplanmaktadır. Reynolds gerilme tensörünün özdeğer ve özvektörleri Eşitlik (2.27)'den Eşitlik (2.31)'e kadarki denklemler kullanılarak sarsınım uğratılmaktadır. Sarsınım uğrayan özdeğer ve özvektörler kullanılarak Eşitlik (2.27)'deki sarsınım uğramış Reynolds gerilme tensörü hesaplanmaktadır. Yeni hesaplanan sarsılmış Reynolds gerilme tensörü ile Eşitlik (2.21) ve Eşitlik (2.22) yardımıyla sarsılmış akı değerleri hesaplanarak analizler gerçekleştirilir. Belirsizlik sınırları, sarsılmış sonuçlar ile sarsılmamış sonuçların kıyaslanması ile hesaplanır.



Şekil 2.6: Öz-uzay sarsınım analizlerinin şematik gösterimi.

2.6 Aerodinamik Analizlerden Elde Edilen Yük Bilgisinin Sonlu Eleman Modeline Aktarılması

Kanat tasarımında dikkat edilmesi gereken hususlardan birisi kanat yapısının maruz kaldığı aerodinamik yükler altında kırılmadan veya belirli limitler içerisinde şekil değişikliğine uğrayarak dayanmasıdır. Özellikle optimizasyon problemlerinde arzu edilen akış koşullarında kanat geometrisinin ağırlığı ve dayanımı hesaplamalara dahil edilmektedir. Bu yüzden aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgisinin sonlu eleman modellerine aktarılması büyük önem arz etmektedir. Aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgisinin sonlu eleman analiz modeline aktarımı, temelde üç ana maddede özetlenebilir.

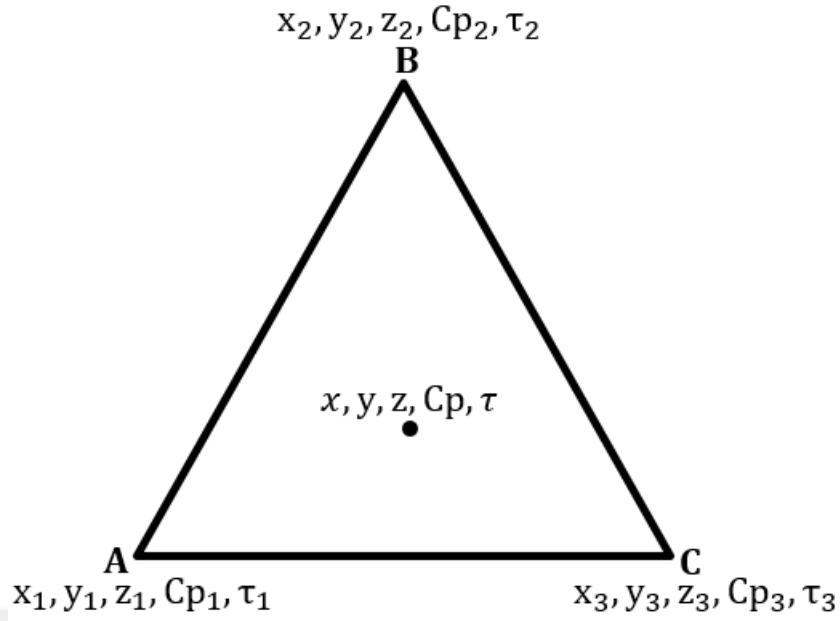
- i. Aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgisinin, HAD çözüm ağında kuvvet değerine çevrilmesi
- ii. HAD çözüm ağında yer alan kuvvet bilgisinin, sonlu elemanlar modeli çözüm ağı üzerinde hangi noktalara ne kadarlık bir oranda aktarılacağını belirlenmesi
- iii. Belirlenen noktalara hesaplanan oranda kuvvet bilgisinin sonlu eleman modeline aktarılması

Yukarıda belirtilen üç ana madde ile aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgileri, sonlu eleman modeline aktarılabilir. İlk olarak, aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgisinin, kuvvet değerine çevrilmesi için HAD çözüm ağı köşe noktalarının konumu ve köşe noktalarında bulunan her bir basınç ve sürtünme katsayı bilgileri kullanılarak çözüm ağı elemanının merkezinde ortalama basınç ve sürtünme katsayısı hesaplanmaktadır. Örnek olarak Şekil 2.7'deki gibi [ABC] köşe noktalarından oluşan üçgensel çözüm ağı ele alınır.

Üçgenin köşe noktalarında yer alan bilgiler, Eşitlik (2.32)-(2.36)'daki gibi merkez noktasına taşınarak aritmetik ortalaması alınır.

$$x = \frac{x_1 + x_2 + x_3}{3} \quad (2.32)$$

$$y = \frac{y_1 + y_2 + y_3}{3} \quad (2.33)$$



Şekil 2.7: Temsili üçgensel çözüm ağı.

$$z = \frac{z_1 + z_2 + z_3}{3} \quad (2.34)$$

$$C_p = \frac{C_{p_1} + C_{p_2} + C_{p_3}}{3} \quad (2.35)$$

$$\tau = \frac{\tau_1 + \tau_2 + \tau_3}{3} \quad (2.36)$$

Üçgen merkezinde elde edilen basınç ve sürtünme katsayısı bilgilerinden kuvvete geçmek için üçgenin alanına ve dinamik basınç bilgisine ihtiyaç duyulmaktadır. Üçgenin alanı, üçgenin iki kenarından faydalanılarak Eşitlik (2.37)'deki gibi hesaplanmaktadır.

$$S = \frac{1}{2} |\overrightarrow{AB} \times \overrightarrow{AC}| \quad (2.37)$$

\overrightarrow{AB} ve \overrightarrow{AC} vektörleri ise sırasıyla Eşitlik (2.38) ve Eşitlik (2.39)'daki gibi hesaplanmaktadır.

$$\vec{AB} = (x_2 - x_1)i + (y_2 - y_1)j + (z_2 - z_1)k \quad (2.38)$$

$$\vec{AC} = (x_3 - x_1)i + (y_3 - y_1)j + (z_3 - z_1)k \quad (2.39)$$

Daha sonra kartezyen koordinatlarda x , y ve z yönlerinde kuvvet bileşenlerini hesaplamak için kuvvetin doğrultusunun hesaplanması gerekmektedir. Kuvvet doğrultusunun hesaplanması için gerekli olan normal vektör ise Eşitlik (2.40) ve (2.41) yardımıyla hesaplanmaktadır.

$$\vec{N} = \vec{AC} \times \vec{AB} \quad (2.40)$$

$$\vec{n} = \frac{\vec{N}}{|\vec{N}|} \quad (2.41)$$

Bütün bu bilgiler ışığında üçgen merkezinde yer alan kuvvet değeri Eşitlik (2.42)'deki gibi hesaplanmaktadır.

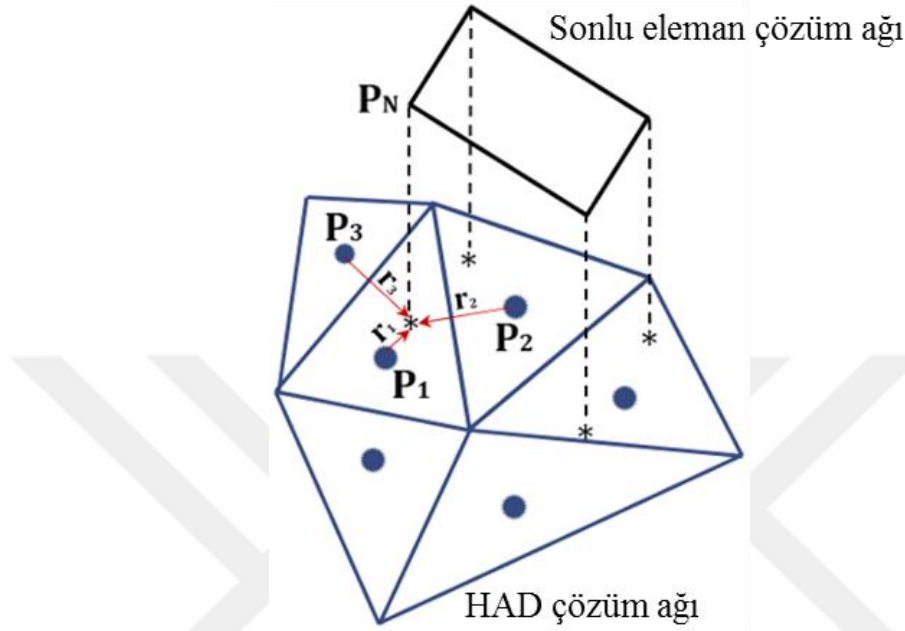
$$\vec{F} = (q)(C_p)(S)(\vec{n}) + (q)(\tau)(\vec{n}) \quad (2.42)$$

Eşitlik (2.42)'de yer alan \vec{F} ifadesi üçgen merkezinde yer alan kuvveti, q ise Eşitlik (2.43)'te gösterildiği gibi dinamik basıncı temsil etmektedir. Eşitlik (2.43)'te yer alan ρ ifadesi akışkanın yoğunluğunu, v ise akışkan hızını temsil etmektedir.

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (2.43)$$

Çözüm aşında yer alan her bir eleman için işlemler tekrarlanarak yük bilgisinin bulunduğu bir nokta bulutu elde edilmektedir. Bu nokta bulutundaki kuvvet değerleri kullanılarak sonlu elemanlar analiz modelinde yer alan noktalara yükleme işlemi gerçekleştirilmektedir. Bu aşamada HAD çözüm aşında yer alan elemanların merkez noktasında bulunan kuvvet bilgilerinin, sonlu eleman modeli noktalarında nerelere denk geldiği ve her bir noktada bulunan kuvvet değerinin sonlu eleman modelinde yer alan noktalara ne ölçüde etki edeceği belirlenmelidir. Kuvvet bilgilerinin izdüşümü

için ters ağırlıklı mesafe yöntemi tercih edilmiştir [75]. Sonlu eleman modelinin HAD çözüm ağına izdüşümü Şekil 2.8’de gösterilmektedir. Şekil 2.8’de gösterilen üçgen elemanlar, HAD çözüm ağını, dörtgen eleman ise sonlu eleman çözüm ağını temsil etmektedir.



Şekil 2.8: Sonlu eleman modelinin HAD çözüm ağına izdüşümünün temsili gösterimi.

Ters ağırlıklı mesafe yönteminde, ilk olarak sonlu eleman model çözüm ağı köşe noktalarının HAD çözüm ağına izdüşümü gerçekleştirilmektedir. İzdüşüm gerçekleştirilirken her bir sonlu eleman çözüm ağına köşe noktaları, HAD çözüm ağlarının ağırlık merkezine göre hangi konumda olduğu belirlenmektedir. Daha sonra her bir sonlu eleman model ağına köşe noktasına en yakın HAD çözüm ağları tespit edilmektedir. Eşitlik (2.44) yardımıyla da HAD çözüm ağındaki kuvvet bilgisi sonlu eleman çözüm ağı köşe noktalarına aktarılır. Burada Eşitlik (2.44)’teki ters ağırlıklı mesafe yöntemi sayesinde en yakın HAD çözüm ağındaki kuvvet değerlerinin sonlu eleman çözüm ağına olan etkisi en çok, en uzak HAD çözüm ağındaki kuvvet değerlerinin de etkisi en az olacak şekilde kuvvet aktarımı gerçekleştirilmektedir.

$$P_N = \left(P_1 \frac{1}{r_1} + P_2 \frac{1}{r_2} + P_3 \frac{1}{r_3} \right) \left(\frac{r_1 \cdot r_2 \cdot r_3}{r_1 \cdot r_2 + r_1 \cdot r_3 + r_2 \cdot r_3} \right) \quad (2.44)$$

Eşitlik (2.44)’te yer alan P_N ifadesi sonlu eleman modelindeki elemanların köşe noktalarını, P_1 , P_2 ve P_3 ifadeleri HAD çözüm ağı elemanlarının merkez noktalarını,

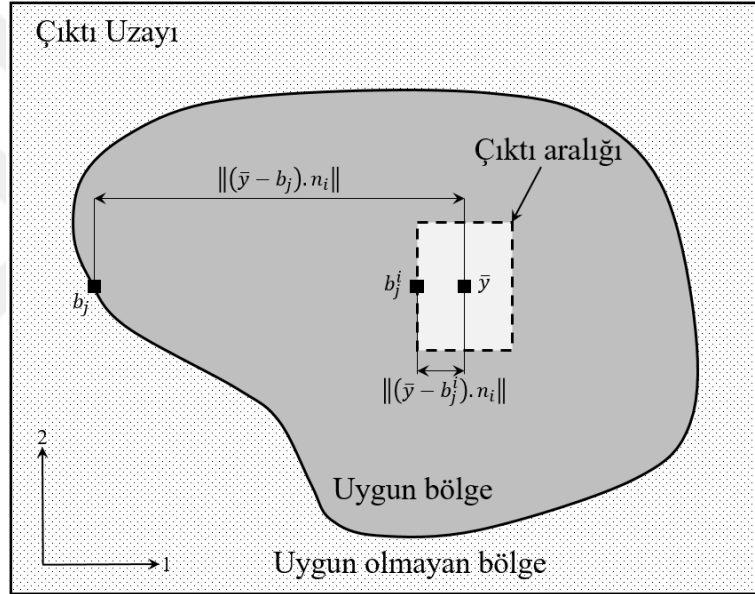
r_1 , r_2 ve r_3 ifadeleri ise P_N noktasına olan uzaklığı temsil etmektedir. Sonlu eleman modelinde yer alan bütün çözüm noktaları için Eşitlik (2.44) kullanılarak hesaplamalar tekrarlanarak HAD analizlerinden elde edilen yük bilgisi sonlu eleman modeline MATLAB ortamında yazılan bir kod yardımıyla aktarılmaktadır. Bu çalışmada HAD analizlerinden elde edilen yük bilgisi, disiplinlerarası optimizasyon aşamasında kullanılacak SEA'daki hesaplamalar için sonlu eleman modeline aktarılmıştır.

2.7 Tümevarımsal Tasarım Araştırma Yöntemi

Tümevarımsal tasarım araştırma yöntemi (TTAY), giriş ve model belirsizliklerini hesaplamalara dahil ederek amaç ve kısıt fonksiyonlarına uygun tasarım alternatiflerini hesaplamaya yarayan bir gürbüz optimizasyon yöntemidir. TTAY'ın temelinde yatan fikir ise Eşitlik 2.45'teki Gürbüzlük Kriteri (GK) diye adlandırılan ve tasarım alternatiflerinin gürbüzlük seviyesini belirleyen bir parametre hesaplanarak belirlenen tasarım uzayında yer alan uygun gürbüz tasarım çözümleri elde etmektir. Literatürde tasarım alternatiflerinin gürbüz olup olmadığı Geçerli Çıktı Bölgesi ($GÇB$) ve Maksimum Bağımsız Varyasyon (MBV) gibi yöntemlerle de belirlenebilmektedir [112]. $GÇB$ yöntemi, tasarım alternatiflerinin gürbüzlük seviyesi ile ilgili bir metrik sağlamamaktadır. Sadece tasarım alternatiflerinin çıktıları, belirsizlikler göz önünde bulundurulurken tasarım gereksinim ve kısıtlarını sağlıyorsa ilgili tasarımı gürbüz, sağlamıyorsa gürbüz olmayan tasarım şeklinde tanımlamaktadır. Bu yüzden iki farklı tasarım gürbüz olarak tanımlansa dahi hangi tasarımın daha gürbüz hangi tasarımın daha az gürbüzlük seviyesine sahip olduğu hakkında bir bilgi verememektedir. MBV yöntemi ise her bir çıktı değeri için bağımsız bir şekilde ortalamadan sapmasına odaklanmaktadır. Gereksinim sınırları ve kısıtları sayesinde oluşturulan sınırın göz önünde bulundurulmamasından, değişken sayısı arttıkça hesaplama süresinin artmasından ve birden fazla tasarım çıktısının birbirlerine olan gürbüzlük etkisinin hesaplamalara dahil edilmemesinden dolayı Eşitlik (2.45)'te yer alan GK parametresi, TTAY hesaplamaları için gürbüzlük seviyesini belirleyecek şekilde çalışmalarda kullanılmıştır.

$$GK_i = \begin{cases} \min \left(\frac{\|(\bar{y} - b_j) \cdot n_i\|}{\|(\bar{y} - b_j^i) \cdot n_i\|} \right) & , \bar{y} \text{ uygun bölgede ise} \\ -1 & , \bar{y} \text{ uygun bölgede değil ise} \end{cases} \quad (2.45)$$

Eşitlik (2.45)'te yer alan i indisi çıktı sayısını, j indisi ise Delaunay üçgenleme ile oluşturulan sınır üzerindeki ayırık noktaların sayısını temsil etmektedir. Şekil 2.9'da gösterildiği gibi \bar{y} değişkeni çıktıların ortalama değerini, n_i her bir çıktının yönünü tayin eden birim vektörünü, b_j Delaunay üçgenleme ile oluşturulan sınır üzerindeki ayırık noktaların konumunu, b_j^i ise b_j 'nin çıktı ortalama değeri üzerindeki izdüşümünü tanımlamaktadır. Eğer \bar{y} değeri, Delaunay üçgenleme ile oluşturulan sınırın içerisinde yer almıyorsa bütün tasarım çıktıları için GK değeri -1'e eşittir ve bu tasarımın gereksinimleri ve kısıtları sağlamadığı anlamına gelmektedir. Eğer \bar{y} değeri, Delaunay üçgenleme ile oluşturulan sınırın içerisinde yer alıyorsa her bir tasarım çıktısı için GK değeri hesaplanmaktadır.



Şekil 2.9: GK değerinin hesaplanmasının şematik gösterimi.

Şekil 2.9'da iki adet çıktı sayısına sahip bir optimizasyon problemi (iki boyutlu) gösterilmektedir. Uygun bölge diye adlandırılan sınırlar, tasarım gereksinimlerini ve kısıtlarını sağlayarak Delaunay üçgenleme yöntemi ile oluşturulmaktadır. Sınır üzerinde yer alan her bir b_j noktası ve bu noktaların izdüşümü yardımıyla GK değeri hesaplanmaktadır. En küçük GK değeri, o tasarım çıktısının GK değerine sahiptir fakat ilgili tasarımın gürbüzlük seviyesini belirlememektedir. Bir tasarımın gürbüzlük seviyesi, her bir tasarım çıktısının GK değerleri arasındaki en küçük değer ile belirlenmektedir. Örneğin iki farklı tasarım çıktısı için ayrı ayrı GK_1 ve GK_2 değerleri hesaplınsın. Eğer $GK_1 > GK_2$ ise bu tasarımın gürbüzlük seviyesi GK_2 değerine göre belirlenmektedir.

Aşağıda sıralanan adımlarla TTAY prosedürü, özetlenmiştir.

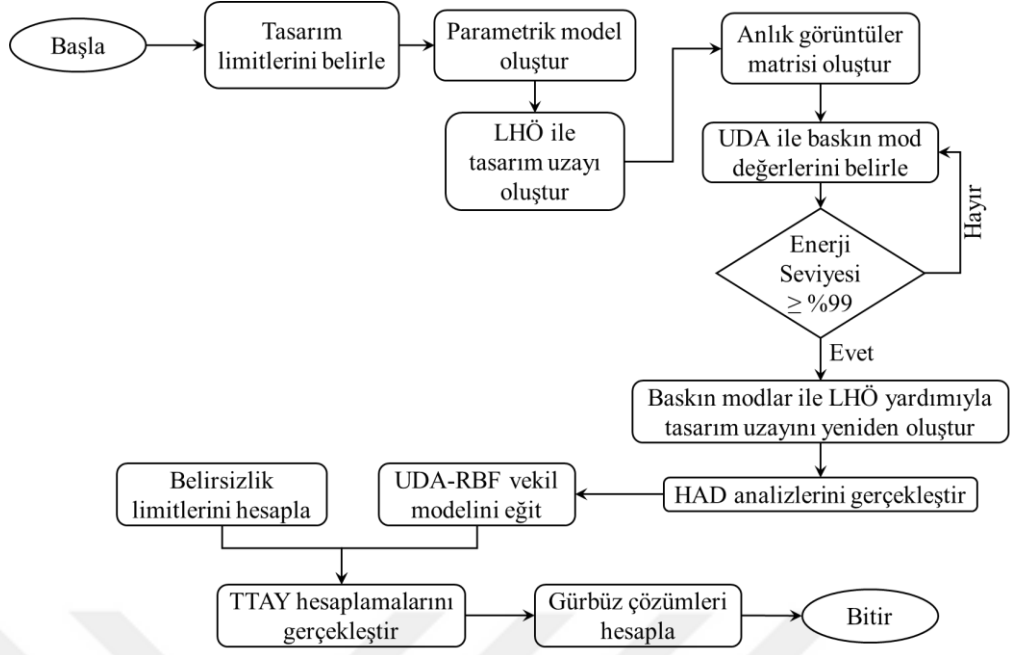
- i. Tasarım girdi limitleri göz önünde bulundurularak tasarım uzayı oluşturulur.
- ii. Oluşturulan tasarım uzayının çıktıları ise simülasyon modelleri ile hesaplanarak tasarım girdilerine bağlı çıktılar, bir veri tabanı şeklinde saklanır.
- iii. Gerçekleştirmek istenen optimizasyon problemi için tasarım gereksinimleri ve kısıtları belirlenir. Tasarım gereksinimleri ve kısıtlarına göre çıktı uzayı için Delaunay üçgenleme yöntemi [65, 66, 111] ile uygun tasarım sınırı oluşturulur.
- iv. Belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek her bir tasarım çıktısı için Eşitlik (2.45)'teki gibi GK değeri hesaplanır. Bu sayede tasarım gereksinimlerini sağlayan her bir tasarım değişkeni için gürbüzlük seviyesi belirlenmiş olur.
- v. Eğer herhangi bir tasarım alternatifi için hesaplanan GK değeri, belirlenen GK eşik değerinden büyükse o tasarım gürbüz bir tasarımdır. Eşik GK değeri, literatürde tavsiye edildiği gibi birim değer olarak kabul edilmiştir [112].

Bütün bu adımlar izlenerek optimizasyon çalışması için belirlenen tasarım uzayında yer alan, tasarım isterlerini ve kısıtlarını karşılayan gürbüz tasarım alternatifleri, belirsizlik hesaplamaları göz önünde bulundurularak TTAY yardımıyla hesaplanabilmektedir.

2.8 Önerilen UDA Tabanlı TTAY Yöntemi

Aerodinamik şekil optimizasyonu gibi karmaşık ve tasarım değişkeninin fazla olduğu problemlerde, TTAY yardımıyla gerçekleştirilen optimizasyon çalışmaları yüksek hesaplama maliyetlerine sahiptir. Bu yüzden Bölüm 2.2'de anlatılan UDA yöntemi sayesinde bir kanat geometrisini tanımlamak için gerekli olan değişken sayısının azaltılması hedeflenmiştir. Tasarım uzayında yer alan farklı tasarımların sayısını, HAD analizleri olmadan zenginleştirmek için ise Bölüm 2.3'te belirtilen UDA tabanlı RBF vekil model sayesinde giriş parametrelerine göre çıkış parametreleri arasında bir ilişki kurulmuştur. Bölüm 2.5'te belirtilen belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek TTAY yardımıyla sağlam tasarımların elde edilmesi amaçlanmaktadır.

Önerilen UDA-RBF tabanlı TTAY optimizasyon çalışması Şekil 2.10'da temsil edilmiş olup sıradaki adımlarda ilgili optimizasyon çerçevesinin ayrıntılarına değinilmiştir.



Şekil 2.10: UDA-RBF tabanlı TTAY optimizasyon sürecinin akış şeması.

- İlk olarak, tasarım değişkenleri ve limitleri belirlenir. Bunlara göre kanat geometrisinin parametrik modeli oluşturulur. Bu çalışmada, Bölüm 2.1’de anlatılan Bezier yüzey modelleme tekniği ile parametrik model oluşturulmuştur.
- Tasarım uzayı oluşturmak için, değişken limitleri arasında örneklem değerleri bir deney tasarımı yöntemi ile oluşturulur. Bu çalışmada, Bölüm 2.3’te anlatılan LHÖ deney tasarım yöntemi kullanılarak düzgün dağılım ile örneklem oluşturulmuştur. Örneklem sayısı ise, M tasarım değişkeni için literatürde önerilen $15 \cdot M$ olarak belirlenmiştir [113].
- Oluşturulan örneklemeleri içeren tasarım uzayı için kanat geometrileri, Bezier model ile oluşturulur. Bezier modelden elde edilen geometrinin tüm x , y ve z koordinatları ile Eşitlik (2.3) ile verilen anlık görüntüler matrisi oluşturulur. Tasarım değişkeni sayısını azaltmak için Bölüm 2.2’de açıklanan UDA yöntemi ile anlık görüntüler matrisinin toplam enerji seviyesinin %99’unu sağlayan baskın mod değerleri ve sayısı belirlenir. Baskın mod değerleri, UDA ile tüm LHÖ örneklem setleri için belirlendiğinden, baskın modların alt ve üst limitleri de UDA sonucu elde edilmiş olur. Baskın mod değerleri ile Eşitlik (2.10) kullanılarak anlık görüntüler matrisi tekrar oluşturulabilir.
- HAD analizleri yapılacak tasarım uzayı örneklemelerini oluşturmak için, önceki adımda belirlenen baskın modlar ve bu modların limitleri kullanılır. Bu sayede M

tasarım değişkeni yerine, daha az olan N sayıdaki baskın modlar kullanılarak değişken sayısı azaltılmış olur. HAD analizleri yardımıyla sonuçların hesaplanacağı tasarım uzayı için baskın modların limitleri arasında $15*N$ sayıda örnekleme sayısı kullanılarak yeni bir tasarım uzayı oluşturulur. Bu tasarım uzayındaki tüm örnekleme noktalarında HAD analiz sonuçları elde edilir.

- HAD analizleri neticesinde elde edilen sonuçlarla, UDA tabanlı RBF vekil modeli eğitilir. Bu vekil modelde, baskın modlar girdi parametrelerini, HAD analiz sonuçları ise çıktı parametrelerini oluşturur.
- Girdi parametrelerine bağlı çıktı parametrelerinin ilişkisi UDA tabanlı RBF vekil model yardımıyla kurularak, tasarım uzayında yer alan noktaların sayısı arttırılır.
- Performans ve kısıt gereksinimleri tanımlanarak, çıktı parametrelerin yer aldığı uzayda Delaunay algoritması ile uygun bölgenin nereler olduğu hesaplanır.
- Her bir çıkış değişkeni için hesaplama modelinden gelen belirsizlikler, Bölüm 2.5'te anlatıldığı gibi hesaplanır.
- Belirsizlik analizinden elde edilen sonuçlar kullanılarak TTAY hesaplamaları ile sağlam çözümler elde edilerek sahip oldukları GK ve amaç fonksiyon değerlerine göre sıralanır.

3. TEMSİLİ UÇAK KANADI TASARIM OPTİMİZASYONU

Bölüm 2.8’de sunulan UDA tabanlı TTAY yöntemi, örnek bir uçak kanadı dış geometrisi tasarımı için kullanılmıştır. Bu örnek kanat tasarım probleminin tasarım hedeflerine ve kısıtlarına göre aerodinamik şekil optimizasyonu bu bölümde anlatılmıştır. İlk olarak Bölüm 3.1’de problem tanımı verilmiş ve Bölüm 3.2’de bir uçak kanadı için Bölüm 2.1’de anlatılan Bezier yüzeyler ile parametrik kanat geometrisi oluşturma ayrıntılarına değinilmiştir. Oluşturulan parametrik kanat geometrisinin değişken sayısını azaltmak için Bölüm 2.2’de detaylı olarak anlatılan UDA yönteminin kullanılması Bölüm 3.3’te anlatılmıştır. Başlangıçtaki tasarım değişken sayısı, UDA yöntemi sayesinde azaltılarak yeniden bir parametrik kanat geometrisi oluşturulmuştur. Tasarım girdilerine göre çıktıları hesaplarken kullanılan HAD analizleri için hesaplama açısından bağımsızlık çalışmalarına Bölüm 3.4’te değinilmiştir. Bölüm 3.5’te tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki ilişkiyi kurarak tasarım uzayını zenginleştirmek için kullanılacak UDA tabanlı RBF vekil modelin verimliliği değerlendirilmiştir. HAD analizlerinde oluşan model belirsizliklerinin hesaplanması Bölüm 3.6’da anlatılmıştır. Son olarak, hesaplanan belirsizlikler limitleri, TTAY ile optimizasyon çalışmasına dahil edilerek tasarım gereksinim ve kısıtlarına göre gürbüz tasarımlar hesaplanarak kullanılan yöntemin avantaj ve dezavantajları Bölüm 3.7’de değerlendirilmiştir.

3.1. Temsili Uçak Kanat Tasarım Optimizasyon Çalışmasının Problem Tanımı

Pervaneli temel eğitim uçakları, öğrenci pilot yetiştirme amacıyla kullanıldığı için, bu uçakların hem manevra kabiliyeti yüksek hem de güvenli olmasına dikkat edilmektedir. Bu tür uçaklara örnek olarak İsviçre’nin Pilatus PC-21, Güney Kore’nin KAI KT-1 Woongbi, Brezilya’nın EMB 314 Super Tucano ve Türkiye’nin Hürkuş uçakları örnek verilebilir [Url1-Url4]. Pervaneli temel eğitim uçakları genellikle tek motorlu ve operasyonel anlamdaki hız rejimleri ses-altı seviyesindedir. Bu amaçla kanat geometrileri de ses-altı hız rejiminde manevra kabiliyeti yüksek ve stabilite açısından güvenli olacak şekilde tasarlanmaktadır. Bu bölümde temsili uçak kanat tasarımı için gerçekleştirilecek optimizasyon çalışması, pervaneli temel eğitim uçakları referans alınarak belirlenmiştir. Kanat şekil optimizasyonu çalışması için uç

farklı performans çıktısı, tasarım hedefi olarak kullanılmak üzere belirlenerek, bu çıktılar aşağıdaki gibi listelenmiştir.

- i. Dönü moment katsayısı eğimi ($C_{R-\beta}$)
- ii. Taşıma katsayısı (C_L)
- iii. Sürükleme katsayısı (C_D/C_L)

Yukarıda listelenen performans çıktıları, aşağıda detayları verilen üç farklı akış koşulunun hedefi olacak şekilde tanımlanmıştır.

Koşul-1: Birinci akış koşulunda, deniz seviyesinde akış hızı 0.186 Mach sayısı olup, hücum açısı 8 derece ve yana kayış açısı ise 10 derece olarak belirlenmiştir [114]. Bu koşulun çıktısı olarak $C_{R-\beta}$ seçilmiştir çünkü deniz seviyesinde flapsiz yaklaşma senaryosu göz önünde bulundurulduğunda, yanal stabilite parametrisi olan $C_{R-\beta}$ 'nin olabildiğince küçük olması istenir [114].

Koşul-2: İkinci akış koşulunda, 3,048 m (10,000 ft) basınç irtifasında akış hızı 0.4 Mach sayısı, hücum açısı 10 derece ve yana kayış açısı 0 derece olarak belirlenmiştir [114]. Bu koşulun seçilmesinin nedeni ise döngü manevrasına girişin iyileştirilmesidir. Bu senaryoda tasarım hedefi olarak C_L katsayısının artırılması hedeflenmektedir çünkü C_L 'de gerçekleştirilen artış, doğrudan döngü manevrasına girişi iyileştirmektedir.

Koşul-3: Üçüncü koşulda ise, deniz seviyesinde akış hızı 0.53 Mach sayısı, hücum açısı -1 derece ve yana kayış açısı 0 derece olacak şekilde belirlenmiştir [114]. Tasarım hedefi olarak yüksek hız karakteristiğini olabildiğince arttırabilmek için C_D/C_L değerinin düşürülmesi hedeflenmektedir.

Üçüncü koşul için referans dokümanda hücum açısı (angle of attack - AoA) değeri 0 derece olarak belirlenmiştir. Fakat bu değer daha gerçekçi olması için gerekli olan minimum taşıma katsayısına karşılık gelen AoA değeri kullanılmıştır. Bu durum için ilk olarak Eşitlik (3.1)'deki gibi minimum taşıma katsayısının hesaplanması ile başlanabilir.

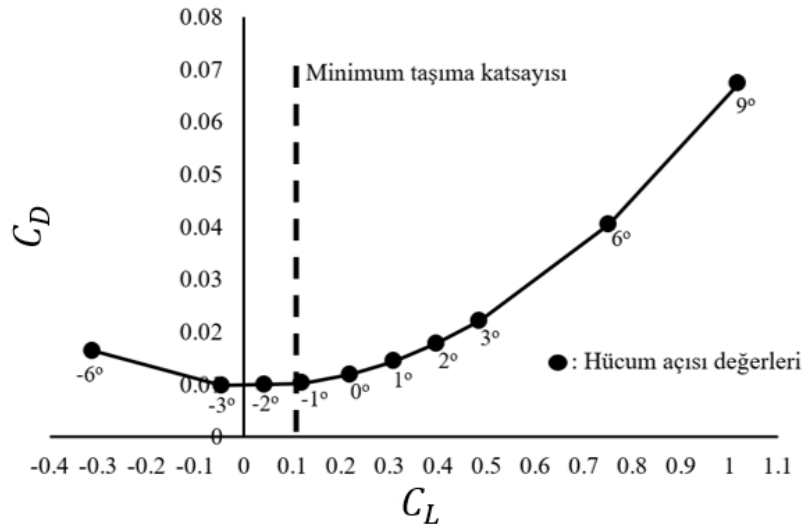
$$C_{L_{min}} = \frac{W}{q_{\infty} S_{ref}} \quad (3.1)$$

Eşitlik (3.1)'de belirtilen W muadil uçaklar için ortalama ağırlık olan 3298 kg'ı temsil etmektedir. Eşitlik (3.1)'de yer alan S_{ref} ise kanat referans alanını temsil ederek 16.2 m² olarak seçilmiştir. Dinamik basıncı temsil eden q_{∞} ise Eşitlik (3.2) yardımıyla hesaplanmaktadır. Eşitlik (3.2)'de yer alan ρ değişkeni yoğunluğu, v ise akış hızını temsil etmektedir.

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (3.2)$$

Deniz seviyesi için ρ değeri 1.225 kg/m³, v ise 0.53 Mach koşulu için 180 m/s olarak kullanılmıştır. Bütün bu bilgiler yardımıyla Eşitlik (3.1) kullanılarak minimum taşıma katsayısı $C_L = 0.1$ olarak hesaplanmaktadır.

Başlangıç geometrisinde minimum taşıma katsayısının hangi hücum açısına karşılık geldiğini hesaplamak için farklı hücum açılarında (-6° ve 9° arasında) HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.1'de taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına göre değişimi gösterilmektedir. Şekil 3.1'den görüldüğü üzere hücum açısının -1° olduğu koşul, 0° olduğu koşula nazaran daha düşük sürüklemeye sahip olduğu için koşul-3 için hücum açısı -1° olarak seçilmiştir.



Şekil 3.1: Koşul-3 için sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.

Bütün bu hesaplamalar ve kabullere göre aerodinamik şekil optimizasyonu için tasarım hedefi ve tasarımın gerçekleştirileceği akış koşulları, Çizelge 3.1'de özetlenmiştir.

Çizelge 3.1: Tasarım hedefleri ve akış koşulları.

Tasarım Hedefleri:

Koşul-1: $C_{R-\beta}$ minimum hale getirilmesi

Koşul-2: C_L maksimum hale getirilmesi

Koşul-3: C_D/C_L minimum hale getirilmesi

Akış Koşulları:

Koşul-1: Deniz seviyesi, 0.18 Mach, 8° AoA, $10^\circ \beta$

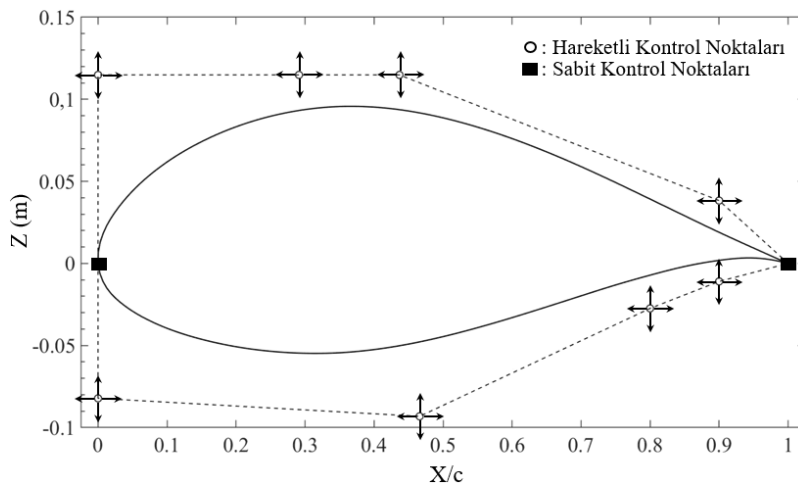
Koşul-2: 3,048 m (10,000 ft) basınç irtifası, 0.4 Mach, 10° AoA, $0^\circ \beta$

Koşul-3: Deniz seviyesi, 0.53 Mach, -1° AoA, $0^\circ \beta$

3.2. Parametrik Kanat Modelinin Oluşturulması

Bu bölümde parametrik kanat modelinin oluşturulma detayları anlatılmıştır. Bölüm 2.1’de detayları verilen Bezier yüzey modellemesi kullanılarak kanat geometrisinin parametrik modeli oluşturulmuştur. Parametrik kanat geometrisini oluştururken ilk olarak kanat kök ve uç bölgelerinde bulunan kanat kesitlerinin parametrik tanımlaması gerçekleştirilmiştir. Her bir kanat kesit profili, üst ve alt eğri olacak şekilde iki kısımdan oluşmaktadır [115, 116]. Her bir eğri ise beşinci dereceden Bezier eğrileri ile parametrik hale getirilmiştir [115].

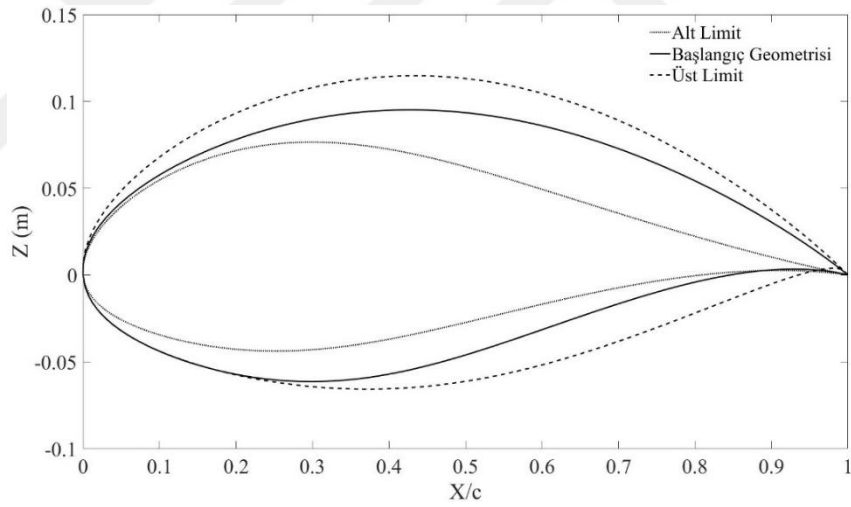
Eğriler oluşturulurken Şekil 3.2’de gösterildiği gibi hücum ve firar kenarında kullanılan kontrol noktaları ortak olup, sabit kabul edilmiştir. Orta bölgelerdeki kontrol noktaları değiştirilerek farklı kanat kesitleri elde edilmektedir. Şekil 3.2’de yer alan X/c isimli eksen X yönündeki uzunluğun kanat veterine oranını temsil etmektedir.



Şekil 3.2: Kanat kesit profili ve beşinci derece Bezier eğrileri için sabit ve hareketli kabul edilen kontrol noktaları.

Şekil 3.2’de görüleceği üzere tek bir parametrik kanat kesitinde sekiz adet kontrol noktası hareket ederek farklı kanat kesitleri elde edilebilmektedir. Sonuç olarak kanat kökü ve ucunda bulunan kanat kesitleri için toplamda 16 kontrol noktası ile farklı kanat kesitleri elde edilebilmektedir. Her bir kontrol noktası için X ve Z koordinatları olmak üzere ise toplamda 32 tasarım değişkeni ile kanat kesit profilleri modellenilebilmektedir.

Bu çalışmada optimizasyon çalışmalarının başlangıcında kanat kök ve uç bölgesindeki kesitler için NACA 63415 kanat profili kullanılmıştır [114]. Tasarım uzayı oluştururken Çizelge 3.2’de gösterildiği gibi her bir hareketli kontrol noktanın X ve Z koordinatları, maksimum ve minimum sırasıyla 1.2 ve 0.8 katı olacak şekilde değiştirilerek tasarım limitleri belirlenmiştir. Kanat kök ve uç bölgesindeki kesitlerin tasarım limitleri Şekil 3.3’te gösterilmektedir. Kanat kesitleri için gerçekleştirilen tasarım araştırma ve optimizasyon çalışmaları bu limitler içerisinde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.3: Kanat kesit profilinin tasarım limitleri.

Kanat kesitleri oluşturulduktan sonra kanat yüzeyleri de benzer şekilde alt ve üst yüzey olarak iki yüzey ile tanımlanmıştır. Bezier noktalarına ek olarak Şekil 3.4’te gösterilen dihedral, geriye ok ve burulma açıları, kanat daralma ve açıklık oranı olmak üzere beş farklı tasarım değişkeni daha bulunmaktadır. Dihedral açısı, Şekil 3.4(a)’da gösterilmekte olup yatay düzlem ile kanat aerodinamik ortalamalı veter arasındaki açıyı temsil etmektedir. Y eksenini ile kanat aerodinamik ortalamalı veter uzunluğu arasındaki açıyı temsil eden ve Şekil 3.4(b)’de gösterilen geriye ok açısı ise bir diğer parametredir. Burulma açısı, kanat kök ve uç profili arasındaki açı farklılığını temsil

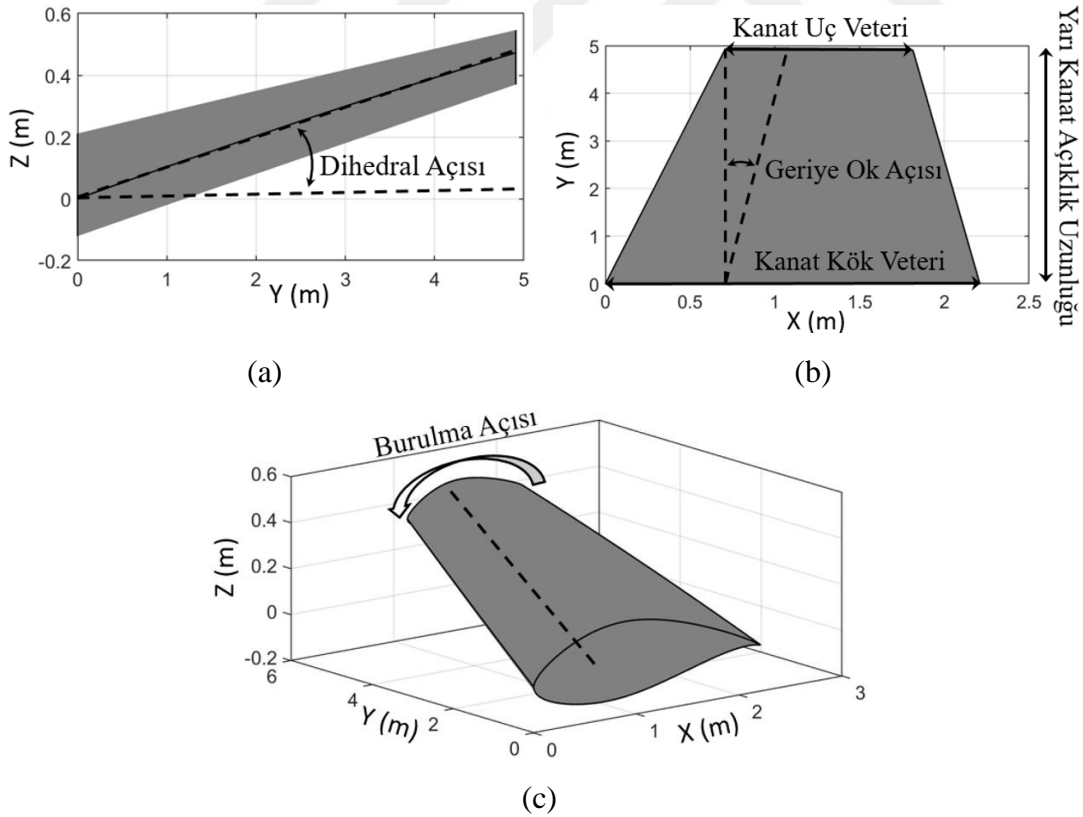
etmektedir ve Şekil 3.4(c)'de gösterilmektedir. Kanat daralma oranı, kanat uç veter uzunluğunun kök veter uzunluğuna oranı şeklinde tanımlanmaktadır ve Eşitlik (3.3)'te matematiksel ifadesi gösterilmektedir.

$$\text{Daralma oranı} = \frac{\text{Kanat kök veter uzunluğu}}{\text{Kanat uç veter uzunluğu}} \quad (3.3)$$

Son tasarım değişkeni olan açıklık oranı ise Eşitlik (3.4)'te gösterildiği gibi kanat açıklık uzunluğu ile kanat alanı arasındaki ilişkiyi kurmaktadır.

$$\text{Kanat açıklık oranı} = \frac{(\text{Kanat açıklık uzunluğu})^2}{\text{Alan}} \quad (3.4)$$

Sonuç olarak 32 adet kanat profili tanımlamalarından 5 adet de düzlemsel kanat tanımlamalarından gelen değişken sayısı ile bir kanat geometrisini tanımlamak için toplamda 37 adet tasarım değişkenine ihtiyaç duyulmaktadır.



Şekil 3.4: Üç boyutlu kanat değişkenlerinin tanımı (a) Dihedral açısı (b) Geriye ok açısı (c) Burulma açısı.

Düzlemsel kanat tasarım değişkenleri için gerçekleştirilen tasarım araştırma ve optimizasyon çalışmaları için belirlenen tasarım limitleri Çizelge 3.2’de gösterilmektedir.

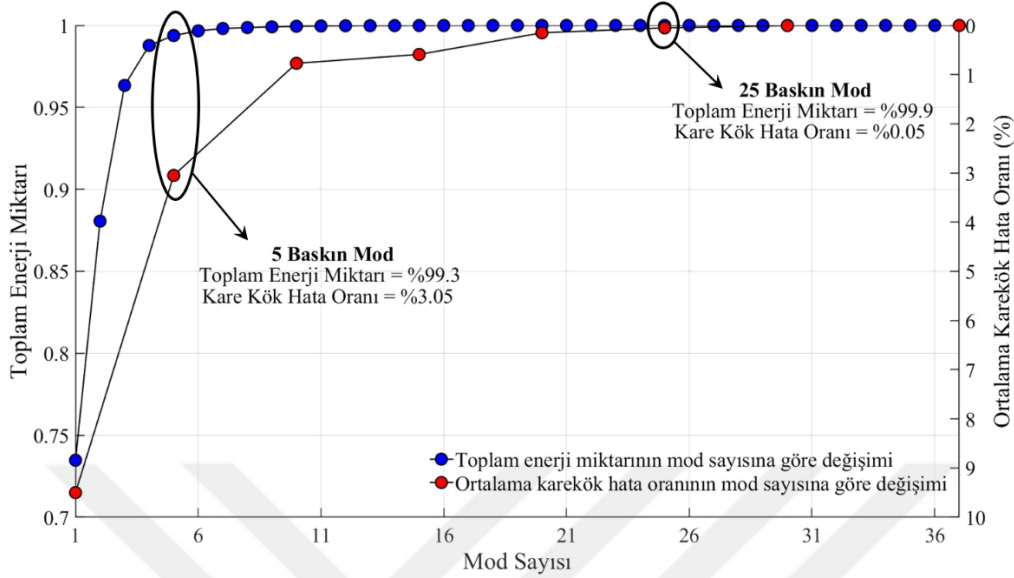
Çizelge 3.2: Kanat tasarım değişkenlerinin üst ve alt limitleri.

Değişken ismi	Başlangıç değeri	Alt limit	Üst limit
Kanat alanı (m ²)	16.2	16.2	16.2
Kanat açıklık oranı	5.75	4.5	7.5
Kanat daralma oranı	0.45	0.35	0.75
Geriye ok açısı (derece)	5	5	12
Dihedral açısı (derece)	5	2	8
Burkulma açısı (derece)	-1.5	0	-4
Bezier kontrol noktaları düşey eksen	z	$0.8z$	$1.2z$
Bezier kontrol noktaları yatay eksen	x	$0.8x$	$1.2x$

3.3. Tasarım Değişken Sayısının UDA ile Azaltılması

Tasarım değişken sayısının artışı, optimizasyon çalışmalarında yüksek hesaplama sürelerine sebep olduğu Bölüm 1.3’de detaylı olarak anlatılmıştı. Bu bölümde, Bölüm 3.2’de anlatılan parametrik kanat modelinin tasarım değişkeni sayısının, UDA yöntemi ile azaltılması için gerçekleştirilen çalışmaların ayrıntılarına değinilmiştir. Bu amaçla, ilk olarak, her bir tasarım değişkeni için 15 farklı örneklem olacak şekilde bir tasarım uzayı oluşturulmuştur. 37 adet tasarım değişkeni olduğu için toplamda 555 farklı geometri oluşturulmuştur. Tasarım uzayındaki örneklemelerin belirlenmesi için LHÖ yöntemi tercih edilmiştir [117]. Eşitlik (2.3)’te bahsi geçen anlık görüntüler matrisini oluşturmak için kanat geometrilerinin kartezyen koordinat sisteminde x , y ve z konumlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu amaçla, Eşitlik (2.1) ile Bezier yüzey modeli oluşturulurken ayrı ayrı u ve w yönünde 100 noktada (Toplamda $100 \times 100 = 10000$ noktada) kanat geometrisi üzerinden x , y ve z konum bilgilerine ulaşılmıştır. Bu bilgiler kullanılarak Eşitlik (2.3)’teki gibi anlık görüntüler matrisi oluşturulmuştur. Eşitlik (2.3)’ten Eşitlik (2.9)’a kadar olan adımlar takip edilerek özdeğer matrisi hesaplanmıştır. Yüksek boyutlu veri setlerini düşük boyutlu veri setleri ile tanımlamak için veri setinin toplam enerji seviyesinin %99’unu karşılayan baskın özdeğer veya modların yeterli olduğu Bölüm 2.2’de anlatılmıştı. Şekil 3.5’te toplam enerji

miktarının mod sayısı ile değişimi gösterilmektedir. Toplam enerji miktarının %99'u 5 baskın mod ile sağlanabilmektedir.



Şekil 3.5: Toplam enerji miktarı ve ortalama karekök hata oranının (OKHO) mod sayısı ile değişimi.

İndirgenmiş modelin verimliliğini incelemek için 5 baskın mod ile oluşturulan geometri, başlangıçta kullanılan geometri (indirgenmemiş model) ile kıyaslanarak Eşitlik (3.5)'te tanımlanan Ortalama Karekök Hata Oranı (OKHO) hesaplanmıştır.

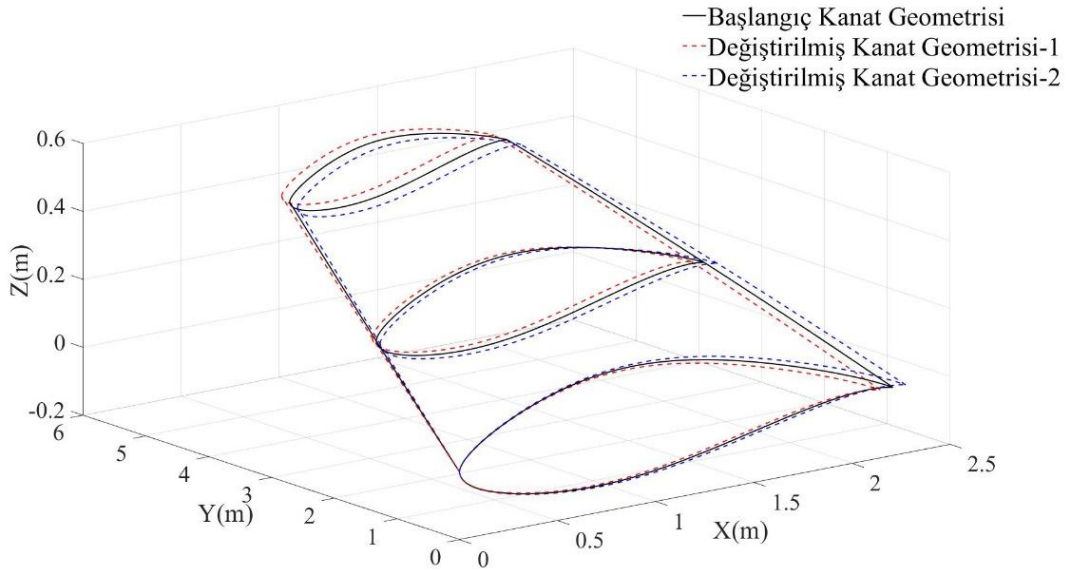
$$OKHO = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \hat{x}_i)^2}{N}} \quad (3.5)$$

Eşitlik (3.5)'te tanımlanan N değeri toplam geometri sayısını temsil edecek şekilde 555 olarak belirlenmiştir. Eşitlik (3.5)'te x_i değişkeni başlangıç kanat geometrisinin üzerindeki 10000 noktanın konum bilgisini, \hat{x}_i ise UDA modelinin üzerindeki 10000 noktanın konum bilgisini temsil etmektedir. 5 baskın mod için hesaplanan OKHO değeri %3.05 değerindedir. Şekil 3.5 incelendiğinde 25 baskın mod sayısından sonra OKHO değeri %0.05 olup mod sayısına göre değişikliğin az olduğu görülmüştür. Veri setinin enerji seviyesinin %99'unu karşılayan beş baskın modun fiziksel olarak kanat tasarım değişkenlerine göre ifadesi Şekil 3.6-3.10'da gösterilmiştir. Bu bölümde baskın modları fiziksel kanat değişkenleri ile ifade edebilmek için her bir baskın modu sarsınımına uğratarak kanat geometrileri yeniden oluşturulmuştur. Şekil 3.6-3.10'da belirtilen Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1, baskın modun mevcut değerinin 1.2 katı

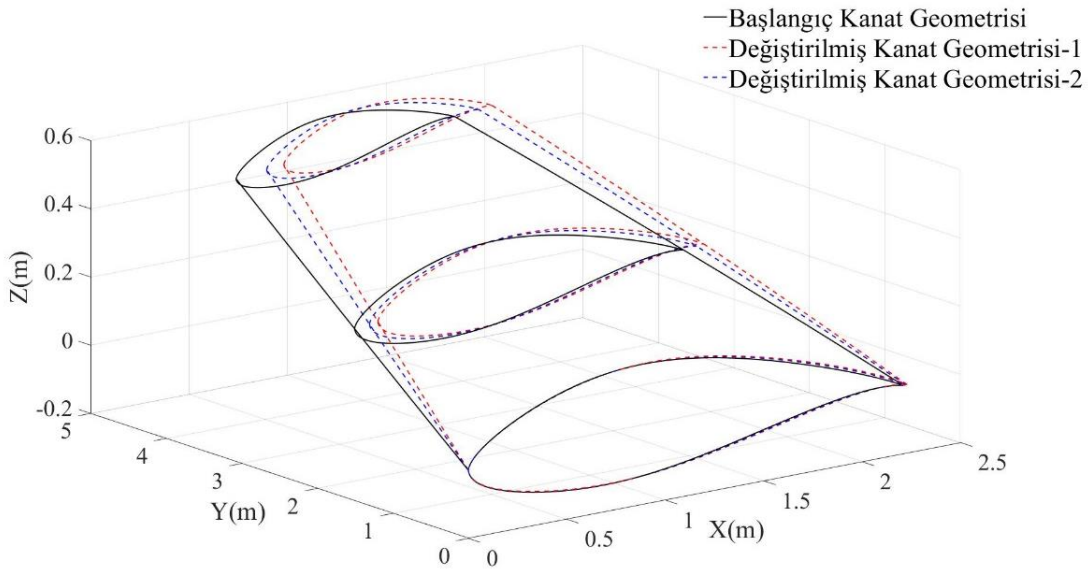
sarsınma uğratılarak hesaplanan kanat geometrisini, Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 ise baskın modun mevcut değerinin 0.8 katı sarsınma uğratılarak hesaplanan kanat geometrisini temsil etmektedir. Birinci baskın modun değiştirilerek oluşturulan kanat geometrilerinin başlangıç kanat geometrisi ile kıyası Şekil 3.6'da gösterilmiştir.

Şekil 3.6'ya göre baskın modun küçülmesi ile kanat açıklık oranı azalmıştır ve benzer şekilde baskın modun büyümesi ile kanat açık oranı artmıştır. Bu durum kanat açıklık uzunluğunun kısılması ve uzaması ile Şekil 3.6'da açık bir şekilde görünmektedir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 isimli geometrinin kanat açıklık uzunluğu, Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1 isimli geometrinin kanat açıklık uzunluğuna göre daha küçüktür. Birinci baskın modun bir diğer etkisi ise kanat kesit profilleri üzerindedir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 isimli geometrinin başlangıç kanat geometrisine göre kanat kök kesit profilinin kalınlığının özellikle firar kenarına doğru arttığı gözlemlenmiştir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1 isimli geometrinin ise başlangıç kanat geometrisine göre kanat kök kesit profilinin kalınlığının özellikle firar kenarına doğru azaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum kanat uç kesit profili için tam tersidir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1 isimli geometrinin başlangıç kanat geometrisine göre kanat uç kesit profilinin kalınlığının özellikle firar kenarına doğru arttığı gözlemlenmiştir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 isimli geometrinin ise başlangıç kanat geometrisine göre kanat uç kesit profilinin kalınlığının özellikle firar kenarına doğru azaldığı gözlemlenmiştir. Birinci baskın modun bir diğer etkisi ise kanat daralma oranı üzerindedir. Birinci baskın modun küçülmesi ile kanat daralma oranı artmıştır ve benzer şekilde baskın modun büyümesi ile kanat açık oranı azalmıştır. Bu durum da kanat uç ve kök veter uzunluklarının değişimi ile Şekil 3.6'da görülmektedir. Şekil 3.7'de ikinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyası gösterilmektedir.

Şekil 3.7 incelendiğinde ikinci baskın modun en çok kanat geriye ok açısı üzerinde etkisi olduğu görülmektedir. İkinci baskın modun hem büyümesi hem de küçülmesi de kanat geriye ok açısının artışına neden olmuştur. Bu durumun en önemli sebebi Çizelge 3.2'deki tasarım limitlerinde geriye ok açısının 5 ve 12 derece arasında tanımlanmasıdır.

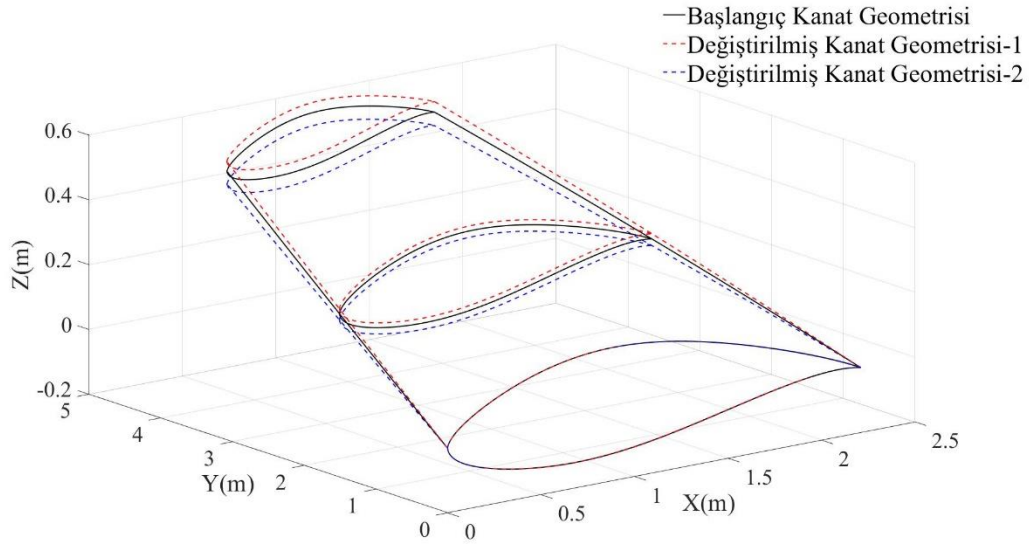


Şekil 3.6: Birinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması.



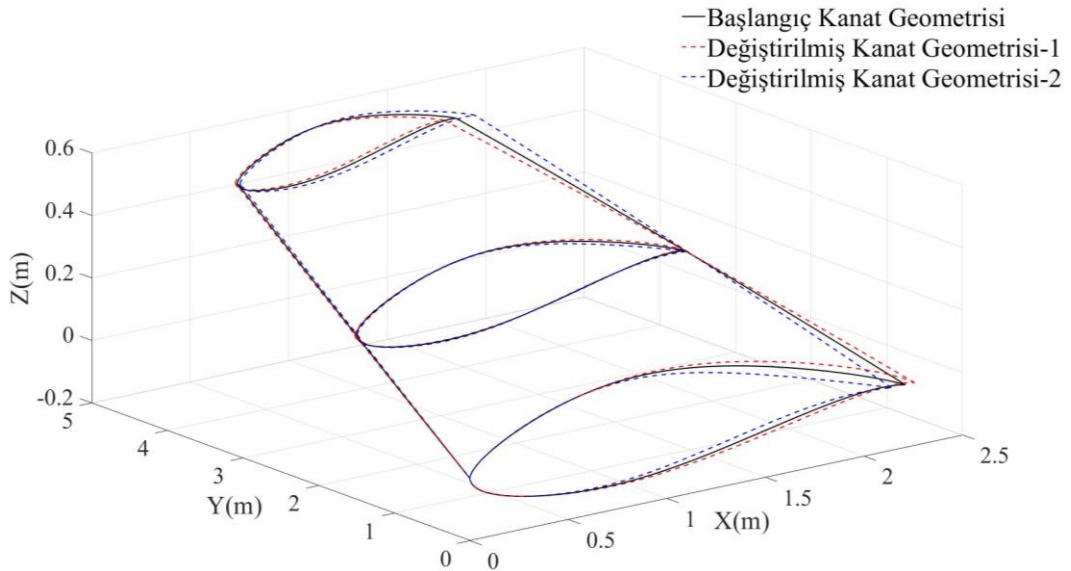
Şekil 3.7: İkinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması.

İkinci baskın modun değişimi aynı zamanda kanat burulma açısının değişimine de sebebiyet vermiştir. Baskın mod değerinin küçülmesi daha büyük kanat burulma açısına neden olurken, baskın mod değerinin büyümesi daha küçük kanat burulma açısına neden olmaktadır. Şekil 3.8'de üçüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslaması gösterilmiştir.



Şekil 3.8: Üçüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması.

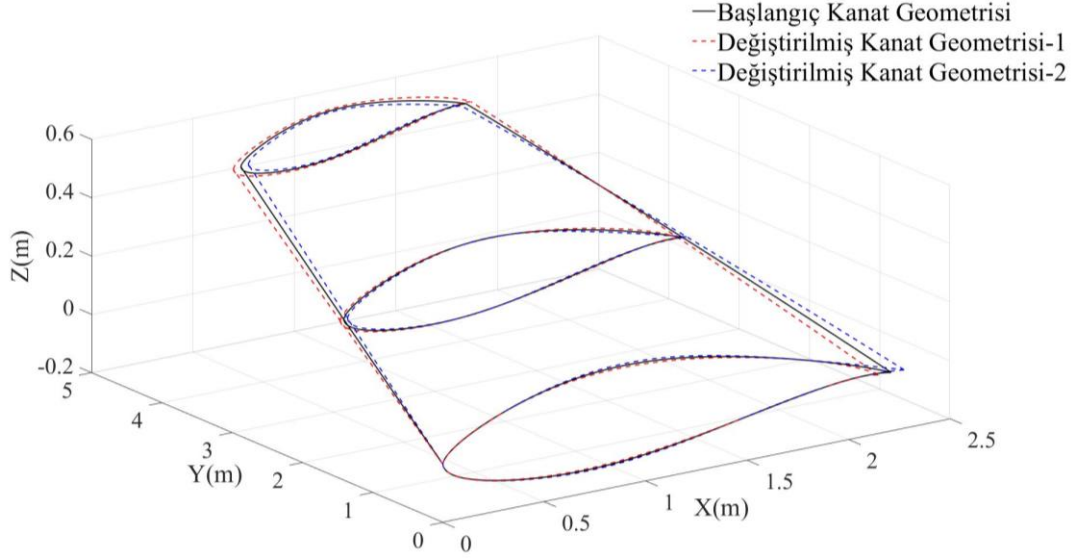
Şekil 3.8'e göre üçüncü baskın modun kanat dihedral açısı üzerinde etkisi olduğu görülmektedir. Dihedral açısındaki değişim kanat uç kesit profilinin Z yönündeki hareketinden açık bir şekilde görülmektedir. Üçüncü baskın modun küçülmesi ile kanat dihedral açısı azalmıştır ve benzer şekilde baskın modun büyümesi ile kanat dihedral açısı artmıştır. Şekil 3.9'da dördüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslaması gösterilmiştir.



Şekil 3.9: Dördüncü baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması.

Şekil 3.9 incelendiğinde dördüncü baskın modun kanat daralma oranı, kök ve uç kesit profillerinin şekilleri üzerinde etkisi olduğu görülmüştür. Kanat daralma oranına olan etkisini, kanat uç ve kök kesitlerinin veter uzunluğunun değişiminden görülmektedir.

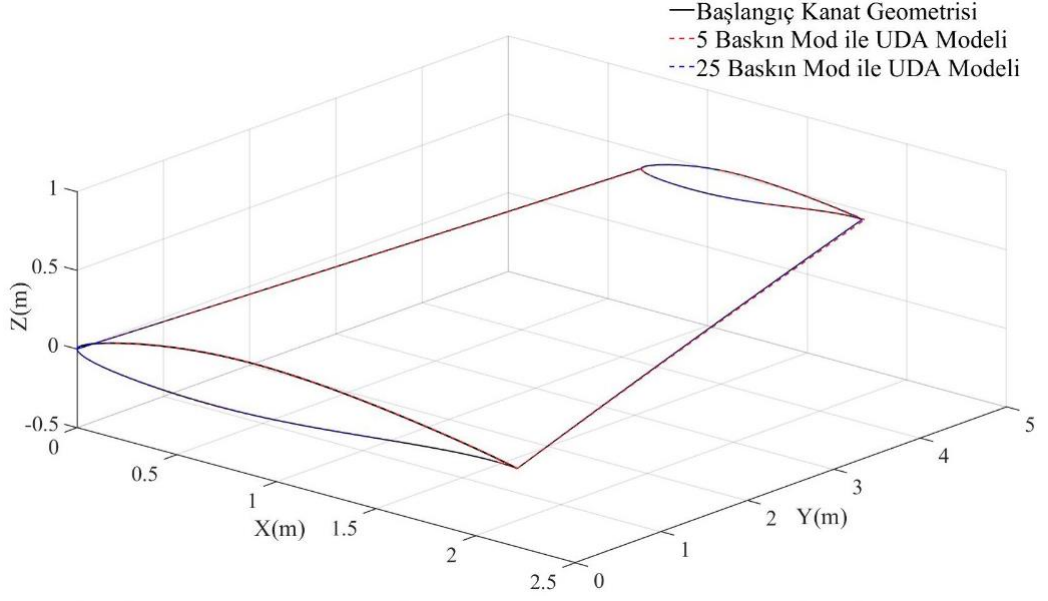
Dördüncü baskın modun küçülmesi ile kanat daralma oranı artmıştır ve benzer şekilde baskın modun büyümesi ile kanat daralma oranı azalmıştır. Dördüncü baskın mod ile birlikte hem kanat kök hem de uç kesit profillerinin kalınlığı ve kamburluğunun değiştiği de Şekil 3.9’da gözlemlenmiştir. Şekil 3.10’da beşinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyası gösterilmiştir.



Şekil 3.10: Beşinci baskın modun başlangıç kanat geometrisi ile kıyaslanması.

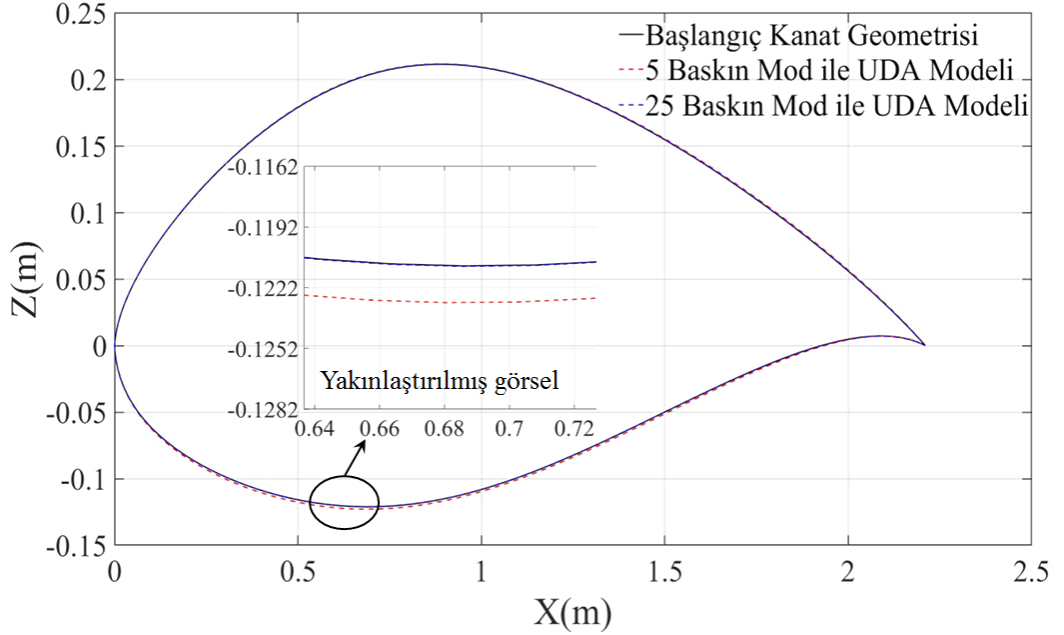
Şekil 3.10 incelendiğinde beşinci baskın modun kök ve uç kesit profillerinin şekilleri üzerinde etkisi olduğu görülmüştür ve bu durum da doğrudan Bezier kontrol noktaları ile ilişkilidir. Şekil 3.6-3.10 incelendiğinde beş baskın mod sayesinde Bölüm 3.1’de detaylı olarak anlatılan kanat tasarım değişkenlerinin değişimi verimli bir şekilde parametrik modele aktarılabilirdiği görülmüştür. Enerji seviyesinin %99’unu karşılayan ilk beş baskın moddan sonraki daha az enerji seviyesine sahip modlar ise Bölüm 3.1’de anlatılan kanat tasarım değişkenlerini lokal olarak değiştirmektedir. Baskın modlarla oluşturulan geometrilerin karşılaştırmalı gösterimi Şekil 3.11’de yer almaktadır.

Şekil 3.11’den görüleceği üzere hem 5 baskın mod ile hem de 25 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli ile indirgenmemiş kanat modeli arasında gözle ayırt edilemeyecek farklar mevcuttur.

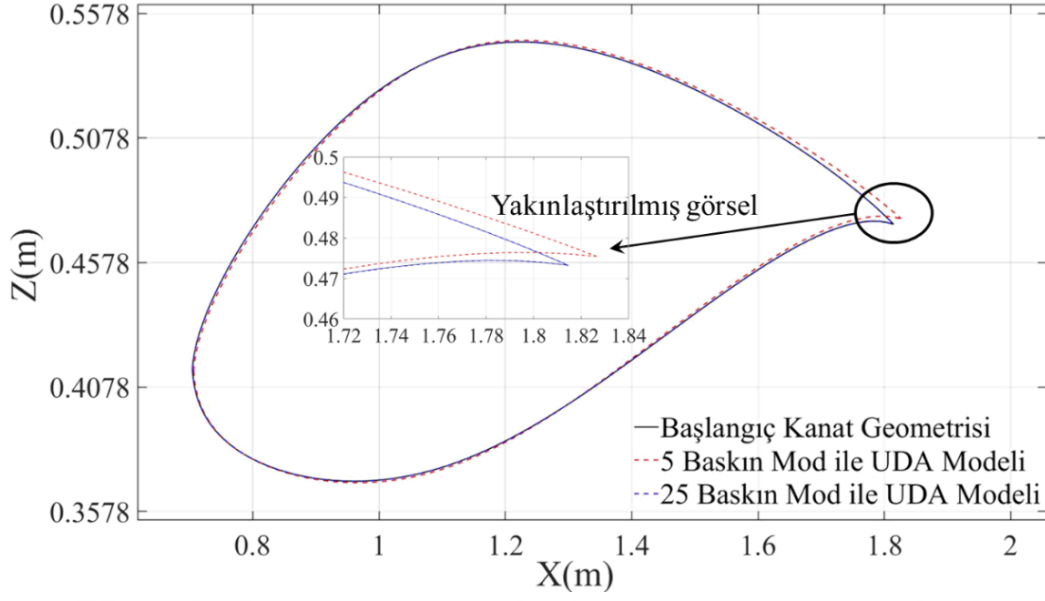


Şekil 3.11: 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan UDA modelinin başlangıç geometrisi ile kıyaslanması.

Bu farkları daha detaylı olarak incelemek için kanat kök ve uç kesit profilleri sırasıyla Şekil 3.12 ve Şekil 3.13’de farkların olduğu bölgelerin yakınlaştırılmış görselleri ile birlikte verilmiştir.



Şekil 3.12: Kanat kök kesit profilinin detaylı kıyaslaması.



Şekil 3.13: Kanat uç kesit profilinin detaylı kıyaslaması.

Şekil 3.12’de görüleceği üzere kanat kökü için 25 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli ile başlangıçtaki kanat geometrisi arasında neredeyse hiç fark yoktur. 5 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli arasında ise küçük farklılıklar olup, en büyük farklılık yakınlaştırılmış görselde görüldüğü gibi alt eğride yer almaktadır. Buradaki farklar ise 0.01 mm mertebesinde olup oldukça küçük olduğu anlaşılmaktadır. Benzer şekilde Şekil 3.13’te verilen kanat uç kesiti için de 25 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli ile indirgenmemiş kanat geometrisi arasında neredeyse hiç fark yok iken 5 baskın mod ile oluşturulan UDA modelinde oldukça küçük farklılıklar mevcuttur. En büyük farklılık ise yakınlaştırılmış görselde de görüleceği gibi kanat kesitinin fırr kenarında görülmüştür. Bu farklar da yine 0.01 mm mertebesinde olduğundan oldukça küçük olduğu ve bu yüzden ihmal edilebilir olduğu sonucuna varılmıştır.

Sonuçlar değerlendirildiğinde baskın kiplerle oluşturulan UDA modelleri, gerçek kanat geometrisini büyük ölçüde geometrik olarak yansıtabilmektedir. Bu sebeple, 37 tasarım değişkeni yerine 5 ve 25 baskın modlar tasarım değişkeni olarak kullanılarak tasarım araştırma çalışmalarının gerçekleştirilebileceği sonucuna varılmıştır. Bu amaçla, Çizelge 3.2’de yer alan tasarım limitleri ile oluşturulan kanat geometrilerine karşılık gelen baskın modlar hesaplanmıştır. Hesaplanan baskın mod değerleri, UDA modellerinde tasarım limiti olarak tanımlanmıştır. 5 ve 25 baskın mod için tasarım limitleri sırasıyla Çizelge 3.3 ve Çizelge 3.4’de gösterilmektedir.

Çizelge 3.3: 5 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzay limitleri.

Tasarım Değişkenleri	Alt Limit	Başlangıç Kanat Geometrisi	Üst Limit
Baskın Mod-1	-2.015661	-0.201566	2.015661
Baskın Mod-2	-1.021244	-0.928403	1.021244
Baskın Mod-3	-0.773974	-0.019349	0.773974
Baskın Mod-4	-0.747255	0.106751	0.747255
Baskın Mod-5	-0.308858	0.000515	0.308858

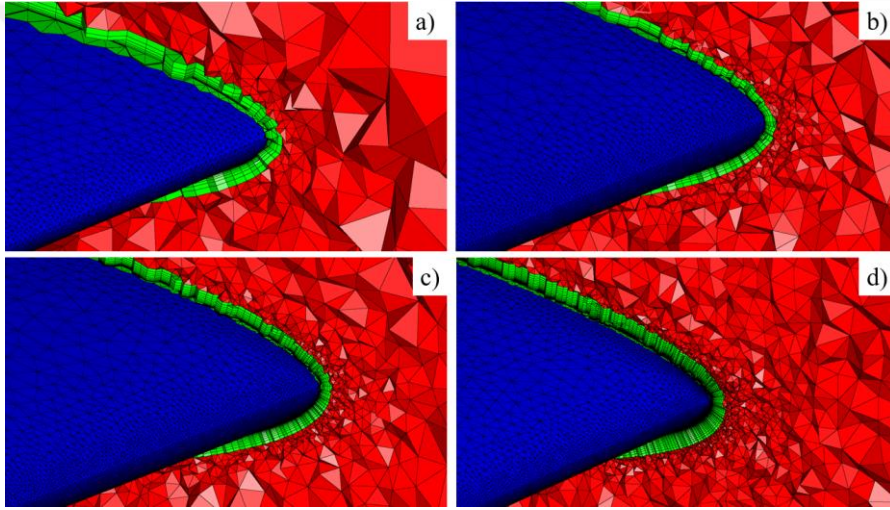
Çizelge 3.4: 25 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzay limitleri.

Tasarım Değişkenleri	Alt Limit	Başlangıç Kanat Geometrisi	Üst Limit
Baskın Mod-1	-2.015661	-0.201566	2.015661
Baskın Mod-2	-1.021244	-0.928403	1.021244
Baskın Mod-3	-0.773974	-0.019349	0.773974
Baskın Mod-4	-0.747255	0.106751	0.747255
Baskın Mod-5	-0.308858	0.000515	0.308858
Baskın Mod-6	-0.185192	0.016836	0.185192
Baskın Mod-7	-0.119841	0.003995	0.119841
Baskın Mod-8	-0.096005	0.0096	0.096005
Baskın Mod-9	-0.097971	0.002177	0.097971
Baskın Mod-10	0.080307	-0.000945	-0.080307
Baskın Mod-11	-0.04988	0.006235	0.04988
Baskın Mod-12	0.041061	-0.002053	-0.041061
Baskın Mod-13	-0.018082	0.001808	0.018082
Baskın Mod-14	0.028347	-0.001288	-0.028347
Baskın Mod-15	-0.021807	0.000661	0.021807
Baskın Mod-16	0.014772	-0.005909	-0.014772
Baskın Mod-17	-0.020388	0.002039	0.020388
Baskın Mod-18	-0.016324	0.000653	0.016324
Baskın Mod-19	-0.013035	0.001534	0.013035
Baskın Mod-20	-0.012748	0.000283	0.012748
Baskın Mod-21	-0.007595	0.000169	0.007595
Baskın Mod-22	-0.009292	0.000465	0.009292
Baskın Mod-23	-0.005044	0.000126	0.005044
Baskın Mod-24	-0.004892	0.000489	0.004892
Baskın Mod-25	-0.004077	0.000063	0.004077

Böylece, TTAY ile optimizasyon çalışması Çizelge 3.2’de belirtilen tasarım limitleri yerine Çizelge 3.3 ve Çizelge 3.4’deki indirgenmiş tasarım limitleri ile oluşturulan tasarım uzayı için gerçekleştirilecektir.

3.4. Hesaplama Ağından Bağımsızlık Çalışmaları

Tasarım uzayında bulunan noktaların çıktılarını hesaplamak için gerçekleştirilen HAD analizlerinin doğruluğunun korunması ve gerekli olan hesaplama maliyetinin düşürülmesi amacıyla başlangıç kanat geometrisi için hesaplama ağından bağımsızlık çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.14’de gösterildiği gibi dört farklı hesaplama ağı, hesaplama ağından bağımsızlık çalışmaları kapsamında kullanılmıştır.



Şekil 3.14: Hesaplama ağından bağımsızlık çalışmalarında kullanılan çözüm ağları (a) Hesaplama ağı-1 (b) Hesaplama ağı-2 (c) Hesaplama ağı-3 (d) Hesaplama ağı-4.

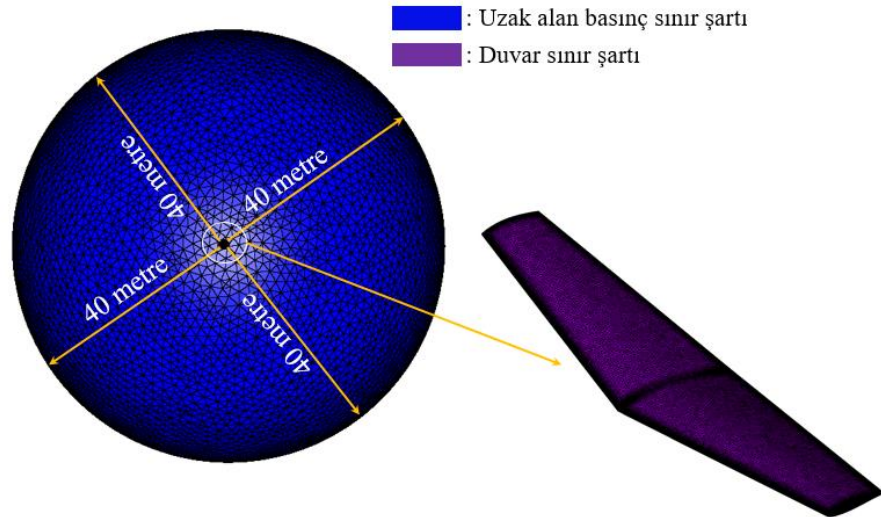
Kullanılan hesaplama ağlarında iki tip eleman kullanılmıştır. Kanat yüzeyinde ve serbest akım bölgesindeki hacim bölgelerinde üçgenel elemanlar, sınır tabakaya yakın bölgelerde ise prizmatik elemanlar tercih edilmiştir. Şekil 3.14’de mavi renk ile gösterilen hesaplama ağı, kanat yüzeyindeki üçgenel elemanları, kırmızı renk ile gösterilen hesaplama ağı, serbest akım bölgesindeki üçgenel elemanları ve yeşil renk ile gösterilen hesaplama ağı ise prizmatik elemanları temsil etmektedir. Hesaplama ağı oluşturulurken elemanların maksimum en-boy oranına ve çarpıklık değerlerine dikkat edilmiştir. Maksimum en-boy oranı ve çarpıklık değeri sırasıyla 8 ve 0.81 olarak belirlenerek hesaplama ağı oluşturulmuştur. İlk sınır tabaka yükseklikleri de $y^+ < 1$

olacak şekilde tanımlanmıştır. Çizelge 3.5’te kullanılan hesaplama ağlarının özellikleri ve gerekli olan hesaplama maliyetleri verilmiştir.

Çizelge 3.5: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi.

Hesaplama ağı	İlk sınır tabaka yüksekliği (mm)	Sınır tabaka katman sayısı	Toplam eleman sayısı	Hesaplama süresi
Hesaplama Ağı-1	0.0027	19	1,634,260	195 saat
Hesaplama Ağı-2	0.002	22	3,974,336	475 saat
Hesaplama Ağı-3	0.0012	35	8,802,914	1073 saat
Hesaplama Ağı-4	0.00027	69	22,395,015	2675 saat

HAD analizleri, sonlu hacimler yönteminin kullanıldığı ve güvenilir bir açık kaynak çözücü olan SU2 programı yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Sürekli analiz koşulu kullanılmış olup Çizelge 3.1’de belirtilen uçuş koşulları için sırasıyla Reynolds sayısının 8.9, 21.1 ve 24.6 milyon olduğu durumlar simüle edilmiştir. Analizlerde kullanılan sınır koşulu ve çözüm ağının sınırları Şekil 3.15’te gösterilmektedir. Mor renk ile gösterilen bölge, uzak alan basınç sınır şartı ve mavi renk ile gösterilen kanat yüzeyi ise duvar sınır şartı olarak tanımlanmıştır. Çözüm ağının sınırları ise bütün yönlerde kanat veter uzunluğunun 20 katı olacak şekilde küresel bir çalışma alanı oluşturulmuştur.

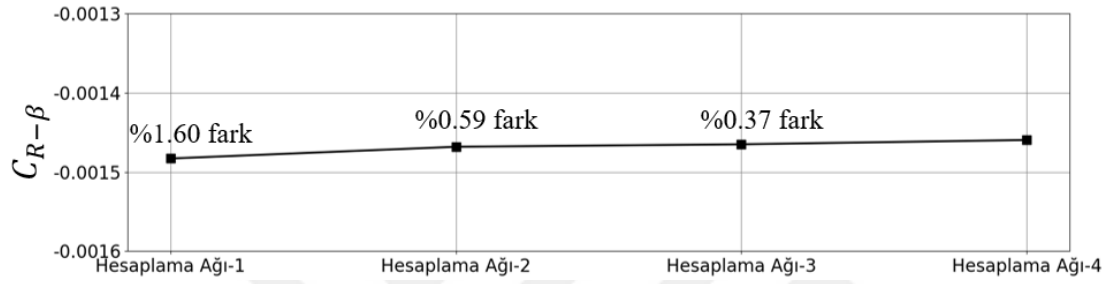


Şekil 3.15: Çalışma bölgesinin sınırları ve kullanılan sınır şartları.

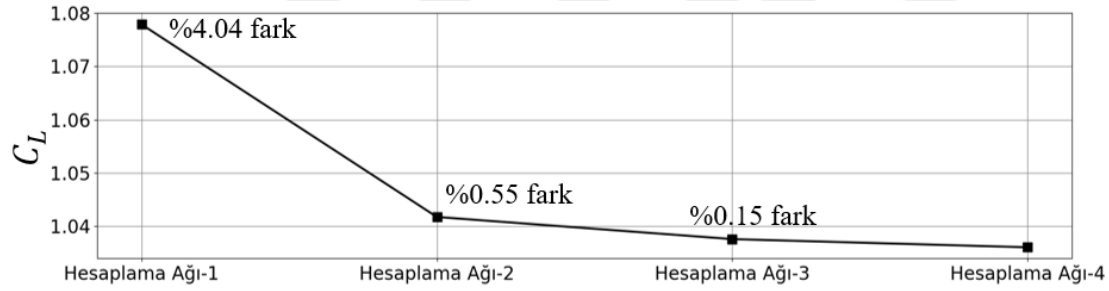
Analizlerin yakınsaması, belirlenen iki kıstas yardımıyla tayin edilmiştir. İlk kıstas olarak $C_{R-\beta}$, C_L ve C_D değişimi ve kalıntı değerlerinin, son 100 iterasyonda 10^{-4}

değerinden küçük olması şeklindedir. Bütün analizlerde bu iki kıstasın, iterasyon sayısından bağımsız olması için de 5000 iterasyonda analizler sonlandırılmıştır.

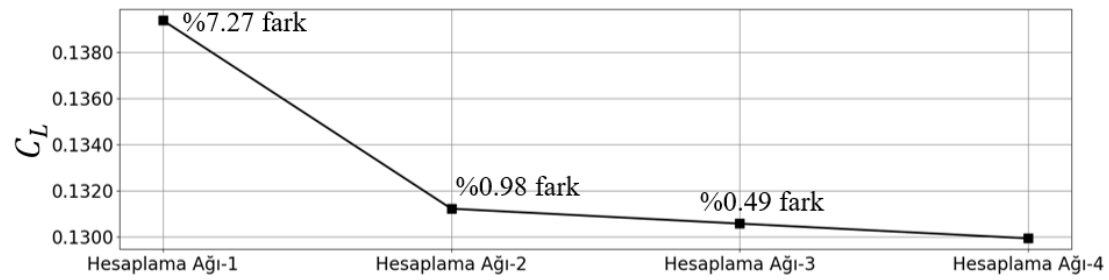
Bütün bu durumlar göz önünde bulundurularak Çizelge 3.5'te belirtilen hesaplama ağlarına göre HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Birinci koşul için elde edilen $C_{R-\beta}$ sonuçları Şekil 3.16'da, ikinci koşul için hesaplanan C_L sonuçları Şekil 3.17'de, üçüncü koşul için hesaplanan C_L ve C_D değerleri ise sırasıyla Şekil 3.18 ve Şekil 3.19'da verilmektedir. En yoğun ağ örgüsüne sahip olan hesaplama ağı-4 sonuçlarına göre bağıl farklar da Şekil 3.16-19 üzerinde gösterilmiştir.



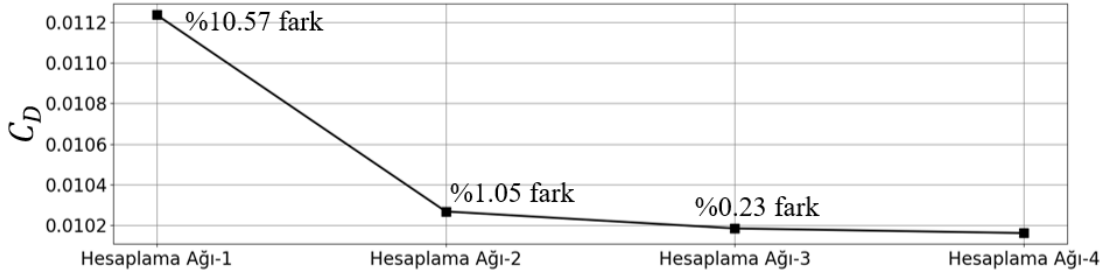
Şekil 3.16: Koşul-1 için $C_{R-\beta}$ değerinin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 3.17: Koşul-2 için C_L değerinin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 3.18: Koşul-3 için C_L değerinin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 3.19: Koşul-2 için C_D değerinin hesaplama ağına göre değişimi.

Şekil 3.16-19'daki sonuçlar incelenecek olursa en büyük farklılığın hesaplama ağı-1 sonuçlarında olduğu görülmüştür. Hesaplama ağı-2'den sonra sonuçların yakınsadığı gözlemlenmiştir. Sonuçlar arasındaki farklılığın %1'in altında olmasından ve Çizelge 3.5'te gösterilen hesaplama sürelerinde de sağladığı avantajdan dolayı hesaplama ağı-2 parametrelerinin tasarım uzayı oluşturma çalışmalarında kullanılması uygun görülmüştür.

3.5. UDA Tabanlı RBF Vekil Modeli

Tasarım uzayındaki noktaların zenginleştirilmesi ve yeni tasarım alternatiflerin çıktılarının tahmin edilmesi için Bölüm 2.3'te detaylı olarak anlatılan UDA tabanlı RBF vekil modeli oluşturulmuştur. Bu amaçla, ilk olarak, vekil modelin tasarım uzayındaki girdiler ile çıktılar arasındaki ilişkiyi kurabilmesi için eğitim veri seti oluşturulmalıdır. Tasarım uzayında bulunan farklı tasarım alternatiflerinin girdilerine karşılık gelen çıktılar, HAD yöntemleri gibi yüksek doğruluğa sahip yöntemler ile hesaplanmalıdır. Bölüm 3.3'te hesaplanan 5 adet ve 25 adet baskın modlar, tasarım değişkeni olarak tanımlanarak her bir tasarım değişken sayısı x 15 adet HAD analizi gerçekleştirilerek tasarım uzayı için gerekli olan eğitim veri seti oluşturulmuştur. 5 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzayı için $5 \times 15 = 75$ adet, 25 baskın mod için ise $25 \times 15 = 375$ adet örneklem kullanılmıştır. Baskın modlarla yapılan optimizasyon çalışmasının sonuçlarının doğruluğunu incelemek için tüm tasarım değişkenleri ile de tasarım uzayı oluşturulmuştur. 37 tasarım değişkenine sahip bu indirgenmemiş tasarım uzayı için ise $37 \times 15 = 555$ adet örneklem kullanılmıştır.

UDA tabanlı RBF vekil modelini doğrulamak için örneklem sayısının %10'u kadar yeni örneklem noktaları için HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinden elde edilen sonuçlar, vekil model tarafından tahmin edilen sonuçlar ile kıyaslanarak

vekil modelin verimliliği değerlendirilmiştir. Değerlendirme için Eşitlik (3.7)'de gösterilen Maksimum Mutlak Hata (MMH) metriğinden faydalanılmıştır.

$$MMH = 100 * \left| \frac{A_t - F_t}{A_t} \right| \quad (3.7)$$

Eşitlik (3.7)'de yer alan A_t değişkeni gerçek değeri, F_t ise tahmin edilen değeri temsil etmektedir. Bölüm 2.3'te farklı literatürde farklı radyal fonksiyonların olduğundan bahsedilmişti. Bu amaçla farklı radyal fonksiyonlarının verimliliğine bakmak için HAD analizleri ile tahmin sonuçları kıyaslanarak Çizelge 3.6'da verilmiştir. Çizelge 3.6'da yer alan tasarım uzayı-1, 2 ve 3 sırasıyla 5 ve 25 baskın mod ve 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan tasarım uzayını temsil etmektedir.

Çizelge 3.6: Farklı radyal fonksiyon tiplerinin maksimum mutlak hata değerlerinin kıyaslanması.

Fonksiyon isim	Tasarım uzayı-1 için Maksimum MMH (%)	Tasarım uzayı-2 için Maksimum MMH (%)	Tasarım uzayı-3 için Maksimum MMH (%)
Doğrusal	14.49	39.64	43.94
Kübik	14.47	39.64	43.94
İkinci derece eğri	4.51	8.41	12.65
Birden fazla ikinci derece eğri	3.98	6.91	9.75
Birden fazla ikinci derece ters eğri	4.42	6.91	11.05
İnce tabaka eğri	8.52	13.24	29.47
Gaussian	5.83	6.91	11.20
CP-C0	14.51	39.64	43.96
CP-C2	10.51	20.21	28.95
CP-C4	10.48	20.62	28.58
CP-C6	4.57	24.72	10.04

Vekil modeller, tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki ilişkiyi kurmak için kullanılmaktadır. Tasarım girdi sayısı arttıkça tasarım çıktısını etkileyen değişken sayısı arttığı için ve problem karmaşıklaştığından dolayı vekil modellerin tahmin

yeteneğinde azalma gerçekleşmektedir. Hou ve diğ. [118] tarafından gerçekleştirilen çalışmada Kriging, RBF, Gaussian Process gibi vekil model yöntemlerinin girdi sayısı arttıkça tahmin yeteğinin azaldığını ve boyut azaltma yöntemleri ile değişken sayısının azaltılarak bu durumun iyileştirilebileceği önerilmektedir. Bu yüzden, Çizelge 3.6 incelendiğinde beklenildiği gibi tasarım değişken sayısı arttıkça tahmin ve hesaplama sonuçları arasındaki farkın arttığı gözlemlenmiştir. Bütün tasarım uzayları için en büyük farklılığın doğrusal, kübik ve CP-C0 radyal fonksiyonları kullanıldığında hesaplandığı görülmüştür. Bütün tasarım uzayları için ise en düşük hatanın birden fazla ikinci derece eğri isimli radyal fonksiyonunun kullanıldığı durumlar için elde edilmiştir. Kutkan [119] tarafından gerçekleştirilen çalışmada hipersonik bir araç için Gaussian ve birden fazla ikinci derece eğri radyal fonksiyon tipleri kıyaslanmıştır. Basınç dağılımları kıyaslandığında Gaussian yöntemi ile tahmin edilen sonuçlarda hata oranı %31 civarında iken birden fazla ikinci dereceden eğri ile tahmin edilen sonuçlardaki hata oranı %7 değerindedir. Wang ve diğ. [120] benzer bir şekilde kanat kesit profilinin şekil optimizasyonu için Gaussian ve birden fazla ikinci derece eğri radyal fonksiyonları kullanmıştır. Bu çalışmada taşıma ve yunuslama moment katsayısının tahmini için gerçekleştirilen kıyaslamada birden fazla ikinci derece eğri radyal fonksiyonu için elde edilen sonuçların hata oranı Gaussian fonksiyonu için elde edilen sonuçların hata oranına göre daha düşük elde edilmiştir. Jakobsson ve Amoignon [121] tarafından gerçekleştirilen çalışmada kübik, ince tabaka eğri, birden fazla ikinci derece eğri, birden fazla ikinci derece ters eğri, ikinci derece ters eğri ve Gaussian radyal fonksiyonları ONERA M6 kanadının optimizasyonunda sürüklenme, taşıma ve yunuslama moment katsayılarının tahmininde kullanılmıştır. Çalışma sonucunda en düşük hata oranının birden fazla ikinci derece ters eğriden, en fazla hata oranı ise kübik radyal fonksiyonundan elde edildiği görülmüştür. Bu yüzden TTAY hesaplamalarında tasarım uzayını zenginleştirmek için birden fazla ikinci derece eğri fonksiyonundan faydalanılarak UDA tabanlı RBF vekil modeli oluşturulmuştur.

UDA tabanlı RBF vekil modelinin veri tahmin performansını test etmek için açık kaynak bir yazılım olan DAKOTA [122] yazılımında bulunan RBF yöntemi kullanılarak bir kıyaslama gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla, vekil modeller DAKOTA yazılımı ile de oluşturulmuş ve %10'luk yeni örneklem datası için vekil model ile HAD analizi sonuçları arasında MMH değerleri hesaplanmıştır. Hem UDA-RBF

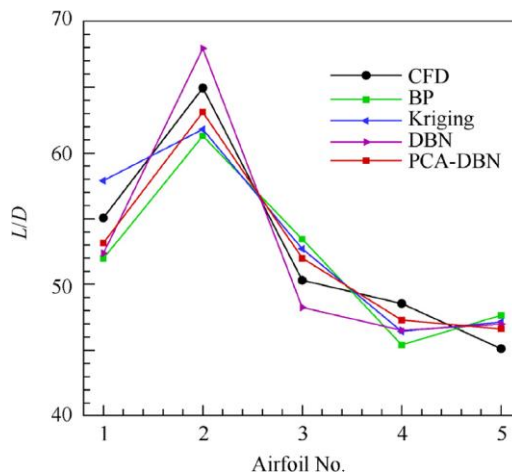
yöntemi hem de DAKOTA-RBF yöntemi ile tahmin edilen sonuçlar için hesaplanan MMH değerleri Çizelge 3.7’de üç tasarım uzayı için verilmiştir.

Çizelge 3.7: UDA tabanlı RBF yönteminden elde edilen sonuçların DAKOTA programından elde edilen sonuçlarla maksimum mutlak hata değerleri ile kıyaslanması.

Yöntem	Tasarım Uzayı-1	Tasarım Uzayı-2	Tasarım Uzayı-3
UDA-RBF	%3.98	%6.91	%9.75
DAKOTA	%4.27	%8.47	%10.74

Çizelge 3.7’de gösterilen sonuçlar neticesinde, hataların genel olarak %10’un altında kalmasından dolayı, her iki yöntemin de efektif sonuç verdiği, söylenebilir. Bununla birlikte, bu çalışmada kullanılan UDA-RBF yönteminin, az miktarda da olsa DAKOTA sonuçlarına göre daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Bu sonuçlar, Tao ve diğ. [123] tarafından gerçekleştirilen çalışmadaki sonuçlar ışığında değerlendirilmiştir. Tao ve diğ. [123] çalışmasında beş farklı laminar kanat kesit profilleri için farklı vekil modellerin verimliliğini incelemek amacıyla taşıma kuvvetinin sürükleme kuvvetine oranının (L/D) tahmin sonuçları, HAD analizleri ile kıyaslanmıştır. Çalışmada Derin Davranış Ağları (DBN), Geri Yayınım Sinir Ağları (BP), Kriging ve TBA tabanlı DBN (PCA-DBN) vekil modellerinden tahmin edilen L/D değeri, HAD analizlerinden hesaplanan L/D değeri ile Şekil 3.20’deki gibi kıyaslanmıştır.



Şekil 3.20: Farklı vekil modellerinden tahmin edilen L/D değerinin HAD analiz sonuçları ile kıyaslanması [123].

Şekil 3.20 incelendiğinde HAD analiz sonuçlarına bütün kanat kesitleri için en çok yaklaşan yöntemin PCA-DBN için hesaplandığı görünmüştür. Benzer şekilde Koziel ve diğ. [124] tarafından gerçekleştirilen çalışmada ise iç direnç trafo için frekans sonuçları Kriging, RBF ve TBA tabanlı vekil modeller için farklı örneklem ve temel bileşen sayısına göre birbirleri ve elektromanyetik analizlerden elde edilen sonuçlarla kıyaslanmıştır. Tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasındaki OKHO değeri, Çizelge 3.8’de gösterilmektedir.

Çizelge 3.8: Tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasında OKHO değerleri [124].

Örneklem sayısı	Kriging	RBF	TBA tabanlı vekil model (k=6)
50	%49.1	%56.2	%13.0
100	%31.1	%33.0	%8.1
200	%25.9	%27.5	%6.5
400	%20.4	%23.1	%5.1
800	%15.7	%16.8	%3.8

Çizelge 3.8 incelendiğinde örneklem sayısı arttıkça bütün vekil modeller için tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasındaki farkın azaldığı gözlemlenmiştir. Kriging, RBF ve TBA tabanlı vekil model yönteminde en düşük hatanın sırasıyla %15.7, %16.8 ve %3.8 olduğu görülmüştür. Bu sebeple bir boyut azaltma yönteminin vekil modeller ile birlikte kullanılması vekil modelin tahmin yeteneğini iyileştirmektedir. Bu yüzden Çizelge 3.7’de verilen sonuçlarda görüleceği gibi, bu çalışmada kullanılan UDA tabanlı RBF yönteminin DAKOTA sonuçlarına göre daha iyi sonuç vermesi mantıklıdır. Bütün bu sonuçlar ışığında, UDA tabanlı RBF yönteminin optimizasyon süreci için etkili bir vekil model olarak kullanılabilmesi sonucuna varılmıştır.

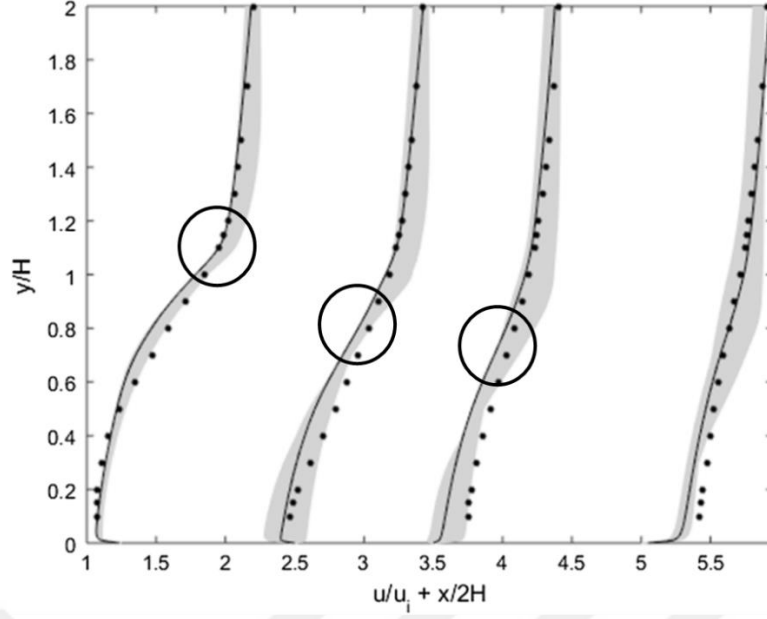
3.6. Model Belirsizliği

Bu alışmada Bölüm 2.5'te detaylı olarak anlatılan öz-uzay sarsınım yöntemi yardımıyla HAD analizlerinde kullanılan türbülans modelinden oluşan belirsizlik hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Model belirsizliğini tahmin etmek için, Bölüm 2.5'te de anlatıldığı gibi üç adet zdeğer ve iki adet özvektör sarsınımı olmak üzere toplamda beş farklı belirsizlik analizi gerçekleştirilmiştir. Analizler neticesinde başlangıç geometrisi için sarsınımın olduğu ve olmadığı analiz sonuçlar kıyaslanarak belirsizlik sınırları izelge 3.9'da verilmiştir.

Çizelge 3.9: Belirsizliklerin dahil edildiği ve edilmediği çözümler arasındaki model belirsizlik değerleri.

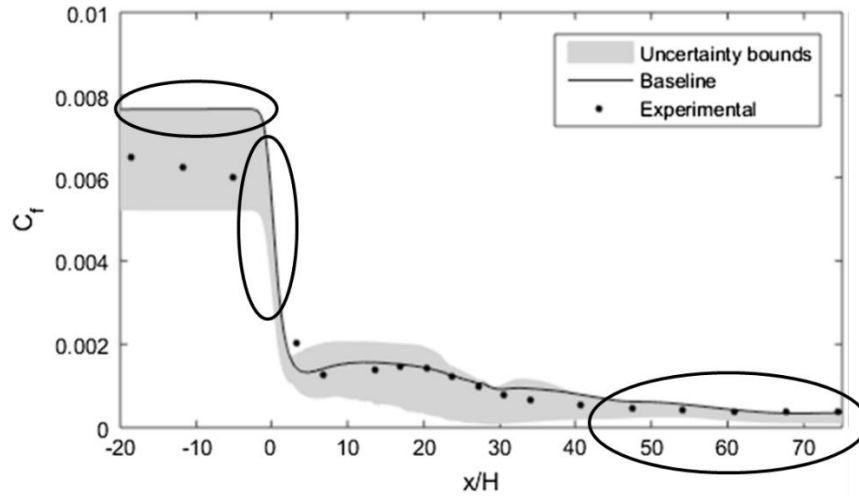
Belirsizlik sınırı	Koşul-1 $C_{R-\beta}$	Koşul-2 C_L	Koşul-3 C_L	Koşul-3 C_D
Belirsizliklerin dahil edildiği HAD analizlerinin alt sınırı	-0.001467	1.045	0.131	0.0091
Belirsizliklerin dahil edilmediği HAD analizlerinin sonucu	-0.001468	1.048	0.131	0.0102
Belirsizliklerin dahil edildiği HAD analizlerinin st sınırı	-0.001461	1.065	0.138	0.0115

Çizelge 3.9'da gösterilen ve koşul-1 için hesaplanan $C_{R-\beta}$ sonuçlarına bakıldığında, belirsizliklerin dahil edilmediği durumda hesaplanan $C_{R-\beta}$ değerleri, belirsizliklerin dahil edildiği HAD analizleri alt ve st sınırları olarak hesaplanan $C_{R-\beta}$ değerleri arasında çıkmamış; alt sınırdaki değerden de düşük çıkmıştır. Koşul-1 için alt ve st sınırlar Şekil 3.23'te gösterilmiştir. Belirsizlik kullanılmadığındaki sonuç, bu sınırların arasında değer de, alt sınırdaki sonucun bile altında çıktığı için $C_{R-\beta}$ değerini için alt sınır değerleri, belirsizlik olmayan durumda daha da aşağıda çıkan değer olarak değerilmiştir. Benzer bir durum koşul-3 için hesaplanan taşıma katsayısı (C_L) için de geçerli olup; alt ve st sınır için hesaplanan C_L değerleri Şekil 3.25(a)'da gösterilmiştir. Bu durumu destekleyecek Şekilde Mishra ve diğ. [62] tarafından gerçekleştirilen çalışma incelenmiştir. Geriye dönük basamak problemi için özuzay sarsınım yöntemi ile belirsizlik analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda ortalama hız profili için elde ettikleri belirsizlik sınırları Şekil 3.21'de gösterilmektedir. Şekil 3.21'de daire içinde gösterilen bölgelerde belirsizlik alt sınırları, sarsınımına uğramamış sonuçlardan daha büyük değerdedir.



Şekil 3.21: Ortalama hız profiline göre değişim [62].

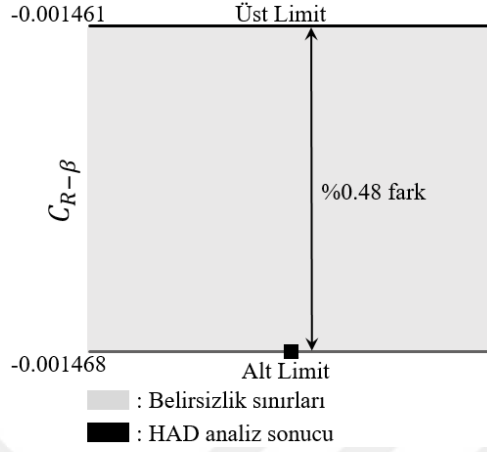
Bu durumu destekleyecek bir diğer örnek ise NASA akustik lüle problemi [62]. Bu problemde ise akustik lüle içerisindeki akıştan dolayı oluşan sürtünme katsayısının belirsizlik sınırlarını hesaplamak için özuzay yöntemi ile belirsizlik analizleri gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar sonucunda Şekil 3.22’de gösterilen sürtünme katsayısında daire içerisinde gösterilen bölgelerde belirsizlik alt sınırları, sarsınımına uğramamış sonuçlardan daha büyük değerdedir.



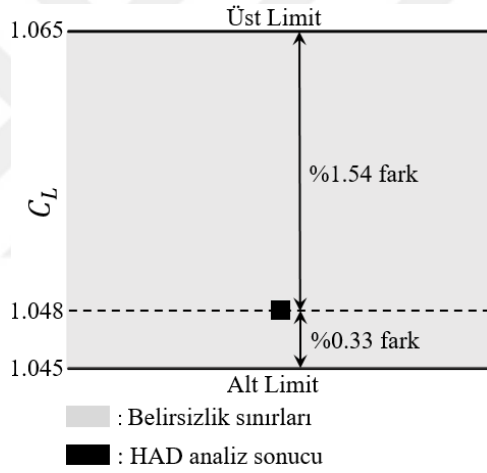
Şekil 3.22: NASA akustik lüle içerisindeki sürtünme katsayısının değişim [62].

Koşul-1 için alt ve üst sınırlar Şekil 3.23’te gösterilmiştir. Diğer yandan, koşul-2 taşıma katsayısı (C_L) ve koşul-3 sürüklenme katsayısı (C_D) için, belirsizliklerin

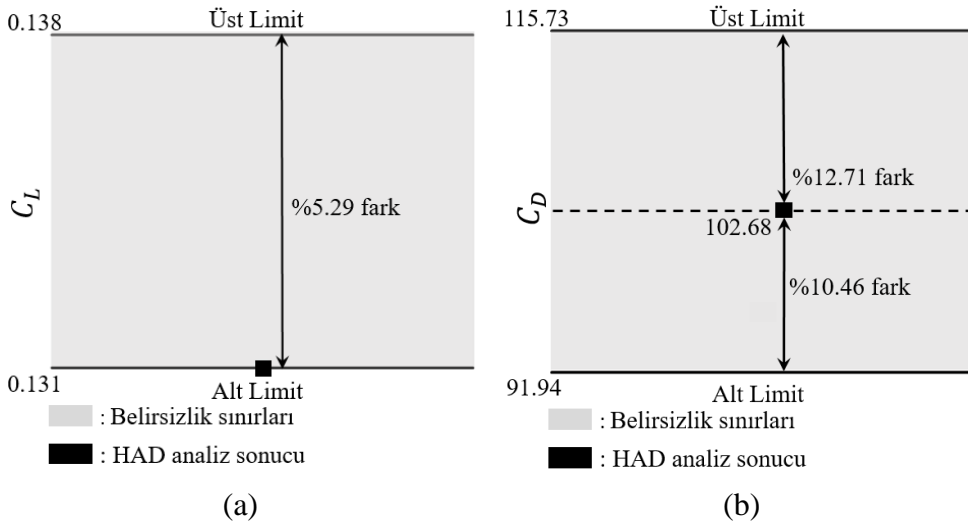
kullanılmadığı durumda hesaplanan değerler, Çizelge 3.9 ve sırasıyla Şekil 3.24 ve Şekil 3.25(b)'de görüldüğü gibi, belirsizliklerin kullanıldığı durumda elde edilen alt ve üst sınırların arasında çıktığından, bu hesaplanan alt ve üst sınırlar kullanılmıştır.



Şekil 3.23: Koşul-1 için $C_{R-\beta}$ değerinin belirsizlik limitleri.



Şekil 3.24: Koşul-2 için C_L değerinin belirsizlik limitleri.



Şekil 3.25: Koşul-3 için (a) C_L (b) C_D değerinin belirsizlik limitleri.

Üç koşul içerisinde en fazla belirsizlik, koşul-3'te gözlemlenmiştir. Şekil 3.25(b)'de görüldüğü üzere taşıma katsayısındaki belirsizlik % 5.29 mertebesinde iken sürüklenme katsayısı anlamında üst sınır olarak %12.71 ve alt sınır olarak %10.46'lık bir belirsizlik hesaplanmıştır. Koşul-3'te yüksek belirsizliklerin elde edilmesinin en büyük nedeni ise C_D için sürtünme etkilerinin C_L ve $C_{R-\beta}$ çıktılarına kıyasla daha fazla olmasından kaynaklanmaktadır.

Her bir tasarım alternatifi için bu şekilde belirsizlik analizi yapmak hesaplama yükünü ciddi ölçüde arttıracaktır. Bu yüzden, sadece başlangıç kanat geometrisi için elde edilen belirsizlik oranlarının diğer tasarımlar için de uygulanabilmesi düşünülmüştür. Sadece başlangıç geometrisi için bulunan belirsizlik oranlarının diğer tasarımlara uygulanabilirliğini araştırmak adına beş farklı geometri için toplamda 55 adet belirsizlik analizi gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları, Çizelge 3.10'da verilmiştir.

Çizelge 3.10 incelendiğinde, Koşul-1 durumunda, $C_{R-\beta}$ değeri için, belirsizlik alt sınırı açısından en büyük değişikliğin Alternatif-1 için elde edildiği ve farklılığın %0.34 olduğu görülmüştür. Belirsizlik üst sınırı açısından ise en büyük değişikliğin Alternatif-4 için elde edildiği ve farklılığın %0.54 olduğu görülmüştür. Çizelge 3.9'da görüleceği üzere başlangıç kanat geometrisi için ise fark %0.48 değerindedir. Farkların benzer olmasından dolayı $C_{R-\beta}$ için başlangıç kanat geometrisinde hesaplanan belirsizlik farklarının bütün tasarımlara uygulanabileceği kabulünde bulunulmuştur.

Koşul-2 ve Koşul-3 durumlarında C_L değeri için, belirsizlik alt sınırı açısından en büyük değişikliğin sırasıyla Alternatif-1 ve Alternatif-3 için elde edildiği ve farkların sırasıyla %0.85 ve %1.78 olduğu görülmüştür. Belirsizlik üst sınırı açısından ise en büyük değişikliğin iki koşul için de Alternatif-3 için elde edildiği ve farklılığın sırasıyla %1.89 ve %5.36 olduğu görülmüştür. Çizelge 3.9'da görüleceği üzere başlangıç kanat geometrisi için belirsizlik alt ve üst sınırı için farklar Koşul-2 için sırasıyla %0.33 ve %1.54; Koşul-3 için ise %1.52 ve %5.34 değerindedir. Farkların benzer olmasından dolayı C_L için başlangıç kanat geometrisinde hesaplanan belirsizlik farklarının bütün tasarımlara uygulanabileceği kabulünde bulunulmuştur.

Çizelge 3.10: Beş farklı tasarım alternatifi için belirsizlik analiz sonuçları.

Konfigürasyon	Belirsizlik sınırları	Koşul-1 $C_{R-\beta}$	Koşul-2 C_L	Koşul-3 C_L	Koşul-3 C_D
Alternatif-1	Belirsizlik alt sınırı	-0.001223	1.135	0.202	0.010156
	Belirsizliklerin dahil edilmediği analiz sonucu	-0.001220	1.145	0.204	0.011400
	Belirsizlik üst sınırı	-0.001216	1.163	0.208	0.012848
Alternatif-2	Belirsizlik alt sınırı	-0.001163	1.119	0.189	0.00983
	Belirsizliklerin dahil edilmediği analiz sonucu	-0.001159	1.126	0.191	0.010994
	Belirsizlik üst sınırı	-0.001156	1.128	0.195	0.012409
Alternatif-3	Belirsizlik alt sınırı	-0.000938	0.999	0.126	0.010660
	Belirsizliklerin dahil edilmediği analiz sonucu	-0.000936	1.000	0.128	0.011688
	Belirsizlik üst sınırı	-0.000934	1.019	0.135	0.012536
Alternatif-4	Belirsizlik alt sınırı	-0.001298	1.068	0.141	0.009939
	Belirsizliklerin dahil edilmediği analiz sonucu	-0.001294	1.064	0.143	0.011022
	Belirsizlik üst sınırı	-0.001287	1.073	0.150	0.012181
Alternatif-5	Belirsizlik alt sınırı	-0.000722	0.967	0.026	0.008637
	Belirsizliklerin dahil edilmediği analiz sonucu	-0.000723	0.972	0.026	0.009561
	Belirsizlik üst sınırı	-0.000721	0.985	0.027	0.010511

Koşul-3 durumunda ise, C_D değeri için, belirsizlik alt sınırı açısından en büyük değişikliğin Alternatif-1 için elde edildiği ve farkın %10.91 olduğu görülmüştür. Belirsizlik üst sınırı açısından ise en büyük değişikliğin Alternatif-2 için elde edildiği ve farkın %12.87 olduğu görülmüştür. Çizelge 3.9’da görüleceği üzere başlangıç kanat geometrisi için belirsizlik alt ve üst sınırı için fark sırasıyla %10.45 ve %12.70 değerindedir. Farkların benzer olmasından dolayı C_L için başlangıç kanat geometrisinde hesaplanan belirsizlik farklarının bütün tasarımlara uygulanabileceği kabulünde bulunulmuştur.

Sonuç olarak Şekil 3.23-3.25 arasında belirtilen belirsizlik farkları, her bir tasarım alternatifine uygulanarak TTAY hesaplamalarına dahil edilmiştir.

3.7 Temsili Kanat Tasarımı İçin TTAY Uygulaması

Bu çalışmada pyDEM [112] isimli açık kaynak Python kodu, değiştirilerek UDA tabanlı RBF vekil modeli ve öz-uzay sarsınım yönteminden elde edilen model belirsizliklerinin eklenmesi ile gürbüz optimizasyon uygulaması gerçekleştirilmiştir. Jang ve diğ. [111] tarafından gerçekleştirilen çalışmada malzeme yoğunluğunu ve

kalınlığını incelediği tasarım uzayı için tasarım limitlerinde yoğunluk çözünürlüğünü 0.005 g/cm^3 ve kalınlık çözünürlüğünü 0.2 mm olacak şekilde belirleyerek 4931 ayrı tasarım noktası kullanılmıştır. Benzer şekilde malzeme üretimindeki bekletme süresi ve malzemedeki TiH_2 miktarını incelediği tasarım uzayı için tasarım limitlerinde bekletme süresini 1 saniye ve TiH_2 miktarını $\%0.02$ oranında bir çözünürlük belirleyerek 4131 ayrı tasarım noktası çalışmada kullanılmıştır. Bu çalışmaya benzer olacak şekilde Çizelge 3.4 ve 3.5'te verilen tasarım uzayında 5000 ilave tasarım noktası, LHÖ ile örnekleştirilmiştir. UDA tabanlı RBF vekil modeli yardımıyla bu noktaların tasarım çıktıları tahmin edilerek TTAY hesaplamalarında kullanılmıştır.

3.7.1 Temsili kanat şekil tasarım araştırma senaryosu

Bu bölümde kanat şekil optimizasyonu için 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş tasarım uzayı kullanılarak önerilen TTAY prosedürü uygulanmıştır. Çizelge 3.1'de belirtildiği gibi üç farklı uçuş koşulu ve tasarım hedefi olduğu için şekil optimizasyon problemi çok hedefli optimizasyon problemine dönüşmektedir. Bu optimizasyon probleminde koşul-1 ve 3 için $C_{R-\beta}$ ve C_D/C_L değişkenleri, minimize edilmek istenirken koşul-2 için C_L değeri, maksimum hale getirilmek istenmektedir. C_L değişkenini maksimum hale getirmek, $1/C_L$ değişkenini minimum hale getirmek ile eş anlamdadır. Çok amaçlı bir optimizasyon probleminde amaç fonksiyonunu minimum hale getirmek ve farklı ölçeklerdeki tasarım çıktılarından meydana gelen hataları ortadan kaldırmak için tasarım çıktılarının normalize edilmesi gerekmektedir [125]. Bir i ile temsil edilen tasarım çıktısının normalizasyon süreci Eşitlik (3.8)'deki gibidir.

$$F_i^* = \frac{F_i(x) - F_i^{\min}}{F_i^{\max} - F_i^{\min}} \quad (3.8)$$

Eşitlik (3.8)'de yer alan F_i^* değeri, normalize edilen tasarım çıktısını, $F_i(x)$ normalize edilmemiş tasarım çıktısını, F_i^{\max} ve F_i^{\min} değişkenleri ise tasarım uzayında yer alan maksimum ve minimum tasarım çıktı değerlerini temsil etmektedir.

Optimizasyon sürecinin özetlendiği uçuş koşulları, tasarım kısıtları, belirsizlik değerleri Çizelge 3.11'de gösterilmektedir.

Çizelge 3.11: Gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi.

Tasarım Uzayı:

UDA hesaplamalarından elde edilen baskın modlar, tasarım değişkeni olarak kullanılmıştır.

Çıktı:

Optimum UDA katsayıları ile oluşturulan gürbüz kanat tasarım alternatifleri

Kısıtlar:

Koşul-1 için $C_{R-\beta} \leq -0.0004363$

Koşul-2 için $C_L \geq 1.05$

Koşul-3 için $C_L \geq 0.1$

Model Belirsizlik Sınırları:

Koşul-1 için $C_{R-\beta} (\%) = [0-0.48]$

Koşul-2 için $C_L (\%) = [0.33-1.54]$

Koşul-3 için $C_L (\%) = [0-5.29]$

Koşul-3 için $C_D (\%) = [10.46-12.71]$

Çizelge 3.11’de gösterildiği gibi optimizasyondaki tasarım kısıtları şu şekilde tanımlanmıştır: $C_{R-\beta}$ değeri -0.0004363 değerinden küçük veya eşit olmalı ve C_L değeri koşul-2 ve koşul-3 için sırasıyla 1.05 ve 0.1 değerlerinden büyük veya eşit olmalıdır [116]. Çizelge 3.9’da gösterilen ve Bölüm 3.6’da hesaplanan model belirsizlikleri de hesaplamalara dahil edilmiştir.

Bu çalışmada birden fazla amaç fonksiyonu olduğundan, belirli w_i ağırlıklarına sahip amaç fonksiyonlarının toplamı ile tek kademeli bir optimizasyon süreci gerçekleştirilmiştir. Çok amaçlı fonksiyonu ağırlıklı toplamlar şeklinde tanımlayan amaç fonksiyonu Eşitlik (3.9)’da gösterilmektedir.

$$Z = w_1 \left(C_{R-\beta_{Koşul-1}}^* \right) + w_2 \left(C_{L_{Koşul-2}}^* \right) + w_3 \left(C_D / C_{L_{Koşul-3}}^* \right) \quad (3.9)$$
$$w_1, w_2, w_3 = \frac{1}{3}$$

Eşitlik 3.9’da yer alan w_1 , w_2 ve w_3 ifadeleri, tasarım çıktılarının amaç fonksiyonu üzerindeki ağırlıkları temsil etmektedir. Üst indis olarak gösterilen * ise tasarım çıktılarının Eşitlik 3.7’deki gibi normalize edilen halini temsil etmektedir. Çizelge 3.1’de belirtilen koşullar ve Eşitlik 3.9’daki amaç fonksiyonu göz önünde bulundurularak TTAY yardımıyla gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir.

Optimizasyon çalışması sonucunda 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzayı için sırasıyla toplamda 670 ve 717 adet tasarım alternatifi, Eşitlik (2.45) ile hesaplanan GK değerinin, birim değer olarak tanımlanan eşik GK değerinden büyük olan gürbüz

tasarım alternatifleri olarak elde edilmiştir. Bölüm 3.3'teki UDA hesaplamaları ile oluşturulan tasarım uzaylarına ilave olarak 37 adet tasarım değişkeni ile oluşturulan indirgenmemiş tasarım uzayından elde edilen gürbüz çözümler de kıyaslama amacıyla hesaplamalara dahil edilmiştir. İndirgenmemiş tasarım uzayı için ise toplamda 1054 adet gürbüz tasarım alternatifi TTAY hesaplamalarından elde edilmiştir.

3.7.2. En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarım sonuçları

Çalışmada ilk olarak 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş ve 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan indirgenmemiş tasarım uzayı için elde edilen gürbüz tasarım alternatiflerinden en düşük amaç fonksiyonuna sahip tasarımlar kıyaslanmıştır. Hesaplanan gürbüz kanatların geometrik özellikleri Şekil 3.21 ve Çizelge 3.12'de gösterilmektedir. Ayrıca, bu gürbüz tasarımların sahip olduğu amaç fonksiyon değerleri ve Bölüm 2.7'de anlatılan ve Eşitlik (2.45) ile hesaplanan GK değerleri de Çizelge 3.12'de verilmiştir.

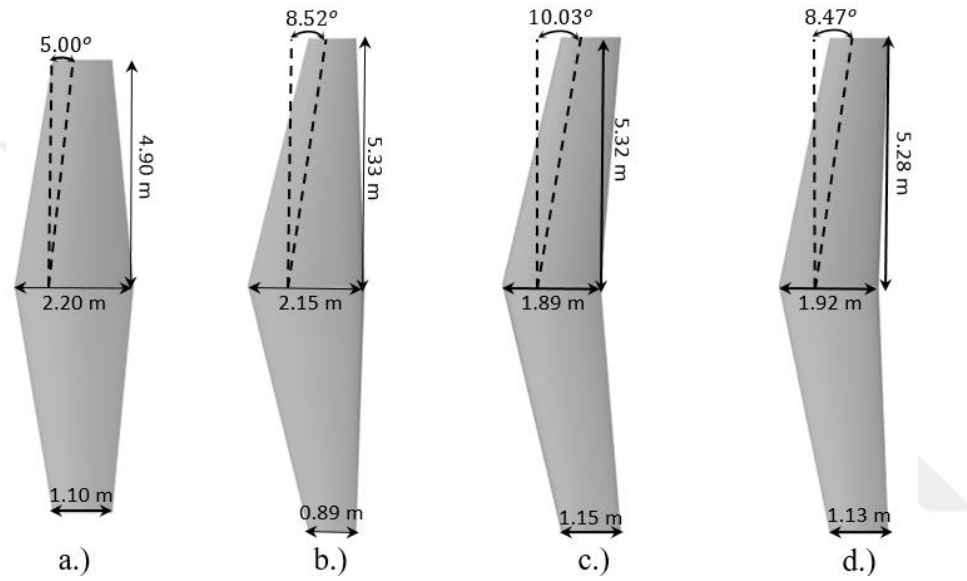
Çizelge 3.12: TTAY hesaplamaları sonucunda en düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar.

Konfigürasyon	Daralma Oranı	Açıklık Oranı	Dihedral Açısı (derece)	Geriye Ok Açısı (derece)	Burulma Açısı (derece)	Amaç Fonksiyonu	GK
Başlangıç	0.50	5.91	5.00	5.00	-1.50	0.546	-
Gürbüz Çözüm-1	0.41	7.01	4.05	8.52	-1.39	0.340	1.084
Gürbüz Çözüm-2	0.61	6.99	4.16	10.03	-0.28	0.176	1.145
Gürbüz Çözüm-3	0.59	6.89	5.78	8.47	-0.25	0.166	1.229

Çizelge 3.12'de verilen Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 sırasıyla 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş tasarım uzayından elde edilen gürbüz tasarımlardır. Gürbüz Çözüm-3 ise 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan indirgenmemiş tasarım uzayından elde edilen gürbüz tasarımdır. Bu üç gürbüz tasarımın geometrileri Şekil 3.26'da verilmiş ve her bir tasarım değişkeni, başlangıç kanat tasarımı ile kıyaslaması aşağıda özetlenmiştir.

- Daralma oranı, Gürbüz Çözüm-2 ve Gürbüz Çözüm-3 için başlangıç tasarımından büyük hesaplanırken, Gürbüz Çözüm-1 için küçük

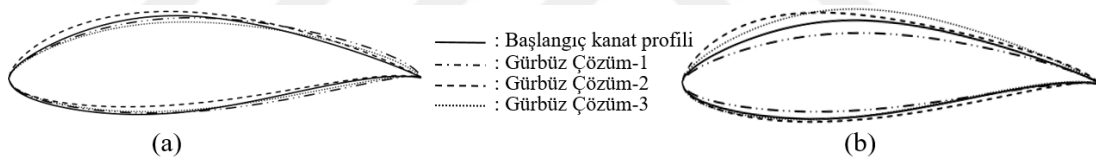
hesaplanmıştır. En yüksek kanat daralma oranı, 0.61 olarak Gürbüz Çözüm-2 için hesaplanmıştır. Bölüm 3.1’de kanat daralma oranı, kanat uç veter uzunluğunun kök veter uzunluğuna oranı şeklinde Eşitlik (2.3) ile tanımlanmıştır. Bu tanımlamayı destekleyecek şekilde Şekil 3.26’da daralma oranı yüksek çözümlerin daha kısa kök veter uzunluğuna fakat daha uzun uç veter uzunluğuna sahip olduğu görülmüştür. Daralma oranı küçük çözümlerin ise tam tersi şekilde daha uzun kök veter uzunluğuna fakat daha kısa kanat uç veter uzunluğuna sahip olduğu görülmüştür.



Şekil 3.26: En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar ile başlangıç kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-1 (c) Gürbüz Çözüm-2 (d) Gürbüz Çözüm-3.

- Kanat açıklık oranının bütün gürbüz çözümlerde başlangıç geometrisine kıyasla daha büyük değerler olduğu Çizelge 3.12’de görülmektedir. En büyük kanat açıklık oranına sahip tasarım, Gürbüz Çözüm-1 olarak hesaplanmıştır. Gürbüz Çözüm-1’in kanat açıklık oranı 7.01 değerindedir. En küçük kanat açıklık oranı ise 6.89 olup, Gürbüz Çözüm-3 için elde edilmiştir. Kanat açıklık oranlarındaki farklılık Şekil 3.26’da kanat açıklık uzunlukları ile desteklenmektedir. Yüksek kanat açıklık oranına sahip tasarımların yüksek kanat açıklık uzunluklarına sahip olduğu görülmüştür.
- Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için dihedral açısı, başlangıç tasarımından küçük değerlere sahip iken Gürbüz Çözüm-3 için dihedral açısı, başlangıç tasarımında büyük değere sahiptir.

- Gürbüz çözümlerin başlangıç tasarımı kıyasla en büyük farklılığı geriye ok açısındaki görünmektedir. Geriye ok açısındaki farklılık Şekil 3.26'da gösterilmektedir. Çizelge 3.12 incelendiği zaman bütün gürbüz çözümlerin geriye ok açısı başlangıç tasarımına göre büyük değerler sahiptir. En yüksek geriye ok açısı 10.03 derece olup Gürbüz zm-2 için elde edilmiştir.
- Bütün gürbüz çözümlerin burulma açısı başlangıç tasarımından küçük değerlere sahiptir. Çizelge 3.12'ye göre tasarım uzayının serbestlik seviyesi arttıka burulma açısı küçülmektedir. Bir diğer ifade ile büyükten kge burulma açısı sıralanacak olursa Gürbüz zm-1, Gürbüz zm-2 ve Gürbüz zm-3 şeklinindedir.
- Kanat kökünde bulunan kesitlerin maksimum kalınlığı, bütün gürbüz tasarımlarda başlangıç tasarımına göre azalma yönünde olup Şekil 3.27'de görülmektedir. Kanat uç bölgesinde bulunan kesitler için ise maksimum kalınlık, Gürbüz zm-1'de başlangıç tasarımına göre azalırken, diğer gürbüz çözümler için artmaktadır.



Şekil 3.27: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili.

Geometrik kıyaslamaya ilave olarak amaç fonksiyon değerinin ve *GK* değerinin kıyaslanması da önemli olacaktır. Bütün gürbüz çözümler için hesaplanan ve Eşitlik (3.8)'de gösterilen amaç fonksiyon değerleri, beklenildiği gibi başlangıç geometrisine göre daha düşük değerlere sahiptir. Amaç fonksiyonunu düşük değerden büyük değerine göre sıralayacak olursak Gürbüz zm-3 < Gürbüz zm-2 < Gürbüz zm-1 şeklinde olacaktır. Buradan ıkarılacak sonuç ile tasarım uzayının serbestliği arttıka daha düşük amaç fonksiyon değerine sahip tasarım seçenekleri hesaplanabilmektedir.

Bir diğer önemli parametre ise Bölüm 2.7'de detaylı olarak anlatılan ve bir tasarımın grbzlk seviyesini tanımlayan *GK* değeridir. Grbzlk seviyesi açısından da en yüksek değerine sahip tasarımın Gürbüz zm-3 için elde edildiği görülmektedir. Beklenildiği gibi tasarım uzayının serbestlik değerini arttıka *GK* değerinde de bir artış gzmlenmiştir. Çizelge 3.12 incelendiğinde indirgenmiş tasarım uzaylarından elde

edilen sonuçlar, (Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2) amaç fonksiyonu ve GK değeri açısından en düşük değerlere sahip olmasa dahi kabul edilebilir tasarım çözümlerinin elde edilebilir olduğu gözlemlenmiştir.

3.7.3 En yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarım sonuçları

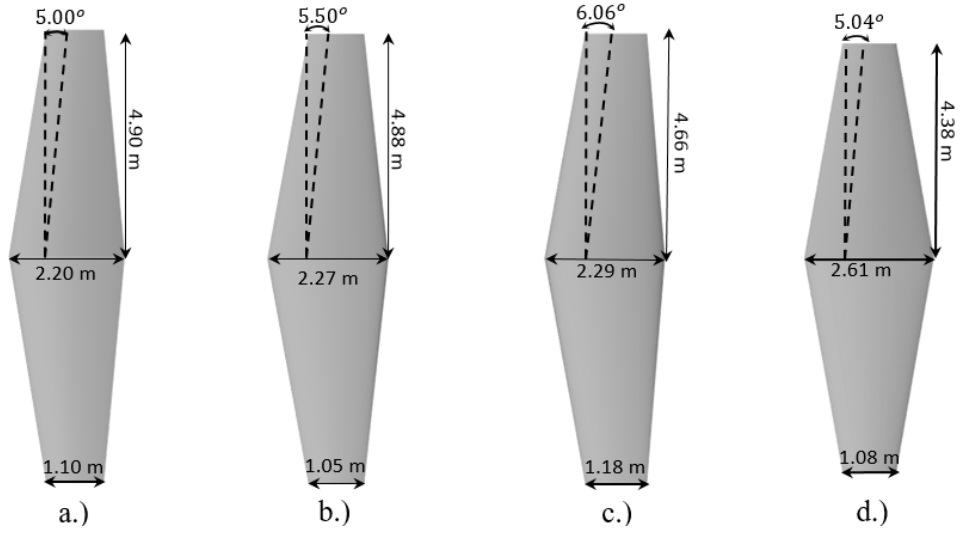
Bu bölümde, Eşitlik (3.8)'deki amaç fonksiyonu yerine Eşitlik (2.45) ile verilen GK fonksiyonunun en yüksek değerini bulmak amaç fonksiyonu olarak kullanıldığında, 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş ve 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan indirgenmemiş tasarım uzayı için elde edilen tasarımlar kıyaslanmıştır. Hesaplanan gürbüz kanatların geometrik özellikleri Şekil 3.28 ve Çizelge 3.13'te gösterilmektedir.

Çizelge 3.13: TTAY hesaplamaları sonucunda en yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımlar.

Konfigürasyon	Daralma Oranı	Açıklık Oranı	Dihedral Açısı (derece)	Geriye Ok Açısı (derece)	Burulma Açısı (derece)	Amaç Fonksiyonu	GK
Başlangıç	0.50	5.91	5.00	5.00	-1.50	0.546	-
Gürbüz Çözüm-4	0.46	5.89	5.17	5.50	-1.67	0.53	1.275
Gürbüz Çözüm-5	0.51	5.36	5.36	6.06	-2.33	0.441	1.797
Gürbüz Çözüm-6	0.41	4.74	6.62	5.04	-0.66	0.429	1.885

Çizelge 3.13'te verilen Gürbüz Çözüm-4 ve Gürbüz Çözüm-5 sırasıyla 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş tasarım uzayından elde edilen gürbüz tasarımlardır. Gürbüz Çözüm-6 ise 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan indirgenmemiş tasarım uzayından elde edilen gürbüz tasarımıdır. Bu üç gürbüz çözümün her bir tasarım değişkeni, başlangıç kanat tasarımı ile kıyaslaması aşağıda özetlenmiştir.

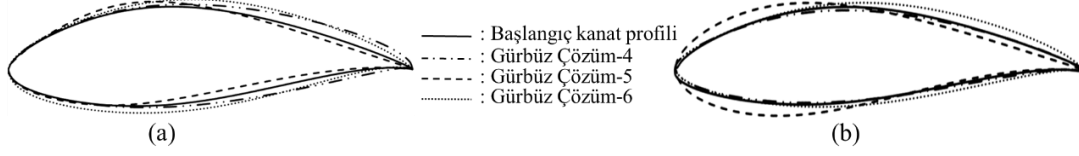
- Daralma oranı, Gürbüz Çözüm-4 ve Gürbüz Çözüm-6 için başlangıç tasarımından küçük hesaplanırken Gürbüz Çözüm-5 için büyük hesaplanmıştır. En küçük kanat daralma oranı, 0.41 olarak Gürbüz Çözüm-3 için hesaplanmıştır. Kanat daralma oranları, Şekil 3.28'de gösterilmektedir.



Şekil 3.28: En yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımlar ile başlangıç kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-4 (c) Gürbüz Çözüm-5 (d) Gürbüz Çözüm-6.

- Kanat açıklık oranının bütün gürbüz çözümlerde başlangıç geometrisine kıyasla daha küçük değerler olduğu Çizelge 3.13'te görülmektedir. En küçük kanat açıklık oranına sahip tasarım, Gürbüz Çözüm-6 olarak hesaplanmıştır. Gürbüz Çözüm-6'nın kanat açıklık oranı 4.74 değerindedir. Kanat açıklık oranındaki farklılıklar Şekil 3.28'de gösterilmektedir.
- Bütün gürbüz tasarımların dihedral açısı Çizelge 3.13'te görüleceği üzere bütün gürbüz tasarımlarda başlangıç tasarımına göre daha yüksektir. En yüksek dihedral açısına sahip tasarım, Gürbüz Çözüm-6 olup dihedral açısı 6.62 derecedir.
- Çizelge 3.13 incelendiği zaman bütün gürbüz çözümlerin geriye ok açısı başlangıç tasarımına göre büyük değerler sahiptir ve Şekil 3.28'de gösterilmektedir. En yüksek geriye ok açısı 6.06 derece olup Gürbüz Çözüm-5 için elde edilmiştir.
- Burulma açısı, Gürbüz Çözüm-4 ve Gürbüz Çözüm-5 için başlangıç tasarımından büyük hesaplanırken Gürbüz Çözüm-6 için küçük hesaplanmıştır. En küçük burulma açısı -0.66 derece olarak Gürbüz Çözüm-6 için hesaplanmıştır.
- Kanat kökünde bulunan kesitlerin maksimum kalınlığı, bütün gürbüz tasarımlarda başlangıç tasarımına göre bir artış göstermekte olup Şekil 3.29'da görülmektedir. Kanat uç bölgesinde bulunan kesitler için ise maksimum

kalınlık, Gürbüz zm-5 haricinde diğ er gürbüz tasarımlar için kayda değ er bir farklılık yoktur. Gürbüz zm-5 için ise maksimum kalınlığın arttığı gözlemlenmiştir.

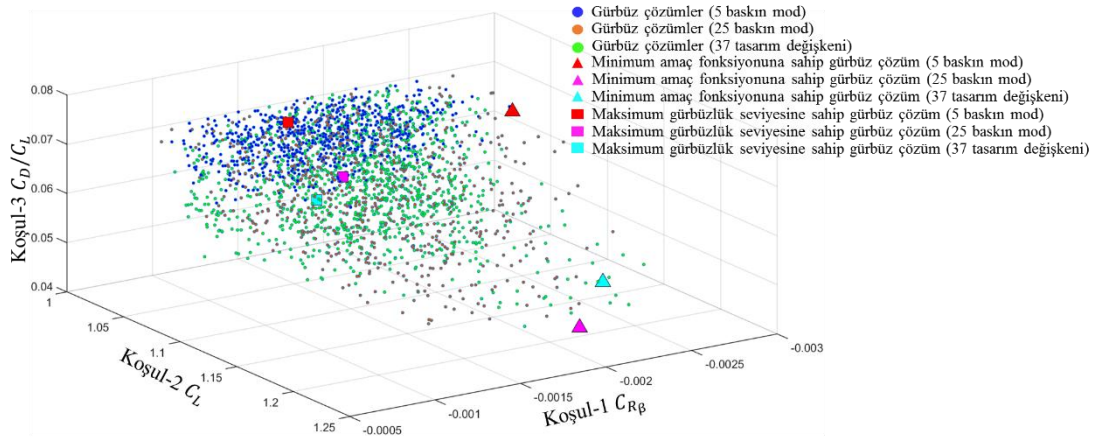


Şekil 3.29: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili.

Bütün gürbüz çözümler için hesaplanan ve izelge 3.13'te gösterilen amaç fonksiyon değ erleri, başlangıç geometrisine göre daha düşük değ erlere sahiptir. Amaç fonksiyonunu düşük değ erden büyük değ ere göre sıralayacak olursak Gürbüz zm-6 < Gürbüz zm-5 < Gürbüz zm-4 şeklinde olacaktır. *GK* değ eri açısından ise en yüksek değ ere sahip tasarımı n Gürbüz zm-6 için elde edildiği izelge 3.13'te görülmektedir. Bölüm 3.7.2'deki sonuçlara benzer olarak tasarım uzayının serbestlik değ eri arttı ka daha düşük amaç fonksiyonuna ve daha yüksek gürbüz lk seviyesine sahip tasarımlar elde edilebilmektedir. Fakat beklenildiğ i gibi indirgenmiş tasarım uzaylarından elde edilen sonuçlar ile dahi daha düşük amaç fonksiyonu ve *GK* değ erine sahip tasarımların elde edilebildiğ i görülmüştür.

3.7.4. En düşük amaç fonksiyon ve en yüksek *GK* değ erine sahip gürbüz tasarım alternatiflerinin kıyaslanması

En düşük amaç fonksiyon değ erine ve en yüksek *GK* değ erine sahip gürbüz tasarım alternatiflerini incelemek için Şekil 3.30'da TTAY hesaplamalarından hesaplanan bütün gürbüz çözümler gösterilmiştir. Mavi ve turuncu renkli noktalar sırasıyla 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzayından hesaplanan gürbüz çözümleri, yeşil renkli noktalar ise 37 tasarım değ işkeni ile oluşturulan tasarım uzayından hesaplanan gürbüz çözümleri temsil etmektedir. Şekil 3.30 incelendiğ inde mavi renkli noktaların daha küçük bir alana yayıldığ ını fakat 25 baskın mod ve 37 tasarım değ işkeni için hesaplanan gürbüz tasarım alternatiflerinin bütün tasarım uzayına yayıldığ ı gözlemlenmiştir. Bu durumda tasarım serbestlik derecesi arttı ka tasarım uzayında daha geniş bir alanda gürbüz çözümler hesaplanabildiğ i görülmektedir.



Şekil 3.30: TTAY hesaplamalarından elde edilen gürbüz çözümler.

Kırmızı, pembe ve turkuaz renkli üçgenler Çizelge 3.12’de yer alan minimum amaç fonksiyon değerine sahip tasarım alternatiflerini temsil etmektedir. Amaç fonksiyon değerini küçültmek için gürbüz çözümlerin tasarım uzayındaki tasarım çıktılarının en uç noktalarına doğru hareket ettiği görülmüştür. 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan tasarım uzayında, 5 ve 25 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzayına göre daha düşük amaç fonksiyon değerine sahip gürbüz çözüm hesaplanmıştır. Bu sonuçlardan yola çıkarak tasarım serbestliğinin artışı ile tasarım uzayında daha geniş bir alanda çözüm alternatiflerinin hesaplanabildiği ve amaç fonksiyon değerinin daha da küçültülebildiği sonucu çıkarılmıştır.

Kırmızı, pembe ve turkuaz renkli kareler ise Çizelge 3.13’te yer alan maksimum GK değerine sahip tasarım alternatiflerini temsil etmektedir. Şekil 3.30’a göre GK değerinin artışı ile birlikte gürbüz çözümlerin tasarım uzayının orta noktalarına doğru hesaplandığı gözlemlenmiştir. Fakat bu durum da amaç fonksiyon değerinin daha küçük değerlerde hesaplanmasına olanak vermemektedir. Bir diğer önemli nokta ise yüksek GK değerine sahip tasarımların birbirine yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yüksek GK değerine sahip tasarımların birbirine yakın olması amaç fonksiyon değerlerinin de birbirine yakın olmasına sebep olmaktadır.

3.7.5 TTAY hesaplamaları sonucunda elde edilen gürbüz çözümlerin HAD analizleri ile doğrulanması

Bu bölümde, Çizelge 3.12 ve Çizelge 3.13’te verilen TTAY ve UDA tabanlı RBF yaklaşımı ile tahmin edilen gürbüz tasarım alternatiflerinin, HAD yöntemi yardımıyla yapılan analizlerden elde edilen gerçek sonuçları hesaplanarak, RBF ile tahmin edilen sonuçların doğruluğu incelenmiştir. Çizelge 3.14’te HAD analiz sonuçları ile tahmin

sonuçları arasındaki maksimum mutlak hata (MMH) sonuçları üç performans çıktısı için listelenmiştir.

Çizelge 3.14: Gürbüz tasarımların HAD analizleri ile hesaplanan ve UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tahmin edilen sonuçlarının kıyaslanması.

Konfigürasyon	$C_{R-\beta_{Koşul-1}}$	$C_{L_{Koşul-2}}$	$C_D/C_{L_{Koşul-3}}$
Gürbüz Çözüm-1	%0.49	%1.50	%0.82
Gürbüz Çözüm-2	%1.02	%1.51	%0.70
Gürbüz Çözüm-3	%0.86	%2.32	%7.63
Gürbüz Çözüm-4	%2.18	%2.79	%1.39
Gürbüz Çözüm-5	%5.07	%1.08	%2.09
Gürbüz Çözüm-6	%2.96	%1.67	%3.18

Sonuçlar incelendiği zaman maksimum MMH sonucu, 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan tasarım uzayından elde edilen Gürbüz Çözüm-3 tasarım alternatifinin $C_D/C_{L_{Koşul-3}}$ değerinde %7.63 olarak hesaplanmıştır. En büyük hata değerinin bile %8'den küçük olması, UDA tabanlı RBF vekil model sonuçları ile HAD analizlerinden elde edilen sonuçların büyük ölçüde uyumlu olduğunu göstermektedir. Özellikle daha az değişken sayısı (Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-4) ile oluşturulan tasarım uzayı için gerçekleştirilen optimizasyon sonuçlarının maksimum hata oranı %2.79 şeklindedir. Sonuçlar neticesinde tasarım değişken sayısı arttırıldığı durumda giriş-çıkış parametreleri arasındaki karmaşıklık arttığı için hesaplamaların doğruluğunda düşüş gerçekleşmektedir. Sonuç olarak tasarım uzayının serbestliği artması ile elde edilen sonuçlar, daha yüksek gürbüzlük seviyesine ve daha düşük amaç fonksiyon değerine sahip olsa dahi tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasında farklılık büyümektedir. Bu sebeple, UDA yöntemi ile tasarım değişkeni sayısının azaltılarak UDA tabanlı RBF yardımıyla tahmin edilen sonuçlara göre tasarımın gerçekleştirilmesinin oldukça etkili olduğu söylenebilir.

3.7.6 Optimizasyon çalışması için gerekli olan hesaplama maliyetleri

Bölüm 2.3'te detaylı olarak anlatıldığı gibi UDA tabanlı RBF vekil modelini eğitmek için eğitim veri setine ihtiyaç duyulmaktadır. Eğitim veri seti için gerekli olan çıktılar HAD analizleri ile hesaplanmaktadır. Tasarım uzayını araştırmak için gerçekleştirilen her bir HAD analizi 200 çekirdeklik süper bilgisayarda gerçekleştirilmiştir. Bütün eğitim veri setini hesaplamak için gerekli olan hesaplama yükü Çizelge 3.15'te gösterilmektedir. Çizelge 3.15'te belirtilen Tasarım Uzayı-1, 2 ve 3 sırasıyla 5 ve 25 baskın mod ve indirgenmemiş 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan tasarım uzayını temsil etmektedir.

Çizelge 3.15: Eğitim veri setini oluşturmak için gerekli olan hesaplama maliyetlerinin kıyaslaması.

Tasarım Uzayı	Hesaplama Süresi
Tasarım Uzayı-1	74.5 saat
Tasarım Uzayı-2	371.2 saat
Tasarım Uzayı-3	565.6 saat

Çizelge 3.15 incelendiğinde 5 baskın mod ile oluşturulan tasarım uzayı, çok ciddi ölçüde hesaplama sürelerini, 25 baskın mod ve 37 tasarım değişkeni ile oluşturulan tasarım uzayına kıyasla azaltmaktadır. Tasarım Uzayı-1 için gerekli olan hesaplama süresi (74.5 saat), Tasarım Uzayı-2 için gerekli olan hesaplama süresinin (371.2 saat) yaklaşık beşte biri, Tasarım Uzayı-3 için gerekli olan hesaplama süresinin (565.6 saat) yaklaşık sekizde biri mertebelerindedir. Bu yüzden eğer limitli hesaplama kaynağı ve süresine sahip bir optimizasyon probleminin çözülmesi isteniyorsa Bölüm 3.7.2 ve Bölüm 3.7.3'teki dezavantajlar göz önünde bulundurularak daha düşük tasarım değişken sayısı ile optimizasyon gerçekleştirilebilir. Fakat daha gürbüz ve daha düşük amaç fonksiyon değerine sahip tasarımlar elde edilmek isteniyorsa daha yüksek tasarım değişkeni sayısı ile tasarım uzayı oluşturulmalıdır. Fakat bu durum da hem yüksek hesaplama maliyetlerine hem de Bölüm 3.7.4'te bahsedilen tahmin edilen ve hesap edilen sonuçlar arasındaki farklılığın artmasına sebebiyet vermektedir.

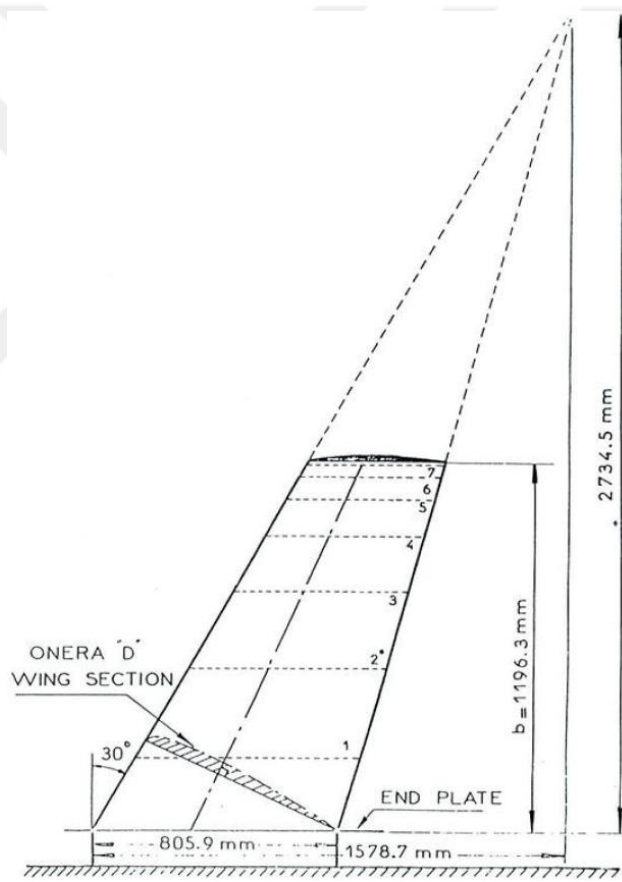


4. DİSİPLİNLERARASI ONERA M6 KANAT TASARIM OPTİMİZASYONU

Bölüm 2.8’de sunulan TTAY tabanlı gürbüz optimizasyon süreci, ikinci örnek olarak, literatürdeki optimizasyon problemlerinde sıklıkla kullanılan ONERA M6 kanadının disiplinlerarası optimizasyonu için kullanılmıştır. Bu bölümde, bu ikinci örnek problemin tasarımının açıklamaları ve sonuçları verilmiş ve değerlendirilmiştir. İlk olarak, Bölüm 4.1’de, gerçekleştirilecek optimizasyon probleminin tanımı verilmiş ve Bölüm 4.2’de ONERA M6 kanadı için Bölüm 2.1’de anlatılan Bezier yüzeyler ile parametrik kanat geometrisini oluşturma adımları anlatılmıştır. Bölüm 4.3’te, oluşturulan parametrik kanat geometrisinin değişken sayısını azaltmak için Bölüm 2.2’de detaylı olarak anlatılan UDA yöntemi kullanarak sistemin baskın modlarının hesaplanması ve daha az değişken sayısı ile tekrardan parametrik kanat geometrisi oluşturulması süreci açıklanmıştır. Bölüm 4.4’te optimizasyon çalışmasının gerçekleştirileceği tasarım uzayı belirlenerek gerçekleştirilecek aerodinamik HAD analizleri için hesaplama açısından bağımsızlık çalışması detayları verilmiştir. Bölüm 4.5’te, ilgili tasarım uzayının çıktıları, HAD analizleri ile hesaplanarak Bölüm 2.3’te anlatılan UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tasarım uzayı zenginleştirme çalışması gerçekleştirilmiştir. Gürbüz optimizasyon safhasında kullanılan HAD analizlerinden ortaya çıkan ve Bölüm 2.5’te detaylı olarak anlatılan model belirsizlik hesaplamaları sonuçları Bölüm 4.6’da verilmiştir. . Bütün bu hesaplamalar ışığında TTAY ile tasarım uzayında tasarım gereksinimlerini ve kısıtlamalarını sağlayan gürbüz tasarımlar Bölüm 4.7’de verilmiştir. Bölüm 4.8’de, TTAY sürecinin disiplinlerarası bir örnek problemdeki uygulanabilirliğini göstermek amacıyla, aerodinamik şekil optimizasyonu aşamasında hesaplanan gürbüz tasarımlar için kanat ağırlığını ve yapısal dayanımını da araştırmak amacıyla kafes yapılar ile sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur. Kafes yapılarda meydana gelen belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek bir tasarım uzayı oluşturulmuştur. Oluşturulan tasarım uzayı, UDA tabanlı RBF vekil modeli ile zenginleştirilerek TTAY yardımıyla gürbüz yapısal kanat geometrileri hesaplanmıştır.

4.1 ONERA M6 Problem Tanımı

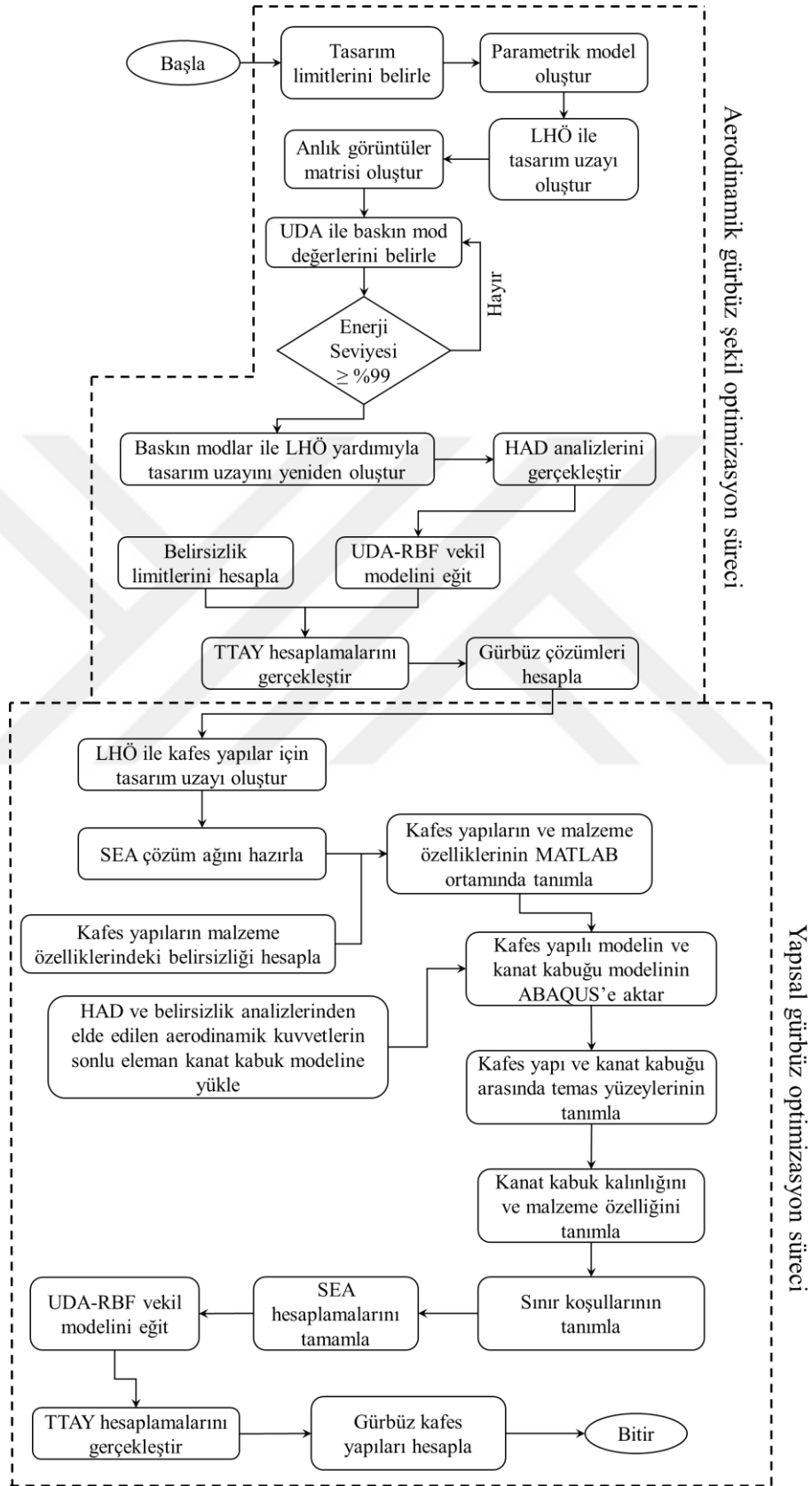
Schmidt ve Charpin [126] tarafından transonik akışların kanat üzerindeki etkilerinin simülasyonlarla incelenmesi için ONERA M6 kanat geometrisi tasarlanmıştır. ONERA M6 kanadı üzerindeki akış karakteristiği rüzgar tünel testleri ile incelenerek literatürdeki birçok simülasyon modelinin doğrulanmasında kullanılmıştır [127-129]. ONERA M6 kanadının boyutsal özellikleri Şekil 4.1'de gösterilmektedir. Kanat geometrisinin kök bölgesindeki veter uzunluğu 805.9 mm'dir. Hücum açısında bulunan geriye ok açısı ise 30 derecedir. Kanat açıklık uzunluğu ise 1196.3 mm olup, kanat kesit profili simetrik şekildedir. Rüzgar tünel testlerinde 1'den 7'ye kadar sıralanan kesitlerde ise basınç ölçümü için sensörler bulunmaktadır.



Şekil 4.1: ONERA M6 kanat geometrisinin boyutları [126].

Bu çalışmada, ONERA M6 kanat geometrisinin disiplinlerarası bir gürbüz optimizasyon problemi için hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. disiplinlerarası gürbüz optimizasyon sürecinin akış şeması Şekil 4.2'de gösterilmiştir. Şekil 4.2'de gösterilen aerodinamik gürbüz şekil optimizasyon süreci, Bölüm 2.8'de detaylı olarak anlatılan

UDA tabanlı TTAY yaklaşımı ile aynı olup, bu problemde ikinci bir süreç olarak kafes yapılı kanat tasarımının yapısal optimizasyonu da dahil edilmiştir.



Şekil 4.2: Disiplinlerarası gülbüz optimizasyon süreci.

Kafes yapılı kanat modeli, her bir kanat geometrisi için MATLAB ortamında oluşturulan bir kod yardımıyla hazırlanmıştır. Hazırlanan kafes yapılı model, ABAQUS 6.14 yazılımına aktarılarak aerodinamik analizden elde edilen yükler altında yapısal analizi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada ABAQUS yazılımının tercih edilmesinin iki önemli sebebi vardır. Birincisi ABAQUS programının kafes yapıları modelleme kabiliyetinin yüksek olmasıdır. İkinci olarak ise Python ortamında kodlanabilme özelliği sayesinde gerçekleştirilecek analizleri otomatize etme imkanı sunmaktadır. Kanat kabuğu üzerindeki aerodinamik kuvvetler de Bölüm 2.6'da detaylı olarak anlatılan ters mesafe ağırlık yöntemi ile aktarılmıştır. Şekil 4.2'de gösterilen yapısal gürbüz optimizasyon süreci aşağıdaki adımları takip edilerek gerçekleştirilmektedir:

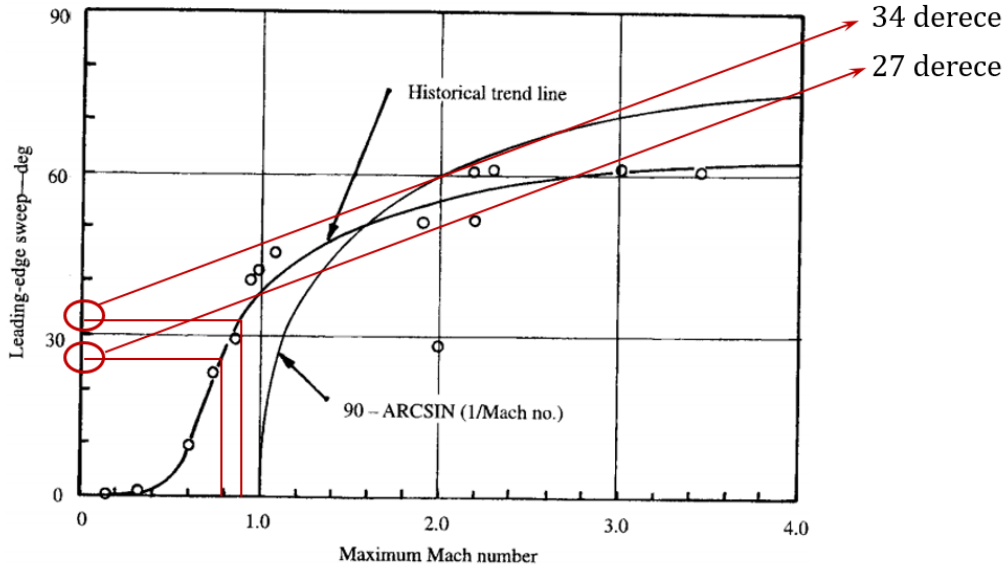
- İlk olarak aerodinamik gürbüz şekil optimizasyon sürecinde hesaplanan gürbüz tasarımlarda LHÖ ile kanat iç kısmındaki kafes yapıları için tasarım uzayı oluşturulur. Bu çalışmada tek yönlü bir akışkan-yapı etkileşim problemi üzerinde bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Rüzgar tünel çalışmaları için geliştirilen ONERA M6 kanat modelinin çok yüksek deformasyonlara sahip olmayacağı ve bu deformasyonların da aerodinamik sonuçları büyük ölçüde etkilemeyeceği düşünüldüğü için tek yönlü akışkan-yapı etkileşimi gerçekleştirilmiştir. Özellikle süpersonik hızlardaki daha zorlayıcı gerçek bir uçak kanat tasarımı için iki yönlü akışkan-yapı etkileşiminin hesaplamalara dahil edilmesi gerekebilir.
- ABAQUS yazılımında, kafes yapıların oluşturulacağı kanat iç kısmının temsili bir katı modeli oluşturulur. Bu model, her birine bir kafes hücre yerleştirmek amacıyla dikdörtgenel sonlu elemanlara bölünür.
- MATLAB yazılımında geliştirilen bir kod ile her bir sonlu elemanın sekiz köşe koordinatı okunarak, kafes hücrelerin çubuk elemanlarının koordinatları belirlenir. Bu sayede her bir sonlu eleman yerine bir kafes hücre yerleştirilir. Her bir kafes hücredeki çubuk elemanların çapı ve malzeme özellikleri, MATLAB ortamında tanımlanır. Kafes hücre çubuk elemanlarının çapı ve malzeme özelliklerindeki belirsizlikler de tanımlamalara dahil edilir.
- HAD ve Bölüm 2.5'te anlatılan belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler, Bölüm 2.6'da detaylı bir şekilde anlatılan ters mesafe

ağırlık yöntemi sayesinde SEA kanat kabuk modeline MATLAB ortamında yüklenir. Yükleme gerçekleştirilen kuvvetler, daha sonra SEA modelinde sınır şartı olarak kullanılmaktadır.

- MATLAB ortamında oluşturulan kafes yapılı model ve aerodinamik kuvvetlerin yüklemesinin gerçekleştirildiği kanat kabuğu model ABAQUS ortamına aktarılarak tüm kanat modeli oluşturulur.
- SEA için sınır koşulları belirlenir. Böylece, yükleme koşulu olarak da aerodinamik kuvvetler önceki adımlarda tanımlandığı için, model analize hazır hale gelmiş olur.
- Bütün ayarlamalar gerçekleştirildikten sonra, SEA koşturularak kanat üzerindeki yer değiştirme, gerilme ve gerinim gibi tasarım çıktıları elde edilir.
- SEA yardımıyla elde edilen sonuçlarla, UDA tabanlı RBF vekil modeli eğitilir. Bu vekil modelde, kafes hücre çubuk elemanlarının çapı ve malzeme özellikleri girdi parametrelerini, yer değiştirme, gerilme ve gerinim gibi sonuçlar ise çıktı parametrelerini oluşturur.
- Girdi parametrelerine bağlı çıktı parametrelerinin ilişkisi UDA tabanlı RBF vekil model yardımıyla kurularak, tasarım uzayında yer alan noktaların sayısı arttırılır.
- Yapısal performans ve kısıt gereksinimleri tanımlanarak, çıktı parametrelerin yer aldığı uzayda Delaunay algoritması ile uygun bölgenin nereler olduğu hesaplanır.
- Hem aerodinamik kuvvetlerdeki belirsizlikler hem de kafes hücre çubuk elemanlarının çapı ve malzeme özelliklerindeki belirsizliklerden elde edilen sonuçlar kullanılarak TTAY hesaplamaları ile sağlam çözümler elde edilerek sahip oldukları *GK* ve amaç fonksiyon değerlerine göre sıralanır.

Optimizasyon problemini tanımlamak için ilk olarak tasarım uzayını belirleyecek geometrik sınırların belirlenmesi gerekmektedir. Bu kapsamda literatür araştırması gerçekleştirilerek kanat tasarım parametrelerinin geometrik sınırları, tarihsel gidişat eğrileri yardımıyla belirlenmiştir. Geometrik sınırların belirlenmesi için, öncelikle optimizasyon problemi için hız rejimine karar verilmelidir; çünkü hız rejimi aralığına göre geometrik sınırlar tanımlanabilmektedir. Bu amaçla, Liang ve diğ. [130]

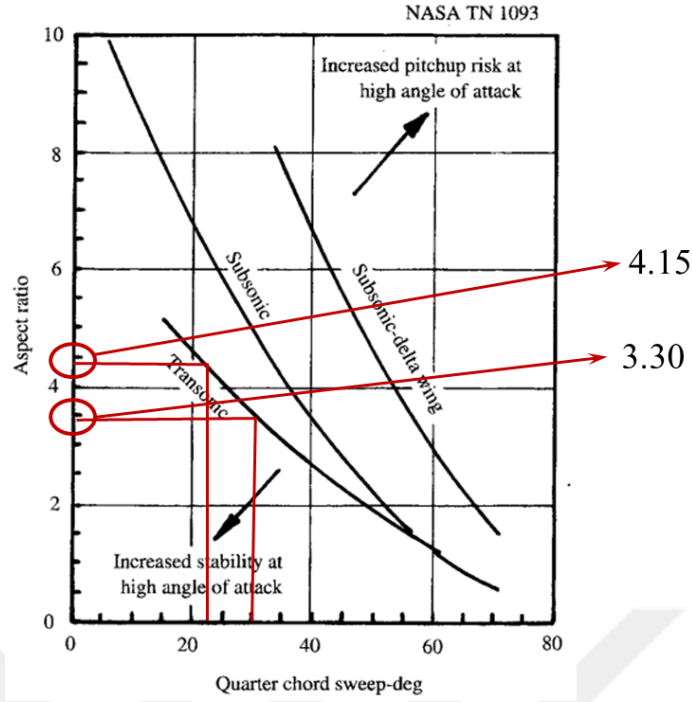
çalışması referans alınarak, transonik hız bölgesinde ONERA M6 geometrisi için 0.8-0.9 Mach aralığında sabit taşıma katsayısına ($C_L = 0.26$) sahip akış koşulunda sürüklenme ıraksamasının iyileştirilmesi için bir çalışmanın uygun olacağına karar verilmiştir. Belirlenen maksimum ve minimum Mach sayısına karşılık gelen hücum kenarı geriye ok açısı, Şekil 4.3'te verilen tarihsel gidişat eğrilerine göre hesaplanmıştır [131]. Hesaplamalar neticesinde maksimum hücum kenarı geriye ok açısı 34 derece, minimum hücum kenarı geriye ok açısı ise 27 derece olarak belirlenmiştir. Başlangıç tasarımına göre bu açılara denk gelen çeyrek veter geriye ok açısı hesaplanarak maksimum çeyrek veter geriye ok açısı 32.5 derece ve minimum çeyrek veter geriye ok açısı 27.5 derece olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.3: Kanat hücum kenar geriye ok açısının maksimum Mach sayısına göre tarihsel gidişat eğrisi [131].

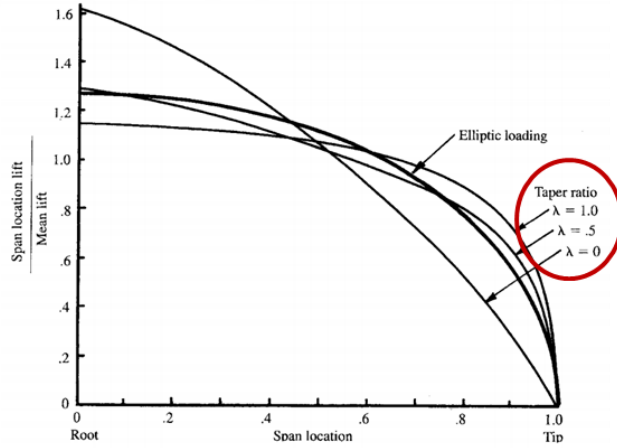
Hesaplanan çeyrek veter geriye ok açısına göre Şekil 4.4'te gösterilen tarihsel gidişat eğrileri kullanılarak kanat açıklık oranı belirlenmiştir. Şekil 4.4'e göre maksimum kanat açıklık oranı 4.15, minimum kanat açıklık oranı ise 3.30 olacak şekilde hesaplanmıştır.

Kanat daralma oranı için ise Şekil 4.5'te gösterilen kanat açıklık uzunluğu boyunca taşıma katsayısının değişiminden faydalanılmıştır.



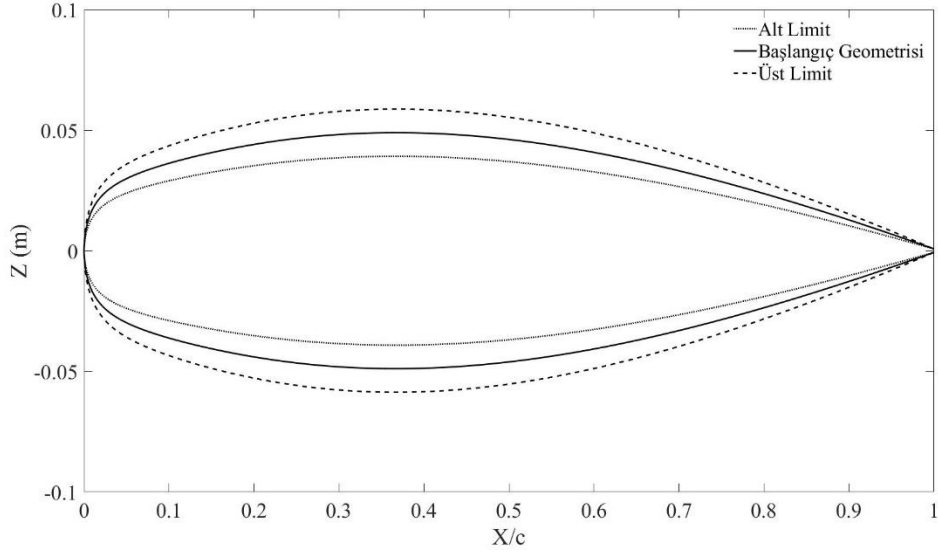
Şekil 4.4: Kanat çeyrek veter geriye ok açısının kanat açıklık oranına göre tarihsel gidişat eğrisi [131].

Eliptik taşıma dağılımına yaklaşmak için minimum 0.5 ve maksimum 0.6 olacak şekilde bir tanımlama gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.5: Eliptik taşıma dağılımının kanat daralma oranı ile değişimi [131].

Kanat burulma açısı limiti ise literatürde gerçekleştirilen bir çalışmadan faydalanılarak minimum -8 derece, maksimum 0 derece olarak belirlenmiştir [132]. Lee ve diğ. [133] tarafından gerçekleştirilen çalışma referans alınarak kanat kesit profili, Şekil 4.6'daki sınırları sağlayacak şekilde belirlenmiştir.



Şekil 4.6: ONERA M6 kanat kesit profilinin tasarım limitleri.

Bütün bu literatür araştırma sonucunda ONERA M6 kanat geometrisinin optimizasyonu için başlangıç geometrik özellikleri, tasarım uzayının üst ve alt limitleri Çizelge 4.1’de gösterilmektedir.

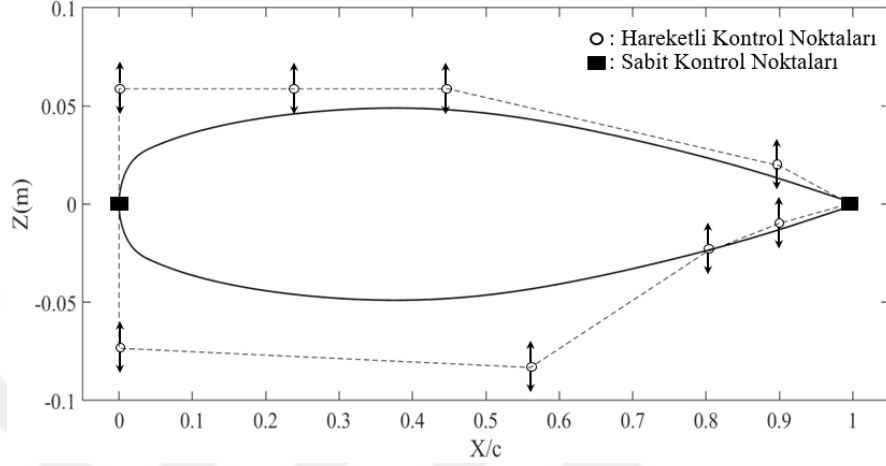
Çizelge 4.1: ONERA M6 geometrik tasarım uzay limitleri.

Kanat Tasarım Değişkenleri	Alt Limit	Başlangıç Değeri	Üst Limit
Kanat Daralma Oranı	0,49	0,56	0,60
Kanat Burkulma Açısı (derece)	-8,00	0,00	0,00
Kanat Açıklık Oranı	3,30	3,80	4,15
Kanat Alanı (m ²)	0,75	0,75	0,75
Çeyrek Veter Geriye Ok Açısı (derece)	22,50	26,70	32,50
Bezier kontrol noktaları düşey eksen	z	$0.8z$	$1.2z$

4.2 Parametrik ONERA M6 Kanat Modeli

Bölüm 3.2’de temsili bir uçak kanadının Bezier yüzey modelleme yöntemi ile parametrik hale getirilmesi detaylı bir şekilde anlatılmıştı. Bu bölümde de ONERA M6 kanadı için benzer adımlar takip edilerek bir parametrik model oluşturulmuştur. Kanat kök ve uç bölgelerinde bulunan kanat kesitleri üst ve alt eğri olmak üzere ikiye ayrılmıştır [115, 116]. Her bir eğri, beşinci dereceden Bezier eğrileri ile parametrik hale getirilmiştir [115]. Bezier eğrilerini oluşturan kontrol noktaları, Bölüm 3.2’deki gibi benzer şekilde hücum ve firar kenarında bulunan kontrol noktaları ortak ve sabit

olacak şekilde modellenmiştir. Fakat Bezier eğrilerinin ortasında bulunan kontrol noktaları, Şekil 4.7’de gösterildiği gibi sadece Z koordinatında hareket ettirilerek farklı kanat kesit profilleri elde edilecek şekilde modellenmiştir [133]. Bu yüzden kanat kök ve uç kesitlerini tanımlamak için toplamda 16 tasarım değişkeni ile bir tanımlama gerçekleştirilmiştir.



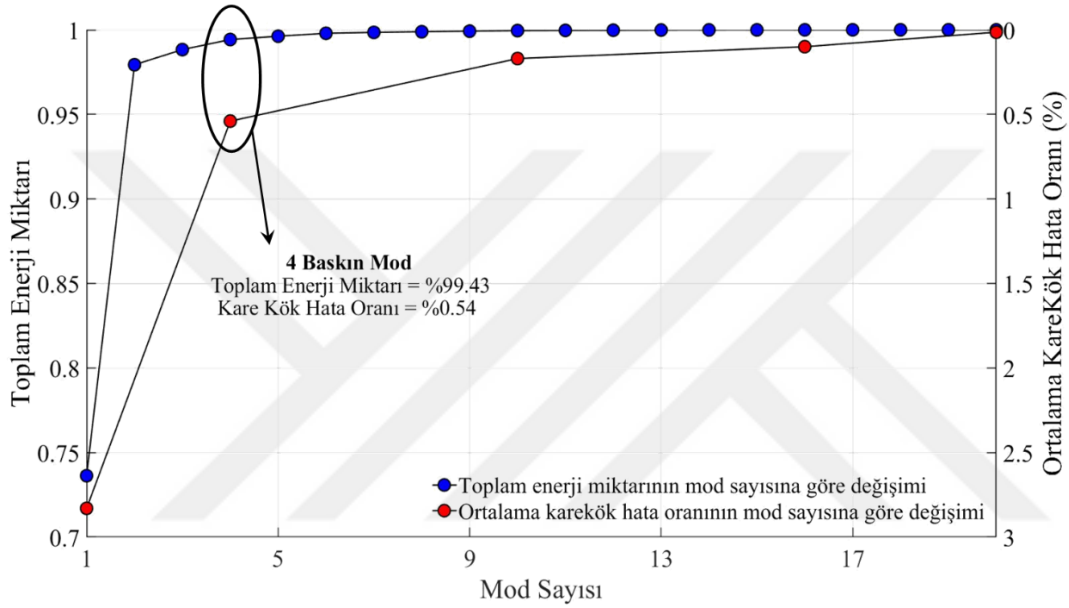
Şekil 4.7: ONERA M6 kanat kesit profili ve kontrol noktaları.

Bölüm 3.2’deki temsili bir uçak kanadı için oluşturulan parametrik modelde detaylı olarak bahsedildiği gibi kanat daralma ve açıklık oranı, geriye ok ve burulma açısı Çizelge 4.1’deki değerler baz alınarak oluşturulmuştur. Sonuç olarak 16 adet kanat profili tanımlamalarından 4 adet de düzlemsel kanat tanımlamalarından gelen değişken sayısı ile bir kanat geometrisini tanımlamak için toplamda 20 adet tasarım değişkenine ihtiyaç duyulmaktadır.

4.3 ONERA M6 Kanadına UDA Uygulaması ile Tasarım Değişken Sayısının Azaltılması

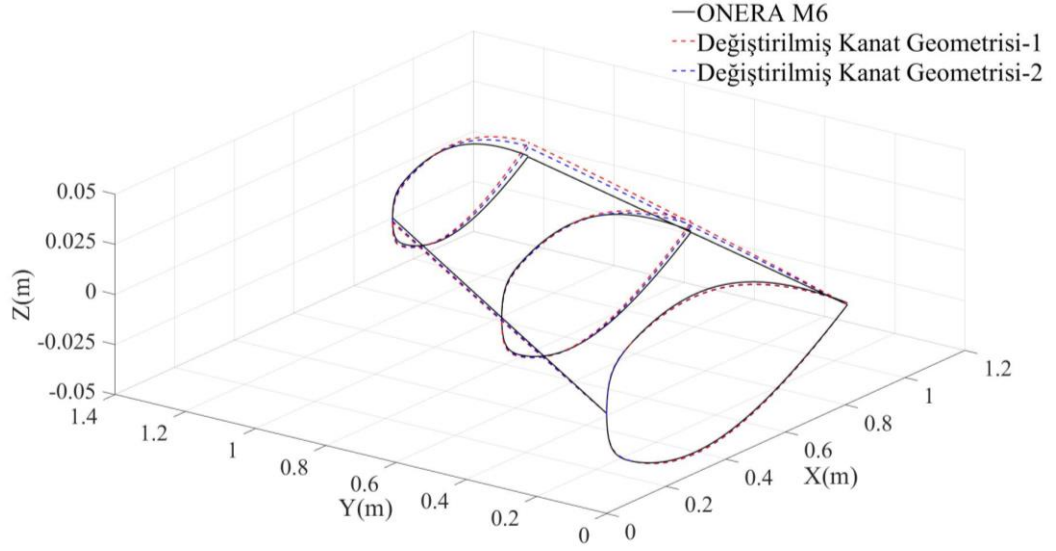
Bölüm 2.2’de belirtildiği üzere UDA yöntemi yardımıyla yüksek mertebeye sahip veri setleri düşük mertebeye sahip veri setleri ile modellenenmektedir. Bu bölümde, Bölüm 3.3’teki çalışmaya benzer şekilde tasarım değişken sayısının UDA yöntemi ile azaltılması hedeflenmektedir. Bu amaçla ilk olarak Bölüm 4.1’de belirtildiği gibi Çizelge 4.1’de yer alan tasarım limitleri ile tasarım uzayının oluşturulması gerekmektedir. Her bir tasarım değişkeni için 15 farklı örneklem olacak şekilde tasarım uzayı oluşturulmuştur. Bu durumda parametrik model için toplamda 20 adet tasarım değişkeni kullanıldığı için $20 \times 15 = 300$ farklı kanat geometrisi, LHÖ

yardımla örneklemlendirilmiştir. Kanat geometrilerinin kartezyen koordinat sisteminde x , y ve z konumları ile anlık görüntüler matrisi oluşturulmuştur. Bölüm 3.2’de anlatıldığı gibi her bir kanat geometrisi, x ve y yönünde 100 noktada (Toplamda $100 \times 100 = 10000$ noktada) ayrıştırılarak kanat geometrisi üzerindeki x , y ve z koordinat bilgilerine ulaşılmıştır. Eşitlik (2.3)’den Eşitlik (2.9)’a kadar olan adımlar takip edilerek özdeğer matrisi hesaplanıp, veri setinin toplam enerji seviyesinin %99’unu karşılayan baskın modlar belirlenmiştir. Şekil 4.8’de toplam enerji miktarının mod sayısı ile değişimi gösterilmektedir.



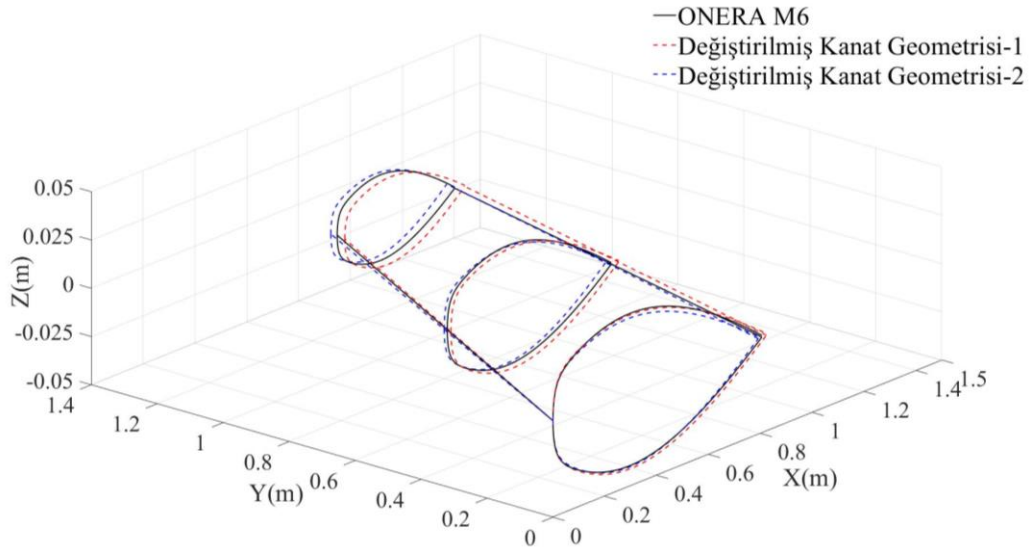
Şekil 4.8: Toplam enerji seviyesinin ve ortalama karekök hata oranının mod sayısına göre değişimi.

Şekil 4.8’e göre toplam enerji seviyesinin %99’u 4 baskın mod ile sağlanabilmektedir. 4 baskın mod ile oluşturulan geometrinin başlangıçta kullanılan modele göre OKHO değeri %0.54 şeklindedir. Veri setinin enerji seviyesinin %99’unu karşılayan dört baskın modun fiziksel olarak kanat tasarım değişkenlerine göre ifadesi Şekil 4.9-4.12’de gösterilmiştir. Şekil 4.9-4.12’de belirtilen Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1, baskın modun mevcut değerinin 1.2 katı sarsınımına uğratarak hesaplanan kanat geometrisini, Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 ise baskın modun mevcut değerinin 0.8 katı sarsınımına uğratarak hesaplanan kanat geometrisini temsil etmektedir. Baskın modları fiziksel kanat tasarım değişkenleri ile ifade edebilmek için Bölüm 3.3’te anlatılan adımlar takip edilmiştir.



Şekil 4.9: Birinci baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması.

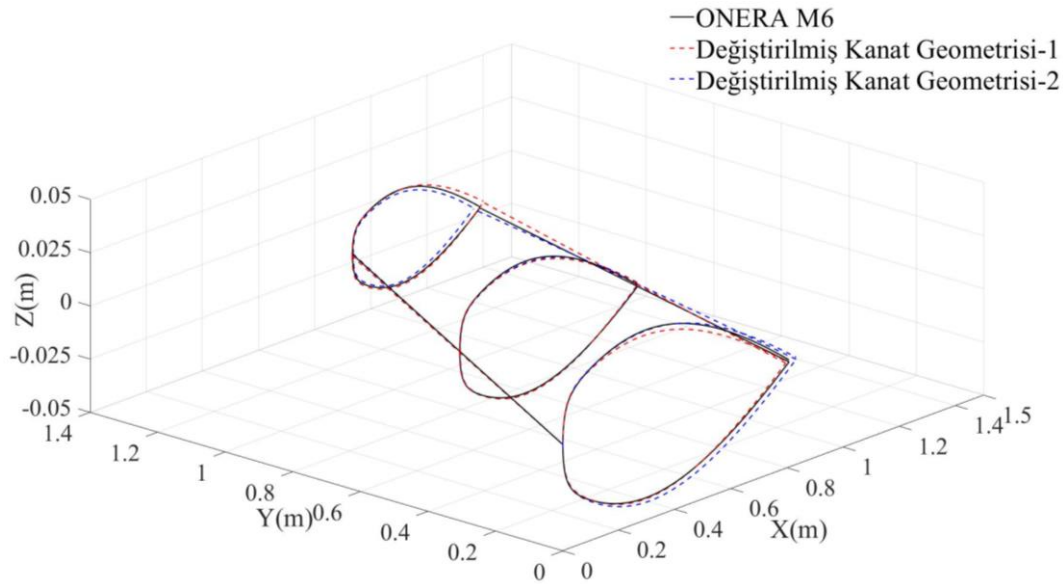
Şekil 4.9’da ilk olarak birinci baskın modun etkisi incelenmiştir. Birinci baskın modun en çok kanat geometrisinin geriye ok açısı üzerinde bir etkisi vardır. Birinci baskın modun hem büyümesi hem de küçülmesi de kanat geriye ok açısının artmasına neden olmuştur. İkinci baskın modun ONERA M6 kanat geometrisi ile olan kıyası Şekil 4.10’da gösterilmektedir.



Şekil 4.10: İkinci baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması.

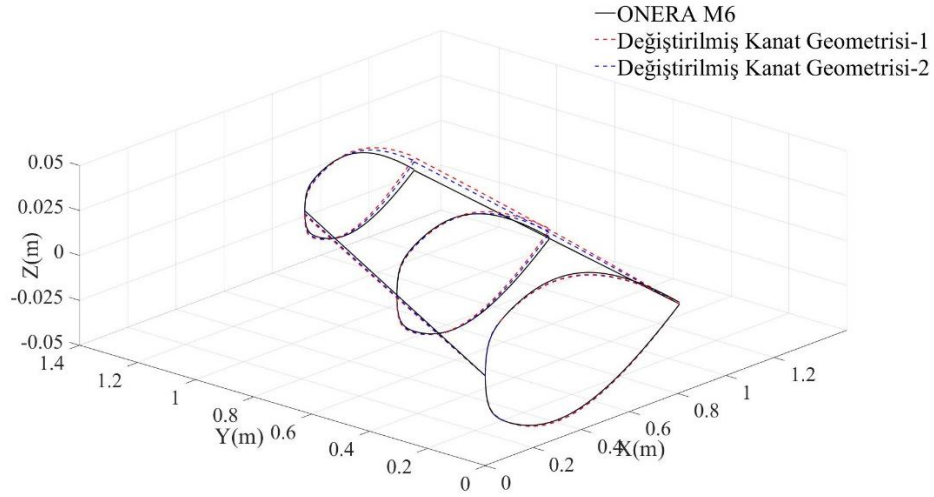
Şekil 4.10 incelendiğinde ikinci baskın modun kanat açıklık oranı, kanat burulma açısı ve kanat kesit profillerinin şekil değişimi üzerinde etkisi olduğu görülmektedir. İkinci baskın modun büyümesi ile kanat açıklık oranı azalmıştır ve benzer şekilde baskın modun küçülmesi ile kanat açıklık oranı artmıştır. Bu durum kanat açıklık

uzunluğunun kısalması ve uzaması ile Şekil 4.10’da açık bir şekilde görünmektedir. Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-1 isimli geometrinin kanat açıklık uzunluğu, Değiştirilmiş Kanat Geometrisi-2 isimli geometrinin kanat açıklık uzunluğuna göre daha küçüktür. Kanat burulma açısı ise ikinci baskın modun büyümesi ile artmıştır. İkinci baskın modun küçülmesi ile de kanat burulma açısı küçülmüştür. İkinci baskın modun büyümesi kanat kök kesit profil kalınlığının artmasına, baskın modun küçülmesi ise kanat kök kesit profil kalınlığının azalmasına neden olmaktadır. İkinci baskın modun değişimi ile birlikte kanat kök kesit profillerinin kalınlığı ve kamburluğu da Şekil 4.10’daki gibi değişmiştir. Üçüncü baskın modun ONERA M6 kanat geometrisi ile olan kıyası Şekil 4.11’de gösterilmektedir.



Şekil 4.11: Üçüncü baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması.

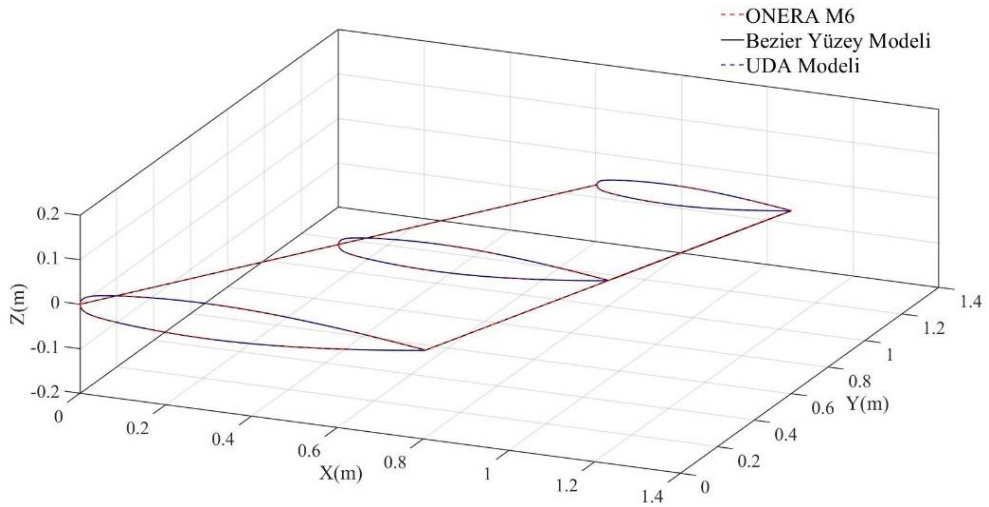
Şekil 4.11 incelendiğinde üçüncü baskın modun kanat daralma oranı üzerinde etkisi olduğu görülmektedir. Üçüncü baskın modun büyümesi kanat daralma oranının artmasına, baskın modun küçülmesi ise kanat daralma oranının azalmasına neden olmaktadır. Dördüncü baskın modun ONERA M6 kanat geometrisi ile olan kıyası Şekil 4.12’de gösterilmektedir.



Şekil 4.12: Dördüncü baskın modun ONERA M6 ile kıyaslanması.

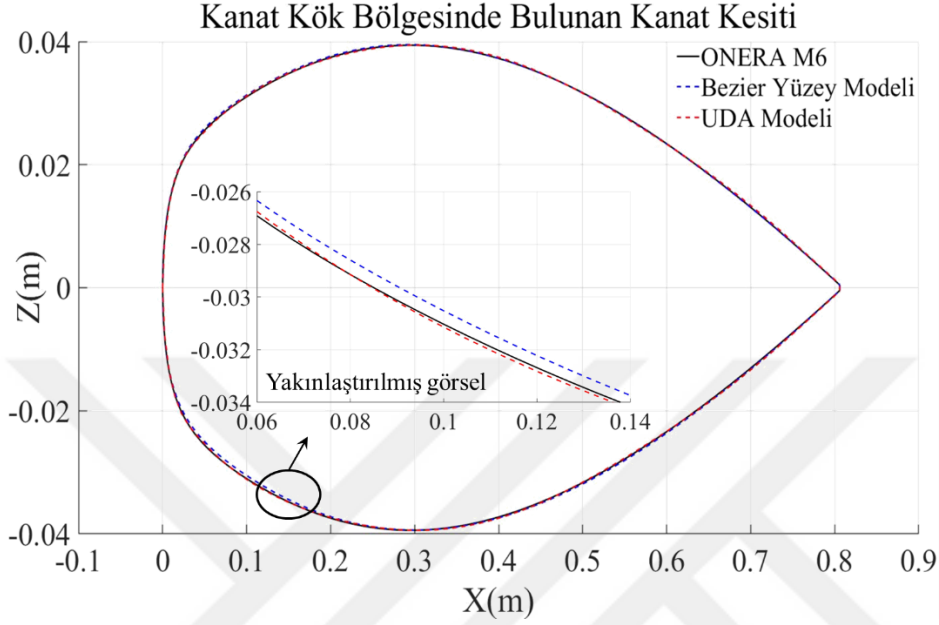
Şekil 4.12'ye göre dördüncü baskın modun en büyük etkisi kanat uç kesit profil şekli ve kanat daralma oranı üzerindedir. Kanat daralma oranı, kanat kök veter uzunluğunun sabit kalması ile kanat uç veter uzunluğunun değişiminden etkilenmiştir. Kanat uç kesit profilinin de özellikle firar kenar kalınlıklarında büyük bir değişim gözlemlenmiştir. Sonuç olarak hem Bezier kontrol noktalarının değişimi ile farklı kanat kesit profilleri hem de Bölüm 4.1'de belirtilen üç boyutlu kanat tasarım değişkenleri baskın dört mod sayesinde değiştirilebildiği Şekil 4.9-4.12'den açık bir şekilde görülmektedir.

Gerçek ONERA M6 modeli, Bezier yüzeyler ve tüm tasarım değişkenleri ile oluşturulan model ve UDA yöntemiyle belirlenen 4 baskın mod ile oluşturulan model için geometriler karşılaştırma amaçlı Şekil 4.13'de beraber verilmiştir.

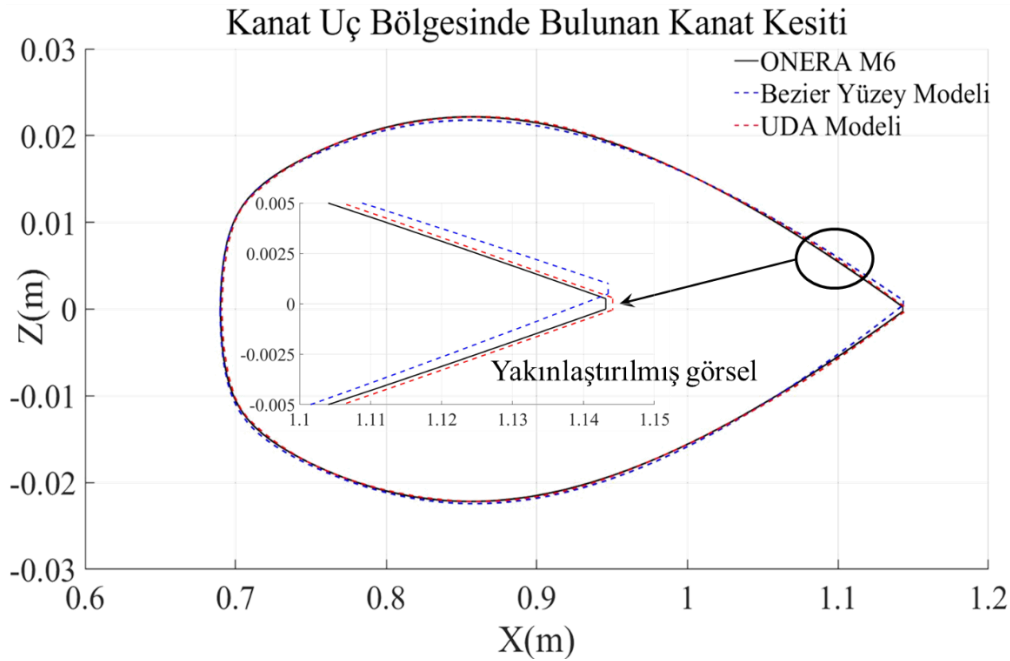


Şekil 4.13: ONERA M6, indirgenmemiş Bezier yüzey modeli ve 4 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli.

Şekil 4.13'ten görüleceği üzere 4 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli ile Bezier yüzey modeli ve ONERA M6 kanat modeli arasında gözle ayırt edilemeyecek farklar mevcuttur. Bu farkları daha detaylı olarak incelemek için kanat kök ve uç kesitleri Şekil 4.14 ve Şekil 4.15 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.14: ONERA M6 kanat kök kesitinin indirgenmemiş Bezier ve UDA modeli ile geometrik kıyaslanması.



Şekil 4.15: ONERA M6 kanat uç kesitinin indirgenmemiş Bezier ve UDA modeli ile geometrik kıyaslanması.

Şekil 4.14'te görüleceği üzere kanat kökü için 4 baskın mod ile oluşturulan UDA modeli ile başlangıçtaki kanat geometrisi arasında oldukça küçük farklılıklar bulunmaktadır. En büyük farklılık, Şekil 4.14'teki yakınlaştırılmış resimde gösterilen kanat kesitinin alt eğrisinde yer almaktadır ve buradaki farklılık bile 0.003 mm kadar küçük seviyededir. Benzer şekilde Şekil 4.15'te verilen kanat uç kesiti için de 4 baskın mod ile oluşturulan UDA modelinde oldukça küçük farklılıklar mevcuttur. En büyük farklılık ise Şekil 4.15'teki yakınlaştırılmış resimde gösterilen kanat kesitinin fırar kenarında 0.002 mm kadar küçük seviyelerde görülmüştür.

Sonuçlar değerlendirildiğinde baskın kiplerle oluşturulan UDA modeli, gerçek kanat geometrisini oldukça iyi seviyede geometrik olarak yansıtabilmektedir. Bu sayede tasarım araştırma çalışmalarının 20 tasarım değişkeni yerine 4 baskın mod ile gerçekleştirilebileceği gözlemlenmiştir. Bu amaçla, Çizelge 4.1'de yer alan tasarım limitleri ile oluşturulan kanat geometrilerine karşılık gelen baskın modlar hesaplanmıştır. Hesaplanan baskın mod değerleri, UDA modellerinde tasarım limiti olarak tanımlanmıştır. 4 baskın mod için Çizelge 4.2'deki tasarım değişkenlerine uygun olarak tasarım limitleri belirlenmiştir.

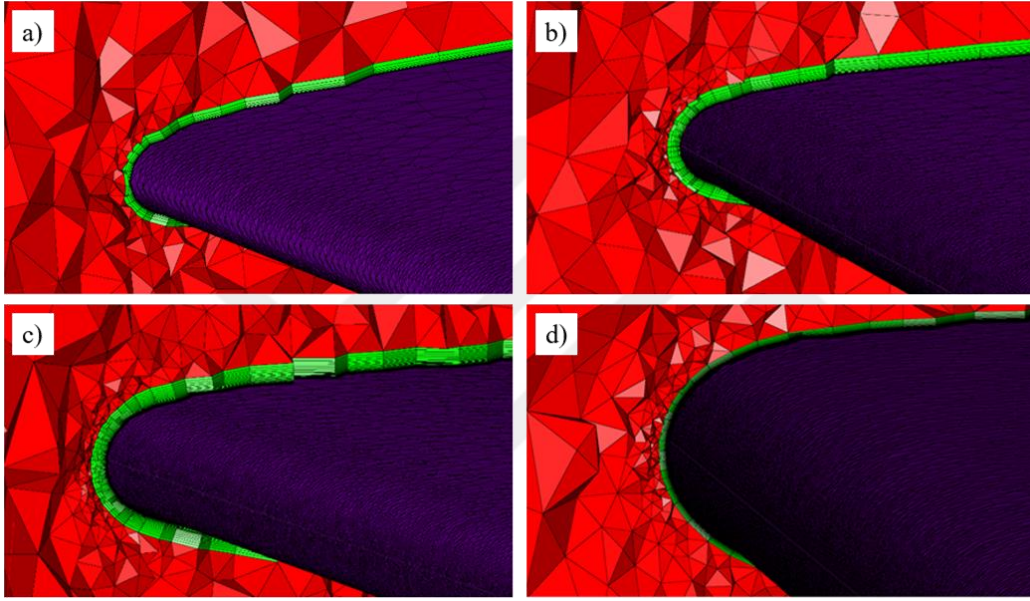
Çizelge 4.2 Baskın modlar ile oluşturulan UDA modelinin tasarım limitleri.

Kanat Tasarım Değişkenleri	Alt Limit	Başlangıç Değeri	Üst Limit
Baskın Mod-1	-0,431	-0,068	0,444
Baskın Mod-2	-0,258	-0,009	0,286
Baskın Mod-3	-0,046	0,010	0,043
Baskın Mod-4	-0,044	-0,034	0,046

4.4 ONERA M6 Problemi için Hesaplama Ağından Bağımsızlık Çalışmaları

Bölüm 3.4'te temsili bir uçak kanadı için detaylı olarak anlatılan hesaplama ağından bağımsızlık çalışmaları, ONERA M6 kanadı için de gerçekleştirilmiştir. Bölüm 4.1'de anlatıldığı gibi 0.8 ve 0.9 Mach sayısında taşıma katsayısının ($C_L=0.26$) sabit olduğu uçuş koşulları seçilmiştir. HAD analizlerindeki Reynolds sayıları 0.8 ve 0.9 Mach sayısı için sırasıyla 11.7 ve 13.2 milyondur. Şekil 4.16'da gösterildiği gibi dört farklı hesaplama ağı, hesaplama ağından bağımsızlık çalışmaları kapsamında kullanılmıştır. Benzer şekilde kanat yüzeyinde ve serbest akım bölgesindeki hacim bölgelerinde üçgensel, sınır tabakaya yakın bölgelerde ise prizmatik elemanlar tercih edilmiştir.

Şekil 4.16’da yüzey üzerindeki ve hacim bölgelerindeki üçgensel elemanları sırasıyla mor ve kırmızı renk ile prizmatik elemanları ise yeşil renkle temsil edilmektedir. Bölüm 3.4’teki hesaplama ağından bağımsızlık çalışmalarında olduğu gibi elemanların maksimum en-boy oranına ve çarpıklık değerlerine dikkat edilmiştir. Maksimum en-boy oranı ve çarpıklık değeri sırasıyla 8 ve 0.81 olarak belirlenerek hesaplama ağı oluşturulmuştur. İlk sınır tabaka yükseklikleri de $y^+ < 1$ olacak şekilde tanımlanmıştır. Çizelge 4.3’te kullanılan hesaplama ağlarının özellikleri ve gerekli olan hesaplama maliyetleri verilmiştir.



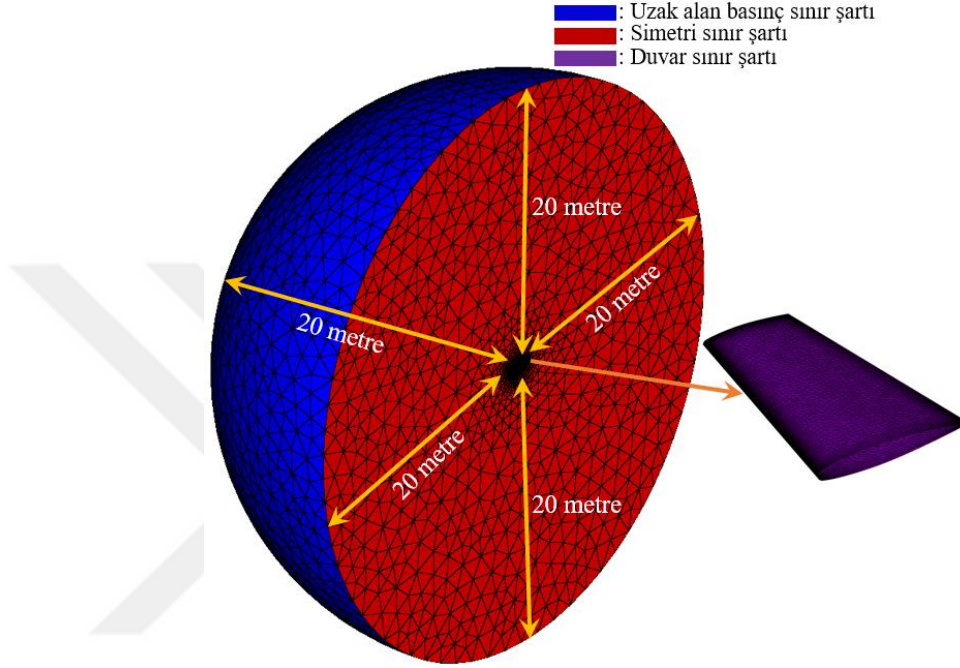
Şekil 4.16: Hesaplama ağından bağımsızlık çalışması için kullanılan çözüm ağları (a) Hesaplama ağı-1 (b) Hesaplama ağı-2 (c) Hesaplama ağı-3 (d) Hesaplama ağı-4.

Çizelge 4.3: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi.

Hesaplama Ağı	Minimum hücre uzunluğu (mm)	Toplam sınır tabaka eleman sayısı	Toplam eleman sayısı	Tasarım uzayının oluşturulması için gerekli olan hesaplama süresi
Hesaplama Ağı-1	0.001	20	326714	40 saat
Hesaplama Ağı-2	0.00075	30	1519350	125 saat
Hesaplama Ağı-3	0.000375	56	10304211	981 saat
Hesaplama Ağı-4	0.0001	75	15569201	1869 saat

Analizlerde kullanılan sınır koşulları, Bölüm 3.4’teki sınır koşulları ile benzerlik göstermektedir. Şekil 4.17’de mor renk ile gösterilen kanat yüzeyi için kaymayan

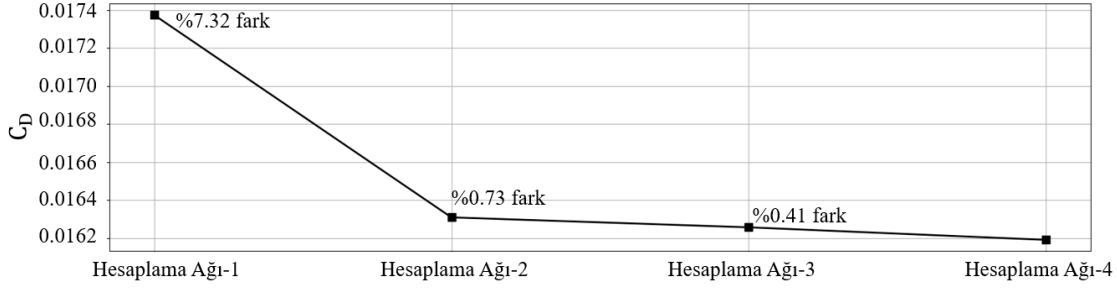
duvar sınır şartı kullanılmıştır. Serbest akım bölgesinde Şekil 4.17’de mavi renk ile gösterilen uzak alan basınç sınır şartı kullanılmıştır. Bu bölümde gerçekleştirilen HAD analizlerinde Bölüm 3.4’ten farklı olarak uçuş koşullarında kayış açısı olmadığı için Şekil 4.17’de kırmızı renk ile gösterilen simetri sınır şartı kullanılmıştır. Hesaplama sınırları olarak ise bütün yönlerde kanat veter uzunluğunun yaklaşık 20 katı olacak şekilde küresel bir çalışma alanı oluşturulmuştur.



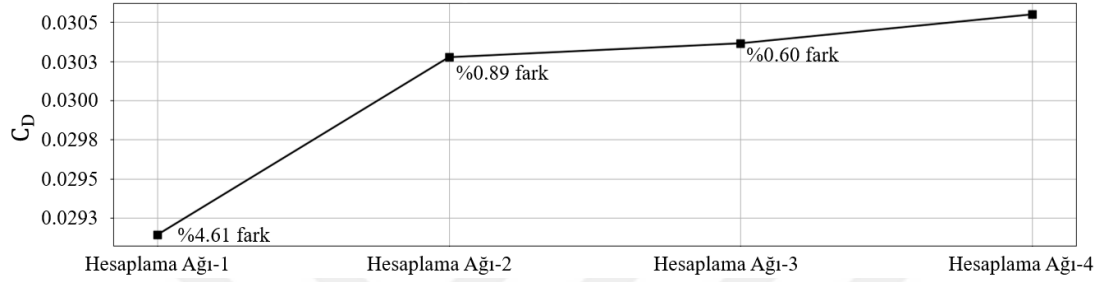
Şekil 4.17: Çalışma bölgesinin sınırları ve kullanılan sınır şartları.

Analizlerin yakınsaması Bölüm 3.4’teki çalışmaya benzer şekilde sürüklenme katsayısının değişimi ve kalıntı değerlerinin, son 100 iterasyonda 10^{-4} değerinden küçük olacak şekilde belirlenmiştir. Bütün analizlerde bu iki kıstasın, iterasyon sayısından bağımsız olması için de 5000 iterasyonda analizler sonlandırılmıştır.

Bütün bu durumlar göz önünde bulundurularak Çizelge 4.3’te belirtilen hesaplama ağlarına göre HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. 0.8 Mach koşulu için hesaplanan C_D değişimi Şekil 4.18’de, 0.9 Mach koşulu için hesaplanan C_D değişimi Şekil 4.19’da verilmiştir. En yoğun ağ örgüsüne sahip olan hesaplama ağ-4 sonuçlarına göre bağlı farklar da Şekil 4.18 ve Şekil 4.19 üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 4.18: 0.8 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerlerinin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 4.19: 0.9 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerlerinin hesaplama ağına göre değişimi.

Şekil 4.18 ve 4.19'daki sonuçlar incelenecek olursa en büyük farklılığın hesaplama ağı-1 sonuçlarında olduğu görülmüştür. Hesaplama ağı-2'den sonra sonuçların yakınsadığı gözlemlenmiştir. Sonuçlar arasındaki farklılığın %1'in altında olmasından ve Çizelge 4.3'te gösterilen hesaplama sürelerinde de sağladığı avantajdan dolayı hesaplama ağı-2 parametrelerinin tasarım uzayı oluşturma çalışmalarında kullanılması uygun görülmüştür.

4.5 UDA Tabanlı RBF Vekil Modeli Sonuçları

Bu bölümde, Bölüm 3.5'te temsili bir uçak kanadı için UDA tabanlı RBF vekil modelinin verimliliğinin değerlendirildiği çalışmaya benzer bir çalışma ONERA M6 kanadı için de gerçekleştirilmiştir. Tasarım uzayını araştırmak için LHÖ yardımıyla her bir tasarım değişken sayısı x 15 adet örneklem noktası belirlenmiştir. Bu çalışmada Bölüm 4.3'te belirtildiği gibi 4 adet baskın mod ile tasarım uzayı oluşturulduğu için $4 \times 15 = 60$ adet örneklem noktası kullanılmıştır. Belirlenen örneklem noktaları için Bölüm 4.1'de belirtilen koşullara göre HAD analizleri gerçekleştirilerek tasarım girdileri ve çıktıları ile eğitim veri seti oluşturulmuştur.

UDA tabanlı RBF vekil modelini doğrulamak için örneklem sayısının %10'u kadar yeni örneklem noktaları belirlenerek HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. HAD

analizlerinden elde edilen 0.8 ve 0.9 Mach değerinde sabit taşıma katsayısındaki ($C_L=0.26$) C_D değerleri, vekil model tarafından tahmin edilen sonuçlar ile kıyaslanarak vekil modelin verimliliği değerlendirilmiştir. Değerlendirme için maksimum Maksimum Mutlak Hata (MMH) metriğinden faydalanılmıştır. Her iki koşuldaki (0.8 ve 0.9 Mach değerinde $C_L=0.26$) C_D değerleri tek bir vekil model ile tahmin edilmiştir. Bölüm 3.5'teki gibi benzer şekilde farklı radyal fonksiyonlarının veri tahmini için verimliliği Çizelge 4.4'te değerlendirilmiştir. Çizelge 4.4'te verilen MMH değerleri, her iki koşuldaki C_D değeri için en yüksek hesaplanan MMH değerine karşılık gelmektedir.

Çizelge 4.4: Farklı RBF yöntemlerinin maksimum mutlak hata değerlerinin kıyaslanması.

RBF Temel fonksiyonu	Maksimum Mutlak Hata
Doğrusal	% 5.34
Kübik	% 5.34
İkinci derece eğri	% 9.27
Birden fazla ikinci derece eğri	% 1.93
Birden fazla ikinci derece ters eğri	% 1.93
İnce Tabaka Eğri	% 1.93
Gaussian	% 1.93
CP-C0	% 5.34
CP-C2	% 1.93
CP-C4	% 16.34
CP-C6	% 7.18

Radyal fonksiyonlar arasındaki en büyük farklılığın CP-C4 radyal fonksiyonu kullanıldığında hesaplandığı görülmüştür. Bütün tasarım uzayları için ise en düşük hatanın birden fazla ikinci derece eğri, birden fazla ikinci derece ters eğri, ince tabaka eğri ve Gaussian isimli radyal fonksiyonların kullanıldığı durumlar için elde edilmiştir. Bölüm 3.5'te birden fazla ikinci derece eğri ile optimizasyon çalışmasında verimli sonuçlar elde edildiği için, bu bölümdeki ONERA M6 tasarımı için de aynı fonksiyonun kullanılmasına karar verilmiştir.

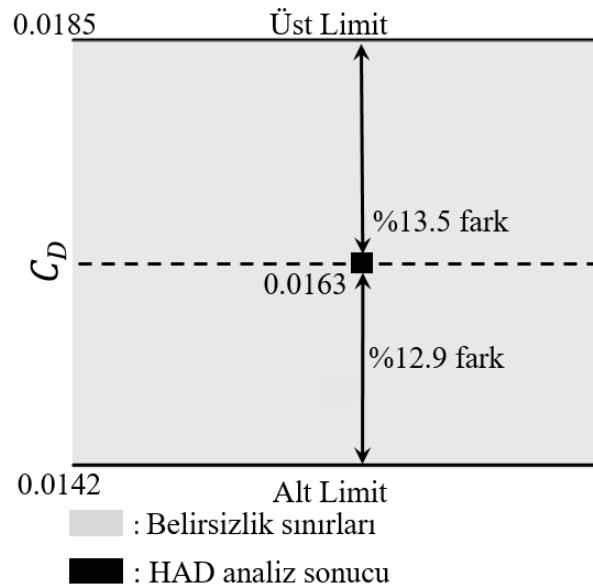
4.6 Model Belirsizlik Hesaplamaları

Bu çalışmada Bölüm 2.5'te detaylı olarak anlatılan öz-uzay sarsınım yöntemi yardımıyla HAD analizlerinde kullanılan türbülans modelinden oluşan belirsizlik hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Model belirsizliğini tahmin etmek için üç adet özdeğer ve iki adet özvektör sarsınımı olmak üzere toplamda beş farklı analiz gerçekleştirilmiştir. Analizler neticesinde başlangıç geometrisi için sarsınımın olduğu ve olmadığı analiz sonuçlar kıyaslanarak belirsizlik sınırları Çizelge 4.5'te verilmiştir.

Çizelge 4.5: Belirsizliğin dahil edildiği ve dahil edilmediği çözümler arasındaki model belirsizlik limitleri.

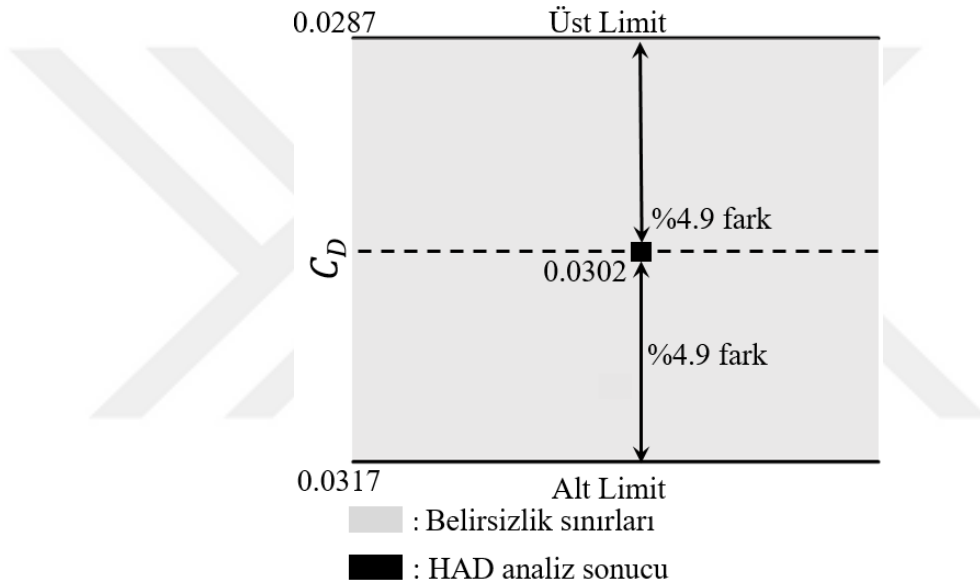
Belirsizlik sınırları	0.8 Mach koşulu C_D değerleri	0.9 Mach koşulu C_D değerleri
Belirsizlik dahil edildiği HAD analizlerinin alt sınırı	0.0142	0.0287
Belirsizliklerin dahil olmadığı HAD analiz sonuçları	0.0163	0.0302
Belirsizlik dahil edildiği HAD analizlerinin üst sınırı	0.0185	0.0317

Çizelge 4.5'te hesaplanan belirsizlik limitlerinin yüzdelik ifadeleri Şekil 4.20 ve Şekil 4.21'de gösterilmektedir.



Şekil 4.20: 0.8 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerinin belirsizlik sınırları.

Şekil 4.20 ve 4.21 incelendiğinde 0.8 Mach koşulu için C_D çıktısındaki belirsizliklerin 0.9 Mach koşuluna göre daha yüksek çıktığı gözlemlenmiştir. Bu durumun ana nedeni Reynolds sayısından açıklanabilir. Reynolds sayısı tanım gereği eylemsizlik kuvvetlerinin sürtünme etkilerine oranı şeklindedir. Reynolds sayısı arttıkça eylemsizlik kuvvetleri sürtünme etkilerine göre daha baskın hale gelmektedir. Bu yüzden sürüklenme katsayısı için basınç kuvvetleri, kayış kuvvetlerine kıyasla daha önemli hale gelmektedir. Bu sebeple daha düşük hızlar aynı basınç irtifasında daha düşük Reynolds sayılarına denk gelmesinden dolayı belirsizlik etkileri daha baskın hale gelmektedir. Bu durum Şekil 4.20 ve 4.21'deki belirsizlik limitlerinden açıkça görülmektedir.



Şekil 4.21: 0.9 Mach koşulu için hesaplanan C_D değerinin belirsizlik sınırları.

Her bir tasarım alternatifi için bu şekilde belirsizlik analizi yapmak hesaplama yükünü ciddi ölçüde arttıracaktır. Bu yüzden Bölüm 3.6'da sadece başlangıç kanat geometrisi için elde edilen belirsizlik oranlarının diğer tasarımlar için de uygulanabilmesi düşünülmüştür. Bölüm 3.6'da farklı kanat tasarım alternatifleri için belirsizlik analizi yaparak tasarım çıktılarındaki belirsizlik oranları incelenmiştir. Hesaplanan belirsizlik oranları, başlangıç kanat geometrisi için yapılan belirsizlik analizleri sonucundaki belirsizlik oranları ile benzer olduğu gözlemlenmiştir. Bu yüzden bu çalışmada da Şekil 4.20 ve Şekil 4.21'de gösterilen tasarım çıktılarındaki belirsizlik farkları, optimizasyon aşamasında TTAY hesaplamalarına dahil edilecektir.

4.7. ONERA M6 Kanat Tasarımı için Aerodinamik TTAY Uygulaması

Bölüm 3.7'deki temsili kanat şekil optimizasyonuna benzer şekilde Çizelge 4.2'de belirtilen tasarım uzayında 5000 ilave tasarım noktası, LHÖ ile örneklemlendirilerek UDA tabanlı RBF vekil modeli yardımıyla tasarım çıktıları tahmin edilmiştir. Bölüm 4.6'da hesaplanan model belirsizlikleri de göz önünde bulundurularak TTAY yardımıyla gürbüz optimizasyon uygulaması gerçekleştirilmiştir.

4.7.1. ONERA M6 aerodinamik gürbüz optimizasyon koşulları

Bu bölümde kanat şekil optimizasyonu için Bölüm 4.3'te hesaplanan 4 baskın mod ile oluşturulan indirgenmiş tasarım uzayı kullanılarak TTAY prosedürü uygulanmıştır. Optimizasyon sürecinin özetlendiği uçuş koşulları, tasarım kısıtları, belirsizlik değerleri Çizelge 4.6'da gösterilmektedir.

Çizelge 4.6: Aerodinamik gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi.

Tasarım uzayı:

UDA hesaplamalarından elde edilen baskın modlar, tasarım değişkeni olarak tanımlanmıştır.

Çıktı:

Optimum UDA katsayıları ile oluşturulan ve Eşitlik (2.45)'teki GK kriterini sağlayan gürbüz kanat tasarım alternatifleri

Kısıtlar:

0.8 Mach koşulu için C_D değeri < 0.0163

0,9 Mach koşulu için C_D değeri $< 0,0302$

Belirsizlik sınırları:

0,8 Mach koşulu için C_D değeri (%) = [12.9-13.5]

0,9 Mach koşulu için C_D değeri (%) = [4.9-4.9]

Çizelge 4.6'dan görüleceği üzere tasarım kısıtı olarak 0.8 ve 0.9 Mach sayısı için hesaplanan C_D değerinin sırasıyla 0.0163 ve 0.0302'den küçük olacak şekilde tanımlanmıştır. Bu kısıt, optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen tasarım için hesaplanan C_D değerinin her iki hız koşulu için de başlangıç tasarımından küçük olması anlamına gelmektedir. Çizelge 4.6'da verilen belirsizlik sınırları ise Bölüm 4.6'da hesaplanan belirsizlikleri temsil etmektedir. Bu problemde amaç fonksiyonu

Eşitlik (3.3)'de gösterildiği gibi eşit ağırlıklarda 0.8 ve 0.9 Mach koşulunda elde edilen C_D değerleri ile tanımlanmaktadır.

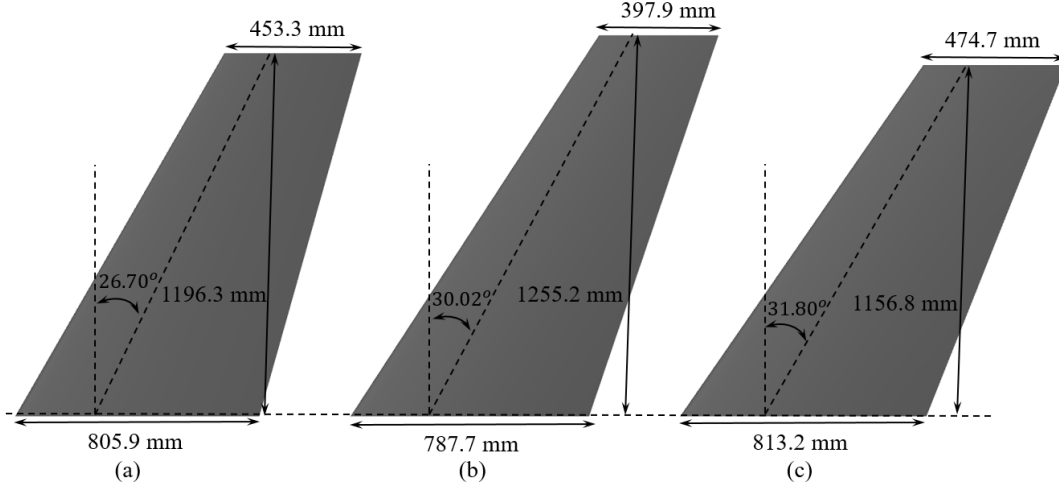
$$Z = w_1(C_{D_{0.8 Mach}}) + w_2(C_{D_{0.9 Mach}}) \quad (4.1)$$

$$w_1, w_2 = 0.5$$

Eşitlik (4.1)'de yer alan w_1 ve w_2 değişkenleri, tasarım çıktılarının amaç fonksiyonu üzerindeki ağırlıkları temsil etmektedir. Çizelge 4.6'da belirtilen koşullar ve Eşitlik (4.1)'deki amaç fonksiyonu göz önünde bulundurularak TTAY yardımıyla gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışması sonucunda toplamda 1105 adet gürbüz tasarım alternatifi elde edilmiştir. Bu alternatifler arasından, hedef fonksiyon TTAY sürecinde Eşitlik (2.45) ile belirtilen GK 'nin maksimizasyonu ve Eşitlik (4.1)'deki Z minimizasyonu olmak üzere iki farklı tasarım elde edilmiştir. GK 'nin maksimizasyonu olarak belirlenen tasarım alternatifi Gürbüz Çözüm-1 olarak, Eşitlik (4.1)'deki Z nin minimizasyonu olarak belirlenen tasarım alternatifi ise Gürbüz Çözüm-2 olarak tanımlanmıştır.

4.7.2. ONERA M6 aerodinamik gürbüz optimizasyon sonuçları

Bu bölümde Eşitlik (4.1)'de gösterilen amaç fonksiyonu ile Çizelge 4.6'da verilen model belirsizlik değerleri ve tasarım kısıtları göz önünde bulundurularak gerçekleştirilen TTAY hesaplamaları sonucunda en düşük amaç fonksiyon değerine ve en yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımlar değerlendirilmiştir. Şekil 4.22 ve Çizelge 4.7'de hesaplanan bu gürbüz tasarımların geometrik özellikleri gösterilmektedir. Gürbüz Çözüm-1 diye adlandırılan tasarım, Bölüm 2.7'de Eşitlik (2.45) ile verilen en yüksek GK değerine sahip gürbüz tasarımını temsil etmektedir. Gürbüz Çözüm-2 diye adlandırılan tasarım ise Eşitlik (4.1) ile verilen en düşük amaç fonksiyon değerine sahip gürbüz tasarımı temsil etmektedir. Beklenildiği gibi iki gürbüz tasarım için de amaç fonksiyon değeri, başlangıç tasarımından daha düşük değere sahiptir.



Şekil 4.22: En düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar ile ONERA M6 kanat geometrisinin boyutsal kıyaslanması (a) Başlangıç kanat geometrisi (b) Gürbüz Çözüm-1 (c) Gürbüz Çözüm-2.

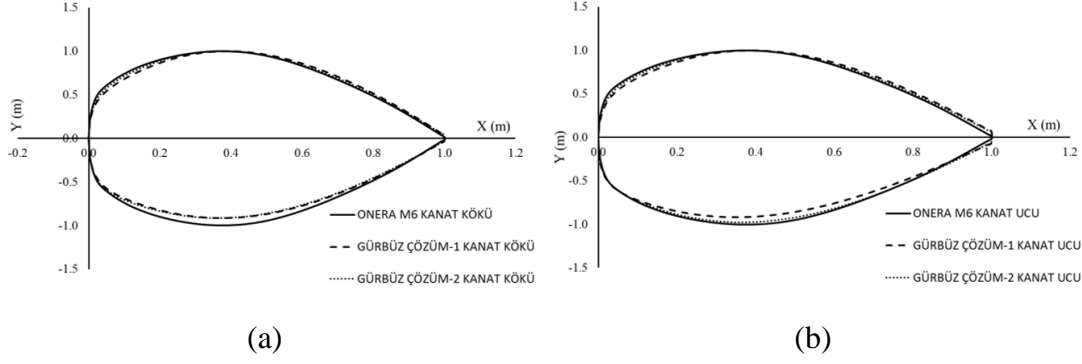
Çizelge 4.7: TTAY hesaplamaları sonucunda en düşük amaç fonksiyonuna sahip gürbüz tasarımlar.

Konfigürasyon	Kanat Daralma Oranı	Kanat Burkulma Açısı (derece)	Kanat Açıklık Oranı	Çeyrek Veter Geriye Ok Açısı (derece)	Amaç Fonksiyon Değeri	GK
ONERA M6	0.56	0.00	3.80	26.70	0.0232	-
Gürbüz Çözüm-1	0.50	-7.23	4.20	30.02	0.0213	1.90
Gürbüz Çözüm-2	0.58	-6.14	3.56	31.80	0.0206	1.34

Gürbüz tasarımların birbirleri ve başlangıç kanadı olan ONERA M6 tasarımı ile arasındaki kıyaslamalar aşağıdaki maddelerde özetlenmiştir.

- Kanat daralma oranı, Gürbüz Çözüm-1 için ONERA M6 kanadından daha düşük değere sahip iken Gürbüz Çözüm-2 için ise daha büyük değere sahiptir. Bu değerlendirme ile daha düşük amaç fonksiyon değeri için kanat daralma oranının büyümesi gerektiği sonucu ortaya çıkmıştır. Tasarımlar için kanat daralma oranı arasındaki farklılık Şekil 4.22’de de açık bir şekilde görülmektedir. Küçük daralma oranına sahip Gürbüz Çözüm-1 tasarımının kanat kök ve uç veter uzunluğu, ONERA M6’ya göre daha küçüktür. Fakat Gürbüz Çözüm-2 için ise bu durum tam tersidir. Büyük daralma oranına sahip Gürbüz Çözüm-2 tasarımının kanat kök ve uç veter uzunluğu, ONERA M6’ya göre daha büyüktür.

- Kanat açıklık oranı değerlendirildiğinde ise kanat daralma oranında elde edilen sonuca göre tam tersi bir durum söz konusudur. Gürbüz Çözüm-1 için kanat açıklık oranı, başlangıç tasarımına göre daha büyük değerdedir fakat Gürbüz Çözüm-2 için bu durum tam tersidir. Sonuç olarak bu problemde gürbüzlük seviyesini arttırmak için kanat açıklık oranını arttırmak gerekmektedir. Kanat açıklık oranları arasındaki farklılık Şekil 4.22'de açık bir şekilde görülmektedir. Gürbüz Çözüm-1'in kanat açıklık oranı diğer iki tasarıma göre daha büyük olduğu için kanat açıklık uzunluğu da diğer iki tasarıma göre daha büyüktür.
- Her iki gürbüz tasarımının sahip olduğu geriye ok açısı, Çizelge 4.7 ve Şekil 4.22'de görüleceği üzere ONERA M6 kanadına göre daha büyük değerdedir. Gürbüz Çözüm-2'nin sahip olduğu geriye ok açısı Gürbüz Çözüm-1'e göre daha büyüktür. Özellikle transonik akışlarda oluşan şok şiddetini azaltarak sürüklenme katsayısını azaltmak için kanat geriye ok açısını arttırmak gerekebilir [127]. Bu yüzden elde edilen sonuçların mantıklı olduğu değerlendirilmiştir.
- Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için kanat burulma açısı, ONERA M6'ya göre daha büyük değere sahip olacak şekilde hesaplanmıştır. Gürbüz Çözüm-1'in kanat burulma açısı -7.23 derece, Gürbüz Çözüm-2 için ise -6.14 derece olarak hesaplanmıştır.
- Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için kanadın kök bölgesinde bulunan kanat kesitinin birbirine çok yakın olduğu Şekil 4.23(a)'da açık bir şekilde görülmektedir. En büyük farklılığın üst eğride firar kenarına yakın bölgede olduğu gözlemlenmiştir. Her iki gürbüz tasarımının ONERA M6 kanat kesitine göre daha küçük kesit kalınlığına sahip olduğu görülmüştür. Kanadın uç bölgesinde bulunan kesit için ise Gürbüz Çözüm-2'nin ONERA M6'ya oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yalnızca kanat kesit kalınlığının az da olsa daha küçük olduğu görülmüştür. Gürbüz Çözüm-1 için ise aradaki farklılığın hem ONERA M6 hem de Gürbüz Çözüm-2'ye göre daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. En büyük farklılığın kanat kesit kalınlığı için görülmüş olup, ONERA M6'ya göre Gürbüz Çözüm-1, daha düşük kanat kesit kalınlığına sahiptir.



Şekil 4.23: Kanat kesit profillerinin kıyaslanması (a) Kanat kök kesit profili (b) Kanat uç kesit profili.

Amaç fonksiyonları açısından ise Gürbüz Çözüm-2'nin amaç fonksiyon değeri 0.0206 olup ONERA M6'ya kıyasla %11.2 daha küçüktür. Gürbüz Çözüm-1 için ise amaç fonksiyon değeri 0.0213 olarak hesaplanmıştır ve ONERA M6'ya göre %8.2 daha küçüktür. Dolayısıyla, her iki amaç fonksiyonu ile elde edilen optimize sonuçlar için de Eşitlik (4.1) ile hesaplanan performans değerlerinin ONERA M6'ya göre daha iyi olduğu görülmektedir. Fakat iki optimize sonucun GK değerleri incelendiğinde ise, Gürbüz Çözüm-1'in 1.90 olarak elde edilen GK değerinin Eşitlik (4.1) ile elde edilen optimize sonuç olan Gürbüz Çözüm-2'nin 1.34 olarak elde edilen GK değerinden yüksek olduğu görülmektedir. Dolayısıyla, Gürbüz-Çözüm-2, Eşitlik (4.1)'deki performans fonksiyonunu minimize ederken Gürbüz-Çözüm-1'e göre daha az çıkan GK değeri ise belirsizlik altındaki değişimin daha fazla olduğu bir tasarım ortaya çıkarmıştır. Yani GK değeri ile Eşitlik (4.1)'deki performans fonksiyonu arasında ters orantılı bir ilişki olduğu anlaşılmaktadır. Bu sebeple, hangi tasarım ile ilerleneceği tasarımcıya bırakılmaktadır. Tasarımcı, %3 oranında amaç fonksiyonundan feragat etmesi durumunda daha gürbüz bir tasarımla ilerleyebilir.

Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 ve 0.9 Mach koşulundaki C_D değerleri incelendiğinde her iki tasarımın da ONERA M6 tasarımına göre düşük C_D değerine sahip olduğu gözlemlenmiştir. ONERA M6 tasarımının 0.8 Mach koşulunda C_D değeri, 0.0163 iken, Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2'nin C_D değeri sırasıyla 0.0144 ve 0.0152'dir. 0.9 Mach koşulu için ONERA M6 tasarımının C_D değeri 0.0302 iken, Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2'nin C_D değeri sırasıyla 0.0282 ve 0.0259'dur. Gürbüz Çözüm-2'nin amaç fonksiyon değeri Gürbüz Çözüm-1'e göre daha düşük olmasına rağmen 0.8 Mach koşulunda C_D değeri Gürbüz Çözüm-2'ye göre %5.55 daha küçüktür. Fakat 0.9 Mach koşulundaki C_D değerleri kıyaslandığında

Gürbüz Çözüm-1'in C_D değeri, Gürbüz Çözüm-2'ye göre %8.16 daha yüksektir. Gürbüz Çözüm-1'in 0.8 ve 0.9 Mach sayısındaki C_D değeri ONERA M6 tasarımına kıyasla sırasıyla %11.65 ve %6.62 daha düşüktür. Gürbüz Çözüm-2'nin 0.8 ve 0.9 Mach sayısındaki C_D değeri ise ONERA M6 tasarımına göre sırasıyla %6.75 ve %14.24 daha düşüktür. Gürbüz Çözüm-2'nin amaç fonksiyon değerinin Gürbüz Çözüm-1'e göre daha düşük çıkmasının sebebi 0.9 Mach koşulundaki C_D değerindeki düşüşün daha yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. Bu sonuçlardan yola çıkarak GK değerinin en büyük olduğu tasarım olan Gürbüz Çözüm-1, amaç fonksiyon değerinin en düşük olduğu tasarıma göre 0.8 Mach koşulunda C_D değeri daha düşük hesaplanmıştır. Fakat Gürbüz Çözüm-1'in 0.9 Mach koşulundaki C_D değeri açısından da Gürbüz Çözüm-2'ye göre daha dezavantajlı olduğu gözlemlenmiştir.

4.7.3. TTAY hesaplamaları sonucunda elde edilen gürbüz tasarımların HAD analizleri ile doğrulanması

Çizelge 4.7'de verilen gürbüz tasarım alternatifleri, HAD yöntemi ile analiz edilerek TTAY ve UDA tabanlı RBF yaklaşımı ile tahmin edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. Bu amaçla UDA tabanlı RBF yaklaşımı ile TTAY'nin kullanımının verimliliği değerlendirilmiştir. Çizelge 4.8'de HAD analiz sonuçları ile tahmin sonuçları arasındaki maksimum mutlak hata (MMH) sonuçları listelenmiştir.

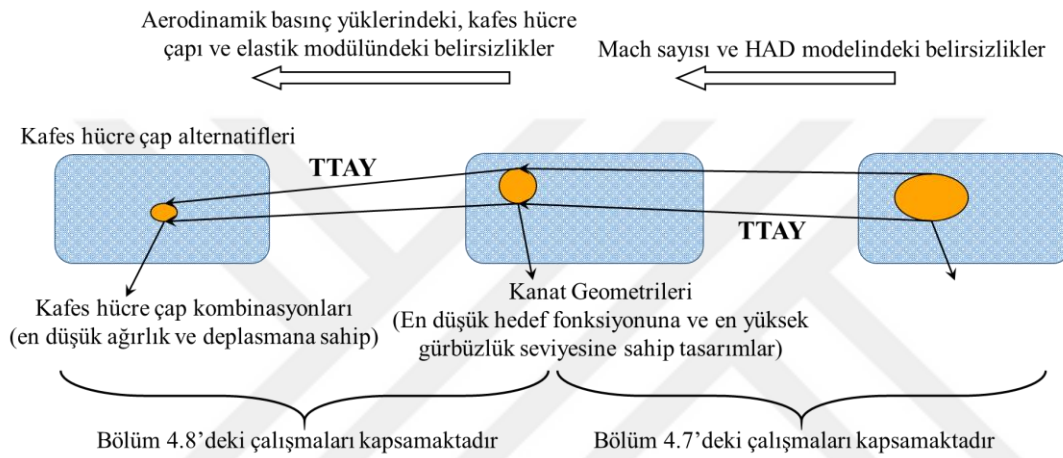
Çizelge 4.8: Gürbüz tasarımların HAD analizleri ile hesaplanan ve UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tahmin edilen sonuçlarının kıyaslanması.

Tasarım alternatifi	Maksimum mutlak hata (0.8 Mach koşulu)	Maksimum mutlak hata (0.9 Mach koşulu)
Gürbüz çözüm-1	1.69	2.27
Gürbüz çözüm-2	1.90	1.48

Çizelge 4.8'e göre Gürbüz Çözüm-1 için en yüksek hata oranı 0.9 Mach koşulu için hesaplanmış olup %2.27 değerindedir. Gürbüz Çözüm-1 için ise en yüksek hata oranı 0.8 Mach koşulu için hesaplanmış olup %1.90 değerindedir. Hata değerlerinin %2 gibi düşük bir seviyede olması, önerilen yöntemin etkili şekilde tasarım sonuçları tahmin edebildiğini göstermektedir.

4.8. ONERA M6 Kanat Tasarımı için Yapısal TTAY Uygulaması

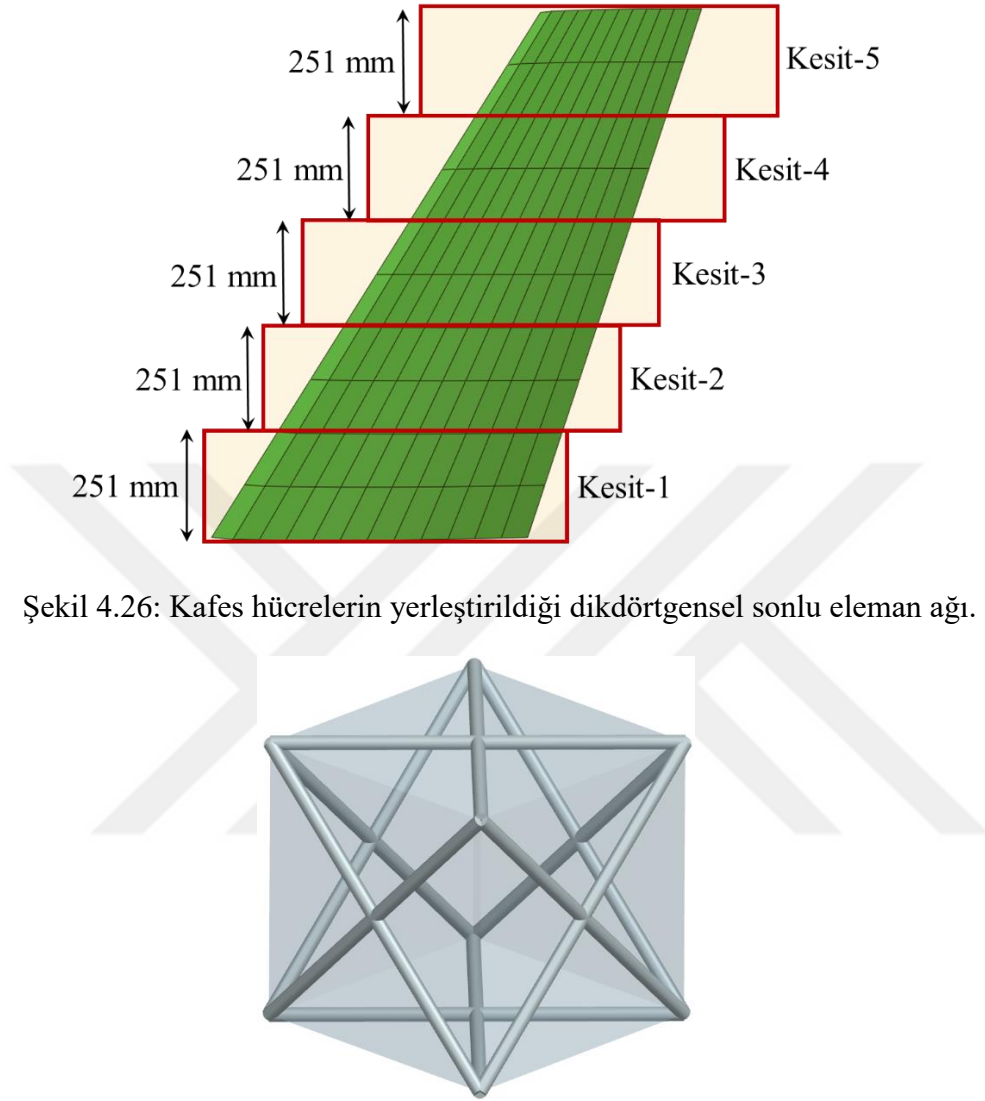
TTAY sayesinde birden fazla sisteme sahip optimizasyon problemlerinde sistemin üst seviyesinden alt seviyeye doğru tasarım gereksinimleri göz önünde bulundurularak gürbüz tasarımların hesaplanabilmektedir. Bölüm 4.7’de, ONERA M6 için detaylı olarak anlatılan problemde yalnızca aerodinamik şekil optimizasyonu ayrıntılarına değinilmişti. TTAY kabiliyetini daha fazla vurgulamak adına, bu ONERA M6 kanadı probleminde ise, Şekil 4.24’te gösterildiği gibi disiplinlerarası bir optimizasyon problemi olacak şekilde genişletilmiştir.



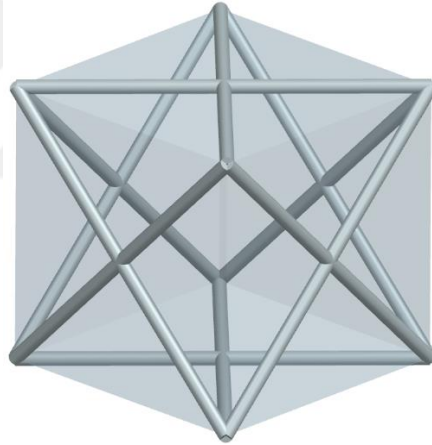
Şekil 4.24: ONERA M6 disiplinlerarası TTAY uygulamasının şematik gösterimi.

Şekil 4.24 incelendiğinde ilk olarak TTAY yardımıyla aerodinamik tasarım gereksinim ve kısıtlarını sağlayan gürbüz tasarımlar hesaplanacaktır. Çalışmanın bu aşaması, Bölüm 4.7’de gerçekleştirilerek en düşük amaç fonksiyonuna ve en yüksek *GK* değerine sahip gürbüz tasarım alternatifleri belirlenmiştir. Bu gürbüz tasarımlar için Bölüm 1.6’da anlatılan kafes yapıları sayesinde kanat yapısal tasarımı modelleneyecektir. Farklı kafes hücre çaplarına ve elastik modülüne göre tasarım uzayı oluşturularak TTAY yardımıyla yapısal tasarım gereksinimleri ve kısıtlarına uygun, gürbüz tasarımlar hesaplanacaktır. Çalışmanın bu aşamasında aerodinamik basınç yüklerindeki, kafes hücre çapı ve elastik modülündeki belirsizlikler de hesaplamalara dahil edilecektir.

4.26'daki gibi beş farklı bölgeye bölünmüştür. Her bir dikdörtgenel sonlu eleman ağına Şekil 4.27'deki gibi kafes hücreler yerleştirilmiştir.

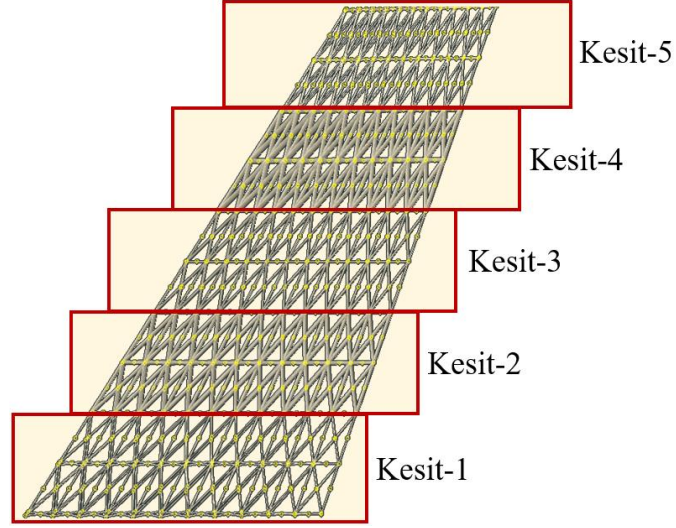


Şekil 4.26: Kafes hücrelerin yerleştirildiği dikdörtgenel sonlu eleman ağı.



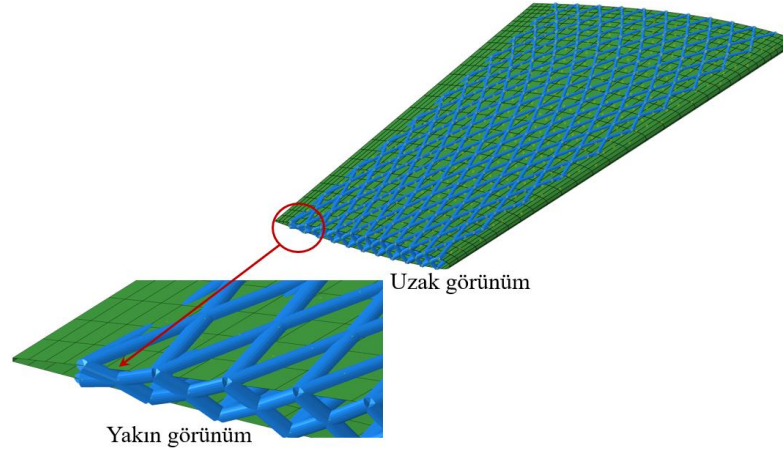
Şekil 4.27: Dikdörtgenel sonlu eleman ağına kafes hücreler ile tanımlanması.

Her bölgede, enlemesine ikişer sıra kafes hücre ile modelleme gerçekleştirilmiştir. Her bölgedeki kafes hücrelerde bulunan tüm çubuk elemanlar aynı çapa sahip, fakat farklı bölgelerde bulunan çubuk elemanlar ise farklı çapa sahip olacak şekilde parametrik bir model oluşturulmuştur. Böylece, beş farklı bölgenin her birinde bir çap değeri tasarım değişkeni olacak ve dolayısıyla beş bölgedeki kafes hücredeki çubuk çapları toplamda beş adet tasarım değişkenini oluşturacaktır. Şekil 4.26'daki sonlu eleman ağı kullanılarak oluşturulan kafes hücre yapısı Şekil 4.28'de gösterilmektedir.



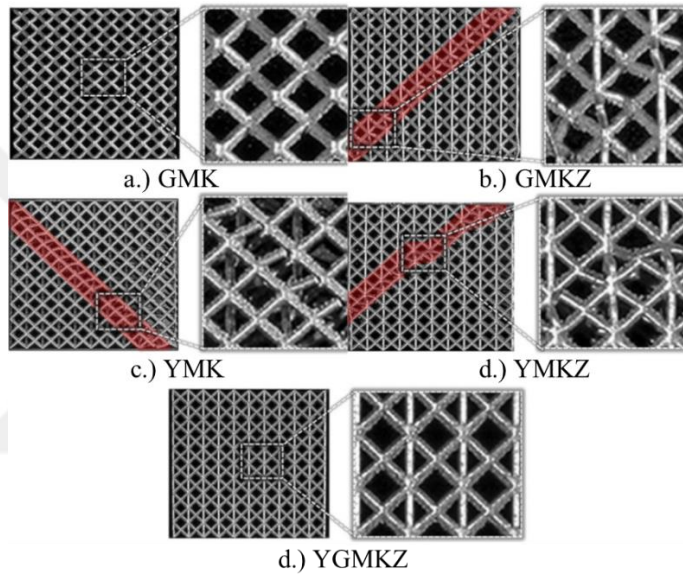
Şekil 4.28: Kafes hücre çapının farklı kesitlerdeki tanımı.

TTAY sürecinde kafes yapı modeli ile tasarım araştırmasının gerçekleştirilmesi için çalışma kapsamında kullanılacak çap değişkenlerinin alt ve üst limit aralığının belirlenmesi gerekmektedir. Bu amaçla ilk olarak farklı kafes hücre çapları kullanılarak yapısal geometri oluşturulup, uygulanabilirliği incelenmiştir. Sonuç olarak bu çalışmada ONERA M6 kanat geometrisi için uygulanabilir olması açısından maksimum 8 mm çap değerine sahip kafes hücreler kullanılmıştır. 8 mm kafes hücre çapına sahip kanat yapısal modeli, Şekil 4.29'da yer almaktadır. Şekil 4.29 incelendiğinde kanat uç bölgesinde yakın görünümdeki firar kenarı bölgesinde kafes hücre çubuklarının, çap büyüklüklerinden dolayı birbirine çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca kafes hücre çubuklarının çaplarındaki belirsizliklerden ötürü daha yüksek çap değerleri ile karşılaşılabilmektedir. Bu yüzden bu çalışmada kafes hücre çubuklarının çapı maksimum 8 mm olacak şekilde belirlenmiştir.



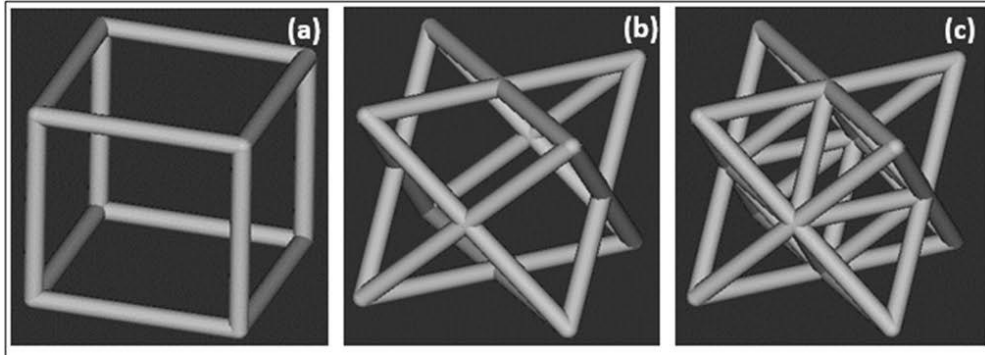
Şekil 4.29: 8 mm kafes hücre çapına sahip yüzey merkezli kübik kafes elemanları ile oluşturulan yapısal sonlu elemanlar modeli.

Minimum kafes çubuklarının çapı üretilebilirlik açısından değerlendirilmiştir. Leary ve diğ. [135] tarafından gerçekleştirilen çalışmada seçici lazer ergitme yöntemi ile AlSi10Mg malzemesi ile üretilen farklı tipte kafes hücrelerin yük altında sergileyecekleri davranışlar incelenmiştir. Çalışmada üretim zorlukları düşünülerek kafes hücre çubuk çapı 1 mm olarak belirlenmiştir. Şekil 4.30'da gösterilen Gövde Merkezli Kübik (GMK), düşey yönde çubuk ile güçlendirilmiş GMK (GMKZ), YMK, düşey yönde çubuk ile güçlendirilmiş YMK (YMKZ) ve düşey yönde çubuk ile güçlendirilmiş yüzey ve gövde merkezli (YGMKZ) kübik tipi kafes hücrelerinin mekanik performansı incelenmiştir.



Şekil 4.30: 1 mm çubuk çapına sahip farklı kafes hücre tiplerinin gösterimi (a) GMK (b) GMKZ (c) YMK (d) YMKZ (e) YGMKZ [135].

Pirinu ve dip. [135] tarafından gerçekleştirilen çalışmada ise seçici lazer ergitme yöntemi ile AlSi10Mg malzemesi ile üretilen GMK, YMK, Basit Kübik (BK) ve Sekizgen Kübik (SK) kafes hücreleri için farklı boyutlar ve kafes hücre çubuk çaplarındaki mekanik performansı deneysel yöntemlerle incelenmiştir. Çalışmada kafes hücre çubuk çapı, 1 ve 8 mm aralığında değişken olarak tanımlanmıştır. Şekil 4.31'de çalışmada kullanılan ve 1 mm kafes hücre çubuk çapına sahip numuneler yer almaktadır. [135] ve [139]'daki değerlendirmelerden yola çıkarak bu çalışmada minimum kafes hücre çubuk çapı 1 mm olarak tanımlanmıştır.



Şekil 4.31: Kafes hücrelerin birim hücreleri (a) BK (b) YMK (c) SK [139].

Bu çalışmada bir kübik hücrenin köşegen noktalarını yüzeylerde birleştiren çubuklardan oluşan yüzey merkezli kafes (YMK) hücre tipi kullanılmıştır [137]. Çubuk elemanlı kafes hücreler, yük altında uzama veya eğilme davranışı sergilemektedir. Çubuk elemanların ve düğüm noktalarının sayısı yardımıyla kafes hücrelerin yük altında sergileyeceği davranış incelenebilir. Eşitlik (4.2)'de verilen Maxwell sayısı yardımıyla bir kafes hücrenin eğilme baskın mı yoksa uzama baskın bir davranışa sahip olduğu belirlenebilir [138].

$$M = s - 3n + 6 \quad (4.2)$$

Eşitlik 4.2'de yer alan M değişkeni Maxwell sayısını, s çubuk sayısını ve n ise düğüm sayısını temsil etmektedir. YMK hücre tipinde Şekil 4.27'de görüleceği üzere $s=24$, $n=14$ şeklindedir. Bu durumda Maxwell sayısı -12 olarak hesaplanmaktadır. $M < 0$ olduğu durumlarda Mazur ve diğ. [138] göre dış yükleri dengelemek için yeterli çubuk bulunmadığından kolonda eğilme gerilmeleri ortaya çıkar ve bu yapılar eğilme baskın davranış sergilerler. Bu yüzden Maconachie ve diğ. [139] tarafından bu tür yapılar daha tutarlı şekilde deforme olurlar. Tsushima ve diğ. [86] tarafından NACA0010 kanat kesit profiline sahip dikdörtgenel bir kanat geometrisi için bir aeroelastik optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, YMK hücre tipinin BK hücre tipine göre hem aerodinamik anlamda hem de yapısal dayanım anlamında daha iyi sonuç vermiştir. Bu sonuçlardan yola çıkarak bu çalışmada da YMK kafes hücre tipi tercih edilmiştir.

Kafes hücreler ve kanat kabuğu için malzeme olarak sırasıyla AlSi10Mg ve alüminyum alaşım tercih edilmiştir. Malzeme özellikleri ise Çizelge 4.9'da gösterilmektedir [134, 140]. Bu çalışma kapsamında sadece kafes yapıların belirsizliği

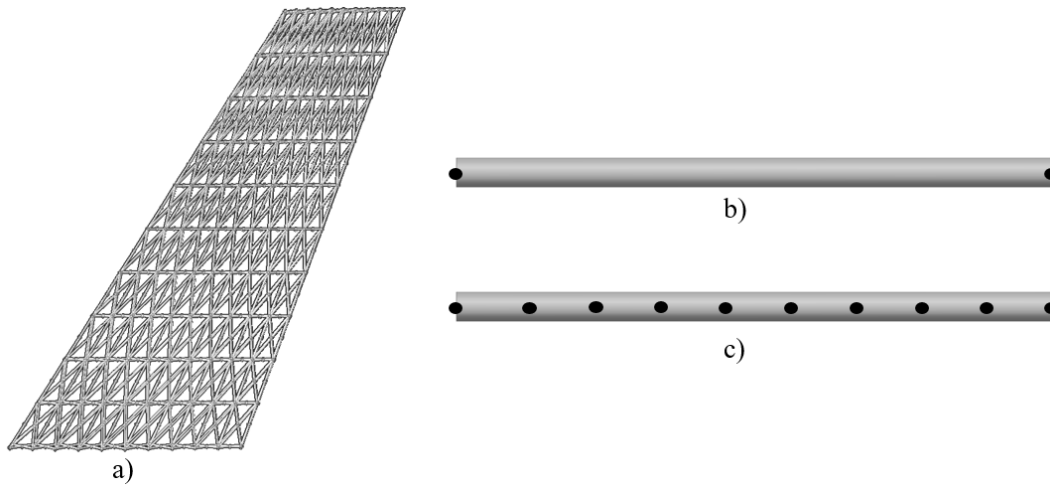
ve optimizasyonu üzerinde durulduğu için Opgenoord ve diğ. [90] gerçekleştirdiği çalışmadaki gibi kabuk kalınlığı küçük olacak şekilde 1 mm değerinde tanımlanmıştır.

Çizelge 4.9: AlSi10Mg ve alüminyum malzeme özellikleri.

Malzeme	Yoğunluk	Elastik Modül	Poisson Oranı
AlSi10Mg	2.7e-09 ton/m ³	68000 MPa	0.33
Alüminyum alaşım	2.8e-09 ton/m ³	69000 MPa	0.31

4.8.2. Yapısal tasarım için hesaplama açısından bağımsızlık çalışmaları

Tasarım uzayında bulunan noktaların çıktılarını hesaplamak için gerçekleştirilen sonlu eleman analizlerinin doğruluğunun korunması ve gerekli olan hesaplama maliyetinin düşürülmesi amacıyla Bölüm 4.7.2’de hesaplanan Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 kanat geometrileri için hesaplama açısından bağımsızlık çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Hesaplama açısından bağımsızlık çalışmaları kapsamında Şekil 4.32(a)’da gösterilen kafes hücre çubukları, Şekil 4.32(b) ve Şekil 4.32(c)’deki gibi farklı sayıda düğüm noktası ile modellenmiştir. Literatürdeki çalışmalar, kiriş elemanlarla modellenen kafes yapıların lineer statik analizlerinde sadece bir eleman ile analiz gerçekleştirmişlerdir [141]. Plastik deformasyonun da dahil olduğu analizlerde ise 9 eleman kullanılmıştır [141, 142]. O yüzden bu çalışmada, bir eleman ve 9 elemanla çözüm ağları oluşturularak, eleman sayısının lineer elastik analiz sonuçlarına etkisi incelenmiştir.



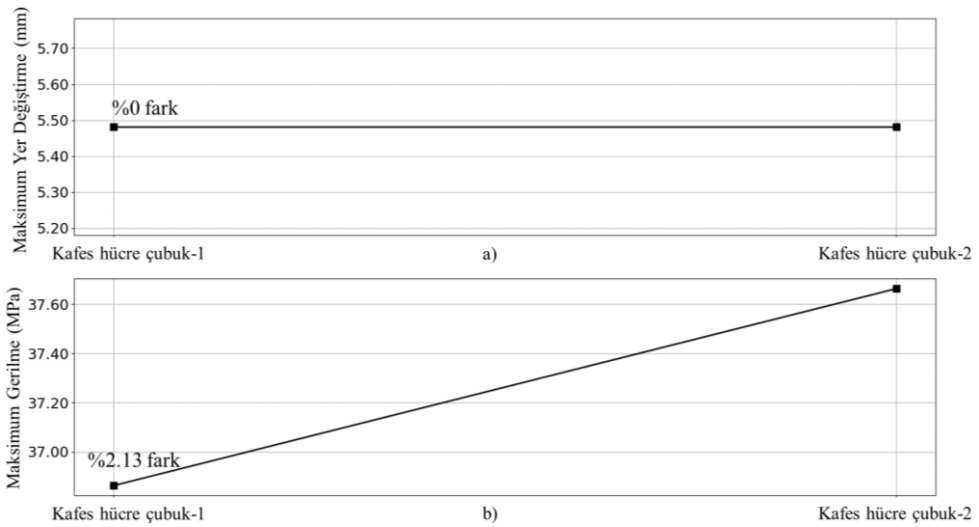
Şekil 4.32: Kanat kafes hücre elemanları (a) ONERA M6 (b) Kafes hücre çubuk-1 (c) Kafes hücre çubuk-2.

Bu çalışmada kafes hücre çubuk elemanları için Şekil 4.32(b) ve Şekil 4.32(c)'deki gibi iki farklı hesaplama ağı oluşturulmuştur. Çizelge 4.10'da kullanılan Şekil 4.32(a)'da gösterilen bütün kafes hücre çubukları üzerindeki toplam eleman sayısı ve tasarım uzayını oluşturmak için gerekli olan tahmini hesaplama maliyetleri gösterilmektedir. Kafes hücre çubuk-1 isimli hesaplama ağı Şekil 4.32(b)'deki gibi her bir kafes hücre çubuğunun tek bir elemandan oluştuğu durumu, kafes hücre çubuk-2 isimli hesaplama ağı Şekil 4.32(c)'deki gibi her bir kafes hücre çubuğunun 9 adet elemandan oluştuğu durumu temsil etmektedir.

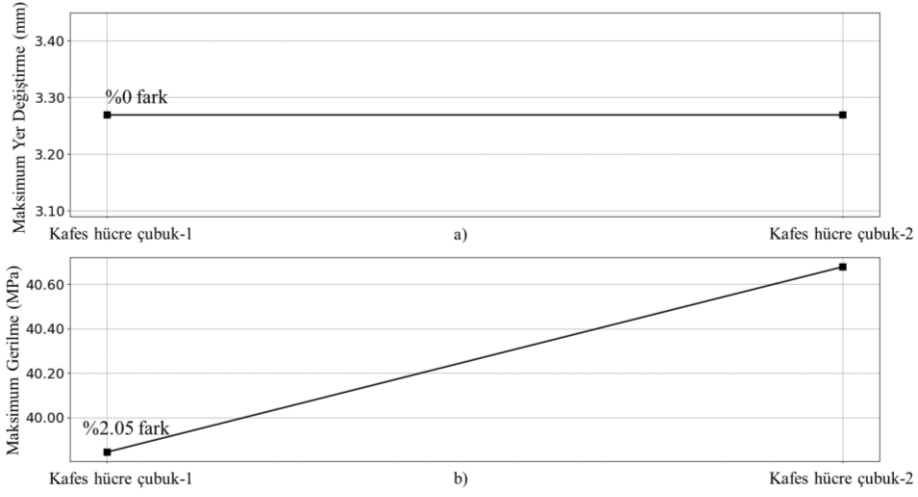
Çizelge 4.10: Tasarım uzayı oluşturmak için gerekli olan hesaplama ağı ve süresi.

Kafes hücre	Toplam kafes hücre eleman sayısı	Tasarım uzayı için gerekli olan tahmini hesaplama süresi
Kafes hücre çubuk-1	2072	432 saat
Kafes hücre çubuk-2	20720	504 saat

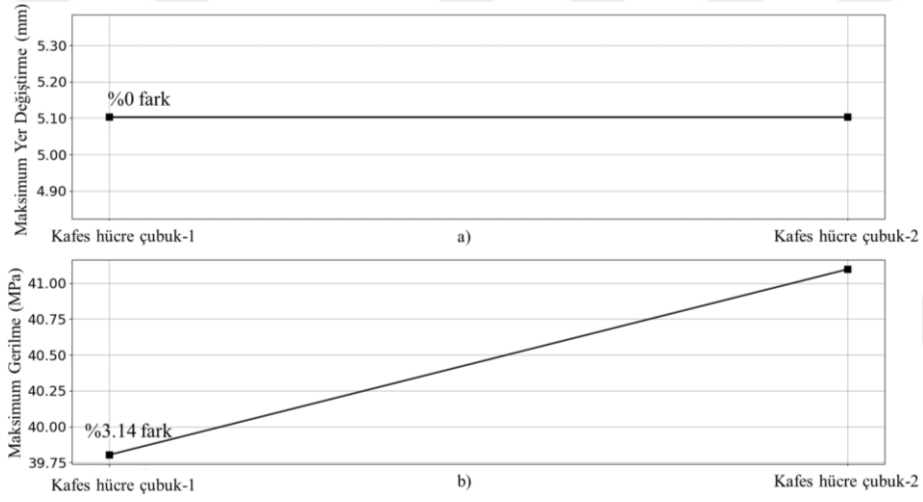
Şekil 4.2 ve Bölüm 4.8.1'de detaylı olarak anlatılan adımlar takip edilerek Çizelge 4.10'da belirtilen kafes hücre elemanları ile 0.8 ve 0.9 Mach koşulundaki aerodinamik yükler kullanılarak sonlu eleman analizleri gerçekleştirilmiştir. Her bir kafes hücre için analiz sonuçlarından elde edilen maksimum yer değiştirme ve gerilme değerleri, en yoğun ağ örgüsüne sahip olan kafes hücre çubuk-2 sonuçları ile Şekil 4.33-4.36'da kıyaslanmıştır.



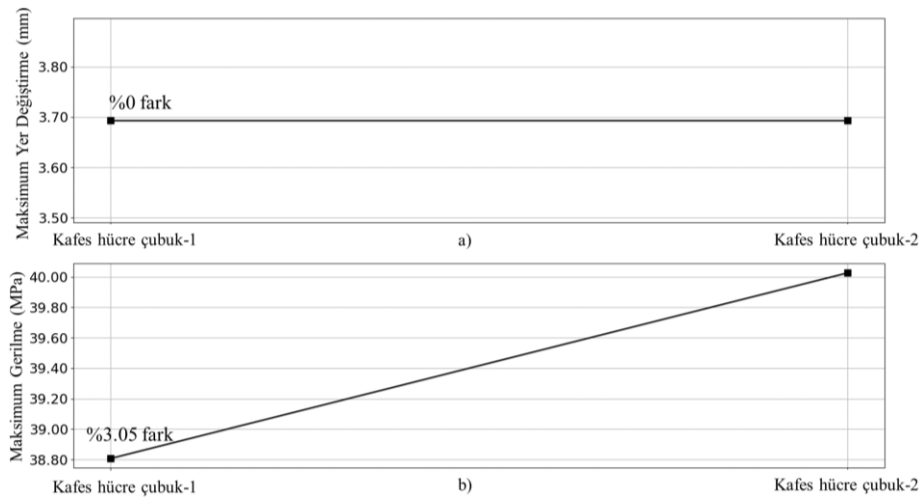
Şekil 4.33: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 4.34: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi.



Şekil 4.35: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi.

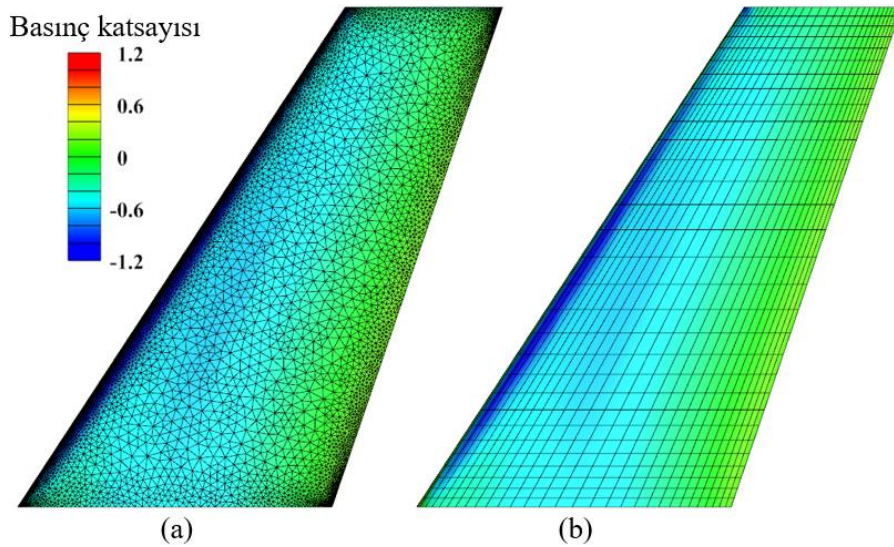


Şekil 4.36: Gürbüz Çözüm-2 için 0.9 Mach koşulu (a) maksimum yer değiştirmenin (b) maksimum gerilmenin hesaplama ağına göre değişimi.

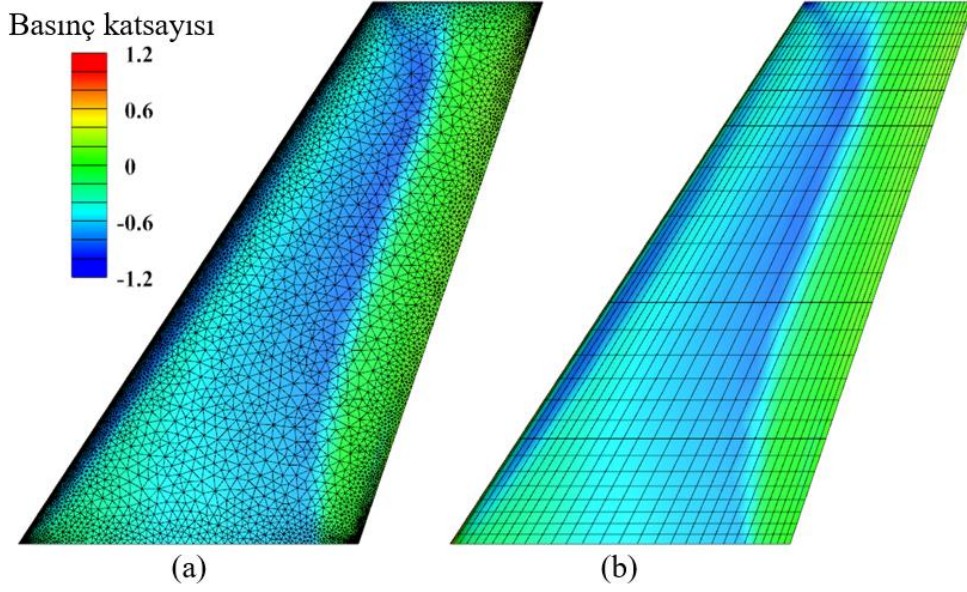
Şekil 4.33-4.36'daki sonuçlar incelenecek olursa kafes hücre çubukları üzerindeki eleman sayısının artışı maksimum yer değiştirme üzerinde bir etkisi olmamıştır. 9 adet eleman ile oluşturulan kafes hücre çubukları ile tek eleman ile oluşturulan kafes hücre çubukları arasında herhangi bir farklılık gözlemlenmemiştir. Maksimum gerilmeler kıyaslandığında ise maksimum farklılığın %3.14 olmasından ve Çizelge 4.10'da gösterilen hesaplama sürelerinde de sağladığı avantajdan dolayı kafes hücre çubuk-1 parametrelerinin tasarım uzayı oluşturma çalışmalarında kullanılması uygun görülmüştür.

4.8.3. Aerodinamik yüklerin SEA modeline yüklenmesi

Bölüm 2.6'da aerodinamik analizlerden elde edilen yük bilgisinin SEA modeline aktarımı için gerekli adımlar detaylı bir şekilde anlatılmıştır. Bu adımlar takip edilerek Bölüm 4.7'de hesaplanan gürbüz tasarımların üstünde etki eden aerodinamik kuvvetler, 0.8 ve 0.9 Mach olmak üzere iki koşul için de kanat kabuğuna aktarılmıştır. HAD analizlerinden elde edilen basınç katsayısı dağılımı ve kanat kabuğuna aktarılan basınç katsayısının dağılımı Şekil 4.37-4.40'da gösterilmektedir. Şekil 4.37 ve Şekil 4.38'de, Bölüm 4.7'de Gürbüz Çözüm-1 isimli tasarımın sırasıyla 0.8 ve 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısı dağılımı gösterilmektedir. Şekil 4.37-4.40'da sol tarafta bulunan üçgensel elemanlara sahip model, HAD çözüm ağını temsil etmektedir. Sağ tarafta bulunan ve dikdörtgensel elemanlara sahip model ise SEA çözüm ağını temsil etmektedir.

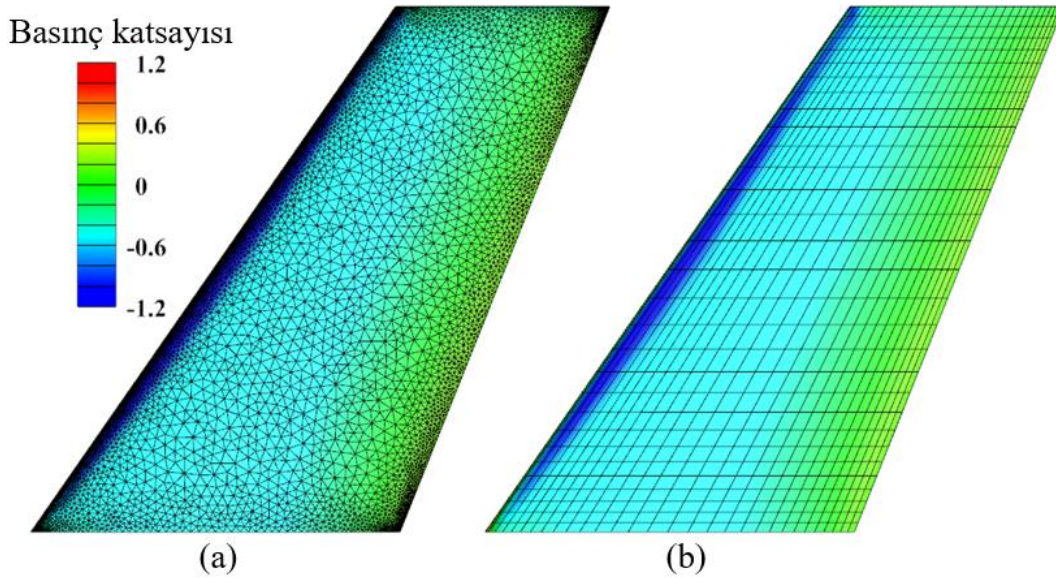


Şekil 4.37: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu.

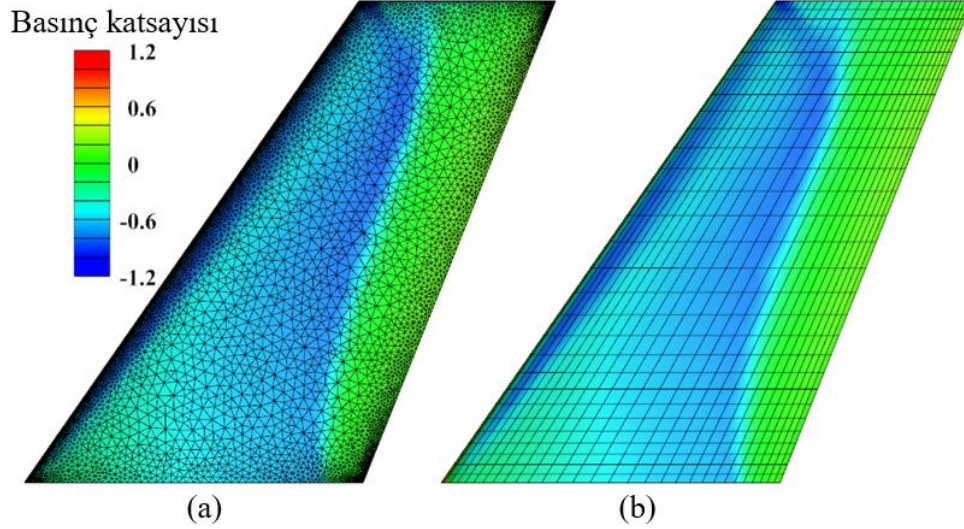


Şekil 4.38: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu.

Şekil 4.37 ve Şekil 4.38 incelendiğinde HAD analizlerinden hesaplanan ve SEA modeline aktarılan basınç katsayılarında büyük bir farklılık gözlemlenmemiştir. Şekil 4.39 ve Şekil 4.40'da ise Bölüm 4.7'de Gürbüz Çözüm-2 isimli tasarımın sırasıyla 0.8 ve 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısı dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 4.39: Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu.



Şekil 4.40: Gürbüz Çözüm-2 için 0.9 Mach koşulundaki basınç katsayısının kanat yüzeyindeki dağılımı (a) HAD analiz sonucu (b) SEA modeli yükleme sonucu.

Benzer şekilde Şekil 4.39 ve Şekil 4.40 incelendiğinde HAD analizlerinden hesaplanan ve sonlu eleman modeline aktarılan basınç katsayıları arasında kayda değer bir fark görülmemektedir. Bu iki gürbüz çözüm için aerodinamik analizlerden hesaplanan toplam kuvvet ile aktarılan toplam kuvvet arasındaki fark ise Çizelge 4.11’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.11: HAD analizlerinden hesaplanan ve sonlu eleman modeline aktarılan toplam kuvvet değerinin kıyaslanması.

Yöntem	Gürbüz Çözüm-1 (0.8 Mach)	Gürbüz Çözüm-1 (0.9 Mach)	Gürbüz Çözüm-2 (0.8 Mach)	Gürbüz Çözüm-2 (0.9 Mach)
Toplam Kuvvet (N), HAD sonucu	8960.5	11364.7	8968.7	11349.3
Toplam Kuvvet (N), SEA modeline aktarılan	8916.9	11292.1	8924.9	11289.1
Fark	%0.48	%0.57	%0.48	%0.53

0.8 Mach koşulunda Gürbüz Çözüm-1 için HAD analizlerinde 8960.5 N kuvvet hesaplanırken aktarılan kuvvet ise 8916.9 N'dur. İki durum arasındaki MMH değeri ise %0.48 değerindedir. Gürbüz Çözüm-1'in 0.9 Mach koşulunda ise MMH değeri %0.57 olarak hesaplanmıştır. Benzer şekilde Gürbüz Çözüm-2 için de 0.8 ve 0.9 Mach koşulu için sırasıyla MMH değerleri %0.48 ve %0.53 değerindedir. Bu sonuçlar değerlendirildiğinde aerodinamik analizlerden hesaplanan kuvvetlerle aktarılan kuvvetler arasında büyük bir farklılık söz konusu değildir. Bu yüzden aerodinamik kuvvetlerin aktarımında bir problem görülmemiştir.

4.8.4. Kafes hücre elemanlarındaki belirsizliklerin modellenmesi

Bu çalışmada tasarlanan kafes hücreli modelin eklemeli imalat ile üretimi planlanmıştır, çünkü kafes hücrelerin karmaşık yapısı nedeniyle en uygun imalat yöntemi eklemeli imalat yöntemidir. Fakat eklemeli imalat teknolojileri ile üretilen kafes yapıların, üretilen ve tasarlanan mekanik performansları arasında farklılıklar mevcuttur. Bu farklılığın en büyük sebepleri üretim esnasında malzemede ve geometride meydana gelen düzensizliklerdir [91-93]. Bu farklılıkların tasarım sırasında hesaba katılması, güvenilir bir tasarım elde edilmesi için önemlidir. Bu sebeple, bu çalışmada kafes hücredeki çubuk elemanların, geometrik olarak çap değerlerinde ve malzeme özelliği olarak da elastik modül değerlerindeki belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek belirsizlik altında optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Kafes hücredeki çubukların çap değerlerindeki belirsizlikler, Görgülüarslan [81] tarafından AlSi10Mg malzeme kullanılarak eklemeli imalat ile üretilen kafes yapılardan alınan ölçümlerle gerçekleştirilen çalışma referans alınarak Polinom Kaos Genişleme (PKG) yöntemi tabanlı hesaplamalardan elde edilen sonuçlar ile belirlenmiştir. PKG yöntemi, stokastik bir yaklaşım olup belirsizliklerin hesaplanmasında etkili bir yöntemdir. PKG yönteminin temeli, rastsal bir değişkeni stokastik bir uzaya iz düşümünün gerçekleştirilmesi sayesinde dikgen polinom serileri ile ifade etmektir. Örneğin $X(\eta)$ rastsal değişkeni Eşitlik 4.3'teki gibi PKG yöntemi ile ifade edilebilir.

$$X(\eta) = b_0 \Phi_0 + \sum_{i_1=1}^{\infty} b_{i_1} \Phi_1(\xi_{i_1}(\eta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} b_{i_1 i_2} \Phi_2(\xi_{i_1}(\eta), \xi_{i_2}(\eta)) \quad (4.3)$$

Eşitlik (4.3)'te yer alan η ifadesi rastsallığı, $\Phi_n(\xi_{i_1}, \dots, \xi_{i_n})$ n mertebesindeki rastsal değişkenlerinin ($\xi_i = (\xi_{i_1}, \dots, \xi_{i_n})$) Askey-kaos dikgen polinomlarını temsil etmektedir. Eşitlik 4.4'teki denklem daha basit bir ifade ile Eşitlik 4.4'teki gibi gösterilmektedir.

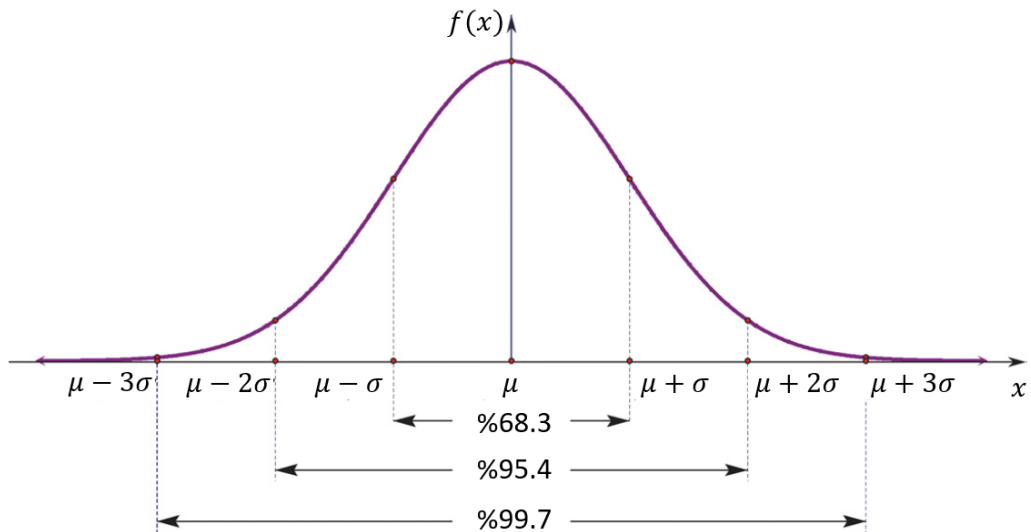
$$X(\eta) = \sum_{i=0}^P b_i \Phi_i(\xi(\eta)) \quad (4.4)$$

Askey polinomları, PKG için genelleştirilmiş bir ifade olup dağılım tipine göre değişiklik göstermektedir. Eğer normal dağılım kullanılıyorsa, Eşitlik 4.4'teki denklem Eşitlik 4.5'teki gibi ifade edilebilir.

$$X = \sum_{i=0}^P b_i \Phi_i(\xi(\eta)) = b_0 + b_1 \xi + b_2(\xi^2 - 1) + \dots \quad (4.5)$$

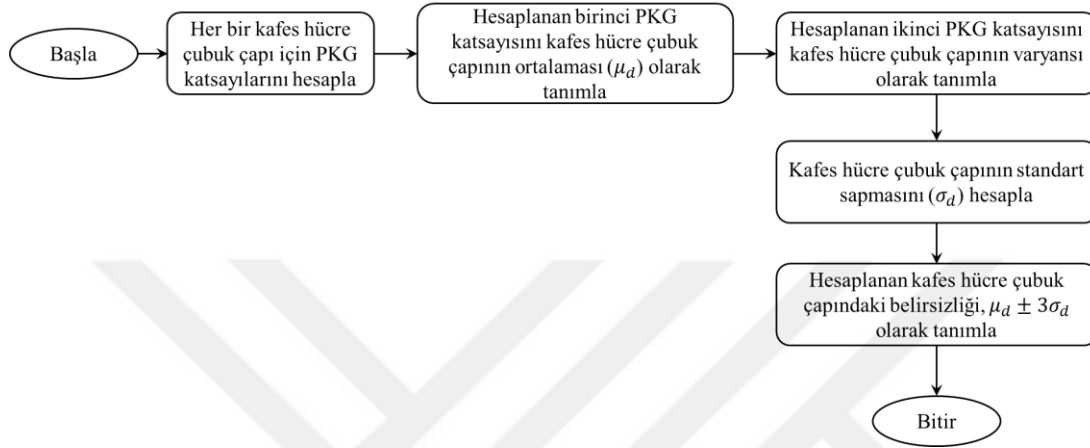
Eşitlik (4.5)'te yer alan b_0 değişkeni rastsal değişkenin ortalama değerini (μ), b_1 ise varyansını temsil etmektedir. Kafes hücre çubuklarının çaplarındaki belirsizlikler bu iki PKG katsayısı (b_0 ve b_1) hesaplamalara dahil edilmiştir.

Belirsizlik limitleri ise güven aralığı %99.7 olacak şekilde tanımlanmıştır. Bu durumu ifade etmek için Şekil 4.41'den faydalanılabilir. Şekil 4.41'de yer alan $f(x)$ temsili bir fonksiyonu, μ ifadesi ilgili fonksiyonun ortalama değerini, σ ise o fonksiyonun standart sapmasını temsil etmektedir.



Şekil 4.41: Bir fonksiyonun normal dağılımı ve güven aralığı.

Güven aralığının %99.7 olması bir kafes hücre çapının, ortalama değerinden 3σ kadar sapabileceğini temsil etmektedir [141]. Görgülüarslan [81] tarafından gerçekleştirilen çalışmada PKG yöntemi kullanılarak belirsizlik hesaplaması gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada Görgülüarslan'ın [81] çalışması referans alınarak kafes hücre çubuk çaplarındaki belirsizliklerin hesaplanması Şekil 4.42'deki akış şeması ile gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.42: Kafes hücre çubuk çaplarındaki belirsizlik hesaplamalarının akış şeması.

- Kafes hücre çubuk çaplarındaki belirsizlikleri hesaplamak için ilk olarak Görgülüarslan'ın [81] çalışmasında belirtilen PKG katsayıları, her bir kafes hücre çubuk çapı için hesaplanmaktadır.
- Hesaplanan PKG katsayılarının ilki kafes hücre çubuk çapının belirsizlik altındaki ortalamasına (μ_d), ikincisi ise varyansına eşittir.
- Kafes hücre çubuk çaplarının varyansı ile Eşitlik (4.3)'te verilen standart sapma değerleri hesaplanmaktadır. Eşitlik (4.3)'te yer alan σ_d ifadesi standart sapmayı, Var ise varyansı temsil etmektedir.

$$\sigma_d = \sqrt{Var} \quad (4.3)$$

- Kafes hücre çubuk elemanlarındaki belirsizlik, $D = \mu_d \pm 3\sigma_d$ şeklinde tanımlanmaktadır. Örnek olarak 1 mm'lik çapa sahip kafes hücre çubuğu, belirsizlik altında en küçük 0.81 mm, en yüksek ise 1.47 mm değerindedir.

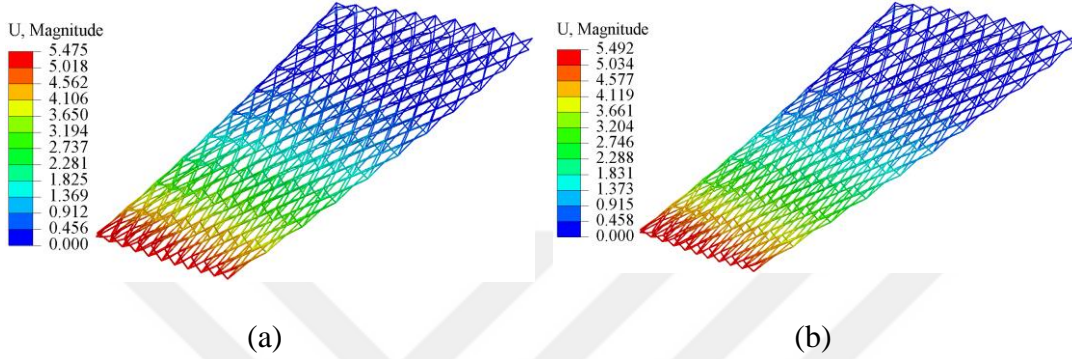
Eklemeli imalat ile üretilen AlSi10Mg alaşımı için elastisite modülündeki belirsizlik limitleri ise, Hitzler ve diğ. [140] çalışmalarından en küçük 62.56 GPa, en yüksek 72.89 GPa olarak tanımlanmıştır.

Bölüm 4.6’da detaylı olarak anlatılan HAD analizlerindeki model belirsizlikleri, aerodinamik kuvvetlerde de farklılığa neden olacağından dolayı yapısal tasarım optimizasyonu için de dahil edilmesi gerekmektedir. Kanat üzerinde maksimum aerodinamik kuvvetlere fakat minimum kafes hücre çapına sahip konfigürasyonda yapısal açıdan en yüksek yer değiştirme oluşmaktadır. Benzer şekilde kanat üzerinde minimum aerodinamik kuvvetlere fakat maksimum kafes hücre çapına sahip konfigürasyonda ise yapısal açıdan en düşük yer değiştirme meydana gelmektedir. HAD analizlerinden gelen belirsizliklerin hangisinin maksimum hangisinin minimum aerodinamik kuvvetlere sahip olduğunu belirlemek için ise sonlu elemanlar analizi gerçekleştirilmiştir. Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için 0.8 ve 0.9 Mach koşulunda Bölüm 4.6’daki gibi beşer adet belirsizlik analizi yapılarak aerodinamik kuvvetler hesaplanmıştır. Hesaplanan kuvvetler, Bölüm 2.6’daki aşamalarla SEA modeline aktarılmıştır. Kafes hücre tipi olarak YMK hücre kullanılmış olup Bölüm 4.8.1’de anlatılan adımlar takip edilerek SEA gerçekleştirilmiştir. Gürbüz Çözüm-1 için gerçekleştirilen analizlerden elde edilen toplam maksimum yer değiştirme sonuçları Çizelge 4.12’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.12: Gürbüz Çözüm-1 için belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen SEA sonuçları.

Analiz Numarası	0.8 Mach için yer değiştirme değeri (mm)	0.9 Mach için yer değiştirme değeri (mm)
Belirsizlik Analizi-1	5.475	3.084
Belirsizlik Analizi-2	5.484	3.333
Belirsizlik Analizi-3	5.476	3.378
Belirsizlik Analizi-4	5.488	3.341
Belirsizlik Analizi-5	5.492	3.379

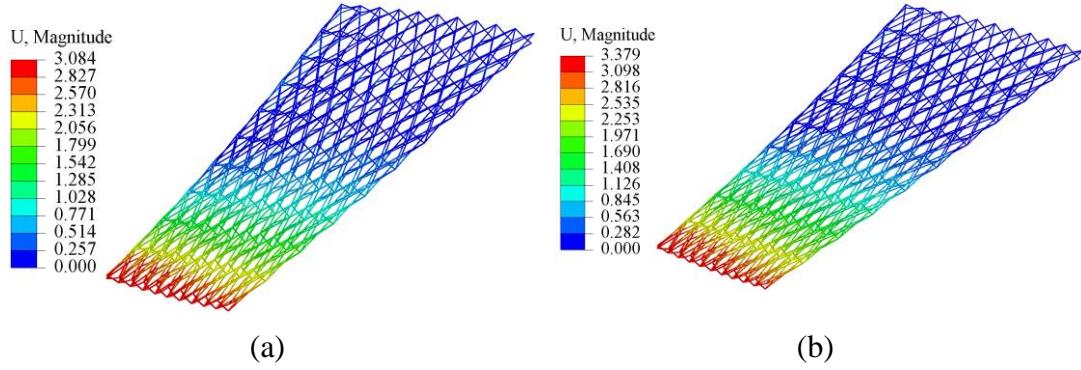
Çizelge 4.11 incelendiğinde 0.8 Mach koşulu için en düşük yer değiştirme 5.475 mm hesaplanırken en yüksek yer değiştirme ise 5.492 mm olarak hesaplanmıştır ve Şekil 4.43'te gösterilmektedir. Bu değerlendirmelere göre 0.8 Mach koşulu için en yüksek aerodinamik kuvvetlerine sahip sonucun Belirsizlik Analizi-5'den geldiği en düşük aerodinamik kuvvetlerine sahip sonucun ise Belirsizlik Analizi-1'den geldiği görülmektedir.



Şekil 4.43: Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlikle analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerinden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar.

Çizelge 4.11'e göre 0.9 Mach koşulu için en düşük yer değiştirme 3.084 mm hesaplanırken en yüksek yer değiştirme ise 3.379 mm olarak hesaplanmıştır ve Şekil 4.44'te gösterilmektedir. Bu değerlendirmelere göre 0.9 Mach koşulu için en yüksek aerodinamik kuvvetlerine sahip sonucun Belirsizlik Analizi-5'den geldiği en düşük aerodinamik kuvvetlerine sahip sonucun ise Belirsizlik Analizi-1'den geldiği görülmektedir.

Kanat üzerinde maksimum aerodinamik kuvvetlere fakat minimum kafes hücre çapına ve minimum aerodinamik kuvvetlere fakat maksimum kafes hücre çapına sahip konfigürasyonlarda yapısal açıdan sırasıyla en yüksek ve en düşük yer değiştirme meydana gelmektedir. Bu sonuçlardan yola çıkarak Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 ve 0.9 Mach koşullarında en yüksek aerodinamik kuvvete sahip Belirsizlik Analiz-5 sonuçları yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasında kullanılacaktır. Benzer şekilde Gürbüz Çözüm-1 için 0.8 ve 0.9 Mach koşullarında en düşük aerodinamik kuvvete sahip Belirsizlik Analiz-1 sonuçları kullanılacaktır.



Şekil 4.44: Gürbüz Çözüm-1 için 0.9 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerinden hesaplanan yer değiştirme değerleri (a) En düşük yer değiştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değiştirmeye sahip sonuçlar.

Gürbüz Çözüm-2 için de benzer analizler gerçekleştirilerek elde edilen sonuçlar Çizelge 4.13'te gösterilmektedir.

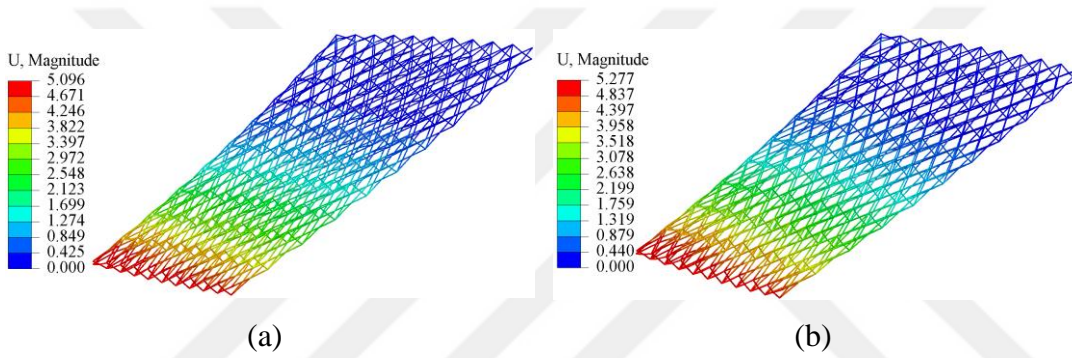
Çizelge 4.13: Gürbüz Çözüm-1 için belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen SEA sonuçları.

Analiz Numarası	0.8 Mach için yer değiştirme değeri (mm)	0.9 Mach için yer değiştirme değeri (mm)
Belirsizlik Analizi-1	5.096	3.564
Belirsizlik Analizi-2	5.184	3.738
Belirsizlik Analizi-3	5.103	3.777
Belirsizlik Analizi-4	5.105	3.778
Belirsizlik Analizi-5	5.277	3.877

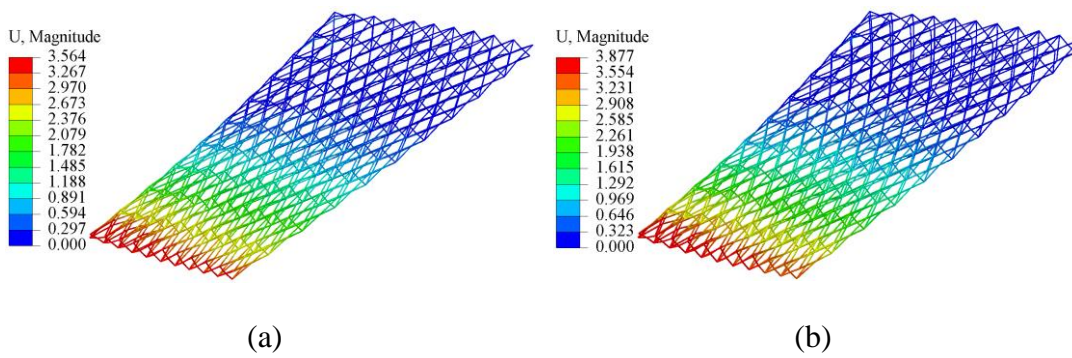
Çizelge 4.12'ye göre 0.8 Mach koşulu için en düşük yer değiştirme, 5.096 mm hesaplanırken en yüksek yer değiştirme ise 5.277 mm olarak hesaplanmıştır ve Şekil 4.45'de gösterilmektedir. 0.9 Mach koşulu için en düşük yer değiştirme 3.564 mm

hesaplanırken en yüksek yer değıştirme 3.877 mm olarak hesaplanmıştır ve Şekil 4.46’da gōsterilmektedir.

Kanat üzerinde maksimum aerodinamik kuvvetlere fakat minimum kafes hücre çapına ve minimum aerodinamik kuvvetlere fakat maksimum kafes hücre çapına sahip konfigürasyonlarda yapısal açıdan sırasıyla en yüksek ve en düşük yer değıştirme meydana gelmektedir. Bu sonuçlardan yola çıkararak Gürbüz zm-1 için 0.8 ve 0.9 Mach koşullarında en yüksek aerodinamik kuvvete sahip Belirsizlik Analiz-5 sonuçları yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasında kullanılacaktır. Benzer Şekilde Gürbüz zm-1 için 0.8 ve 0.9 Mach koşullarında en düşük aerodinamik kuvvete sahip Belirsizlik Analiz-1 sonuçları kullanılacaktır.



Şekil 4.45: Gürbüz zm-2 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değıştirme değerleri (a) En düşük yer değıştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değıştirmeye sahip sonuçlar.



Şekil 4.46: Gürbüz zm-2 için 0.8 Mach koşundaki belirsizlik analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetler ile gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerden hesaplanan yer değıştirme değerleri (a) En düşük yer değıştirmeye sahip sonuçlar (b) En yüksek yer değıştirmeye sahip sonuçlar.

4.8.5. Yapısal analiz sonuçları için UDA tabanlı RBF vekil modeli

Bu bölümde, yapısal analiz çıktılarının UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tahmin etme verimliliği değerlendirilmiştir. Tasarım değişken sayısı x 15 adet örneklem LHÖ yardımıyla oluşturularak SEA gerçekleştirilmiştir. Bölüm 4.8.1’de belirtildiği gibi her bir kanat, beş farklı bölgeye ayrılarak beş farklı tasarım değişkeni ile kafes hücre elemanları kullanıldığı için toplamda $5 \times 15 = 75$ adet analiz gerçekleştirilmiştir. Ek olarak bu analizler, Bölüm 4.7’deki çalışma sonucunda elde edilen Güzbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için de ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir. SEA ile elde edilen en yüksek yer değiştirme, von Mises gerilmesi ve de kafes yapılı tasarım için ağırlık çıktıları yardımıyla eğitim veri seti oluşturulmuştur. Toplam örneklem sayısının %10’u kadar tasarım uzayında bulunan örneklem noktaları belirlenerek tahmin sonuçları ile analiz sonuçları kıyaslanmıştır. İki yöntemden elde edilen sonuçları kıyaslamak için MMH metriğinden faydalanılmıştır. Bölüm 4.5’teki kıyaslamaya benzer şekilde farklı radyal fonksiyon tiplerinin verimliliği de incelenerek elde edilen sonuçlar Çizelge 4.14’te verilmiştir.

Çizelge 4.14: Farklı RBF yöntemlerinin maksimum mutlak hata değerlerinin kıyaslanması.

RBF Temel fonksiyonu	Yer değiştirme için MMH (%)	Gerilme için MMH (%)	Ağırlık için MMH (%)
Doğrusal	% 7.06	%46.49	%1.54
Kübik	% 6.78	%46.54	%1.99
İkinci derece eğri	% 9,10	%31.76	%0.92
Birden fazla ikinci derece eğri	% 3.57	%25.76	%0.69
Birden fazla ikinci derece ters eğri	% 3.74	%47.28	%3.38
İnce Tabaka Eğri	% 6.28	%30.57	%0.75
Gaussian	% 6.86	%45.65	%0.81
CP-C0	% 7.85	%49.01	%2.57
CP-C2	% 5.92	%31.18	%0.78
CP-C4	% 5.25	%31.47	%0.73
CP-C6	% 3.64	%46.12	%0.81

Yer değiştirme sonuçları incelendiğinde en büyük farklılığın %9.10 değerinde ikinci derece eğriden elde edildiği gözlemlenmiştir. En düşük farklılığın ise % 3.57 değerinde birden fazla ikinci derece eğri için hesaplanmıştır. Tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasındaki en büyük farklılık ise gerilme için hesaplanmıştır. En yüksek fark, %49.01 değerinde CP-C0 için hesaplanmıştır. En düşük fark ise benzer şekilde birden fazla ikinci derece eğri için hesaplanmıştır. Fakat hata değeri %25.76 şeklinde ve bu farklılığın bile yüksek olduğu değerlendirilmiştir. Gerilme için hesaplanan sonuçlara göre gerilme hesaplamaları yüksek derecede doğrusal olmayan davranışa sahip olduğu ve lokal olarak kanat üzerinde değişkenlik gösterdiği için vekil model ile tahmin edilmesinin zor olduğu gözlemlenmiştir. Fakat SEA ile bütün tasarım uzayının araştırmasında hesaplama maliyeti açısından zorluklar mevcut olmasından ötürü bu hata oranına rağmen gerilme için vekil model tahminlerinin kullanılabilceği değerlendirilmiştir. Tasarım ıktıları arasında en rahat tahmin edilen çıktı ise ağrılık olarak izelge 4.14'te görülmektedir. En yüksek hata değeri %3.38 olup birden fazla ikinci derece ters eğri için hesaplanmıştır. En düşük hata ise benzer şekilde birden fazla ikinci derece eğri için %0.69 şeklinde hesaplanmıştır. Optimizasyon çalışmasında bütün tasarım ıktıları için birden fazla ikinci derece eğri kullanılarak hesaplamalar gerçekleştirilecektir.

4.8.6. Yapısal TTAY hesaplamaları için başlangıç koşulunun belirlenmesi

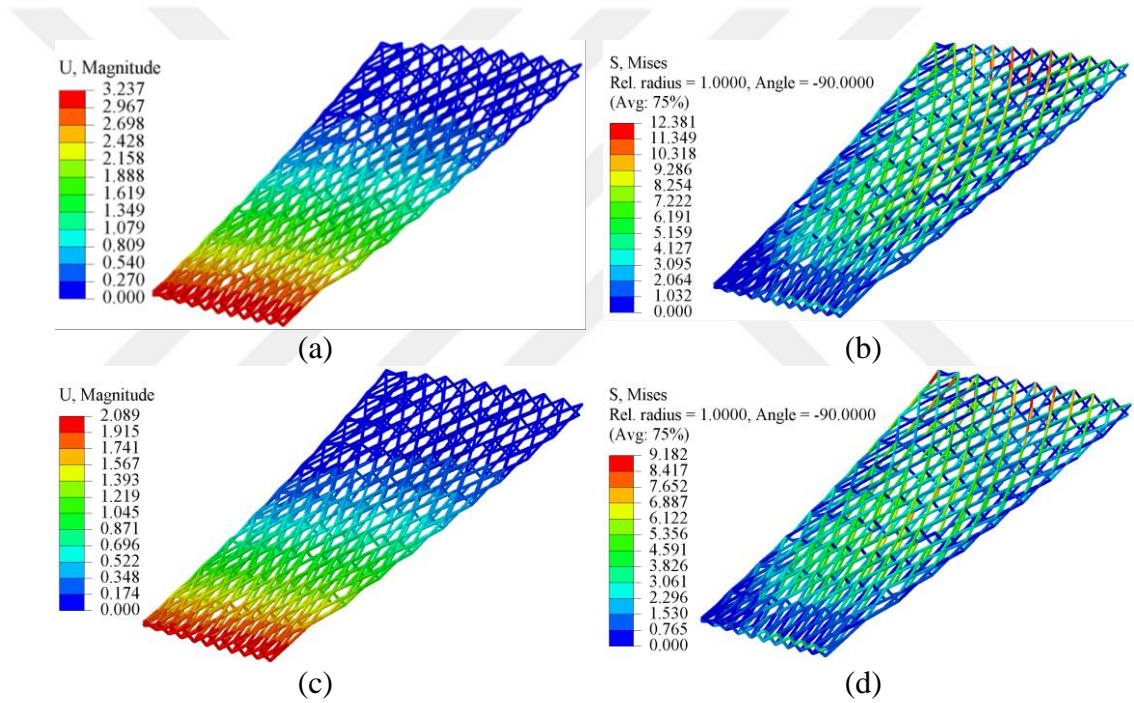
Bölüm 4.7'de ONERA M6 kanadı için TTAY yardımıyla aerodinamik şekil optimizasyonu gerçekleştirilmişti. Bu bölümde Bölüm 4.7'de hesaplanan Gürbüz zm-1 ve Gürbüz zm-2 isimli tasarımlar için Bölüm 4.8.7 ve Bölüm 4.8.8'de detaylı olarak anlatılacak yapısal gereksinimler ve Bölüm 4.8.4'te belirlenen belirsizlikler göz önünde bulundurularak gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilecektir. Aerodinamik şekil optimizasyonuna benzer şekilde 5000 ilave tasarım noktası, tasarım uzayında LH ile rneklemlendirilerek UDA tabanlı RBF vekil modeli ile tasarım ıktıları tahmin edilmiştir.

Bölüm 4.8.1'de tasarım uzay limiti olarak kafes hücre çapı [1-8] mm arasında değişkenlik gösterdiği ve elastik modülün 68 GPa olarak belirlendiği anlatılmıştı. Optimizasyon alışmaları için tasarım kısıtı tanımlamak için kafes hücre çapının tasarım uzay limiti içerisindeki orta noktası (4.5 mm) ile SEA gerçekleştirilerek tasarım ıktıları hesaplanmıştır. Gürbüz zm-1 ve Gürbüz zm-2 için analiz

sonuçları, Çizelge 4.15 ve Şekil 4.47 ve Şekil 4.48’de gösterilmektedir. Çizelge 4.15’te gösterilen δ , σ ve W sırasıyla maksimum yer değiştirme, gerilme ve ağırlık tasarım çıktılarını tanımlamaktadır.

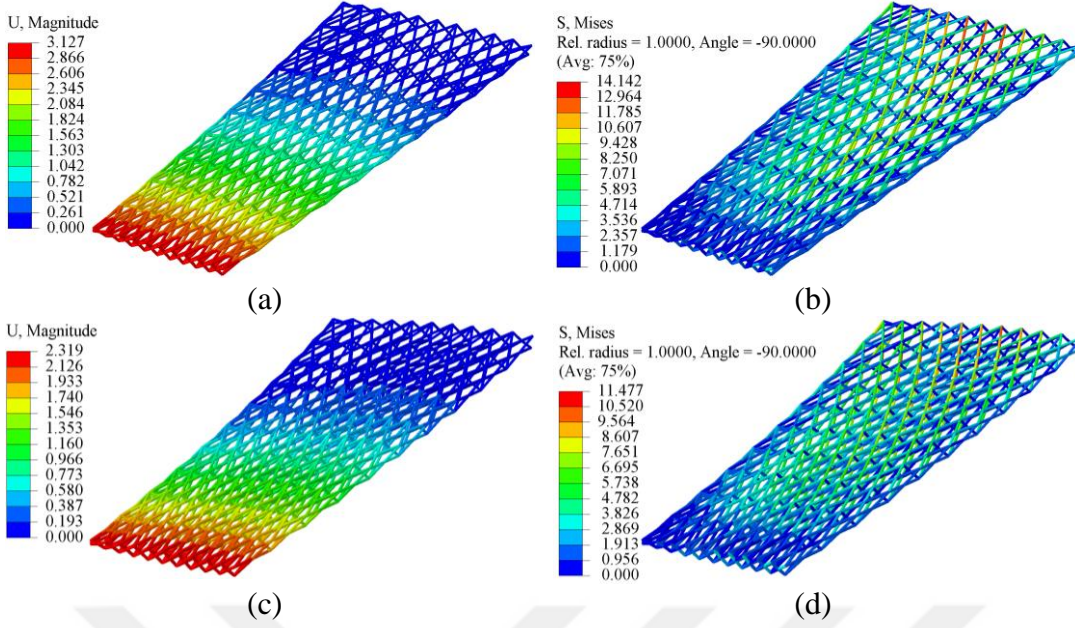
Çizelge 4.15: 4.5 mm kafes hücre çapına sahip Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 sonlu eleman modelinden elde edilen yapısal analiz sonuçları.

Gürbüz Tasarımlar	$\delta_{0.8 \text{ Mach}}$	$\delta_{0.9 \text{ Mach}}$	$\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$	$\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$	W
Gürbüz Çözüm-1	3.237 mm	2.089 mm	12.381 MPa	9.182 MPa	6.675 kg
Gürbüz Çözüm-2	3.127 mm	2.319 mm	14.142 MPa	11.477 MPa	6.545 kg



Şekil 4.47: Gürbüz Çözüm-1 için yapısal analiz sonuçları (a) 0.8 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (b) 0.8 Mach koşulu için gerilme sonucu (c) 0.9 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (d) 0.9 Mach koşulu için gerilme sonucu.

Yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasında tasarım kısıtı olarak tanımlamak için bir başlangıç tasarımına ihtiyaç duyulmuştur. Bu başlangıç tasarımının ağırlık, yer değiştirme ve maksimum gerilmesi gibi yapısal analiz çıktılarından daha iyi gürbüz tasarım alternatiflerinin hesaplanması amaçlanmaktadır.



Şekil 4.48: Gürbüz Çözüm-2 için yapısal analiz sonuçları (a) 0.8 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (b) 0.8 Mach koşulu için gerilme sonucu (c) 0.9 Mach koşulu için yer değiştirme sonucu (d) 0.9 Mach koşulu için gerilme sonucu.

Bu çalışmada Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için Çizelge 4.15'teki değerler optimizasyon kısıtı olarak kullanılarak Gürbüz tasarımlar hesaplanacaktır.

4.8.7. Gerilme kısıtı olmadan yapısal TTAY hesaplamaları

Bölüm 4.8.4'te UDA tabanlı RBF vekil modeli ile gerilme tahminlerinde yüksek hata oranları olduğu için bu bölümde TTAY hesaplamalarında gerilme ile ilgili bir tasarım kısıtı oluşturulmamıştır. Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için ayrı ayrı TTAY hesaplamaları gerçekleştirilerek Gürbüz çözümler elde edilmiştir. Optimizasyon sürecinin özetlendiği koşullar, tasarım kısıtları ve belirsizlik sınırları Çizelge 4.16'da gösterilmektedir.

Çizelge 4.16'dan görüleceği üzere tasarım kısıtı, Gürbüz Çözüm-1 için yer değiştirme değeri 0.8 ve 0.9 Mach sayısı için sırasıyla 3.237 ve 2.089 mm, ağırlık değeri de 6.675 kg'dan küçük olacak şekilde tanımlanmıştır. Gürbüz Çözüm-2 için ise maksimum yer değiştirme değeri 0.8 ve 0.9 Mach sayısı için sırasıyla 3.127 ve 2.319 mm, ağırlık değeri de 6.545 kg'dan küçük olacak şekilde tanımlanmıştır. Çizelge 4.15'te verilen belirsizlik sınırları ise Bölüm 4.8.4'te detaylı olarak anlatılan belirsizlikleri temsil etmektedir.

Çizelge 4.16: Yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi.

Tasarım uzayı:

Kafes hücre çap değerleri, tasarım değişkeni olarak tanımlanmıştır.

Çıktı:

Optimum kafes hücre çap değerleri

Kısıtlar:

$$1 \text{ mm} \leq d \leq 8 \text{ mm}$$

Gürbüz Çözüm-1 için $\delta_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 3.237 \text{ mm}$

$$\delta_{0.9 \text{ Mach}} \text{ değeri} < 2.089 \text{ mm}$$

$$W \text{ değeri} < 6.675 \text{ kg}$$

Gürbüz Çözüm-2 için $\delta_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 3.127 \text{ mm}$

$$\delta_{0.9 \text{ Mach}} \text{ değeri} < 2.319 \text{ mm}$$

$$W \text{ değeri} < 6.545 \text{ kg}$$

Belirsizlik sınırları:

$$D = [d-3\sigma, d+3\sigma] \text{ mm}$$

$$E = [62.56-72.89] \text{ Gpa}$$

Bu problemde amaç fonksiyonu, her iki gürbüz çözüm için Eşitlik (4.6)'daki gibi tanımlanmıştır.

$$Z = w_1(\delta_{0.8 \text{ Mach}}) + w_2(\delta_{0.9 \text{ Mach}}) + w_3(W) \quad (4.6)$$
$$w_1, w_2, w_3 = \frac{1}{3}$$

Eşitlik 4.6'da yer alan w_1 , w_2 ve w_3 değişkenleri, tasarım çıktılarının amaç fonksiyonu üzerindeki ağırlıkları temsil etmektedir. Çizelge 4.16'da belirtilen koşullar ve Eşitlik 4.6'daki amaç fonksiyonu göz önünde bulundurularak TTAY yardımıyla gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışması sonucunda Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için sırasıyla toplamda 41 ve 55 adet gürbüz tasarım alternatifi elde edilmiştir. Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için hesaplanan, en düşük amaç fonksiyon ve en yüksek GK değerine sahip tasarım alternatiflerinin kafes hücre çap değerleri Çizelge 4.17'de gösterilmiştir.

Çizelge 4.17: TTAY hesaplamaları sonucunda belirlenen gürbüz tasarımların beş bölge için çap, amaç fonksiyonu ve *GK* değerleri.

Konfigürasyon	Çap-1	Çap-2	Çap-3	Çap-4	Çap-5	Z	GK
Gürbüz Çözüm-1	4.500	4.500	4.500	4.500	4.500	4.027	-
Gürbüz Çözüm-1.1	3.008	3.753	4.397	5.637	5.031	3.962	1.014
Gürbüz Çözüm-1.2	4.485	4.007	4.708	4.945	4.275	4.021	1.059
Gürbüz Çözüm-2	4.500	4.500	4.500	4.500	4.500	4.022	-
Gürbüz Çözüm-2.1	3.637	3.000	4.287	4.990	5.662	3.942	1.262
Gürbüz Çözüm-2.2	4.238	4.695	4.010	4.936	4.473	4.009	1.303

Çizelge 4.17’de gösterilen Çap-1, Çap-2, Çap-3, Çap-4 ve Çap-5 Şekil 4.26’da gösterilen ve sırasıyla Kesit-1, Kesit -2, Kesit -3, Kesit -4 ve Kesit -5 için belirlenen kafes hücre çapını temsil etmektedir. Gürbüz Çözüm-1.1 ve Gürbüz Çözüm 2.1 ise TTAY hesaplamalarından en düşük amaç fonksiyon değerine sahip ve sırasıyla Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için hesaplanan gürbüz tasarımları temsil etmektedir. Benzer şekilde Gürbüz Çözüm-1.2 ve Gürbüz Çözüm-2.2 ise en yüksek *GK* değerine sahip gürbüz tasarımları temsil etmektedir.

Çizelge 4.17 incelendiğinde Gürbüz Çözüm-1.1 için hesaplanan kafes hücre çapı, Kesit-1, 2 ve 3’de Gürbüz Çözüm-1’e göre daha küçük olarak hesaplanmıştır. Kesit-4 ve Kesit-5 için ise kafes hücre çapları Gürbüz Çözüm-1’e göre artmıştır. Bu durumun en büyük sebebi en büyük yer değiştirmenin kanat ucunda ortaya çıkmasından ötürü kanat ucuna yakın bölgelerde kafes hücre çapını arttırarak yer değiştirmenin azaltılması hedeflenmiştir. Kesit-1, Kesit-2 ve Kesit-3’de ise bu bölgelerde yer değiştirmenin daha küçük değerlerde olmasından dolayı ve aynı zamanda ağırlığı

azaltmak amacıyla kafes hücre çapları azalmıştır. Gürbüz Çözüm-1.2, tasarım uzayındaki en yüksek gürbüzlük seviyesine sahip tasarımı temsil ettiği ve Gürbüz Çözüm-1 için kafes hücre çap değeri tasarım uzay limitinin ortalaması olacak şekilde belirlendiği için başlangıç tasarımına yakın hesaplanmıştır.

Çizelge 4.17 incelendiğinde Gürbüz Çözüm-2.1 için hesaplanan kafes hücre çapı, Kesit-1, 2 ve 3'de Gürbüz Çözüm-2'ye göre daha küçük olarak hesaplanmıştır. Kesit-4 ve Kesit-5 için ise kafes hücre çapları Gürbüz Çözüm-2'e göre artış göstermektedir. Benzer şekilde Gürbüz Çözüm-2.2 için kafes hücre çap değeri, başlangıç tasarımına yakın hesaplanmıştır.

Gürbüz Çözüm-1.1 ve Gürbüz Çözüm-2.1, amaç fonksiyonları yönünden beklenildiği gibi başlangıç tasarımlarından daha düşük değerlere sahip olup sırasıyla %1.61 ve %1.99 oranında bir iyileşme gözlemlenmiştir. Gürbüz Çözüm-2.1 tasarımı, Gürbüz Çözüm-1.1'e göre %0.12'lik bir farkla az da olsa daha düşük amaç fonksiyonuna sahiptir. Gürbüzlük seviyesinin bir kıstası olan *GK* değeri açısından ise Gürbüz Çözüm-2.1, Gürbüz Çözüm-1.1'e göre %19.65 daha yüksektir. Bu durumda tasarımcı Bölüm 4.7'de gerçekleştirilen aerodinamik şekil optimizasyonu sonucunda Gürbüz Çözüm-2 ile ilerlemesi durumunda yapısal optimizasyonda da hem daha küçük amaç fonksiyon değerine hem de daha yüksek *GK* değerine sahip bir gürbüz tasarım alternatifi hesaplayabilecektir.

Gürbüz Çözüm-1.2 ve Gürbüz Çözüm-2.2 alternatiflerinin de amaç fonksiyonları başlangıç tasarımından daha düşük değerlere sahip olup sırasıyla %0.15 ve %0.45 oranında bir iyileşme söz konusudur. Gürbüz Çözüm-2.2 tasarımı, Gürbüz Çözüm-1.2'ye göre daha gürbüz tasarım olup aralarındaki *GK* değeri farkı ise %23.04 değerindedir. Sonuç olarak tasarımcının Bölüm 4.7'de gerçekleştirilen aerodinamik optimizasyon sonucunda düşük amaç fonksiyonuna sahip tasarım ile ilerlemesi durumunda yapısal optimizasyon çalışmasında da daha düşük amaç fonksiyon değerine ve daha yüksek gürbüzlük seviyesine sahip tasarımların hesaplanabileceği değerlendirilmiştir.

4.8.8. Gerilme kısıtı dahil edilerek gerçekleştirilen yapısal TTAY hesaplamaları

Bu bölümde, UDA tabanlı RBF vekil modeli ile gerilme tahminlerinde yüksek hata oranı olsa dahi yapısal gürbüz optimizasyon çalışmalarındaki etkisini incelemek için tasarım kısıtı olarak gerilme tanımlanarak çalışmaya dahil edilmiştir. Bölüm

4.8.7'deki çalışmaya benzer şekilde Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için ayrı ayrı yapısal TTAY hesaplamaları gerçekleştirilerek gürbüz çözümler elde edilmiştir. Optimizasyon sürecinin özetlendiği koşullar, tasarım kısıtları ve belirsizlik sınırları Çizelge 4.18'de gösterilmektedir. Gerilme kısıtları, Bölüm 4.8.6'da gerçekleştirilen çalışmada hesaplanan ve Çizelge 16'da gösterilen gerilme değerlerini temsil etmektedir.

Çizelge 4.18: Gerilme kısıtının dahil olduğu yapısal gürbüz optimizasyon çalışmasının matematiksel ifadesi.

Tasarım uzayı:
Kafes hücre çap değerleri, tasarım değişkeni olarak tanımlanmıştır.
Çıktı:
Optimum kafes hücre çap değerleri
Kısıtlar:
$1 \text{ mm} \leq d \leq 8 \text{ mm}$
Gürbüz Çözüm-1 için $\delta_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 3.237 \text{ mm}$
$\delta_{0.9 \text{ Mach}}$ değeri $< 2.089 \text{ mm}$
$\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 12.381 \text{ MPa}$
$\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$ değeri $< 9.182 \text{ MPa}$
W değeri $< 6.675 \text{ kg}$
Gürbüz Çözüm-2 için $\delta_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 3.127 \text{ mm}$
$\delta_{0.9 \text{ Mach}}$ değeri $< 2.319 \text{ mm}$
$\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$ değeri $< 14.142 \text{ MPa}$
$\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$ değeri $< 11.477 \text{ MPa}$
W değeri $< 6.545 \text{ kg}$
Belirsizlik sınırları:
$D = [d-3\sigma, d+3\sigma] \text{ mm}$
$E = [62.56-72.89] \text{ Gpa}$

Çalışmada amaç fonksiyonu olarak Eşitlik (4.6)'da verilen amaç fonksiyonu kullanılmıştır. Optimizasyon çalışması sonucunda Bölüm 4.7'deki aerodinamik şekil optimizasyonundan hesaplanan her iki tasarım için de yapısal optimizasyon sonucunda 5 adet gürbüz tasarım alternatifi elde edilmiştir. Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için hesaplanan, en düşük amaç fonksiyon ve en yüksek GK değerine sahip tasarım alternatiflerinin kafes hücre çap değerleri Çizelge 4.19'da gösterilmiştir.

Çizelge 4.19: Gerilme kısıtı dahil edilerek yapılan TTAY hesaplamaları sonucunda belirlenen gürbüz tasarımların beş bölge için çap, amaç fonksiyonu ve *GK* değerleri.

Konfigürasyon	Çap-1	Çap-2	Çap-3	Çap-4	Çap-5	Z	<i>GK</i>
Gürbüz Çözüm-1	4.500	4.500	4.500	4.500	4.500	4.027	-
Gürbüz Çözüm-1.3	4.014	4.488	4.948	4.235	4.694	4.002	1.351
Gürbüz Çözüm-2	4.500	4.500	4.500	4.500	4.500	4.022	-
Gürbüz Çözüm-2.3	4.014	4.488	4.948	4.235	4.694	3.996	1.135

Çizelge 4.19'dan görüleceği üzere gerilme için tasarım kısıtı getirildiğinde hem en düşük amaç fonksiyonuna hem de en yüksek *GK* değerine sahip tasarımların aynı kafes hücre çaplarında olduğu görülmüştür. Gürbüz Çözüm-1.3 ve Gürbüz Çözüm 2.3 TTAY hesaplamalarından hem en düşük amaç fonksiyon hem de en yüksek *GK* değerine sahip ve sırasıyla Gürbüz Çözüm-1 ve Gürbüz Çözüm-2 için hesaplanan gürbüz tasarımları temsil etmektedir.

Gürbüz Çözüm-1.3 ve Gürbüz Çözüm-2.3, amaç fonksiyonları yönünden beklenildiği gibi başlangıç tasarımlarından daha düşük değerlere sahip olup sırasıyla %0.62 ve %0.65 oranında benzer bir iyileşme gözlemlenmiştir. Fakat *GK* değeri açısından ise Gürbüz Çözüm-1.3, Gürbüz Çözüm-2.3'e göre %15.9 daha yüksektir. Bu durumda gerilme bir tasarım kistası olarak tanımlanırsa Bölüm 4.7'de gerçekleştirilen çalışma sonucunda Gürbüz Çözüm-1 ile ilerlemesi durumunda yapısal optimizasyonda daha gürbüz bir tasarım hesaplanabilmektedir.

4.8.9. TTAY ile belirlenen tasarımların UDA-RBF ile elde edilen sonuçlarının SEA sonuçları ile doğrulanması

Çizelge 4.17 ve Çizelge 4.19'da verilen gürbüz tasarım alternatifleri için SEA gerçekleştirilerek elde edilen sonuçlar, TTAY ve UDA tabanlı RBF yaklaşımı ile tahmin edilen sonuçlar ile kıyaslanmıştır. Bu sayede, UDA tabanlı RBF yaklaşımı ile TTAY'nin kullanımının doğruluğu değerlendirilmiştir. Çizelge 4.20'de SEA sonuçları ve tahmin sonuçları arasındaki maksimum mutlak hata (MMH) sonuçları listelenmiştir.

Çizelge 4.20: SEA sonuçları ile UDA tabanlı RBF vekil modelinden elde edilen tahmin sonuçlarının kıyaslanması.

Konfigürasyon	$\delta_{0.8 \text{ Mach}}$	$\delta_{0.9 \text{ Mach}}$	$\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$	$\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$	W
Gülbüz Çözüm-1.1	%1.58	%2.05	%15.41	%14.42	%0.23
Gülbüz Çözüm-1.2	%0.07	%0.015	%5.70	%2.37	%0.001
Gülbüz Çözüm-1.3	%0.25	%0.15	%1.86	%0.071	%0.014
Gülbüz Çözüm-2.1	%0.70	%1.16	%17.15	%5.03	%0.69
Gülbüz Çözüm-2.2	%0.25	%0.18	%11.74	%11.95	%0.14
Gülbüz Çözüm-2.3	%0.11	%0.029	%2.41	%1.37	%0.05

Çizelge 4.20'ye göre en yüksek farklılık, Gülbüz Çözüm-2.1 için $\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$ çıktısında gözlemlenmiştir ve %17.15 değerindedir. Gülbüz Çözüm-1.1 ve Gülbüz Çözüm-2.2 için ise hem $\sigma_{0.8 \text{ Mach}}$ hem de $\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$ çıktıları için yüksek farklılıklar mevcut olup sırasıyla %15.41, %14.41, %11.74 ve %11.95 değerindedir. Gerilme açısından Gülbüz Çözüm-1.2, Gülbüz Çözüm-1.3 ve Gülbüz Çözüm-2.3 için hata oranı maksimum %5.70 olup kabul edilebilir seviyededir. Ağırlık ve yer değiştirme açısından bütün gülbüz çözümlerin hata oranları düşük gözlemlenmiştir. Sonuç olarak ağırlık ve yer değiştirme açısından UDA tabanlı RBF yöntemi ile verimli sonuçlar elde edilebilirken, gerilme değerinde yüksek hataya sahip sonuçların alınabileceği riski mevcuttur.

Bütün gülbüz çözümler için Çizelge 4.20'de yer alan tasarım çıktılarının tahmin edilen değerleri incelenmiştir. UDA tabanlı RBF yöntemi ile gerilme tahminleri, SEA sonuçlarına kıyasla daha yüksek değerler olacak şekilde hesaplanmıştır. Sadece Gülbüz Çözüm-1.3 için 0.9 Mach koşulunda gerilme değeri ($\sigma_{0.9 \text{ Mach}}$) 8.87 MPa olarak tahmin edilirken, SEA sonuçlarına göre 8.88 MPa olarak hesaplanmıştır. Bu koşul için tahmin edilen ve hesaplanan değer arasındaki fark %0.071 olduğu için ihmal edilebilir bir fark olduğu düşünülebilir. Yer değiştirme tahminleri incelendiğinde ise sadece Gülbüz Çözüm-1.2'in 0.9 Mach koşulu hariç diğer bütün gülbüz çözümlerde tahmin edilen değerler, SEA ile hesaplanan değerlerden daha yüksektir. Gülbüz Çözüm-1.2'nin 0.9 Mach koşulunda tahmin edilen yer değiştirme değeri 2.086 mm iken SEA ile hesaplanan yer değiştirme değeri 2.087 mm'dir. Fakat tahmin edilen ile

hesaplanan değer arasındaki fark %0.015 olduğu için ihmal edilebilir seviyelerde olduğu düşünülebilir. Ağırlık tahminlerinde ise tahmin edilen değerler, hesaplanan değerlere göre daha düşük seviyededir fakat Çizelge 4.20 incelendiğinde ağırlık tahminlerindeki farklılık çok düşük olduğu için bu durum göz ardı edilebilir. Bu sonuçlardan yola çıkarak gerilme ve yer değiştirme için tahmin değerlerinin, SEA ile hesaplanan değerlere göre daha yüksek olması kullanılan yöntemin güvenilirliğini pekiştirmiştir.





5. DEĞERLENDİRME VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu bölümde, çalışmanın önemli noktaları özetlenerek, ortaya konan araştırma soruları için sunulan hipotezlerin doğruluğu, yapılan çalışmanın sonuçlarına bağlı olarak değerlendirilmiştir. Çalışmanın genişletilmiş özeti ve değerlendirmesi Bölüm 5.1’de ve çalışma ile ilgili gerçekleştirilebilecek gelecek çalışmalar ise Bölüm 5.2’de anlatılmıştır.

5.1. Genişletilmiş Özet

Bu tezin amacı, belirsizliklerin dahil edildiği karmaşık ve yüksek hesaplama sürelerine sahip disiplinlerarası kanat tasarım problemleri için bir optimizasyon yöntemi önermektedir. Tasarım araştırma yöntemlerinde tasarım girdi ve çıktıları arasındaki ilişkiyi yüksek doğruluk seviyesine sahip yöntemlerle gerçekleştirmek hesaplama yükü açısından optimizasyon problemlerini bir dar boğaza sürüklemektedir. Ayrıca kanat tasarım problemlerinde yüksek sayıda tasarım değişkeni olduğundan ve araştırması gereken tasarım alternatifleri de bu tasarım değişken sayısının artışı ile üstel bir şekilde artması da başka bir problem olarak değerlendirilebilir.

Disiplinlerarası optimizasyon problemlerinde belirsizliklerin disiplinlerarası sistemlerde hesaplamalara katılmasındaki problemlerden ötürü Tümevarımsal Tasarım Araştırma Yöntemi’nin (TTAY) geliştirildiği Bölüm 1.4’de detaylı olarak anlatılmıştı. Fakat literatürde iki ila beş değişken sayısı için bu yöntem verimli sonuçlar verebilmektedir. Kanat tasarımı gibi yüksek değişken sayısına sahip optimizasyon problemleri için iyileştirilmesi gerektiği Bölüm 1.7’de vurgulanmıştır. Bu sorun ise Araştırma Sorusu-1 ile adreslenerek bu çalışmada bir çözüm aranmıştır.

Araştırma Sorusu-1: TTAY yönteminin, karmaşık problemlerde ve tasarım değişkeninin fazla olduğu durumlardaki yüksek hesaplama süreleri nasıl azaltılabilir?

İstatistiksel bir yöntem olan Uygun Dikgen Ayrıklaştırma (UDA) yöntemi, yüksek mertebeli veri setlerini, düşük mertebeli veri setleri ile modelleyerek hızlı bir çözüm almak için kullanıldığı Bölüm 1.2’de detaylı bir şekilde anlatılmıştır. UDA yöntemi sayesinde tasarım değişken sayısını indirgeyerek TTAY’ın kanat tasarımı gibi

karmaşık problemlere dahi uygulanabilirliği sorgulanmıştır. Bu kapsamda Araştırma Sorusu-1'e çözüm önerisi olarak Hipotez-1 tanımlanmıştır.

Hipotez-1: Üç boyutlu kanat geometrisinin tasarım değişken sayısı, UDA yöntemi ile azaltılarak TTAY'ın getirdiği hesaplama yükünün indirgenmesi hedeflenmektedir.

Hipotez-1'i ispatlamak için ilk olarak Bölüm 3'te temsili bir uçak kanadı için aerodinamik şekil optimizasyonu çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde parametrik bir kanat modelini oluşturmak için 37 adet tasarım değişkenine ihtiyaç duyulmuştur. Belirlenen tasarım uzayı için 37 adet tasarım değişkeni ile Latin Hiperküp Örnekleme (LHÖ) yardımıyla örneklemeler belirlenmiştir. Her bir örneklem farklı bir kanat tasarımına karşılık gelmektedir. Tasarım uzayındaki farklı kanat geometrilerinin kartezyen koordinatlarında x , y ve z yönündeki geometrik konum bilgileri kullanılarak bir veri seti oluşturulmuştur. Oluşturulan bu veri seti indirgenmemiş veri setini temsil etmektedir. UDA yöntemi sayesinde bu veri setinin baskın modları hesaplanarak daha az sayıda tasarım değişkeni ile parametrik kanat modelleri yeniden oluşturulmuştur. Bir diğer ifade ile hesaplanan baskın modlar yeni tasarım uzayı için tasarım değişkenlerini ifade etmektedir. Çalışmada indirgenmemiş veri setinin toplam enerji seviyesinin %99'u 5 baskın mod ile tanımlanabilmektedir. Ayrıca hem toplam enerji seviyesinin %99'unu karşılayan hem de geometrik olarak indirgenmemiş kanat modeli ile arasında çok büyük farklılık bulunmayan 25 baskın mod ile de kanat modelleri oluşturulmuştur. 5 ve 25 baskın mod ile indirgenmiş tasarım uzayı oluşturularak aerodinamik şekil optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Burada HAD analizlerinden dolayı oluşabilecek model belirsizlikleri de Bölüm 3.6'da hesaplanmıştır. İndirgenmiş ve indirgenmemiş tasarım uzayları belirsizlik hesaplamaları da dahil edilerek TTAY ile optimizasyon gerçekleştirilmiştir. Ayrıca ilave olarak TTAY'ın ilk defa bir aerodinamik şekil optimizasyon probleminde de kullanılması bu çalışmanın özgün çıktılarından biridir.

Optimizasyon sonucunda tasarım uzayının serbestlik derecesi arttıkça daha düşük amaç fonksiyonuna ve daha yüksek gürbüzlük seviyesine sahip tasarım alternatiflerinin elde edilebileceği sonucuna varılmıştır. Fakat tasarım uzayının serbestlik derecesi arttıkça tasarım girdileri ve çıktıları arasındaki ilişki daha karmaşık hale geldiği için optimizasyon çalışması neticesinde tahmin edilen ve hesaplanan sonuçlar arasındaki farklılıklar da artmıştır. Bu yüzden gerek indirgenmiş gerekse

indirgenmemiş tasarım uzayı için avantajlar ve dezavantajlar mevcuttur. Sonuç olarak daha gürbüz ve daha düşük amaç fonksiyon değerine sahip tasarımlar elde edilmek isteniyorsa daha yüksek tasarım değişkeni sayısı ile tasarım uzayı oluşturulmalıdır. Fakat bu durumda hem oldukça yüksek hesaplama maliyetlerine hem de Bölüm 3.7.4'te bahsedilen tahmin edilen ve hesap edilen sonuçlar arasındaki farklılığın artmasına sebebiyet vermektedir. Bu örneğe bağlı bir sonuç olarak, eğer tasarımcının optimizasyon problemi için kısıtlı zamanı ve hesaplama gücü bulunuyorsa, bu tez çalışmasında önerilen yöntem kullanılarak indirgenmiş tasarım uzayı ile tasarım optimizasyonu çalışması gerçekleştirmesinin uygun olduğu belirlenmiş ve Hipotez-1 doğrulanmıştır.

İkinci olarak günümüzde bilgisayar teknolojilerinin gelişmesi ile optimizasyon problemlerinde sıklıkla HAD analizleri ve SEA analizlerinden birlikte faydalanılmaktadır. Bu tür yöntemler sayesinde hem aerodinamik etkiler hem de yapısal etkiler hesaba katılarak tasarımlar yapılabilmektedir. Fakat aynı zamanda hesaplama maliyetlerinin artmasına da sebebiyet vermektedir. Yüksek hesaplama maliyetlerinden ötürü oluşan sorun, Araştırma Sorusu-2 ile ilişkilendirilmiştir.

Araştırma Sorusu-2: HAD ve SEM analizlerinden ötürü oluşan hesaplama maliyetlerini azaltarak tasarım uzayını nasıl araştırabiliriz?

Bölüm 1.3'te vekil modellerin, tasarım girdileri ile çıktıları arasında fonksiyonel bir ilişki kurmaya yarayan yöntemler olduğuna değinilmiştir. Tasarım araştırma yöntemlerinde ise vekil modeller sıklıkla tercih edilmektedir. Vekil modeller sayesinde HAD ve SEM analizlerinden elde edilen yüksek doğrulukta sonuçlarla oluşturulan eğitim veri seti sayesinde tasarım uzayında yer alan herhangi bir noktanın çıktısı tahmin edilebilmektedir. Fakat vekil model oluşturulurken kullanılan eğitim veri seti, tahmin doğruluğunu etkilemektedir [28]. Doğrusal bir veri seti ile oluşturulan vekil model, doğrusal olmayan bir veri seti ile oluşturulan vekil modele göre daha doğru sonuçlar verebilir [83]. Bir veri setinde doğrusal olmayan özellikleri en aza indirmek için UDA gibi boyut azaltma yöntemleri tercih edilebilir. Fakat UDA bir boyut azaltma yöntemi olduğu için optimizasyon sürecinde tasarım değişkenleri ve elde edilecek çıktılar arasında fonksiyonel bir ilişki kurma kabiliyetine sahip değildir. Bu yüzden UDA ile interpolasyon yöntemi olan RBF birlikte kullanılarak bir vekil model oluşturulabilir [83, 84]. Bu çalışma kapsamında UDA tabanlı RBF vekil model oluşturulmuş olup, tasarım değişkenleri ve çıktıları arasındaki fonksiyonel ilişki

kurularak tasarım uzayının incelenmesi için gerekli olan hesaplama maliyetleri azaltılmıştır. Bu sayede Araştırma Sorusu-2, Hipotez-2 ile ilişkilendirilerek çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

Hipotez-2: UDA tabanlı RBF vekil modelinin oluşturulması ile tasarım değişkenleri ve çıktıları arasındaki fonksiyonel ilişki kurularak tasarım uzayının incelenmesi için gerekli olan hesaplama maliyetleri azaltılabilir.

Hipotez-2'yi desteklemek için Bölüm 3'te tasarım uzayının zenginleştirmek için UDA tabanlı RBF vekil modeli kullanılmıştır. Çalışmaya ilk olarak Bölüm 3.5'teki farklı radyal fonksiyonlarının değerlendirmesi ile başlanılmıştır. Hem indirgenmiş tasarım uzayları hem de indirgenmiş tasarım uzayı için eğitim veri seti oluşturulmuştur. Dört farklı tasarım çıktısı için HAD analizleri, doğrulama veri seti için gerçekleştirilerek sonuçlar kıyaslanmıştır. Sonuçlar neticesinde değişken sayısı arttıkça vekil modelin tahmin yeteneğinin azaldığı görülmüştür. 5 ve 25 baskın mod ve 37 tasarım değişkeni için gerçekleştirilen doğrulama çalışmasında en yüksek ortalama mutlak hata sırasıyla %3.98, %6.91 ve %9.75 şeklinde hesaplanmıştır. Özellikle az sayıda tasarım değişkeni için doğrusal olmayan aerodinamik tasarım çıktılarında dahi iyi sonuçlar elde edilebilmiştir.

İkinci olarak ise Bölüm 4'te hem aerodinamik hem de yapısal optimizasyon çalışması için tasarım uzayının zenginleştirilmesinde UDA tabanlı RBF vekil modeli kullanılmıştır. Aerodinamik tasarım uzayında 4 baskın mod ile oluşturulan aerodinamik tasarım uzayında 0.8 ve 0.9 Mach olmak üzere iki farklı hız koşulu için hesaplanan C_D değerleri ile tahmin edilen değerler kıyaslanmıştır. Hata değerlerinin %2 gibi düşük bir seviyede olması, önerilen yöntemin etkili şekilde tasarım sonuçları tahmin edebildiği gözlemlenmiştir.

TTAY algoritmasında önerildiği gibi, ilk seviyede yapılan HAD analizleri sonucu tasarım alanı azaltılarak, bu azaltılan tasarım alanında, ikinci seviyede yapısal etkilerin SEA ile hesaba katıldığı bir optimizasyon gerçekleştirilmiştir. Yapısal optimizasyon kısmında, kanat iç yapısı beş farklı bölge olarak kafes hücrelerle modellenmiştir. Yapısal model üzerindeki yüklemeler, HAD analizlerinde kanat üzerinde belirlenen yüklemeler olarak tayin edilmiştir. Kafes yapılı modelde, beş farklı bölgenin her biri için modellenen kafes hücrelerdeki çubuk elemanların çapları ile 5 adet tasarım değişkeni belirlenmiştir. Bu beş adet çap değerinin değişimi ile kanat üzerindeki

maksimum yer değiştirme, gerilme ve ağırlık ıktıları arasındaki ilişki UDA tabanlı RBF vekil modeli ile oluşturulmuştur. Doğrulama veri seti için hesaplanan ve tahmin edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. Karşılaştırma sonucunda yer değiştirme ve ağırlık için sırasıyla %4 ve %1 gibi dşk hatalarla vekil modelin tahmin edilebildiği gözlemlenmiştir. Fakat gerilme çıktısı, tasarım uzayı için %25'lik bir hata ile tahmin edilmiştir. Gerilme için hesaplanan sonuçlara göre gerilme hesaplamaları yüksek derecede doğrusal olmayan davranışa sahip olduğu için vekil model ile tahmin edilmesinin zor olduğu gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, TTAY ile belirlenen son tasarımlar için UDA-RBF modeli ile tahmin edilen gerilme sonuçlarının, SEA ile hesaplanan sonuçlara göre hata oranının tasarım uzayındaki hata oranına göre daha az çıkması, önerilen yöntemin gerilme kısıtı ile de kullanılabilirliğini göstermektedir. Sonuç olarak, sonlu elemanlar analizi ile bütün tasarım uzayının araştırılması olduğu yüksek hesaplama maliyetlerine sebep vereceği için bu tez çalışmasında önerilen yöntemin Hipotez-2'de belirtilen HAD analizleri ve yapısal SEA sonuçlarının disiplinlerarası bir optimizasyon çalışmasında kullanılabilirliği doğrulanmıştır.

Havacılık uygulamalarında dşk ağırlık ve yüksek dayanım konuları önemli olduğu için ve uçak parçalarının yapısal tasarımındaki eğilimin kafes yapılara doğru olmasından dolayı kafes yapılar kullanılarak kanat yapısal tasarım çalışmaları için literatürde büyük bir boşluk bulunmaktadır. Hem bu boşluğu doldurmak için hem de belirsizliklerin dahil edildiği disiplinlerarası gürbüz optimizasyon çalışmasının araştırmacılar için iyi bir rehber olacağı düşünülmektedir. Bu durum ile alakalı Araştırma Sorusu-3, Hipotez-3 ile adreslenmiştir.

Araştırma Sorusu-3: Bir uçak kanadı tasarımında, kafes yapılar kullanılarak belirsizliklerin hesaplamalara dahil edildiği bir gürbüz optimizasyon çalışması hem aerodinamik hem de yapısal analizler ile nasıl gerçekleştirilebilir?

Hipotez-3: Bu tez çalışmasında nerilen, UDA ve UDA tabanlı RBF vekil modelin entegre edildiği TTAY, birden fazla seviyede analize izin verdiğinden, hem aerodinamik hem de yapısal analizlere ihtiyaç duyulacak kafes yapıların kanat içerisinde kullanılması ile belirsizlik altında bir tasarım gerçekleştirilmesine imkan verebilir.

Kafes yapılar, Bölüm 1.6'da verilen literatür özetinde de anlaşıldığı üzere havacılık uygulamalarında kullanılmaya başlanmıştır. Havacılık uygulamaları için ağırlık

azaltma çalışmalarındaki trend bu yöne doğru gitmektedir. Literatürdeki bazı çalışmalarda geleneksel yöntemlere göre bu yöntem sayesinde daha fazla oranda ağırlık azaltma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada Bölüm 4.8’de ONERA M6 kanadı için kafes yapılarla yapısal tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Disiplinlerarası bir optimizasyon çalışması olmasından dolayı Bölüm 2.6’da detaylı olarak anlatılan aerodinamik yüklerin sonlu elemanlar modeline aktarımı gerçekleştirilmiştir. Kafes yapılardaki belirsizlikler ise Bölüm 4.8.4’te detaylı anlatıldığı gibi hesaplamalara dahil edilmiştir. Çalışma sonucunda TTAY yardımıyla kafes yapılar için gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilerek ONERA M6 kanadının yapısal tasarımı için gürbüz kafes hücre çapları belirlenmiştir. Bu sayede önerilen tasarım araştırma yönteminin, kafes yapılı bir kanat tasarımı için, belirsizliklerin de dahil edildiği disiplinlerarası gürbüz optimizasyon çalışması şeklinde kullanılabilirliğinin gösterilmesinin literatüre önemli bir katkı sunacağı ve araştırmacılar için iyi bir rehber olacağı düşünülmektedir.

5.2. Gelecek Çalışmalar

Bu tez kapsamında UDA tabanlı RBF vekil modeli tasarım uzayını zenginleştirmek için kullanılmıştır. Fakat yüksek tasarım sayısına sahip olan problemlerde ve yapısal tasarımda gerilme tahminlerinde yüksek hata oranları hesaplanmıştır. Araştırmacılar, bu tür durumlara çözüm olacak şekilde daha verimli ve hatta yapay zeka uygulamalarının dahil olduğu bir vekil modeli tasarım süreçlerine dahil edebilir. Bu sayede hesaplanan ve tahmin edilen sonuçlar arasındaki farklılıklar azaltılarak güvenilirliği yüksek bir optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilebilir.

Bir diğer öneri ise vekil modeller kullanılsa dahi eğitim veri setini oluşturmak için yine de yüksek hesaplama sürelerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu durumu engellemek için düşük ve yüksek doğruluklu modeller kullanılarak çoklu doğruluklu vekil model yöntemleri ile hesaplama süreleri indirgenebilir. Bu sayede düşük doğruluklu analiz sonuçları, az sayıda gerçekleştirilen yüksek doğruluklu analizlere yakınsatılarak çözüm süreleri önemli ölçüde azaltılabilir. Bailly ve diğ. [143] tarafından helikopter pervanesinin optimizasyon problemi için gerçekleştirilen çalışma, bu öneri için güzel bir başlangıç olabilir. Bu çalışmada yüksek doğruluğa sahip sonuçların hesaplanması için HAD analizleri ile düşük doğruluğa sahip sonuçların hesaplanması için Airbust tarafından geliştirilen HOST kodu kullanılmıştır. HAD analizlerinin çözüm süresi yaklaşık 90 saat sürerken HOST analizlerinin süresi yaklaşık 3 dakika sürmektedir.

Çalışmada tasarım uzayı için 4 adet HAD analizi yaparak yüksek doğrulukta çözümler elde edilmiştir. Tasarım uzayını araştırmak için diğer noktaların çıktı değerleri ise HOST analizleri hesaplanmıştır. Co-kriging yöntemi kullanılarak HAD analiz sonuçlarını, HOST analiz sonuçları ile besleyerek tasarım uzayı araştırılmıştır. Çalışma sonucunda yüksek doğruluklu HAD analizleri ile gerçekleştirilen optimizasyon sonuçları ile çoklu doğruluğa sahip vekil model ile gerçekleştirilen optimizasyon sonuçları kıyaslanmıştır. Yaklaşık %2 değerinde bir farklılık ile çoklu doğruluğa sahip vekil model optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada aerodinamik yükler, Bölüm 2.6'da detaylı bir şekilde anlatılan Ters Mesafe Ağırlık yöntemi ile sonlu eleman modeline aktarılmaktadır. Fakat sonlu elemanlar modelinde hangi noktanın HAD analiz çözüm ağındaki noktaya yakın olup olmadığını belirlemek için bütün çözüm ağı noktalarının konumu taranmaktadır. Bu durum da yüklerin aktarımının yavaş olmasına sebebiyet vermektedir. Çalışmada sadece kanat geometrisi için bu şekilde bir yol izlendiğinden aktarım hızında ciddi ölçüde bir yavaşlık söz konusu değildir. Fakat çalışma, endüstriyel uygulamalardaki kuyruk, gövde ve kontrol yüzeyleri için genişletildiğinde yüklerin aktarım süreleri artacaktır. Bu durumun önüne geçebilmek için Alternatif Dijital Ağaç gibi yöntemler sayesinde hangi elemanın HAD analiz çözüm ağındaki noktaya yakın olup olmadığı daha hızlı bir şekilde hesaplanabilir.

Bu çalışmada HAD analizlerinde kullanılan türbülans modelindeki belirsizlikler hesaplamalara dahil edilerek gürbüz optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Geometrinin üretim toleransında oluşabilecek belirsizlikler, civata, perçin vb. yapısal parçaların aerodinamik katsayılarında oluşturabileceği belirsizlikler vb. etkiler gelecek çalışmalar için düşünülebilir.

Bu çalışmada TTAY hesaplamalarından elde edilen gürbüz tasarım alternatifleri amaç fonksiyon değeri ve *GK* değerlerine göre seçilmiştir. Fakat gürbüz optimizasyonların seçiminde genetik algoritma, uzman bilgisi veya yapay zeka gibi yöntemlerden faydalanılarak seçimler için de farklı kriterler belirlenip daha doğru seçimler gerçekleştirilebilir.

Bölüm 3.5, Bölüm 4.5 ve Bölüm 4.8.5'te UDA tabanlı RBF vekil modeli için tasarım uzayı örneklemede LHÖ yöntemi kullanılmıştır. Vekil modelin tahmin yeteneğini arttırmak için adaptif örnekleme yöntemleri tercih edilebilir. Bu sayede tasarım

uzayını araştırmak için hangi noktanın çözümlenmesi gerektiği daha doğru belirlenerek eğitim veri seti için gerekli olan veri sayısı azaltılıp hesaplama süreleri iyileştirilebilir. Ayrıca Bölüm 4.8.5'te yapısal analiz sonuçlarından gerilme için tahmin edilen ve hesaplanan değerler arasında farklılıklar yüksektir. Adaptif örnekleme yöntemi sayesinde gerilme tahminlerini iyileştirebilecek noktalar eklenerek hata oranları azaltılabilir.

Son olarak ise yapısal optimizasyon çalışmasında kanat kabuğunun kalınlığı ihmal edilmiştir. Kanat kabuğundaki belirsizlikler de hesaplamalara dahil edilerek daha zorlu bir aerodinamik koşulda veya daha yüksek aerodinamik yük altında yapısal optimizasyon çalışması ilerletilebilir. Bu sayede kafes hücrelerin daha zorlu koşullardaki dayanımı ve sağladığı avantajlar incelenebilir.



KAYNAKLAR

- [1] Slotnick, J., Khodadoust, A., Alonso, D., Darmofal, D., Gropp, W., Lurie, E., Mavriplis, D., (2014). CFD Vision 2030 Study: A Path to Revolutionary Computational Aerosciences, *Nasa Report*, CR-2014-218178.
- [2] Tejero, F., MacManus, D.G., Sheaf, C., (2019). Surrogate-based aerodynamic optimisation of compact nacelle aero-engines, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 93, 105207.
- [3] Skinner, S., Behtash, H.Z., (2018). State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods, *Appl. Soft Comput.*, 62, 933-962.
- [4] Zhang, T., Wang, Z., Huang, W., Yan, L., (2018). A review of parametric approaches specific to aerodynamic design process, *Acta Astronautica*, 145, 319-331.
- [5] Martin, M.J., Andres, E., Widhalm, M., Bitrian, P. Lozano, C., (2012). Non-uniform rational B-splines-based aerodynamic shape optimization with the DLR TAU code, *J. Aerosp. Eng.*, 226, 1225-1242.
- [6] Ghommem, M., Collier, N., Niemi, A.H., Calo, V.M., (2014). On the shape optimization of flapping wings and their performance analysis, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 32, 274-292.
- [7] Martin, M.J., Andres, E., Lozano, C., Valero, E., (2014). Volumetric b-splines shape parametrization for aerodynamic shape design, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 37, 26-36.
- [8] Bentamy, A., Guibault, F., Trepanier, J.Y., (2005). Cross-sectional design with curvature constraints, *Comp. Aided Des.*, 37, 1499-1508.
- [9] Ferguson, J., (1964). Multivariable curve interpolation, *J. of the Assoc. For Comput. Mach.*, 11, 221-228.
- [10] Hicks, R., Henne, P., (1978). Wing design by numerical optimization, *J. of Aircr.*, 15, 407-413.
- [11] Sobieczky, H., (1998). Parametric airfoils and wings, *Notes on Numer. Fluid Mech.*, 16, 71-88.
- [12] Kulfan, B.M., Bussolletti, J.E., (2006). Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes, *AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. and Optim. Conf.*, Portsmouth, Virginia, September 6-8.
- [13] Wang, P., Zhang, X., (2022). Optimized Bezier-curve-based command generation and robust inverse optimal control for attitude tracking of spacecraft, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 121, 107183.
- [14] Castonguay, P., Nadarajah, S.K., (2007). Effect of shape parametrization on aerodynamic shape optimization, *45th AIAA Aerosp. Sci. Meet. and Exhibit*, Reno, Nevada, January 8-11.

- [15] **Masters, D.A., Taylor, N.J., Rendall, T.C.S., Allen, C.B., Poole, D.J.**, (2017). Geometric comparison of aerofoil shape parametrization methods, *AIAA J.*, 55, 1575-1589.
- [16] **Sripawadkul, V., Padulo, M., Guenov, M.**, (2010). A comparison of airfoil shape parametrization techniques for early design optimization, *AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. Opt. Conf.*, Fort Worth, Texas, September 13-15.
- [17] **Bobrowski, K., Ferrer, E., Valero, E., Barnewitz, H.**, (2017). Aerodynamic shape optimization using geometry surrogates and adjoint method, *AIAA J.*, 55, 3304-3317.
- [18] **Hu, J., Zhang, W.**, (2023). Flow field modeling of airfoil based on convolutional neural networks from transform domain perspective, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 136, 108198.
- [19] **Wu, X., Zhang, W., Peng, X., Wang, Z.**, (2019). Benchmark aerodynamic shape optimization with the POD-based CST airfoil parametric method, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 84, 632-640.
- [20] **Pearson, K.**, (1901). On lines and planes of closest fit to system of points in space, *J. of Sci.*, 2, 559-572.
- [21] **Gerbrands, J.J.**, (1981). On the relationships between SVD, KLT, and PCA, *Pattern Recog.*, 6, 375-381.
- [22] **Liang, Y.C., Lee, H.P., Lim, S.P., Lin, W.Z., Lee, K.H., Wu, C.G.**, (2002). Proper orthogonal decomposition and its applications-Part 1: Theory, *J. of Sound and Vibration*, 252, 527-544.
- [23] **Klimanek, A.**, (2009). Numerical modeling of heat, mass and momentum transfer in natural draft wet cooling tower, *Ph.D. Thesis*, Silesian University of Technology, Glewice.
- [24] **Gelisli, K.A.**, Süpersonik kavite akışının aktif ve pasif yöntemlerle kontrolü, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, (2019).
- [25] **Hou, C.**, (2014). POD reduced-order modeling for inverse material characterization from transient dynamic tests, *M.Sc. Thesis*, University of Pittsburgh, Pennsylvania.
- [26] **Rogers, C.**, (2010). Parameters estimation in heat transfer and elasticity using trained POD-RBF network inverse methods, *M.Sc. Thesis*, University of Central Florida, Florida.
- [27] **Wei, H., Cao, Z., Teng, L., Fan, J., Chen, C., Yao, J.**, (2022). Parametric modelling of unsteady load for turbine cascade and its application in clocking effect optimization and load-reduction, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 127, 107669.
- [28] **Shi, L., Ma, H., Yu, X.**, (2020). POD analysis of the unsteady behavior of blade wake under the influence of laminar separation vortex shedding in a compressor cascade, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 105, 106056.
- [29] **Cho, H.**, (2022). Efficient semi-implicit coupling fluid-structure interaction analysis via model-order reduction of dynamic grids, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 121, 107356.

- [30] **Zhou, Q., Chen, G., Ronch, A.D., Li, Y.,** (2017). Reduced order unsteady aerodynamic model of a rigid aerofoil in gust encounters, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 63, 203-213.
- [31] **Iuliano, E.,** (2017). Global Optimization of benchmark aerodynamic cases using physics-based surrogate models, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 67, 273-286.
- [32] **Peters, N., Wissink, A., Ekaterinaris, J.,** (2023). Machine learning-based surrogate modeling approaches for fixed-wing store separation, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 133, 108150.
- [33] **Berguin, S.H., Mavris, D.N.,** (2015). Dimensionality reduction using principal component analysis applied to the gradient, *AIAA J.*, 53, 1078-1090.
- [34] **Goulos, I., MacManus, D., Sheaf, C.,** (2019). Civil turbofan engine exhaust aerodynamics: impact of fan exit flow characteristics, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 93, 105181.
- [35] **Kodiyalam, S., Yang, R., Gu, L.,** (2004). High performance computing and surrogate modeling for rapid visualization with multidisciplinary optimization, *AIAA J.*, 42, 2347-2354.
- [36] **Wang, G.G., Shan, S.,** (2007). Review of metamodeling techniques in support of engineering design optimization, *J. Mech. Des.*, 129, 370-380.
- [37] **Bird, G.D., Gorrell, S.E., Salmon, J.L.,** (2021). Dimensionality-reduction-based surrogate models for real-time design space exploration of a jet engine compressor blade, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 118, 107077.
- [38] **Queipo, N.V., Haftka, R.T., Shyy, W., Goel, T., Vaidyanathan, R., Tucker, P.K.,** (2005). Surrogate-based analysis and optimization, *Prog. Aerosp. Sci.*, 41, 1-28.
- [39] **Forrester, A.I.J., Keane, A.J.,** (2009). Recent advances in surrogate-based optimization, *Prog. Aerosp. Sci.*, 45, 50-79.
- [40] **Taj, Z.U.D., Bilal, A., Awais, M., Salamat, S., Abbas, M., Maqsood, A.,** (2023). Design exploration and optimization of aerodynamics and radar cross section for a fighter aircraft, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 133, 108114.
- [41] **Bouhleb, M.A., Hwang, J.T., Bartoli, N., Lafage, R., Morlier, J., Martins, J.R.R.A.,** (2019). A Python surrogate modeling framework with derivatives, *Adv. Eng. Softw.*, 135, 102662.
- [42] **Liu, W., Batill, S.,** (2000). Gradient-enhanced neural network response surface approximations, *8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symp. Multidiscip. Anal. Optim. Conf.*, Long Beach, California, September 6-8.
- [43] **Rumpfkeil, M., Beran, P.,** (2020). Multifidelity sparse polynomial chaos surrogate models applied to flutter databases, *AIAA J.*, 58, 1292-1303.
- [44] **Liu, B., Liang, H., Han, Z., Yang, G.,** (2022). Surrogate-based aerodynamic shape optimization of a morphing wing considering a wide Mach-number range, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 124, 107557.

- [45] **Raul, V., Leifsson, L.**, (2021). Surrogate-based aerodynamic shape optimization for delaying airfoil dynamic stall using Kriging regression and infill criteria, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 111, 106555.
- [46] **Helton, J.C., Johnson, J.D., Oberkampf, W.L., Sallaberry, C.J.**, (2008). Representation of analysis results involving aleatory and epistemic uncertainty, *SANDIA Report*.
- [47] **Mullins, J., Ling, Y., Mahadevan, S., Sun, L., Strachan, A.**, (2016). Separation of aleatory and epistemic uncertainty in probabilistic model validation, *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, 47, 49-59.
- [48] **Taguchi, G., Chowdhury, S., Wu Y.**, (2005). Taguchi's quality engineering handbook, John Wiley & Sons, Hoboken, N.J.
- [49] **Helton, J.C., Johnson, J.D., Oberkampf, W.L.**, (2004). An exploration of alternative approaches to the representation of uncertainty in model predictions, *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, 85, 39-71.
- [50] **Sbaraglia, F.**, (2018). Robust and reliability-based design optimization of a composite floor beam, *M.Sc. Thesis*, Imperial College, London.
- [51] **Choi, S.K., Canfield, R.A., Grandhi, R.B.**, (2007). Reliability-based structural optimization, *Springer*, 3340, 153-202.
- [52] **Taguchi, G., Chowdhury, S., Taguchi, S.**, *Robust Engineering: Learn how to boost quality while reducing costs & time to market*, (Sf. 4), New York, McGraw-Hill Education, (2000).
- [53] **Suh, N.P.**, *Axiomatic design: Advances and applications*, (Sf.5), Birleşik Krallık, Oxford Univ. Press, (2001).
- [54] **Zang, T.A., Hemsch, M.J., Hilburger, M.W., Kenny, S.P., Luckring, J.M., Maghami, P., Padula, S.L., Stroud, W.J.**, (2002). Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles, Technical Report, *Langley Research Center*, Hampton, Virginia.
- [55] **Zhang, W., Wang, S., Wang, Q., Ju, S., Yan, C.**, (2020). Reverse jet parameters study on aerodynamic thermal uncertainty of a blunt body, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 107, 106260.
- [56] **Papadimitriou, D.I., Papadimitriou, C.**, (2016). Aerodynamic shape optimization for minimum robust drag and lift reliability constraint, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 55, 24-33.
- [57] **Vuruskan, A., Hosder, S.**, (2016). Impact of turbulence models and shape parameterization on robust aerodynamic shape optimization, *J. Aircr.*, 56, 1-17.
- [58] **Wilcox, D.C.**, (2006). Turbulence Modeling for CFD, *DCW Industries*
- [59] **Xiao, H., Wu, J.L., Wang, J.X., Sun, R., Roy, C.J.**, (2016). Quantifying and reducing model-form uncertainties in Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations: A data-driven physics-informed Bayesian approach, *J. of Comput. Phys.*, 324, 115-136.
- [60] **Kennedy, M.C., O'Hagan, A.**, (2001). Bayesian calibration of computer models, *J. R. Stat. Soc., Ser. B, Stat. Methodol.*, 63, 425-464.

- [61] **Emory, M., Larsson, J., Iaccarino, G.,** (2013). Modeling of structural uncertainties in Reynolds-averaged Navier–Stokes closures, *Phys. Fluids*, 25, 110822.
- [62] **Mishra, A.A., Mukhopadhyaya, J., Iaccarino, G., Alonso, J.,** (2019). Uncertainty estimation module for turbulence model predictions in SU2, *AIAA J.*, 57, 1066-1077.
- [63] **Choi, H.J., Austin, R., Allen, J.K., McDowell, D.L., Mistree, F., Benson, D.J.,** (2005). An approach for robust design of reactive powder metal mixtures based on nondeterministic micro-scale shock simulation, *J. Comput. Aided Mater. Des.*, 12, 57-85.
- [64] **Chen, H.J.,** (1995). A robust concept exploration method for configuring complex systems, *Ph.D. dissertation*, Georgia Institute of Technology, Atlanta.
- [65] **Choi, H.J., McDowell, D.L., Allen, J.K., Rosen, D., Mistree, F.,** (2008). An inductive design exploration method for robust multiscale materials design, *J. of Mech. Des.*, 130, 031402.
- [66] **Choi, H.J., Allen, J.K., Rosen, D., McDowell, D.L., Mistree, F.,** (2005). An inductive design exploration method for the integrated design of multi-scale materials and products, *ASME 2005 Inter. Des. Eng. Tech. Conf.*, California, USA, September 24-28.
- [67] **Gu, X., Renaud, J.E., Batill, S.M., Brach, R.M., Budhiraja, A.S.,** (2000). Worst case propagated uncertainty of multidisciplinary systems in robust design optimization, *Struct. and Multidiscip. Optim.*, 20, 190-213.
- [68] **Du, X., Chen, W.,** (2002). Efficient uncertainty analysis methods for multidisciplinary robust design, *AIAA J.*, 40, 545-552.
- [69] **Olson, G.B.,** (1997). Computational design of hierarchically structured materials, *Science*, 277, 1237-1242.
- [70] **Jang, S., Choi, H.J., Choi, S.K., Oh, J.S.,** (2018). Inductive design exploration method with active learning for complex design problems, *Appl. Sci.*, 8.
- [71] **Kamakoti, R., Shyy, W.,** (2004). Fluid-structure interaction for aeroelastic applications, *Prog. in Aerosp. Sci.*, 8, 535-558.
- [72] **Liu, F., Cai, J., Zhu, Y., Tsai, H.M., Wong, A.S.,** (2001). Calculation of wing flutter by a coupled fluid-structure method, *J. of Aircr.*, 38, 334-342.
- [73] **Kroyer, R.,** (2003). FSI analysis in supersonic fluid flow, *Comput. and Struct.* 81, 775-764.
- [74] **Collar, A.R.,** (1946). The expanding domain of aeroelasticity, *J. R. Aeronaut. Soc.*, 613-636.
- [75] **Baskut, E.,** (2010). Development of a closely coupled approach for solution of static and dynamic aeroelastic problems, *M.Sc. thesis*, Middle East Technical University.
- [76] **Long, T., Wu, Y., Wang, Z., Tang, Y., Wu, D., Yu, Y.,** (2019). Efficient aero-structure coupled wing optimization using decomposition and adaptive metamodeling techniques, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 95, 105496.

- [77] **Guo, J., Li, Y., Xu, M., An, X., Li, G.,** (2021). Aero-structural optimization of supersonic wing under thermal environment using adjoint-based optimization algorithm, *Struct. and Multi. Opt.*, 64, 281-301.
- [78] **Helou, M., Kara, S.,** (2018). Design, analysis and manufacturing of lattice structures: An overview, *Int. J. of Comput. Integ. Manuf.*, 31, 243-261.
- [79] **Al-Ketan, O., Rowshan, R., Al-Rub, R.K.,** (2018). Topology mechanical property relationship of 3D printed strut, skeletal and sheet based periodic metallic cellular materials, *Addit. Manuf.*, 19, 167-183.
- [80] **Evans, A.G., Hutchinson, J.W., Fleck, N.A., Ashby, M.F., Wadley, H.N.G.,** (2001). The topological design of multifunctional cellular Metals, *Prog. in Mat. Sci.*, 46, 309-327.
- [81] **Gorguluarslan, R.M.,** A multi-level upscaling and validation framework for uncertainty quantification in additively manufactured lattice structures, *Ph.D. Thesis*, Georgia Institute of Technology, (2016).
- [82] **Wang, Z., Tamijani, A.Y.,** (2022). Computational synthesis of large-scale three dimensional heterogeneous lattice structures, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 120, 107258.
- [83] **Dong, L.,** (2021). Mechanical response of Ti-6Al-4V truss lattices having a combined simple cubic and body centered cubic (SC-BCC) topology, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 116, 106582.
- [84] **Ajaj, R.M., Parancheerivilakkathil, M.S., Amoozgar, M., Friswell, M.I., Cantwell, W.J.,** (2021). Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft, *Prog. in Aerosp. Sci.*, 120, 100682.
- [85] **Goh, G.D., Agarwala, S., Goh, G.L., Dikshit, V., Sing, S.L., Yeong, W.Y.,** (2017). Additive manufacturing in unmanned aerial vehicles (UAVs): Challenges and potential, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 63, 140-151.
- [86] **Tsushima, N., Tamayama, M., Arizono, H., Makihara, K.,** (2021). Geometrically nonlinear aeroelastic characteristics of highly flexible wing fabricated by additive manufacturing, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 117, 106923.
- [87] **Jenett, B., Calisch, S., Cellucci, D., Cramer, N., Gershenfeld, N., Swei, S., Cheung, K.C.,** (2017). Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures, *Soft Robot.*, 4, 33-48.
- [88] **Anderson, J.D.,** *Fundamentals of Aerodynamic*, (Sf. 47), McGraww, (2009).
- [89] **Zhang, H., Zhang, Z., Song, C., Yang, C.,** (2021). A morphing wing with cellular structure of non-uniform density, *Smart Mat. and Struct.*, 30, 105005.
- [90] **Opgenoord, M.M.J., Willcox, K.E.,** (2019). Design methodology for aeroelastic tailoring of additively manufactured lattice structures using low-order methods, *AIAA J.*, 57, 4903-4914.
- [91] **Gorguluarslan, R.M., Choi, S.K., Saldana, C.J.,** (2017). Uncertainty quantification and validation of 3D lattice scaffolds for computer-aided

biomedical applications, *J. of the Mech. Behav. of Biomed. Mat.*, 71, 428-440.

- [92] **Parthasarathy, J., Starly, B., Raman, S., Christensen, A.,** (2009). Mechanical evaluation of porous titanium (Ti6Al4V) structures with electron beam melting (EBM), *J. of the Mech. Behav. of Biomed. Mat.*, 3, 249-259.
- [93] **Cansizoglu, O., Harryson, O., Cormier, D., West, H., Mahale, T.,** (2008). Properties of Ti-6Al-4V non-stochastic lattice structures fabricated via electron beam melting, *Mat. Sci. and Eng.*, 492, 468-474.
- [94] **Benaissa, B., Koppen, M., Wahab, M.A., Khatir, S.,** (2017). Application of proper orthogonal decomposition and radial basis functions for crack size estimation using particle swarm optimization, *J. Phys. Conf. Ser.*, Kitakyushu, Japan, July 10-12.
- [95] **Rogers, C.A., Kassab, A.J., Divo, A., Ostrowski, Z., Bialecki, A.,** (2012). An inverse POD-RBF network approach to parameter estimation in mechanics, *Inv. Probl. Sci. Eng.*, 20, 749-767.
- [96] **Kumar, Y., Srivastava, S.K., Bajpai, A.K., Kumar, N.,** (2012). Development of CAD algorithms for Bezier curve/surfaces independent of operating system, *WSEAS Trans. on Comput.*, 11, 159-169.
- [97] **Li, S.J.,** (2019). Mesh curving and refinement based on cubic Bezier surface for high order discontinuous Galerkin methods, *Comput. Math. and Math. Phys.*, 59, 2080-2092.
- [98] **Sirovich, L.,** (1997). Chaotic Dynamics of coherent structures, *Physica*, 37, 126-145.
- [99] **Newman, L.,** (1996). Model reduction via the Karhunen-Loeve expansion Part I: An exposition.
- [100] **Zhou, L.L., Jiu, L.J., Jun, Z., Kuan, L., Ni, Y.M.,** (2020). Aerodynamic shape optimization by continually moving ROM, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 99, 105729.
- [101] **Iuliano, E., Quagliarella, D.,** (2013). Aerodynamic shape optimization via non-intrusive POD-based surrogate modelling, *IEEE Congr. Evol. Comput.*, Cancun, Mexico, June 20-23.
- [102] **Buhmann, M.D.,** *Radial basis functions: Theory and implementations*, (Sf. 2), Cambridge University Press, Cambridge, (2004).
- [103] **Yildiz, B.S.,** Otomotiv sektöründe yenilikçi ürün tasarımı için yeni nesil bütünlük tekniklerin geliştirilmesi, *Doktora Tezi*, Bursa Teknik Üniversitesi, (2016).
- [104] **Nelder, J.A., Mead, R.A.,** (1965). A simplex method for function minimization, *Comput. J.*, 7, 308-313.
- [105] **Wendland, H.,** *Scattered data approximation*, (Sf. 78), Cambridge University Press, Cambridge, (2005).
- [106] **Economon, T.D., Palacios, F., Copeland, S.R., Lukaczyk, T.W., Alonso, J.J.,** (2015). SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design, *AIAA J.*, 54, 1-19.

- [107] **Economon, T.D., Palacios, F., Aranke, A.C., Copeland, S.R., Lonkar, K.A., Lukaczyk, T.W., Manosalvas, D.E., Naik, K.R., Padron, A.S., Tracey, B., Variyar, A., Alonso, J.J.,** (2014). Stanford University unstructured (SU²): Open-source analysis and design technology for turbulent flows, *AIAA Scitech*, 2014.
- [108] **Menter, F.R.,** (1994). Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA J.*, 32, 1598-1605.
- [109] **Jameson, A., Schmidt, W., Turkel, E.,** (1981). Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge kutta time stepping schemes, *AIAA J.*, 08544.
- [110] **Mukhopadhyaya, J.,** (2021). Probabilistic analysis of aircraft maneuvers using multi-fidelity aerodynamics databases and uncertainty quantification, *Ph.D. Thesis*, Stanford University, Stanford, California.
- [111] **Jang, S., Park, Y., Choi, H.J,** (2014). Integrated design of aluminum foam processing parameters and sandwich panels under uncertainty, *J. Mech. Eng. Sci.*, 229, 1-15.
- [112] **Kern, P.C., Priddy, M.W., Ellis, B.D., McDowell, D.L.,** (2017). pyDEM: A generalized implementation of the inductive design exploration method, *Mat. and Des.*, 134, 293-300.
- [113] **Afzal, A., Kim, K.Y., Seo, J.W.,** (2017). Effects of latin hypercube sampling on surrogate modeling and optimization, *Intern. J. of Fluid Mach. And Syst.*, 10, 240-253.
- [114] **Yildirim, B.Y.,** (2021). Aerodynamic shape optimization of a wing using 3D flow solutions with SU2 and response surface methodology, *M.Sc. thesis*, Middle East Technical University, Ankara.
- [115] **Amrit, A., Leifsson, L., Koziel, S.,** (2018). Multi-fidelity aerodynamic design trade-off exploration using point-by-point Pareto set identification, *Aerosp. Sci. and Technol.*, 79, 399-412.
- [116] **Ren, Z., Thelen, A.S., Amrit, A., Du, X., Leifsson, L.,** (2016). Application of multifidelity optimization techniques to benchmark aerodynamic design problems, *AIAA Aerosp. Sci. Meet.*,
- [117] **Huntington, D.E, Lyrintzis, C.S.,** (1998). Improvements to and limitations of Latin Hypercube Sampling, *Probab. Eng. Mech.*, 13, 245-253.
- [118] **Hou, C.K.J., Behdinan, K.,** (2022). Dimensionality reduction in surrogate modeling: A review of combined methods, *Data Sci. and Eng.*, 7, 402-427.
- [119] **Kutkan, H.,** (2018). Aerodynamic shape optimization using DSMC and POD-RBF methods, *M.Sc. thesis*, Middle East Technical University, Ankara.
- [120] **Wang, X., Kou, J., Zhang, W.,** (2019). Unsteady aerodynamic modeling based on fuzzy scalar radial basis function neural networks, *J. Aerosp. Eng.*, 223, 1-15.
- [121] **Jakobsson, S., Amognon, O.,** (2007). Mesh deformation using radial basis functions for gradient-based aerodynamic shape optimization, *Comput. & Fluids*, 36, 1119-1136.

- [122] **Dalbey, K., Eldred, M.S., Geraci, G., Jakeman, J.D., Maupin, K.A., Monschke, J.A., Seidl, D.T., Swiler, L.P., Tran, A., Menhorn, F., Zeng, X.,** (2020). Dakota: A multilevel paralel object-oriented framework for design optimization parameter estimation uncertainty quantification and sensitivity analysis, *Tech. Rep.*
- [123] **Tao, J., Sun, G., Guo, L., Wang, X.,** (2020). Application of a PCA-DBN based surrogate model to robust aerodynamic design optimization, *Chinese J. Aeronaut.*, 33, 1573-1588.
- [124] **Koziel, S., Dabrowska, A.P.,** (2020). Low-cost-data-driven modelling of microwave components using domain confinement and PCA-based dimensionality reduction, *The Inst. of Eng. and Tech.*, 14, 1643-1650.
- [125] **Rao, J.R., Roy, N.,** (1988). Fuzzy set theoretic approach of assigning weights to objectives in multicriteria decision making, *Int. J. Syst. Sci.*, 20, 1381-1386.
- [126] **Schmitt, V., Charpin, F.,** (1979). Pressure distributions on the ONERA-M6-Wing at transonic mach numbers, *Experimental Database for Computer Program Assessment*, AGARD Advisory Report AR-138.
- [127] **Mayeur, J., Dumont, A., Destarac, D., Gleize, V.** (2016). Reynolds-averaged Navier-stokes simulations on NACA0012 and ONERA-M6 wing with the ONERA elsA solver, *AIAA J.*, 54, 2671-2684.
- [128] **Hart, P.L., Schmitz, S.,** (2021). Drag decomposition using partial-pressure fields ONERA M6 wing, *AIAA Aviation Forum*, Virtual Event, August 2-6.
- [129] **Thomas, B., Agarwal, R.K.,** (2022). Application of Wray-Agarwal turbulence model for predicting transonic flow over ONERA M6 wing, *AIAA SciTech Forum*, San Diego, California, January 3-7.
- [130] **Liang, Y., Cheng, X.Q., Li, Z.N., Xiang, J.W.,** (2011). Robust multi-objective wing design optimization via CFD approximation model, *Eng. Appl. of Comput. Fluid Mech.*, 5, 286-300.
- [131] **Raymer, D.P.,** (2018). Aircraft design: A conceptual approach, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Reston, VA.
- [132] **Canlioglu, I.E., Kara, E.,** (2023). Sentetik jet eyleyici kullanarak NACA0012 kanat profilinde kaldırma kuvveti iyileştirmesinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışması, *Gazi Üniversitesi Mühendislik ve Mimarlık Dergisi*, 38, 1821-1838.
- [133] **Lee, D.S., Gonzalez, L.F., Periaux, J., Srinivas, K.,** (2008). Robust design optimisation using multi-objective evolutionary algorithms, *Comput. & Fluids*, 37, 565-583.
- [134] **Guo, J., Li, Y., Xu, M., An, X., Li, G.,** (2021). Aero-structural optimization of supersonic wing under thermal environment using adjoint-based optimization algorithm, *Struct. and Multidiscp. Optim.*, 64, 281-301.
- [135] **Leary, M., Mazur, M., Elambasseril, J., McMillan, M., Chirent, T., Sun, Y., Qian, M., Easton, M., Brandt, M.,** (2016). Selective laser melting (SLM) of AlSi12Mg lattice structures, *Mat. and Des.*, 98, 344-357.

- [136] **Pirinu, A., Primo, T., Prete, A.D., Panella, F.W., Pascalls, F.D.,** (2023). Mechanical behaviour of AlSi10Mg lattice structures manufactured by the Selective Laser Melting (SLM), *The Intern. J. of Adv. Manuf. Tech.*, 124, 1651-1680.
- [137] **Dilbaz, O.,** Ekllemeli imalat ile üretilmiş kafes yapıların basma davranışının nümerik olarak incelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, (2022).
- [138] **Mazur, M., Leary, M., McMillan, M., Sun, S., Shidid, D., Brandt, M.,** (2017). Mechanical properties of Ti6Al4V and AlSi12Mg lattice structures manufactured by selective laser melting (SLM), *Laser Addit. Manuf.*, 119-161.
- [139] **Maconachie, T., Leary, M., Lozanovski, B., Zhang, X., Qian, M., Faruque, O., Brandt, M.,** (2019). “SLM lattice structures: Properties, performance, applications and challenges”, *Mat. and Des.*, 183, 108-137.
- [140] **Hitzler, L., Janousch, C., Schanz, J., Merkel, M., Heine, B., Mack, F., Hall, W., Ochsner, A.,** (2017). Direction and location dependency of selective laser melted AlSi10Mg specimens, *J. of Mat. Process. Tech.*, 243, 48-61.
- [141] **Gorgularslan, R.M., Gungor, O.U., Yıldız, S., Erem, E.,** (2021). Energy absorption behavior of stiffness optimized graded lattice structures fabricated by material extrusion, *Meccanica*, 56, 2825-2841.
- [142] **Habib, F.N., Iovenitti, P., Masood, S.H., Nikzad, M.,** (2018). Fabrication of polymeric lattice structures for optimum energy absorption using multi-jet fusion technology, *Mat. & Des.*, 155, 86-98.
- [143] **Park, G.J., Lee, T.H., Lee, K.H., Hwang, K.H.,** (2006). Robust design: An overview, *AIAA J.*, 44, 181-191.

Url-1 www.pilatus-aircraft.com/data/document/Pilatus-Aircraft-Ltd-PC-21-Factsheet.pdf alındığı tarih:12.05.2023.

Url-2 <https://www.hvkk.tsk.tr/Custom/Hvkk/131> alındığı tarih:12.05.2023.

Url-3 <https://defense.embraer.com/global/en/super-tucano> alındığı tarih:12.05.2023.

Url-4 www.tusas.com/urun/hurkus alındığı tarih:12.05.2023.