

**HAD BAZLI PARAMETRİK ENİYİLEME METODUYLA
BİR KANADIN AERODİNAMİK PERFORMANSININ
ARTTIRILMASI**

**IMPROVING AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A
WING USING CFD BASED PARAMETRIC
OPTIMIZATION METHOD**

MAHİR ONUR ŞENER

DOÇ. DR. ÖZGÜR EKİCİ

Tez Danışmanı

Hacettepe Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin

Makina Anabilim Dalı için Öngördüğü

YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

2022

Aileme...

ÖZET

HAD BAZLI PARAMETRİK ENİYİLEME METODUYLA BİR KANAT AERODİNAMİK PERFORMANSININ ARTTIRILMASI

Mahir Onur ŞENER

Yüksek Lisans, Makina Bölümü

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Özgür EKİCİ

Ocak 2022, 94 sayfa

Bu çalışmada, cevap yüzeyi metodu kullanılarak ONERA M6 kanadının aerodinamik şeklinin parametrik olarak eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın amacı söz konusu kanadın aerodinamik şeklini; kritik hücum açısını 10° 'nin üzerinde tutarken, kaldırma katsayısını en üst düzeye çıkarmak ve sürükleme katsayısını en aza indirecek şekilde eniyilemektir. Tipik bir simetrik profile sahip olan ONERA M6 kanadı aerodinamik şekil eniyilemesi gerçekleştirilmiş, eniyileme parametreleri süpürme açısı, koniklik oranı ve kök veteri olarak seçilmiştir. Aerodinamik katsayılar Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemi ile elde edilmiş ve eniyileme sırasında izole kanat modeli kullanılmıştır. Bu parametrik eniyileme çalışmasında ANSYS Fluent ile çalışılmış olup Reynolds ortalamalı Navier-Stokes denklemleri çözücüsü ile türbülans çözümleri için ise SST k- ω modeli kullanılmıştır.

Öncelikli olarak ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiş, optimum ağ sayısının belirlenmesi için 6 farklı ağ yoğunluğu ile çalışılmış ve ağların sonuçları deneysel

verilerle karşılaştırılmıştır. Gerçekleştirilen karşılaştırma sonucunda en uygun ve çalışma için uygulanabilir ağ seçilmiştir.

Deney tasarımı için “Face Centered Composite (FCC)” yöntemi benimsenmiştir. Bu kapsamda 30 Tasarım Noktası oluşturulmuş ve Tasarım Noktalarının 0°’den başlayıp 20°’ye kadar 1° arttırılarak her hücum açısı değerlendirilerek cevap yüzeyi oluşturulmakla birlikte kritik hücum açıları elde edilen eniyilenmiş tasarım elde edilmiştir.

Kanat planform parametrelerinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi detaylı olarak incelenmiş ve tartışılmıştır. Çalışma sonucunda kanat planformu, 10°’nin üzerindeki kritik hücum açısı değerinde ve ayrıca sürüklenme katsayısında ve kaldırma katsayısında sırasıyla %5 azalma ve %3 artış sağlayacak şekilde optimize edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hesaplama Akışkanlar Dinamiği, Cevap Yüzey Yöntemi, Deney Tasarımı, Eniyileme, Aerodinamik Tasarım, ONERA M6,

ABSTRACT

IMPROVING AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A WING USING CFD BASED PARAMETRIC OPTIMIZATION METHOD

Mahir Onur ŞENER

Master of Science, Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Assoc. Prof. Özgür EKİCİ

January 2022, 94 pages

In this study, the aerodynamic shape of ONERA M6 wing is optimized using the response surface method. The aim of the study is to optimize parametrically the aerodynamic shape of the aforementioned wing in such a way as to maximize the lift coefficient and minimize the drag coefficient while keeping the critical angle of attack above 10° . Optimization of the aerodynamic shape of the ONERA M6 wing, which has a typical symmetrical profile, was performed, and the optimization parameters were selected as sweep angle, taper ratio and root chord. Aerodynamic coefficients are obtained by the Computational Fluid Dynamics method and isolated wing model is used during the optimization. In this parametric optimization study, ANSYS Fluent was used and Reynolds Averaged Navier-Stokes solver and SST $k-\omega$ model were used for turbulence modal.

First of all, the independence study from the mesh was carried out, 6 different mesh were studied to determine the optimum mesh and the results from the meshes were compared

with the experimental data. Consequently of the comparison, the most suitable and feasible mesh for the study was selected.

The Face Centered Composite (FCC) method was adopted for the Design of Experiment. In this context, response surface have been fitted and the optimized design has been obtained by using 30 Design Points whose critical angle of attacks obtained by evaluating every angle of attack of Design Points starting from 0° to up to 20° increasing by 1° .

Response Surface Method is used in this parametric optimization study the effect of the wing planform parameters on aerodynamic coefficients are studied and discussed in detail. As a result of the study, wing planform is optimized to achieve 5% decrease and 3% increase in coefficient of drag and coefficient of lift, respectively, at the critical angle of attack value of above 10° .

Keywords: Computational Fluid Dynamics, Response Surface Methodology, Design of Experiments, Optimization, Aerodynamic Design, ONERA M6,

TEŞEKKÜR

Bu alıŐma boyunca verdiği kesintisiz desteği, yapıcı eleŐtirileri, değerli tecrübelerini paylaŐması, cesaretlendirmesi ve sabrı ve gerekli hesaplama altyapısını sağladığı için Sayın DanıŐmanım Doç. Dr. Özgür EKİCİ'ye çok teşekkür ederim.

Ayrıca komiteme en derin saygılarımı ifade etmek istiyorum.

Sevgili eŐim Pelin ER ŞENER, annem Zehra ŞENER, babam Hasan ŞENER ve kardeŐim Egemen ŞENER'in desteği olmasaydı tezimi tamamlamam mümkün olmazdı.

Son olarak kadim dostum İsmail Sadi CESUR'a bu çalışma sırasındaki sarsılmaz desteği, yardımı, pratik önerileri ve tavsiyeleri için en içten teŐekkürlerimi sunarım.

Mahir Onur Şener

Ocak 2022, Ankara

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	iii
TEŞEKKÜR.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Motivasyon.....	2
1.2. Literatür Çalışması.....	3
1.3. Tezin Amacı.....	8
1.4. Tezin Ana Hatları.....	9
2. AERODİNAMİK SEKİL ENİYİLEMESİ.....	11
2.1. Aerodinamik.....	11
2.1.1. Navier Stokes Denklemleri.....	11
2.1.2. Reynolds Ortalamalı Navier Stokes Denklemleri.....	12
2.1.3. SST k- ω Türbülans Modeli.....	13
2.1.4. Boyutsuz Aerodinamik Sabitler.....	15
2.1.4.1. Basınç Katsayısı.....	15
2.1.4.2. Sürtünme Katsayısı.....	16
2.1.4.3. Sürüklenme Katsayısı.....	16
2.1.4.4. Kaldırma Katsayısı.....	16
2.1.4.5. Moment Katsayısı.....	16
2.2. Aerodinamik Şekil ve Eniyileme Parametreleri.....	17
2.2.1. Hücüm Açısı.....	17
2.2.2. Kök, Uç Veter ve Koniklik Oranı.....	19

2.2.4. Süpürme Açısı.....	21
3. ENİYİLEME TEORİSİ, DENEY TASARIMI VE YANIT YÜZEYİ METODU.....	22
3.1. Eniyileme Teorisi.....	22
3.1.1. Eniyileme Metotlarının Sınıflandırılması	23
3.1.2. Stokastik (Heuristic) Eniyileme.....	24
3.1.2.1. Çok Amaçlı Genetik Algoritmalar (MOGA).....	25
3.2. Deneysel Tasarım (DOE).....	25
3.2.1. Deneysel Tasarım Terminolojisi.....	26
3.2.2. Deneysel Tasarım Metotları.....	27
3.2.2.1. Merkez Kompozit	29
3.3. Yanıt Yüzeyi Metodu.....	30
3.3.1. Yanıt Yüzeyi Metoduna Giriş.....	30
3.3.2. Yanıt Yüzeyi Metodu Tekniği.....	31
3.3.2.1 Genetik Toplama Metodu(GARS).....	31
4. SİMÜLASYON MODELİ VE AĞDAN BAĞIMSIZLIK ÇALIŞMASI	33
4.1. Akış Alanı ve Sınır Koşulları.....	33
4.2. Ağ Oluşturulması.....	36
4.3. Çözücü Parametreleri.....	38
4.4. Ağdan Bağımsızlık	39
4.5. Ağdan Bağımsızlık ve Deneysel Verilerle Karşılaştırma Çalışması	47
5. KANAT ENİYİLENMESİ	52
5.1. Parametrik Çalışma.....	52
5.2. Tasarım Uzayı.....	53
5.2.1. Tasarım Uzayı Çözümleri.....	59
5.3 Parametre Etkilerinin Değerlendirilmesi	66
5.3.1. Süpürme Açısı Karşılaştırılması	67
5.3.2. Koniklik Oranının Karşılaştırılması.....	68
5.3.3. Kök Vetere Göre Karşılaştırılması	70
5.4. Eniyilenmiş Kanadın Belirlenmesi	72
5.4.1. Yanıt Yüzeyinin Doğrulanması	73
5.4.2. Eniyilenmiş Planformun Belirlenmesi.....	76

6. SONUÇLAR	78
6.1. Sonuçlar ve Tartışma.....	78
6.2. Gelecek Çalışmalar için Öneriler	79
6. KAYNAKLAR.....	81
EKLER	85
EK 1 – ONERA M6 Kanat profil koordinatları[8].	85
EK 2 – ONERA M6 Kanat Basınç Dağılımları[8].....	86
EK 3 – Tezden Türetilmiş Yayınlar	92
EK 4 – Orijinallik Raporu	93
ÖZGEÇMİŞ	94

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1.	Hücum açısı	17
Şekil 2.2.	C_1 - α diyagramı	19
Şekil 2.3.	Hava aracı kanat kök ve uç veterleri	19
Şekil 2.4.	Hava aracı kanat kök ve uç veterleri [23].....	20
Şekil 3.1.	Eniyileme metotlarının sınıflandırılması [32]	24
Şekil 4.1.	Kanat modeli	34
Şekil 4.2.	Sınır koşullarının ve akış alanının gösterimi	35
Şekil 4.3.	Kanat ağ modelleri (a) Ağ 3, b) Ağ 4, c) Ağ 5 ve d) Ağ6).....	37
Şekil 4.4.	Ağ 4 “Residual” geçmişi	39
Şekil 4.5.	Ağ 4 y+ değerleri.....	40
Şekil 4.6.	C_p değerleri çıkarılan kesitlerin konumları.....	41
Şekil 4.7.	0,2 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	42
Şekil 4.8.	0,44 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	42
Şekil 4.9.	0,65 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	43
Şekil 4.10.	0,8 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	43
Şekil 4.11.	0,9 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	44
Şekil 4.12.	0,95 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	44
Şekil 4.13.	0,99 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması	45
Şekil 4.14.	Basınç dağılım konturları (a) Ağ 3, b) Ağ 4, c) Ağ 5, d) Ağ 6)	46
Şekil 4.15.	Ağ yoğunluklarına göre C_1 dağılımları	46
Şekil 4.16.	Ağ yoğunluklarına göre C_d dağılımları	47
Şekil 4.17.	0,2 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	48
Şekil 4.18.	0,44 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	49
Şekil 4.19.	0,65 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	49
Şekil 4.20.	0,8 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	50
Şekil 4.21.	0,9 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	50
Şekil 4.22.	0,95 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	51
Şekil 4.23.	0,99 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması	51
Şekil 5.1.	Eniyileme şeması.....	52

Şekil 5.2.	Kontrol yüzeyi geometrik parametreleri	53
Şekil 5.3.	Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP4, b) DP4 Ağı, c) DP7 d) DP7 Ağı)	56
Şekil 5.4.	Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP8, b) DP8 Ağı, c) DP13 d) DP13 Ağı)	57
Şekil 5.5.	Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP17, b) DP17 Ağı, c) DP20 d) DP20 Ağı)	58
Şekil 5.6.	Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP22, b) DP22 Ağı, c) DP26 d) DP26 Ağı)	59
Şekil 5.7.	Tasarım Noktalarının Kaldırma Katsayıları Karşılaştırması	61
Şekil 5.8.	Tasarım noktalarının sürüklenme katsayıları karşılaştırması.....	62
Şekil 5.9.	Tasarım noktalarının C_l/C_d karşılaştırması	63
Şekil 5.10.	Tasarım noktalarının kritik hücum açısı karşılaştırması.....	63
Şekil 5.11.	DP4 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°'de basınç, b) 2°'de akış çizgileri, c) 10°'de basınç, d) 10°'de akış çizgileri) ..	64
Şekil 5.12.	DP7 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°'de basınç, b) 2°'de akış çizgileri, c) 12°'de basınç, d) 12°'de akış çizgileri) ..	65
Şekil 5.13.	DP17 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°'de basınç, b) 2°'de akış çizgileri, c) 9°'de basınç, d) 9°'de akış çizgileri)	66
Şekil 5.14.	DP1, DP2, DP3, DP4 ve DP5 tasarım noktalarının süpürme açısına göre sonuçlarının karşılaştırılması	68
Şekil 5.15.	DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının koniklik oranına göre sonuçlarının karşılaştırılması	70
Şekil 5.16.	DP1, DP10, DP11, DP12 ve DP13 tasarım noktalarının kök vetere göre sonuçlarının karşılaştırılması	72
Şekil 5.17.	DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_l karşılaştırması.....	73
Şekil 5.18.	DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_d karşılaştırması	74
Şekil 5.19.	DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_l/C_d karşılaştırması.....	74
Şekil 5.20.	DP30 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°'de basınç, b) 2°'de akış çizgileri, c) 10°'de basınç, d) 10°'de akış çizgileri) ..	75
Şekil 5.21.	DP30 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)11°'de basınç, b) 11°'de akış çizgileri).....	76

Şekil 5.22. Planform geometrisi yönüyle eniyilenmiş ve orijinal kanadın karşılaştırılması (a) DP0-Orijinal Kanat, b) DP30-Eniyilenmiş Kanat).... 77

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 1.1.	ONERA M6 kanat geometrisi [9]	4
Çizelge 4.1.	Kök vetere göre akış alanının ölçüleri.....	33
Çizelge 4.2.	Kök vetere göre akış alanının ölçüleri.....	35
Çizelge 4.3.	Ağ bilgileri	36
Çizelge 4.4.	Gevşeme faktörleri	38
Çizelge 5.1.	Eniyileme için kullanılan geometrik parametre aralıkları.....	53
Çizelge 5.2.	Tasarım uzayı ve geometrik özellikleri.....	54
Çizelge 5.3.	Tasarım Uzayı Çözüm Sonuçları	59
Çizelge 5.5.	DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve çözüm verileri	69
Çizelge 5.6.	DP1, DP10, DP11, DP12 ve DP13 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve çözüm verileri	71
Çizelge 5.7.	DP30'un geometrik özellikleri	73
Çizelge 5.8.	DP30'un orijinal kanat ile karşılaştırması	76

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

λ	Koniklik Oranı
Λ	Süpürme Açısı
C_d	Sürüklenme Katsayısı
C_l	Kaldırma Katsayısı
C_f	Sürtünme Katsayısı
C_m	Moment Katsayısı
C_p	Basınç Katsayısı
C_r	Kök Veteri
C_t	Uç Veteri
Δ	Sınır Tabaka Kalınlığı
δ_{ij}	Kronecker delta
D_ω	Çapraz difüzyon terimi
\widetilde{G}_k	Ortalama hız gradyanı sebebiyle üretilen türbülans kinetik enerjisi
G_ω	ω üretimi
k	Türbülans kinetik energy
μ	Viskozite
\bar{u}_i	Ortalama komponent
u'_i	Dalgalı komponent
μ_t	Türbülans viskozitesi (eddy viskozite)
ρ	Akışkan yoğunluğu
\bar{p}	Zaman ortalamalı basınç
p	Statik Basınç

Γ_k, Γ_ω	k ve ω 'nın efektif difüzyonu
S	Kullanıcı tanımlı kaynak terimi
t	Zaman
T	Sıcaklık
Y_ω, Y_k	Türbülans sebebiyle oluşan k ve ω dağılımı
y+	Boyutsuz Duvar Yüksekliği
E	Toplam Enerji

Kısaltmalar

AIAA	Amerikan Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü
AR	En Boy Oranı
AV	Birleştirilmiş Doğrulama Kodu
DP	Tasarım Noktası
EARSM	Açık Cebirsel Reynolds Stres Modeli
EGO	Verimli Küresel Eniyileme
FCCC	Yüz Merkezli Kübik Kompozit
GARS	Genetik Toplama Yanıt Yüzeyi
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
JK	Johnson ve King
NACA	Havacılık Ulusal Danışma Komitesi
NSPCC Yöntemi	Süreklilik Kısıtlamaları İle NURBS Tabanlı Parametreleştirme
NURBS	Tekdüzen Olmayan Rasyonel B-Eğri'leri
MOGA	Multi Objektif Genetik Algoritma
RANS	Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes

RSM	Yanıt Yüzeyi Metodu
SST	Kayma Gerinimi Taşıma
RMSE	Kök Ortalama Kare Hata

1. GİRİŞ

Hava aracının kaldırma kuvvetinin çoğunluğu kanatları tarafından sağlanmaktadır [1]. Ayrıca, kaldırma kuvveti tarafından üretilen sürüklenme etkisi ki bu etki basınç farkından meydana gelmekte olup esas olarak hava aracının sürüklenme kutbunu etkileyen kanatlarca üretilmektedir [2].

Bununla birlikte, azami kaldırma katsayısı ve kaldırma katsayısı belirli bir hücum açısı ve yana kayma açısı koşulunda, hücum açısına ve yana kayma açısına göre kaldırma katsayısı değişimi esas olarak kanadın aerodinamik şekline bağlıdır. Bu nedenle, aerodinamik şekil, farklı uçuş koşullarında hava aracının performansını etkileyen bahsedilen aerodinamik katsayıları önemli ölçüde etkiler. Temel olarak kanadın aerodinamik şekline bağlı olan performans parametrelerinden bazıları ve etkileyen aerodinamik kuvvetler ve katsayılar aşağıdaki şekilde açıklanmaktadır:

- a) Hava aracının hem menzili hem de dayanıklılığı, onun yakıt tüketim oranına ve dolayısıyla aerodinamik performansına bağlıdır [3].
- b) “Stall” hızı, bir uçağın kaldırma üretmesi için gereken minimum hızı ifade eden bir ölçüdür. Hava araçları, ilgili “Stall” hızlarından daha yavaş uçtuğunda, kaldırma üretmeyeceklerdir. “Stall” hızı, bir uçağın kaldırma sağlamak için uçuşu gereken minimum hızdır [4].
- c) Kalkış ve iniş performansları doğrudan doğruya aerodinamik performansla ilişkilidir [4].
- d) Kaldırma ile güçlü bir şekilde ilişkili olmayan sürüklenme kuvvetleri genellikle parazit sürüklenmesi olarak bilinir. Azami seyir hızı ise önemli ölçüde parazit sürüklenmesine bağlıdır [5].
- e) Hava aracına etki eden sürüklenme kuvveti ayrıca tırmanma açısından önemli etkiye sahiptir [5].

- f) Diğer yandan hava aracının kritik hücum açısının bir başka deyişle “stall” açısının hava aracının tırmanma aerodinamik performansı açısından büyük önemi bulunmaktadır [6].
- g) Aşırı itme gücü ortadan kalktığında, hava aracı artık tırmanamayacaktır. Bu noktada hava aracı “mutlak tavanına” ulaşır ve hava aracının “mutlak tavanı” kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişiminin bir fonksiyonudur [2].

Bu nedenler ile kanadın aerodinamik şekli, farklı uçuş aşamalarında hava aracı uçuş performansı için kritik öneme sahiptir. Kanatın aerodinamik şeklinin hava aracı performansı üzerindeki etkilerine ek olarak, hava aracının dengesi ve bir hava aracı karakteristiği olan pilotun bir görevi yerine getirirken kullanım kolaylığı ve isabeti sağlayan uçuş kalitesini etkilemesi yönüyle de hava aracı üzerinde hayati etkisi bulunmaktadır.

Kanadın kaldırma kuvveti, kaldırma kuvvetinin hücum açısına göre değişimi, sürüklenme kuvveti, kritik hücum açısı kanadın aerodinamik şekline doğrudan bağlılık göstermekte olup bu yönüyle kanadın aerodinamik şekli hava aracının ve kanadın aerodinamik performansını doğrudan etkilemektedir.

1.1. Motivasyon

Havacılık son 40, 50 yılda özellikle hesaplamalı aerodinamik, avionik, malzeme ve motor verimi hususlarında önemli ölçüde gelişim kaydetmiştir. Bununla birlikte, yakıt verimliliğinde daha da önemli iyileştirmeler ve gürültü ve emisyonlarda azalma sağlayacak birçok yeni çalışma bulunmaktadır [6].

Yakıt tüketiminin minimize edilmesi dolayısıyla zararlı emisyonun azaltılması hava aracı üzerindeki sürüklenme etkisinin azaltılmasıyla ve/veya kaldırma etkisinin arttırılmasıyla sağlanabilmektedir. Örnek vermek gerekirse toplam sürüklenme etkisindeki 1%’lik azaltma 11000 km uçuşta 900 kg yakıt tasarrufu sağlamaktadır [7].

Sürüklenme kuvvetlerinin azaltılabilmesi ve kaldırma kuvvetlerinin artırılabilmesi için kanat gibi kaldırma yüzeyleri, gövde ve diğer hava aracı komponentlerinin aerodinamik olarak eniyelenmesi gerekmektedir.

Bununla birlikte hava aracının tırmanma esnasında ise kritik hücum açısı bir başka değişer “stall” hücum açısının hava aracının tırmanma performansına önemli etkisi bulunmaktadır. Bu kapsamda yapılan eniyeme çalışmalarında kaldırma kuvvetleri artırılıp sürüklenme kuvvetleri azaltılırken kritik hücum açısının da dikkate alınması önem arz etmektedir.

1.2. Literatür Çalışması

Son zamanlarda nümerik eniyeme, hava araçlarının tasarımında gittikçe daha fazla rol oynamaktadır. Yüksek doğruluk içeren HAD uygulamaları sıklıkla bu çalışmalarda kullanılmaktadır. Bu çalışmalarda özellikle sürüklenme katsayısını düşürmek ve kaldırma katsayısını yükseltmek ana iyileştirme parametreleridir. Planform veya profil eniyemeleri ile yukarıda bahsedilen aerodinamik katsayıların önceki tasarıma göre verimliliği artırılarak kanat performansı artırılabilir.

HAD çalışmalarında ise özellikle deneysel çalışma ile kanıtlanmış kanat tasarımları seçilmesi halinde HAD çalışmasının ağ çözümlerinin ve yoğunluğunun doğrulanması sağlanmaktadır. ONERA M6 kanadı çok fazla çalışmanın gerçekleştirildiği ve bu yönüyle popüler olan bir kanattır. Öncelikle yukarıda bahsedilen hususlardan dolayı bu bölümde ONERA M6 kanadının geometrik özellikleri ve deneysel çalışmasından bahsedilecek olup daha sonra türbülans doğrulama ve eniyeme çalışmalarına yer verilecektir.

ONERA M6 kanadı yarı kanat açıklığına sahip ve Ek-1’de profil koordinat noktaları verilen simetrik ONERA D Kesiti kanat profiline sahip bir kanattır. ONERA M6’ya ait planform geometrik özellikleri Çizelge 1.1.’de görülmektedir.

Çizelge 1.1. ONERA M6 kanat geometrisi [9]

Kanat Yarı Açıklığı	1,1963 metre
Ortalama Aerodinamik Merkez	0,64607 metre
En Boy Oranı	3,8
Koniklik Oranı	0,56
Öncü Kenar Gelen Süpürme Açısı	30°
Arka Kenar Süpürme Açısı	15,8°
%25 Veterde Süpürme Açısı	26,7°

Schmitt ve Charpin tarafından söz konusu kanat bir rüzgâr tüneline 0,7, 0,84, 0,88, 0,92 Mach sayılarında ve çeşitli hücum açılarında test edilmiştir. Reynold sayısı ortalama aerodinamik vetera göre 12 milyon olarak belirlenmiştir. Bu test çalışmasında $y/b = 0,2, 0,44, 0,65, 0,80, 0,90, 0,95$ ve $0,99$ kesitlerinde 271 noktada basınç ölçümleri alınmış olup kesit tabanlı basınç katsayısı dağılımları elde edilmiştir [8]. Ek-2’de kesitlerdeki basınç ölçüm değerleri verilmiştir. Bu çalışma sonucunda elde edilen basınç dağılımları değerlendirildiğinde özellikle kanat üstünde akışın hızlanması ve bu sebeple süpersonik alana geçmesinden dolayı oluşan şok çizgileri gözlemlenmiştir.

Diğer yandan geometrisinin basitliği ve transonik akışın kompleksliği (lokal süpersonik akış, şoklar ve türbülans sınır çizgileri vb.) birleştiğinde ONERA M6 kanadı dış akış koşullarında HAD tasdikleme çalışmaları için klasikleşmiş bir çalışma olarak karşımıza çıkmaktadır. Öyle ki 1999 yılında gerçekleştirilen 14. AIAA HAD Konferansında ONERA M6 kanadı 130 çalışmanın yaklaşık 10 adedinde yer almış olup bu yönüyle de HAD çalışmaları arasında standartlaşmış bir çalışmadır.

Bu kapsamda türbülans modellerinin transonik akışta yüzeğe yakın akış davranışlarının doğru tahmini açısından verimliliğinin değerlendirilmesi amacıyla ONERA M6 deneysel verileriyle karşılaştırma yapılarak tasdiklenmesi hususunda birçok çalışma gerçekleştirilmiştir. Silva ve diğerleri [9] havacılık uygulamaları için geliştirdikleri BRU3D olarak adlandırılan HAD kodunu Reynolds ortalama Navier-Stokes denklemlerini çözen hücre merkezli hacim yöntemine uyguladılar. Bu çalışmada özellikle 3 farklı ağ (Orta ağ 6 milyon hücreden oluşmaktadır.) ile 3 farklı türbülans modeli değerlendirilmiş olup değerlendirilen türbülans modelleri Spalart- Allmaras, SST k- ω ve EARSM (açık bir cebirsel Reynolds stres modeli) olarak belirlenmiştir. Kullanılan türbülans modelinden veya ağ sıklığından bağımsız olarak sayısal sonuçlar, şok birleştirme için doğru sonuçlar vermemiştir. Diğer yandan tüm türbülans modelleri C_p dağılımları yönünden özellikle tüm yayılma kesitlerinde doğru sonuçlar vermiştir.

Mayeur ve diğerlerinin [10] gerçekleştirdiği bir diğer çalışmada ise sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemlerini çözümleyebilen elsA HAD simülasyon platformu kullanılarak ONERA M6 kanadının Spalart- Allmaras ve SST k- ω türbülans modelleri çözümleri deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Her iki modelin de C_p dağılımları yönünden aynı sonuçlar verdiği tespit edilmiştir.

Shah ve diğerlerinin [11] gerçekleştirdiği ANSYS Fluent HAD çözücüsü ile beş türbülans modeli (Spalart-Allmaras, k- ω Standard, k- ω SST, k- ϵ Standard ve k- ϵ Realizable) ile gerçekleştirilen çalışma sonucunda deneysel sonuçlar karşılaştırılmış olup Spalart-Allmaras ve k- ω SST türbülans modelleri ile doğruluk ve çözücüde harcanan zaman yönünden iyi bir performans gösterdiği tespit edilmiştir.

Şahin ise [12] çalışmasında Johnson ve King Türbülans Modeli; NACA 0012 kanat kesiti, DLR-F4 kanadı, ONERA M6 kanadı ve 3. Sürüklenme Tahmin Çalışma Grubundan değerlendirilmek üzere alınan diğer iki kanatta uygulanmıştır. Bu kapsamda yapılan çalışmada JK türbülans modelinin kullanışlı mühendislik araçlarından değerlendirilebileceği ve özellikle yapılan karşılaştırmalarda önemli ölçüde sonuçların uyumluluk gösterdiği tespit edilmiştir.

Türbülans tasdikleme çalışmalarında son olarak Borisov [13] ise Spalart-Allmaras türbülans modelini Erward modeli ile modifiye ederek nümerik çözümler gerçekleştirmiştir. Sonuçları ise deneysel veriler ile karşılaştırmıştır. Nümerik sonuçların deneysel veriler ile uyumluluk gösterdiğini tespit etmiştir.

Öte yandan türbülans modeli tasdikleme çalışmalarında en uygun türbülans modeli belirlenmesi için bu türden bir literatür araştırması yapılmasının yanında uygun eniyileme metodunun da belirlenmesi için bir araştırma yapılması gerekmektedir.

Bu kapsamda ONERA M6 kanadı için birçok eniyileme çalışması da gerçekleştirilmiştir. Zhang ve diğerleri [14] çalışmasında, 2B için ARC2D (Euler ve İnce Katman Navier-Stokes Kodu) ve 3B problemler için KTRAN (3D problemi için, “self-grid” oluşturma fonksiyonuna sahip HAD çözücüsü) HAD çözücüleri ile birleştirilmiş Genetik Algoritmanın, kanat profiline ve kanat aerodinamik sürtünme minimizasyonuna nasıl başarılı bir şekilde uygulanabileceğini göstermektedir. Kanat profili ve kanat kesitlerinin geometrisi bir B-Eğrisi ile temsil edilmektedir. B-Eğrisi için kontrol düğümlerinin koordinatlarının gerçek değerleri tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Bu çalışma ile NACA0012 kanadı 0,3 Mach sayısında sabit 0,55 kaldırma katsayısı değerinde sürüklenme katsayısı 46,1%, 0,8 Mach sayısında sabit 0,30 kaldırma katsayısı değerinde sürüklenme katsayısı 13,5% değerinde düşürülmüştür. Özellikle transonik rejimde eniyilenmiş 3B kanadın üst kısmında zayıf bir şok dalgası olması sebebiyle sürüklenme katsayısında önemli ölçüde azalma sağlanmıştır. Zhang ve diğerleri [15] diğer bir çalışmasında ise yukarıda bahsi geçen çalışma tek nokta aerodinamik eniyileme metodu çok noktalı eniyileme prosedürüyle genişletilmiştir. Bu çalışmada ise ağırlıklı-toplam yöntemi ve KTRAN HAD çözücüleri kullanılmış olup ONERA M6 kanadı 0,75 Mach ve 0,84 Mach sayılarında sabit 0,25 kaldırma katsayısı değerinde sürüklenme katsayısı sırasıyla 10,7%, 10,6% değerinde düşürülmüştür.

Liu ve diğerleri [16] ise suret modellerini kullanarak nümerik aerodinamik şekil eniyileme tasarım verimini eniyileme metodlarını karşılaştırarak ciddi şekilde

geliştirmiştir. Geleneksel olarak suret modellerinin her güncelleme döngüsünde tek bir örnekleme noktası seçilmektedir. Burada var olan metotlardan farklı olarak ise çoklu örnekleme noktalarının seçilmiş olmasıdır. Bu çalışmada ise DLR-F4 kanadı ve ONERA M6 kanadı çalışılmış olup geleneksel metoda göre geliştirilmiş olan metodun daha efektif olduğu görülmüştür. Buna göre meydana gelen sonuçlarda yeni metodun en iyi sonucu verdiği ve diğer metotlarınsa sırasıyla EGO, Kriging beliver, multi-CPI ve multi-CEI iyi sonuçlar verdiği tespit edilmiştir.

Zhang ve diğerleri [17] NURBS-tabanlı parametreleştirme yöntemi kullanarak ve birleşik HAD çözücüsü uygulayarak nümerik şekil eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. ONERA M6 kanadı NURBS yüzeyleri ile ağırlık ayarlama içerecek şekilde tekrar parametrelendirilmiştir. Çözücü olarak ise NSPCC CAD çekirdeği ve çalışma için geliştirilen akış ve bileşik çözücü birleştirilerek kullanılmıştır. Gradyan bazlı eniyileme metodu seçilmiş ve sürüklemenin transonik-Euler akış şartlarında minimize edilmesi amaçlanmıştır. Eniyileme sonuçları B-Eğrisi ve NURBS parametreleri için sunulmuştur. Her iki durum için de sürüklenme %30 üstünde düşürülmüş olup NURBS için kanat 1,64%, B-Eğrisi için 1,98% kaldırma kaybı meydana gelmiştir. NURBS tabanlı bir kanat parametrelendirmesini kullanan eniyilemenin, aerodinamik performans için faydalı olan, daha küçük eğrilik varyasyonu ile daha pürüzsüz bir şekle sahip olduğu tespit edilmiş ve açıklanmıştır.

Lee ve diğerlerinin [18] 2002 yılında yapmış olduğu bu çalışmada ise paralelleştirilmiş tasarım eniyileme transonik kanat için gerçekleştirilmiştir. Ayrık bir birleşik yöntem kullanılarak iki denklemlilik bir türbülans modeliyle birleştirilmiş üç boyutlu Navier-Stokes denklemleri için duyarlılık analizi yapılmıştır. Hem üç boyutlu Navier-Stokes akış çözücü hem de duyarlılık analiz kodu, tasarım maliyetini azaltmak için paralel olarak uygulanmıştır. Sonuç olarak AV kodu ile çözüm süresi 40% azaltılmıştır.

Sonuç olarak, ONERA M6 kanadı için birçok farklı doğrulama, karşılaştırma ve eniyileme çalışmalarının gerçekleştirildiği ve kanadın bu yönüyle popüler olduğu görülmektedir. Birçok farklı çözücü, eniyileme metodu kullanılarak karşılaştırmalar

gerçekleştirilmekle birlikte bahse konu çalışmalarda kritik hücum açısının (“stall” hücum açısı) değerlendirilmediği görülmektedir. Bu çalışmada kritik hücum açısı 10° üzerinde tutulurken kaldırma ve sürüklenme katsayıları yönünden aerodinamik performans maksimize edilmektedir.

1.3. Tezin Amacı

Bu tezin amacı özetle parametrik eniyileme aracılığı ile C_l/C_d maksimizasyonu gerçekleştirilirken, kritik hücum açısının belirlenen bir sınırın üzerinde tutulmasıdır.

Bu kapsamda aşağıdaki sonuçların elde edilebilmesi planlanmaktadır.

- a) Belirlenen kanat için aerodinamik performansının HAD kullanılarak test edilmesi,
- b) Seyir halindeki (Hücum Açısı=0) kanat için tasarım uzayındaki geometrilerin taşıma- sürüklenme oranının karşılaştırılması,
- c) Tırmanma halindeki (Hücum Açısı>0) kanat için tasarım uzayındaki geometrilerin tutunma hücum açısının karşılaştırılması,
- d) Belirlenen tutunma hücum açısını sağlayan kanat geometrilerin en iyi taşıma-sürüklenme oranına sahip olanın belirlenmesi,

Tezin amacına ulaşabilmek için aşağıdaki adımlar gerçekleştirilecektir:

1. Nümerik ağdan bağımsızlığın sağlanması ve deneysel veriler ve ilk HAD benzetimlerinin karşılaştırılması,
2. Tasarım uzayı oluşturulması,
3. Nümerik çözüm ve çıktı veri tabanı oluşturulması,
4. Aday geometrilerin belirlenmesi ve HAD çözümlerinin gerçekleştirilmesi,
5. Çıktıların cevap yüzeyi karşılaştırılması ve eniyilenmiş geometrinin elde edilmesi,

1.4. Tezin Ana Hatları

Bu tezin Ana hatları aşağıdaki şekilde yapılandırılmıştır:

Bölüm 1’de hava aracı aerodinamik performansı ile aerodinamik özellikleri değerlendirilirken çalışmanın amacı ve ONERA M6 kanat özellikleri ve gerçekleştirilen deneysel çalışmalara değinilirken literatürde mevcut durumda gerçekleştirilmiş olan türbülans modeli tasdik çalışmaları ve eniyileme çalışmaları detaylandırılmış olup bu literatür özetlemesi ile de çalışmanın ne gibi bir boşluğu dolduracağı tespit edilmiştir.

Bölüm 2’de Aerodinamik çözücü denklemleri olan SST $k-\omega$ Türbülans modeli, Navier-Stokes Denklemleri açıklanırken literatüründe bulunan temel tanımları ele alınmıştır. Eniyileme için kullanılan aerodinamik parametreler olan koniklik oranı, süpürme açısı, hücum ve kritik hücum açısı ile kök ve uç veter ile temel karşılaştırma katsayıları olan basınç, kaldırma, sürüklenme, sürtünme ve moment katsayıları değerlendirilmiştir.

Bölüm 3’de kullanılacak Eniyileme çalışmaları değerlendirilmiş Deneysel Tasarım literatüründe bulunan temel tanımları ele alınmıştır. FCC modeli detaylı olarak açıklanmıştır. Diğer yandan ANSYS Fluent Yanıt Yüzeyi metodu ve Genetik Toplama metodu açıklanmaktadır.

Bölüm 4’de ise ağdan bağımsızlık sağlanmış olup elde edilen veriler deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Buna göre 6 adet ağ çalışması gerçekleştirilmiş olup karşılaştırılan veriler ile 4. Ağın uygun sonuçlar verdiği ve çalışmanın kapsamı için uygun olduğu değerlendirilmiştir.

Bölüm 5’de ise Tasarım Uzayının geometrik özellikleri ve örnek çözümler sunulmaktadır. Tasarım uzayını oluştururken kullanılan parametrelerin etkileri ayrıca değerlendirilmiştir. Son olarak eniyilenmiş geometrinin yanıt yüzeyi sonuçları ve HAD çözüm sonuçları karşılaştırılmış ve uygunluğu teyit edilmiştir. Son olarak eniyilenmiş

geometri ve orijinal ONERA M6 kanadının katsayıları, kritik hücum açıları karşılaştırılmıştır.

Bölüm 6'da elde edilen veriler ve sonuçlar değerlendirilip ve tartışılmış ve gelecekte yapılabilecek çalışmalar konusunda öngörülerde bulunulmuştur.

Son olarak Bölüm 7'de referans verilen çalışmalar listelenmiştir.

2. AERODİNAMİK SEKİL ENİYİLEMESİ

Bu bölümde aerodinamik denklemler ve modeller sunulmaktadır. Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemlerinin türetildiği Navier-Stokes denklemlerinin uygun formuyla başlanmış olup daha sonra denklem sistemini tamamlamak için gerekli olan SST k- ω türbülans modeli açıklanmıştır. Son olarak, aerodinamik performansı değerlendirmek için kullanılan aerodinamik katsayılar tanımlanmış ve açıklanmıştır.

2.1. Aerodinamik

2.1.1. Navier Stokes Denklemleri

Aerodinamiğin temel denklemleri Navier-Stokes denklemleridir. Bu denklemler Newton'un ikinci yasasının akışkandaki akışkan hareketine uygulanmasından doğan eşitliklere karşılık gelir.

Bu eşitlikler bir kontrol hacminin akışın sürekliliğinde kontrol hacmine etki eden kuvvetlerden elde edilir. Sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemleri aşağıdaki gibi yazılır [19].

Süreklilik denklemi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

Navier–Stokes denklemleri:

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ji}) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (E u_j + p u_j + q_j - u_i \tau_{ij}) = 0 \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij}^* \quad (4)$$

$$S_{ij}^* = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (5)$$

Isı akısı, Fourier yasası denklemi ile verilir.

$$q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \equiv -c_p \frac{\mu}{P_r} \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (6)$$

$$P_r \equiv \frac{c_p \mu}{\lambda}$$

Son olarak sistem denklemlerinin bir eşitlikle kapatılması gerekmektedir. Denklemden kullanılan akışkanın ideal gaz olduğu kabul edilmiştir. (c_p : entalpiye özgü ısı, c_v : basınca özgü ısı, R: İdeal gaz sabiti)

$$\gamma \equiv \frac{c_p}{c_v} \quad p = \rho RT \quad e = c_v T \quad c_p - c_v = R \quad (7)$$

2.1.2. Reynolds Ortalamalı Navier Stokes Denklemleri

Kütle ve momentum denklemlerinden oluşan denklem setinin Reynolds ortalaması, hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizini yapabilen tüm algoritmalar için temeldir. Bu ortalama, Navier Stokes denklemlerindeki çözüm parametrelerinin ortalama (zaman ortalamalı) ve dalgalanan bileşenlerde ayrılmasını içerir.

RANS ortalamasına göre hız bileşenleri şu şekilde ayrıştırılır:

$$u_i = \bar{u}_i + u_i' \quad (8)$$

Ayrıca, basınç, enerji veya tür konsantrasyonu aynı şekilde ifade edilir:

$$\varphi = \bar{\varphi} + \varphi' \quad (9)$$

Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemlerini elde etmek için, 8 ve 9 Denklemleri kütle korunumu ve momentum denklemlerinin diferansiyel formunda ikame edilir. Değiştirilen ilişkinin zaman ortalamasını alınırsa, tensör formundaki RANS denklemi elde edilir:

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial (-\rho \overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} \quad (10)$$

Momentum denklemindeki paydaki son terim, türbülansın etkilerini temsil eder. Reynolds gerilim tensörü olarak adlandırılır. Bu terimi modellemek için Boussinesq hipotezi, gerilmeleri ortalama hızın gerinim oranıyla ilişkilendirmek için kullanılır. İlişki şu şekilde tanımlanır:

$$-\rho \overline{u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \quad (11)$$

2.1.3. SST k- ω Türbülans Modeli

Menter [20] tarafınca 1994 yılında geliştirilen SST k- ω Türbülans Modeliyle iki eddy viskozite denklemleri (k- ϵ ve k- ω) Boussinesq yaklaşımı kullanılarak birleştirilmiştir. k- ω modeli yakın duvar bölgesinde yararlı sonuçlar verirken k- ϵ modeli akış alanının geri kalanı için daha iyi sonuçlar verir. Bu nedenle, k- ϵ modeli, k- ω 'nin güçlü yakın duvar modelleme kalitesini kullanarak bir kompozit türbülans modeli haline gelecek şekilde modifiye edilmiştir.

SST k- ω 'da her iki modelden de yarar sağlamak için, bir denklem her iki model ile çarpılır ve birbirine eklenir. Yakın duvar bölgesinde bu denklemi bir değerini aldığından k- ω modeli denklemi çalışmasına sebep olur. Diğer yandan, çözüm duvar sınırından uzaklaştığında bahse konu denklem 0 olur ve bu k- ϵ modelinin çalışmasına sebep olur.

Ayrıca SST k- ω modeli modelleme sabitleri standart k- ω modelinden farklı olan ω 'nin hesaplanmasında sönümlü bir çapraz difüzyon türevi terimi barındırır. Kısaca, SST k- ω 'nin bahsedilen tüm özelliklerinin, sınır tabakasının işlenmesi, şokların yakalanması, ters basınç gradyanları, hatta konjuge ısı transferi gibi zorlu durumlar için standart k- ω modelinden çok daha güvenilir ve doğru hale getirdiği söylenebilir.

SST k- ω modelinin matematiksel tanımları aşağıdaki şekilde verilmiştir:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \widetilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (12)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + D_\omega \quad (13)$$

Efektif difüzyon denklemleri:

$$\begin{aligned} \Gamma_k &= \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \\ \Gamma_\omega &= \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \end{aligned} \quad (14)$$

σ_k ve σ_ω bu denklemlerde k ve ω için Prandtl sayılarını belirtir. Türbülans viskozite ilişkisi aşağıdaki gibi verilmektedir.

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} * \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega}\right]} \quad (15)$$

$$\sigma_k = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{k,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{k,2}}} \quad (16)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{\omega,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{\omega,2}}} \quad (17)$$

Türbülans viskozitesi ilişkisinde, S gerilme oranı büyüklüğünü belirtmektedir. Denklem setindeki diğer terimler, α_1 , $\sigma_{k,1}$, $\sigma_{k,2}$, $\sigma_{\omega,1}$, $\sigma_{\omega,2}$ model sabitleridir. Sabitler sırasıyla 0,31, 1,176, 1,0, 2,0 ve 1,168'dir. α^* türbülans viskozitesi sönümlenme katsayısı olmakla birlikte aşağıda belirtilen düşük-Reynolds düzeltmesinden oluşmaktadır.

$$\begin{aligned} \alpha^* &= \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + \frac{Re_t}{R_k}}{1 + \frac{Re_t}{R_k}} \right) \\ Re_t &= \frac{\rho k}{\mu \omega} \end{aligned} \quad (18)$$

Burada $R_k = 6$, $\alpha_0^* = 0,024$ and $\alpha_\infty^* = 1$, standart k- ω modeli ile aynı sabit değerlere sahiptir. Yüksek Reynolds sayısı olduğu durumlarda sabitler $\alpha_0^* = \alpha_\infty^* = 1$ 'dir. Ayrıca

standart k- ω ve k- ε modellerinin birleştirilmesini sağlayan F_1 ve F_2 aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$F_1 = \tanh(\phi_1^4) \quad (19)$$

$$\phi_1 = \min\left[\max\left(\frac{k^{0,5}}{0,09\omega y'}, \frac{500\mu}{py^2\omega}\right), \frac{4pk}{\sigma_{\omega,2}D_{\omega}^+y^2}\right] \quad (20)$$

$$D_{\omega}^+ = \max\left[2p \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{w} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right] \quad (21)$$

$$F_1 = \tanh(\phi_2^2) \quad (22)$$

$$\phi_1 = \max\left(2 \frac{k^{0,5}}{0,09\omega y'}, \frac{500\mu}{py^2\omega}\right) \quad (23)$$

Burada, D_{ω}^+ çapraz difüzyon teriminin pozitif tarafı olup y yüzeye olan mesafeye karşılık gelir. İki denklemlili eddy-viskozite SST k- ω modelini kısaca açıkladıktan sonra, eldeki modelin türbülanslı akışlı bir sistemi çözerken önemli hale gelen akım çizgisi eğriliği ve akış rotasyonunun etkilerine karşı duyarsız olduğuna dikkat edilmelidir. Bu nedenle SST k- ω modeli için bir değişiklik gerçekleştirilmiştir [21]. Geliştirilen düzeltmenin kullanılması, çözümler ile daha isabetli sonuçlar alınmasını sağlamaktadır.

2.1.4. Boyutsuz Aerodinamik Sabitler

Aerodinamik kuvvetler ve momentlerin kendisinden bile daha temel nitelikte olan boyutsuz kuvvet ve moment katsayıları bulunmaktadır. ρ_{∞} ve V_{∞} , modelin uzağında serbest akış içerisindeki yoğunluk ve hız olarak tanımlanırsa. Serbest akış dinamik basıncı olarak adlandırılan boyutsal bir niceliği aşağıdaki şekilde tanımlanacaktır [22]:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (24)$$

2.1.4.1. Basınç Katsayısı

Basınç katsayısı yerel statik basınç ve serbest akışlı statik basınç arasındaki farkın serbest akış dinamik basıncı (Denklemler 25) ile boyutsuzlaştırılmasıyla elde edilmektedir. Çalışmanın 4. Bölümünde ağdan bağımsızlık çalışması sonuçları basınç sabiti verileri ile deneysel basınç sabiti verileri karşılaştırılmıştır.

$$C_p = \frac{p-p_\infty}{q_\infty} \quad (25)$$

2.1.4.2. Sürtünme Katsayısı

Sürtünme katsayısı yerel duvar kesme geriliminin serbest akış dinamik basıncı ile boyutsuzlaştırılmasıyla elde edilmektedir.

$$C_f = \frac{\tau_w}{q_\infty} \quad (26)$$

2.1.4.3. Sürüklenme Katsayısı

Sürüklenme kuvveti D olarak adlandırılan yatay (veya akış yönünde) yönünde hareket eden akışkan dinamik kuvvetlerine karşılık gelir. Sürüklenme katsayısı ise bu kuvvetin serbest akış dinamik basıncı ve referans yüzeyiyle boyutsuzlaştırılmasıyla elde edilir.

$$C_d = \frac{D}{q_\infty S} \quad (27)$$

2.1.4.4. Kaldırma Katsayısı

Kaldırma kuvveti L olarak adlandırılan dikey (veya akış yönünün dikine) yönünde hareket eden akışkan dinamik kuvvetlerine karşılık gelir. Kaldırma katsayısı ise bu kuvvetin serbest akış dinamik basıncı ve referans yüzeyiyle boyutsuzlaştırılmasıyla elde edilir.

$$C_l = \frac{L}{q_\infty S} \quad (28)$$

2.1.4.5. Moment Katsayısı

Önceki aerodinamik katsayılarla benzer bir şekilde, momenti katsayısı şu şekilde tanımlanır. Buradaki tek farklılık denkleme referans uzunluğun eklenmesidir. Bu referans uzunluk genellikle Ortalama Aerodinamik Veter olarak tanımlanmaktadır.

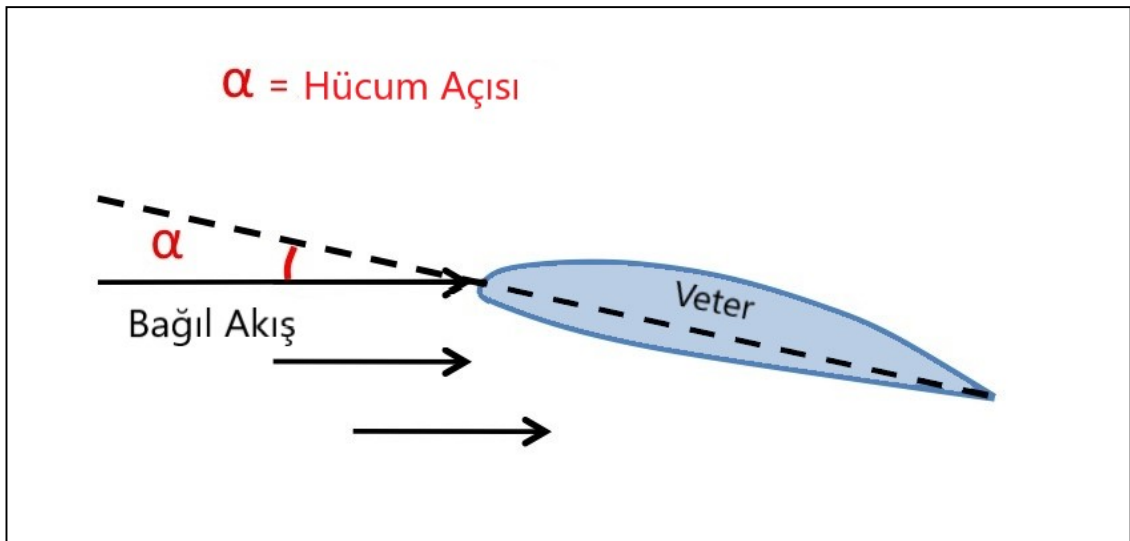
$$C_m = \frac{M}{q_\infty SL} \quad (29)$$

2.2. Aerodinamik Şekil ve Eniyileme Parametreleri

Eniyileme çalışması için kullanılacak parametreler bu bölümde açıklanmaktadır. Bu çalışmada planform eniyilemesi planlanırken yüzey alanı sabit süpürme açısı, koniklik oranı, kök veteri ve hücum açısı değişken olarak alınmıştır. Belirlenen tasarım uzayının bu değişkenler ile aerodinamik katsayıları ve kritik hücum açıları belirlenmiştir. Bu katsayıların ve kritik hücum açılarının karşılaştırılması ile nihai geometri belirlenmiştir.

2.2.1. Hücum Açısı

Aerodinamikte hücum açısı (α) bağıl akış vektörü ile kanat profili veteri arasındaki açı olarak tanımlanmaktadır. Şekil 2.1.'de kanat profiline göre akış ve hücum açısı gösterilmektedir. Hücum açısının kaldırma ve sürüklenme kuvveti üzerinde önemli ölçüde etkisi bulunmaktadır. Hücum açısı arttıkça kaldırma kuvveti artar ancak aynı zamanda sürüklenme kuvveti de artar.



Şekil 2.1. Hücum açısı

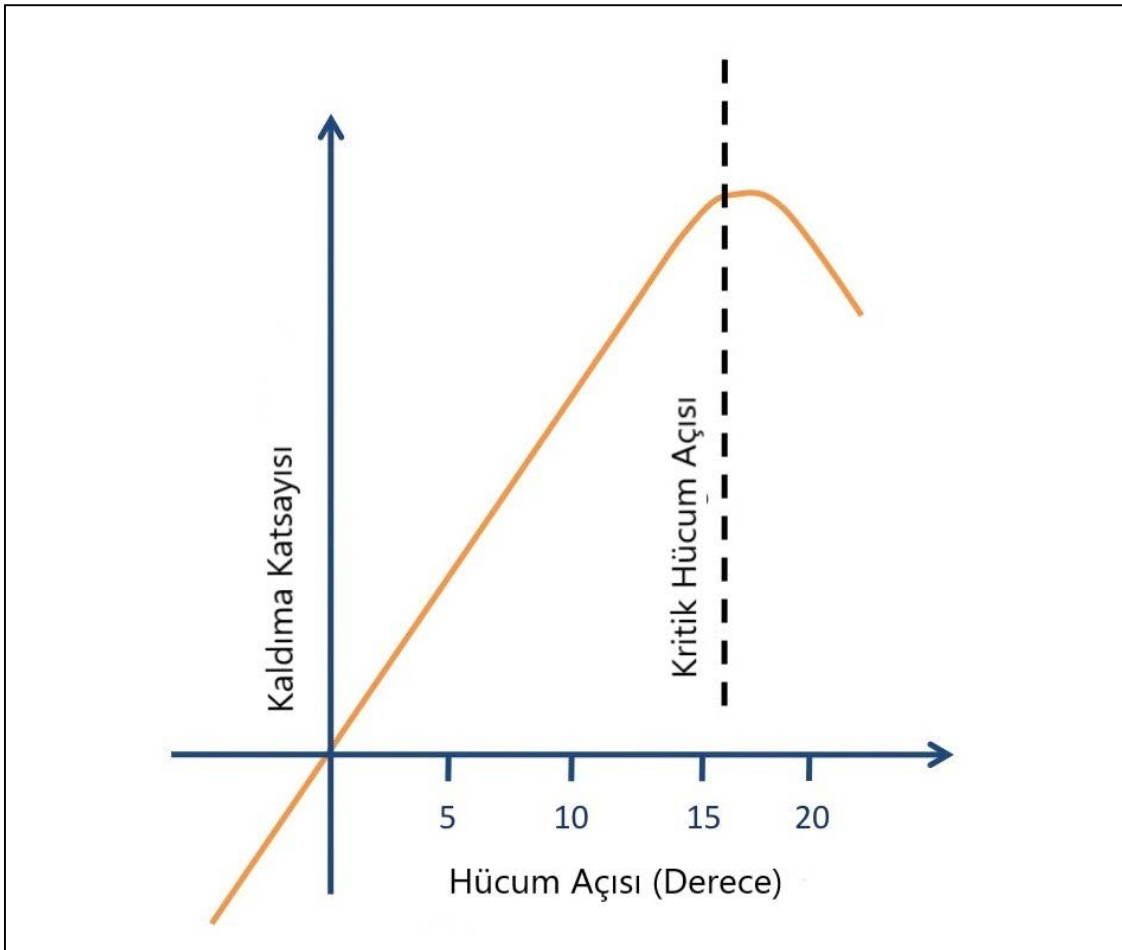
Kaldırma kuvvetinin azami değere sahip olduğu hücum açısı değeri, maksimum kaldırma açısını temsil eder. Hücum açısının daha da artması, kaldırma kuvvetinin başlangıçta yavaş, daha sonra daha dik bir şekilde azalmasına neden olur [5]. Yani hücum açısı kanadın aerodinamik yapısına göre belli bir değeri geçerse tutunma kaybı olur. Bahse konu açı kritik hücum açısı veya bir diğer adıyla “stall” açısı olarak tanımlanır. Tutunma

kayı, kanadın yeterince kaldırma kuvvetini meydana getirememesi ve dolayısıyla hava aracının veya kanadın aerodinamik performansının ciddi şekilde azalması anlamına gelmektedir.

Kritik hücum açısının üzerine çıkıldığında kanat üzerindeki akışta ayrılmalar meydana gelecektir. Bu ayrılmaların olmasının beklendiği iki kritik nokta bulunmaktadır [5].

1. Hücum kenarında, hücum “burnu” etrafında akması gereken akışın ayrılması ki bu durum momentum kaybına sebep olur.
2. Sınır tabakasının kalınlığında gözle görülür bir artışın olduğu firar kenarının yakınında.

Akışın ayrılmasından kaynaklanan kaldırma kaybı, bu noktalardan birinde veya aynı anda her iki noktada meydana gelir. Şekil 2.2.’de, C_L - α diyagramı akış ayrılmasının ve dolayısıyla hücum açısındaki artışın kaldırma katsayısına etkisini gösterilmektedir.



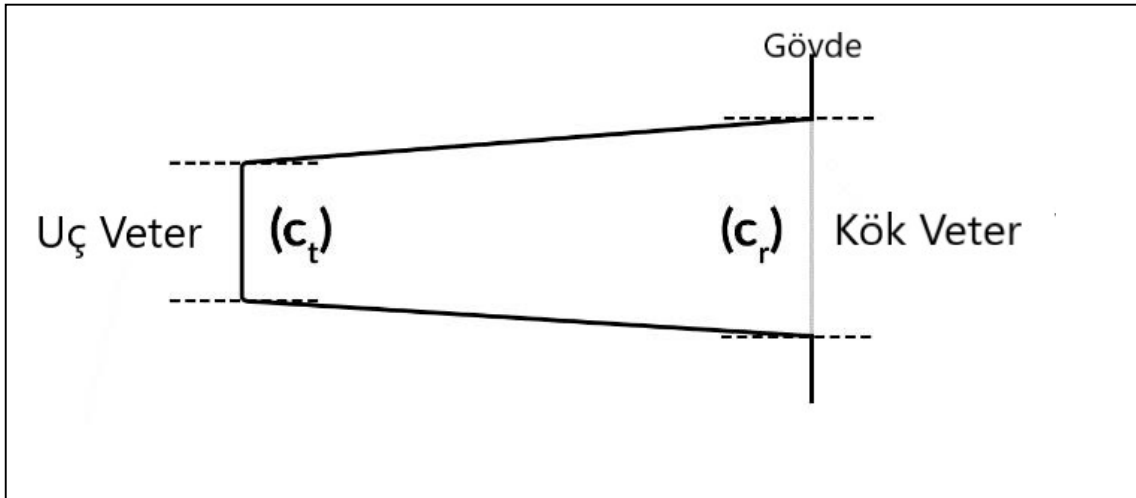
Şekil 2.2. C_l - α diyagramı

2.2.2. Kök, Uç Veter ve Koniklik Oranı

Geometrik olarak, kanat profili ve planformu bir kanadı tanımlayan ana terimlerdir. Aerodinamik olarak verimli bir kanat, uygun kanat profili ve planform geometrisi birleştiğinde tasarlanabilir. Bu nedenle planform geometrisi, bir hava aracı tasarım sürecinde en önemli geometrilerden biridir. Koniklik oranı, bir kanadın kök ve uç veter uzunluklarının oranı anlamına gelen planform geometrisindeki parametrelerden biridir ve kanadın aerodinamik parametreleri üzerindeki etkisi de önemlidir ve kanat tasarım sürecinde dikkate alınması gerekmektedir [23].

Kanat planform geometrisinin bir parçası olan koniklik oranı (λ), denklemde belirtildiği gibi kök Şekil 2.3.'de gösterilmekte olan (C_r) ve uç (C_t) veter oranıdır.

$$\lambda = \frac{C_r}{C_t} \quad (30)$$



Şekil 2.3. Hava aracı kanat kök ve uç veterleri

Hava aracı için temel aerodinamik parametrelerin sürüklenme, kaldırma ve moment katsayısı olduğu daha önce açıklanmıştır. Bu parametrelerden sürüklenme parametresi iki parçadan oluşmaktadır. Bunlar sıfır kaldırma sürtünme katsayısı (C_{do}) ve indüklenen sürüklenme katsayısı (C_{di}) olarak Denklem 31'de gösterilmiştir. Ayrıca Denklem 32'de

indüklenmiş sürüklenme katsayısı kanat en boy oranı (AR) ve Oswald verimlilik faktörü (e) göre formüle edilmiştir [23].

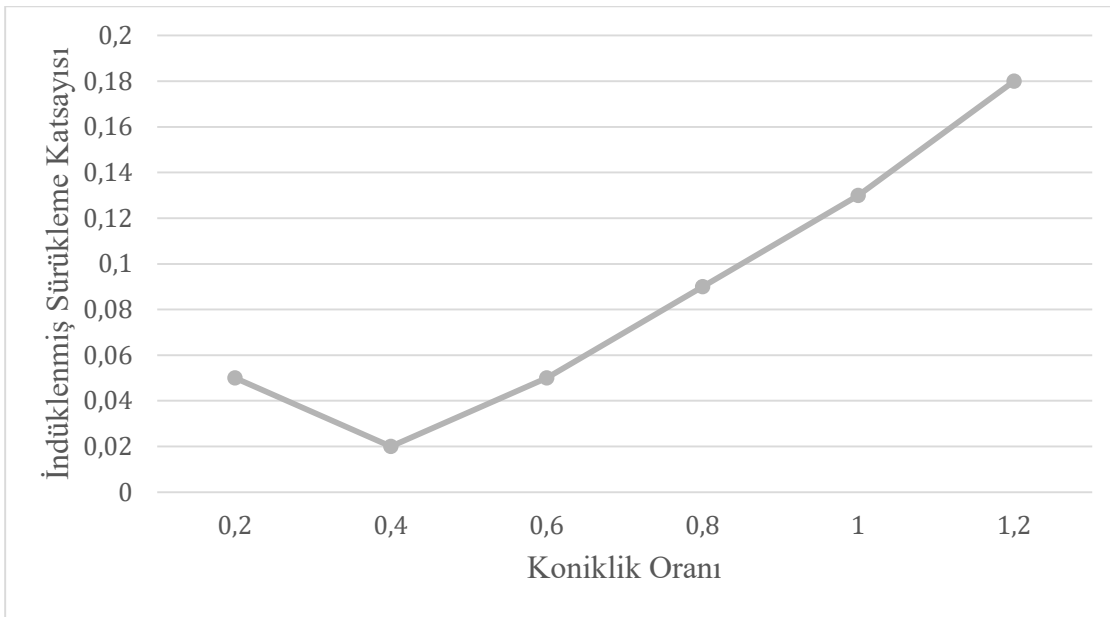
$$C_d = C_{d0} + C_{di} \quad (31)$$

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{AR\pi e} \quad (32)$$

Oswald verimlilik parametresi sadece planform geometrisine bağlı olup hücum açısı ve kaldırma katsayısından bağımsızdır. Bu parametre ise indüklenmiş sürüklenme cinsinden ifade edebilen, indüklenmiş sürüklenme parametresi (δ) olarak adlandırılan ve Denklem 33 ile hesaplanabilen başka bir parametreye bağlıdır.

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (33)$$

Bu kapsamda Güzelbey ve diğerleri tarafından yapılan çalışma ile minimum indüklenen sürüklenme katsayısı ve maksimum Oswald verimlilik faktörü değerlerine sahip bir kanat için optimum bir koniklik oranı değeri elde edilmiştir. Bu çalışmaya göre 0,4 koniklik oranına üzerine çıkıldığında indüklenmiş sürüklenme katsayısının arttığı ve öte yandan koniklik oranının 0,4'ün altına düşmesi durumunda ise kanadın uç bölgesindeki yerel kaldırma katsayılarının daha yüksek olması nedeniyle kanat ucunda “stall” a neden olma olasılığına sahip olduğu tespit edilmiştir [24].



Şekil 2.4. Hava aracı kanat kök ve uç veterleri [23]

Diğer yandan eniyileme çalışmalarında da çalışmanın verimliliğinin arttırılması açısından koniklik oranı üst ve alt sınırının da doğru belirlenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada da bu kapsamda koniklik oranı 0,3 ve 1 arasında değişkenlik göstermektedir.

2.2.4. Süpürme Açısı

Bir kanadın süpürme açısı, kanadın kök veterine göre kanadın geriye (veya bazen ileriye) çevrildiği açıdır. Süpürme açısı ile kaldırma katsayısı arasındaki ilişkiyi bulmak için hareket denklemini kullanılır. Bu kapsamda Denklem 34'de kaldırma katsayısı ile süpürme açısının ilişkisi verilmektedir [25].

$$C_l = \frac{C_{li}}{\sqrt{1 - M_\infty^2 \cos^2 \Lambda}} \quad (34)$$

Yukarıdaki denklem, kaldırma katsayısının süpürme açısına bağlı olduğunu gösterir, bu nedenle C_l/C_d oranı da süpürme açısına bağlıdır [26].

3. ENİYİLEME TEORİSİ, DENEY TASARIMI VE YANIT YÜZEYİ METODU

3.1. Eniyileme Teorisi

Eniyileme, geçerli kısıtlamaları karşılarken istenen bir objektif fonksiyonunu maksimize etme veya minimize etme sürecidir. Eniyileme konsept oluşturma veya detaylı tasarım çalışması yapmak amacıyla kullanılmak yerine tasarım veya tasarım yardımcısı olarak kullanılmaktadır. Bu yönüyle eniyileme sonlu eleman analizine benzemektedir [27]. Bu bölümde, öncelikle çalışmanın bir eniyileme problemi olarak tanımı yapılacak ve aerodinamik eniyileme problemleriyle karşılaşıldığında mevcut algoritmalar arasında bilinçli bir seçim yapmak için eniyileme yöntemleri değerlendirilecektir. Konuyu detaylandırmadan önce, eniyileme literatüründe bulunan bazı temel tanımlar aşağıda ifade edilmektedir.

Tasarım değişkenleri sistemi karakterize eden parametre setlerinden oluşan x ile gösterilmektedir. Bu parametreler olabildiğince bağımsız olacak şekilde seçilmeli ve eniyileyicinin kontrolü altında olmalıdır. Eniyileme süresince tasarım değişkenleri eniyileyicinin kontrolü altında değişerek en uygun sonuç elde edilir.

Durum değişkenleri sistemin analizinin sonuçları olarak tanımlanmakta olup eniyileyiciye bağlı veya bağımsız olabilirler. y ile gösterilen bu değişkenler denklemlerin çözümü yoluyla tasarım değişkenlerine dolaylı olarak bağlıdır.

Bir matematiksel eniyileme problemindeki objektif fonksiyonu, değeri mümkün olan alternatifler kümesi üzerinden minimize veya maksimize edilecek olan gerçek değerli fonksiyondur [28]. Bu fonksiyonun lineer olması durumu tasarım değişkenlerine bağlıdır.

Kısıtlamalar ise tasarım değişkenlerinin alabileceği değerleri sınırlayan bir dizi matematiksel eşitlik veya eşitsizlik ifadesi olarak tanımlanırlar. Tasarım değişkenleri

üzerindeki kısıtlamalar sınır olarak tanımlanırken kısıtlamalar ile uyumluluk sağlayan tasarım değişkenlerinin alt kümesine tasarım uzayı adı verilmektedir.

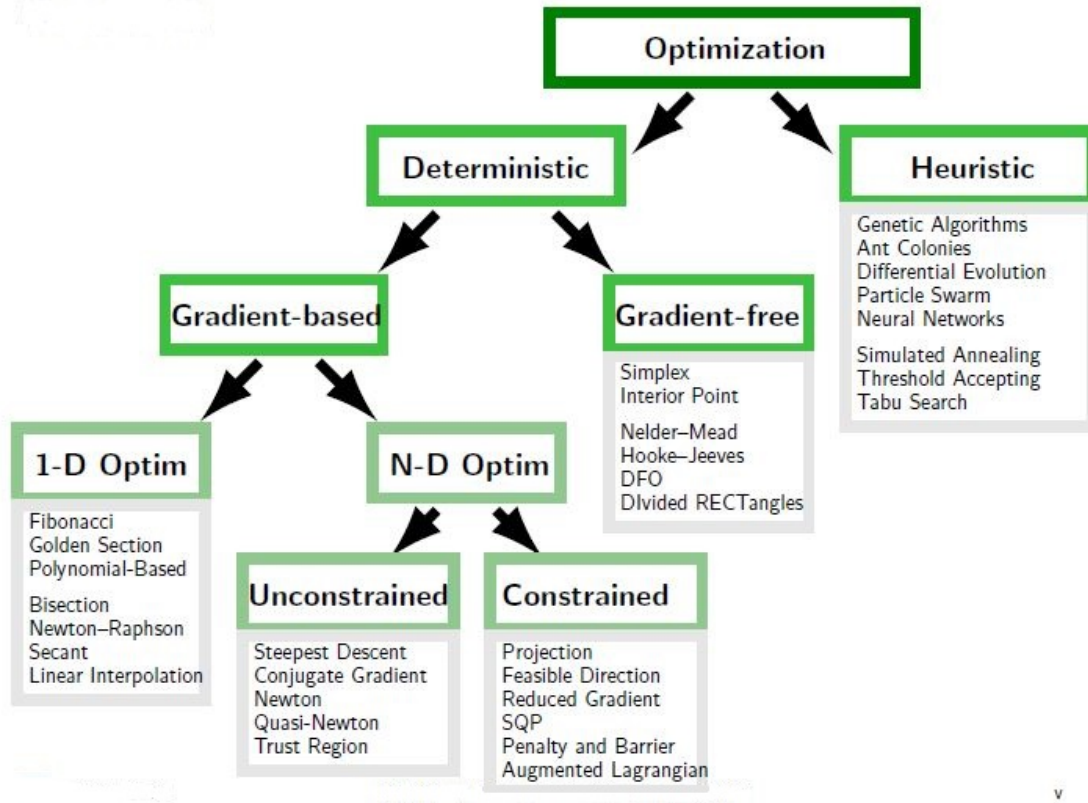
3.1.1. Eniyileme Metotlarının Sınıflandırılması

Global eniyileme metotları genellikle deterministik ve stokastik olarak ikiye ayrılır [29]. Deterministik eniyileme matematikte klasik bir eniyileme metodudur. Yaygın olarak gradyanın ve bazı durumlarda da yanıt değişkenlerinin Hessian'ın hesaplanmasına dayandığından genellikle lineer cebire dayanan algoritmaları kapsamaktadır. Deterministik eniyileme metodunun avantajlı olduğu durumlar olmasının yanında dezavantajları da bulunmaktadır. Dikkat çekici bir avantajı, stokastik eniyileme metotlarının kullanımına kıyasla çözüme yakınsamasının çok daha hızlı olmasıdır. Stokastik unsurları içermediğinden ve matematiksel formülasyona dayalı olduğundan, deterministik bir eniyileme sürecinin sonuçları kesindir ve tekrarlanabilir [30].

Stokastik(heuristic) eniyileme, arama prosedüründe rastgeleliğin olduğu algoritmaları ifade eder. Rastgeleliğin birçok farklı şekilde sürece dâhil edilebilmesi sebebiyle, stokastik eniyileme için bu tanım oldukça genel bir tanımdır. Deterministik eniyileme yöntemleriyle karşılaştırıldığında, hem avantajları hem de dezavantajları vardır.

Çoğu zaman, deterministik metotlar başarısız olduğunda stokastik metotlar kullanılır. Tipik olarak, bunlar objektif fonksiyonu gürültülü olduğunda veya tasarım değişkenleri ayırık olduğunda kullanılır. Deterministik metotlardan farklı olarak, bu yöntemler eniyileme problemi hakkında çok fazla varsayım gerektirmez, aslında çoğu algoritma için sadece objektif fonksiyonu değerlendirilmesi yeterlidir [31]. Diğer yandan fazla rasgelelik içerdiğinden stokastik metot ile en uygun sonucun elde edilmesi garanti değildir. Daha da önemlisi bu metotlar objektif fonksiyonun sürekli olarak değerlendirilmesini gerektirdiğinden yüksek çözüm gücü gerektirmektedir. Şekil 3.1. literatürde bulunan farklı metotların şematik gösterimini içermektedir.

En iyi eniyileme metodunu seçmek büyük ölçüde probleme bağlıdır, yine de iyi bir metot, mümkün olan en az hesaplama çabasıyla güvenilir bir çözüm sağlayan yöntemdir [27].



Şekil 3.1. Eniyileme metotlarının sınıflandırılması [32]

3.1.2. Stokastik (Heuristic) Eniyileme

Stokastik eniyileme, arama prosedüründe rastgeleliğin mevcut olduğu eniyileme yöntemlerini içerir. Rastgelelik birçok farklı şekilde dahil edilebildiğinden, bu, stokastik eniyileme için oldukça genel bir tanım olarak değerlendirilir. Stokastik (Heuristic) eniyileme algoritmaları, Şekil 3.1.'de görüldüğü üzere farklı ailelere sınıflandırılabilir [30]:

Deterministtik eniyileme yöntemleriyle karşılaştırıldığında, aşağıdaki gibi hem avantajları hem de dezavantajları bulunmaktadır:

- Matematiksel olarak daha az karmaşıklık içerir.
- Arama prosedüründe rastgelelik içerir.
- En uygun sonuca çok daha yavaş yakınsar.
- Tasarım uzayında daha kapsamlı bir araştırma yapılmasını sağlar.

- Çok amaçlı uygulamalarda çok daha iyi sonuçlar verirler.

3.1.2.1. Çok Amaçlı Genetik Algoritmalar (MOGA)

Tek amaçlı eniyileme problemlerin tanımlanması açık ve kolaydır. Örnek vermek gerekirse bir kanadın kaldırma katsayısının minimize edilmesi amacı tek amaçlı olarak değerlendirilebilir. Diğer yandan çok amaçlı eniyileme ise daha kapsamlı ve karışık bir çalışmadır [33]. Bu gibi problemlere bu çalışma örnek verilebilir. Kaldırma katsayısının artırılırken sürüklenme katsayısının düşürülmesinin yanında kritik hücum açısının 10° üzerinde tutulması çok amaçlı bir eniyileme çalışması olarak değerlendirilmektedir

Çok amaçlı eniyilemenin yapılabilmesi için uygun eniyileme algoritmasının seçilmesi gerekmektedir. Çok amaçlı eniyileme çalışmalarında genetik algoritma kullanılmasının uygun olacağı değerlendirilmektedir.

Genetik algoritmalar ise 1960'larda geliştirilmiş olup ve daha sonra Holland [34] ve öğrencisi Goldberg [35] popülerleşmiştir. MOGA, belirli performans kısıtlamalarına tabi tasarım değişkenlerinin bir kodlaması üzerinde çalışır.

MOGA çaprazlama bazlı güvenilir bir metottur. Çok amaçlı eniyilemeler için en uygun metot olduğu değerlendirilir. Stokastik metotlar arasında en çok tercih edilen ve uygun kabul edilen yöntem olduğu birçok çalışmada kanıtlanmıştır.

3.2. Deney Tasarımı (DOE)

Eniyileme teorisi içinde bir deney, çıktı yanıtı üzerindeki değişikliklerin nedenlerini belirlemek için giriş değişkenlerinin belirli bir kurala göre değiştirildiği bir dizi test olarak tanımlanmaktadır [30]. Bir başka deyişle DOE verimli bir şekilde yapılacak Tasarım Noktalarının seçimine yön vermek için kullanılan tekniklere verilen isimdir.

DOE, bir çalışmadan sağlanan veri miktarını en üst seviyeye çıkarırken, toplanması gereken veri sayısını en az seviyeye indirmek için kullanılan etkili bir araçtır. Böylelikle, gerçekleştirilecek test sayısının en az seviyeye indirilmesi sağlanacaktır [36].

Çoğunlukla veriler deneysel veya nümerik hata içerdiğinden ve sonuçlar bu hatalardan önemli ölçüde etkilendiğinden doğru istatistiksel metotlarla analiz edilmeleri gerekmektedir. DOE içindeki istatistiksel metotların temel prensipleri ise çoğaltma, rastgeleleştirme ve engelleme olarak tanımlanmaktadır.

Çoğaltma, daha kesin bir sonuç (örnek ortalama değeri) elde etmek ve deneysel hatayı (örnek standart sapma) tahmin etmek için deneyin veya testin tekrarı olarak tanımlanmaktadır.

Rastgeleleştirme deney veya test çalışmalarının gerçekleştirileceği rastgele sırayı ifade eder. Bu prensiple, bir çalıştırmadaki koşullar ne önceki çalıştırmanın koşullarına bağlıdır ne de sonraki çalıştırmalardaki koşulları tahmin eder durumdadır.

Engelleme, bilinen bir sistematik sapma etkisini izole etmeyi ve bunun ana etmenlerin üzerini örtmesini engellemeyi amaçlar. Bu, deney veya testlerin birbirine benzer gruplar halinde düzenlenmesiyle sağlanabilir. Bu şekilde değişkenlik ve belirsizlik kaynakları azaltılır ve hassasiyet artırılır [37].

3.2.1. Deney Tasarımı Terminolojisi

DOE oluşturabilmek için problemin tanımının ve değişkenlerin seçiminin gerçekleştirilmesi ve Tasarım uzayının tanımlanması ve değişkenlerin aralıklarının her bir değişken için doğru olarak belirlenmesi gerekmektedir. Değişken sayısının ise kısıtlanması ve mümkün olduğunca minimum sayıda olması gerekmektedir. Bu nedenle, ya nitel ayrık değişkenlerle ya da nicel ayrık değişkenlerle çalışılabilmektedir. Nicel sürekli değişkenler, aralıkları içinde ayrıklaştırılmıştır. Çözüm uzayı hakkında çalışmanın ilk safhasında bilgi bulunmamakta olup ilgilenilen tasarım bölgesi optimum tasarımı

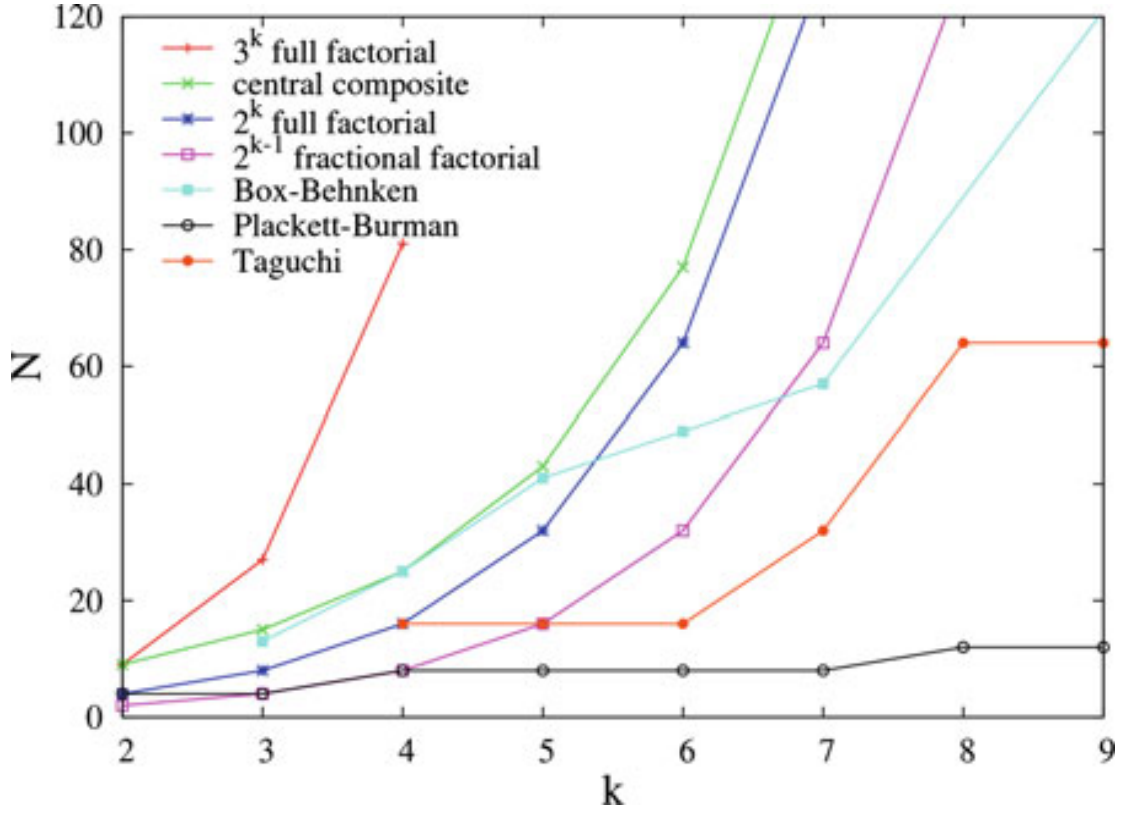
dışarıda bırakabilir ancak daha sonra seçimin yanlışlığı tespit edilir edilmez ilgilenilen tasarım bölgesi tekrar ayarlanabilir [30].

DOE tekniği ve seviye sayısı, çalışmadaki karşılanabilecek “deney” sayısına göre seçilmektedir. Seviye terimi ile, bir değişkenin ayrıklaştırılmasına göre alabileceği farklı değerler ifade edilmektedir. Seviye sayısı genellikle tüm değişkenler için aynı olmakla birlikte bazı DOE teknikleri her bir değişken için seviye sayısının farklılaşmasına izin vermektedir. Deney tasarımında amaç fonksiyonu ve yapılacak deneyler kümesi sırasıyla yanıt değişkeni ve örnek uzay olarak adlandırılır [30].

3.2.2. Deney Tasarımı Metotları

İstatistik alanında birçok DOE metodu bulunmaktadır. Çalışmamızın temel konusu istatistik olmadığından derinlemesine bu metotlar detaylandırılmayacaktır.

Diğer yandan çalışma için ideal metodun Merkez Kompozit olduğu, bu metodun cevap yüzeyinin oluşturulmasında kullanılması ve Şekil 3.1.’de de görüldüğü parametre sayısının (k) düşük olduğu durumlarda test/deney sayısının (N) düşük olacağı yöntem olması sebebiyle belirlenmiştir [30].



Şekil 3.2. DOE metotlarının gerekli test sayıları [30].

Diğer yandan Şekil 3.2.'de de görülen temel metotlar aşağıda listelenmektedir:

1. Rasgele Komple Blok Tasarımı
2. Latin Karesi
3. Tam Faktöriyel
4. Parçalı Faktöriyel
5. Merkez Kompozit
6. Box-Behnken
7. Plackett-Burman
8. Taguchi
9. Halton, Faure ve Sobol Dizileri
10. Rasgele
11. Latin Hiperküp

12. Optimal Tasarım

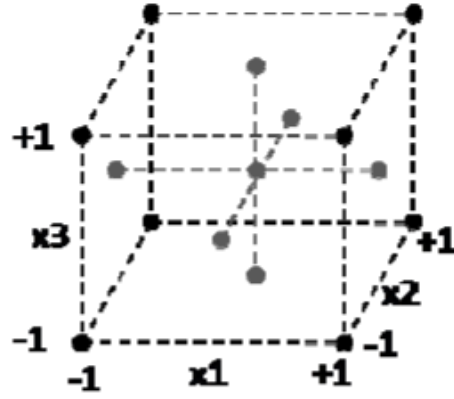
Eniyileme çalışmalarında tam faktöriyel çalışma yapılması her parametrenin değerlendirilecek olması sebebiyle uygulanabilir değildir.

3.2.2.1. Merkez Kompozit

Bir Merkez kompozit tasarım, merkez nokta ve yıldız noktalarının eklendiği 2^k tam faktöriyel olarak tanımlanmaktadır. Yıldız noktaları, biri hariç tüm parametrelerin ortalama “m” seviyesinde ayarlandığı örnek noktalardır. Kalan parametrenin değeri merkez noktadan uzaklık cinsinden verilir. Merkez nokta ile her tam faktöriyel örnek arasındaki mesafe 1'e normalize edilirse, yıldız noktalarının merkez noktadan uzaklığı farklı şekillerde seçilebilir:

- 1'e ayarlanırsa, tüm örnekler merkezi noktada ortalananmış bir hiper küre üzerine yerleştirilir (Merkezi kompozit çevrelenmiş veya CCC olarak ifade edilir.).
- Eğer $\frac{\sqrt{k}}{k}$ 'ya ayarlanırsa, parametrenin değeri, 2^k tam faktöriyelin (merkezi kompozit yüzü veya CCF olarak ifade edilir.) aynı seviyelerinde kalır.
- Merkezi Kompozit Çevrelenmiş metodu gibi bir örnekleme uzayı ayarlanması istenmesi halinde, CCC tasarımı, tüm örneklerin merkezi noktadan uzaklığı (merkezi kompozit yazılı veya CCI) $\frac{\sqrt{k}}{k}$ 'ya eşit olacak şekilde küçültülebilir.

Bu çalışmada ise eniyileme şemasının oluşturulmasında, tasarım uzayının uç noktalarını kapsayan Yüz Merkezli Kompozit (FCCD) tasarım yöntemi benimsenmiştir. [38] Bu şemanın tasarım noktalarının dağılımı Şekil 3.3'de verilmiştir [39].



Şekil 3.3. Yüz merkezli kompozit tasarımı (FCCD) [39].

3.3. Yanıt Yüzeyi Metodu

3.3.1. Yanıt Yüzeyi Metoduna Giriş

Yanıt yüzeyi modellemesi veya yanıt yüzeyi metodu katı bir biçimde DOE'ye bağlıdır. Ana fikir, tasarım uzayında yanıt değişkeninin bir yaklaşıklığını oluşturmak için bir DOE çalışmasının sonuçlarını kullanmaktır. Yaklaşım bu noktada yanıt yüzeyi veya meta-model denilmekte olup herhangi bir çıktı parametresi için inşa edilebilir [30].

Pek çok durumda, bazı değişkenleri (faktörler) bir yanıtla ilişkilendiren teorik model mevcut değildir veya çok karmaşıktır. Böyle durumlarda, belirlenen değişkenler ile yanıt ilişkisi hakkındaki veriler ampirik bir şekilde sağlanmaktadır. Box ve Wilson tarafından tanımlanan matematiksel ve istatistiksel tekniklerin bir koleksiyonu olan yanıt yüzey metodolojisinin (RSM) amacı bir problemi ampirik bir model tarafından analiz etmektir. Daha somut olarak, hedefleri aşağıdaki gibi listelenebilmektedir [40]:

- Deneysel ilgi alanında bilgi elde etmek,
- Deneysel değişkenliği güvenilir bir şekilde tahmin etmek (saf hata),
- Önerilen model ile deneysel veriler arasındaki yeterliliği garanti etmek (formun eksikliğini tespit etmeyi kolaylaştırmak için),
- Çözücü gücü, zaman ve diğer pratik sınırlamalar konusunda yüksek verimlilik sağlamak,

- Belirsizliği azaltmak ve belirsiz koşullarda karar vermeyi kolaylaştırmak,

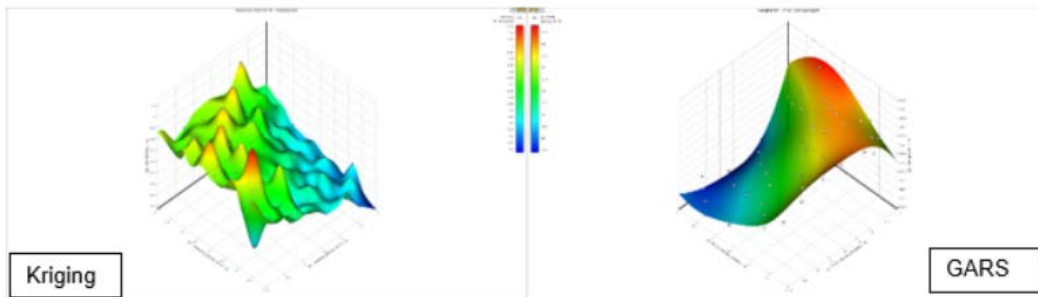
3.3.2. Yanıt Yüzeyi Metodu Tekniği

RSM ilk olarak bir yanıt değişkenine yaklaşmak için birinci dereceden bir polinom modelinin kullanılmasını 1951'de öneren Box ve Wilson [41] tarafından tanıtıldı. O zamandan beri, birçok RSM tekniği geliştirilmiş olup bu metotlar aşağıda listelenmektedir:

1. Genetik Toplama (GA)
2. En Küçük Kareler Metodu
3. Optimal RSM
4. Shepard ve K-En Yakın
5. Kriging
6. Gauss Süreçleri
7. Radyal Temel Fonksiyonlar
8. Natural Ağ

3.2.2.1 Genetik Toplama Metodu(GARS)

Genetik Toplama yanıt yüzeyi, probleminizdeki her bir çıktı parametresine en uygun yanıt yüzeyi türünü seçme, yapılandırma ve oluşturma sürecini otomatikleştirir. Mevcut farklı yanıt yüzeyi türlerinden (Tam 2. dereceden Polinom, Parametrik Olmayan Regresyon, Kriging ve Hareketli En Küçük Kareler), GARS otomatik olarak her çıktı için en uygun yaklaşım olan yanıt yüzeyi türünü oluşturur,



şekil 3.4. Kriging ve GARS karşılaştırılması [42].

Genetik Toplama, yanıt yüzeylerinin çoklu çözümleri ve çapraz doğrulama süreci nedeniyle Tam 2. dereceden Polinom, Parametrik Olmayan Regresyon veya Kriging gibi klasik yanıt yüzeylerinden daha fazla zaman alır. Genel olarak GARS, klasik tepki yüzeyi meta modellerinden daha güvenilirdir. GARS en iyi yanıt yüzeyi seçimi, paralel olarak çözülen farklı yanıt yüzeylerinin popülasyonlarını üreten bir genetik algoritmaya dayanmaktadır. GARS tekil yanıt yüzeyi veya çoklu bir yanıt yüzeyi olabilir [42].

Genetik Toplama, farklı RS'lerin popülasyonlarını oluşturan ve hangisinin en iyi yaklaşımı verdiğini seçen bir genetik algoritma kullanır. RS'nin doğruluğunu ve stabilitesini göz önünde bulundurur. En etkili RS'yi elde etmek için algoritma, farklı tür ve ayarlara sahip bir meta model popülasyonu oluşturur. Her bir RS kalitesi, Çapraz Doğrulama (LeaveOne-Out ve K-Fold) kullanılarak değerlendirilir ve yeniden oluşturmak için en iyileri seçilir. Bunlardan biri gereksinimlerini karşılırsa veya algoritma maksimum yineleme sayısına ulaşırsa, algoritma durur [43].

Genetik Toplama, yanıt yüzeyi doğruluğu kullanıcı gereksinimlerini karşılayana kadar tasarım noktaları oluşturan otomatik iyileştirme olanağına sahiptir. Amaç; doğruluk, güvenilirlik ve pürüzsüzlük 3 ana kriterini yerine getirmektir [43].

Bu yönüyle Genetik Toplama metodu bu çalışma için uygun olarak değerlendirilmiştir.

4. SİMÜLASYON MODELİ VE AĞDAN BAĞIMSIZLIK ÇALIŞMASI

Bu bölüm modelleme için yola çıkılan strateji ile ilgili detaylı bilgileri; kanat geometrisi, deneysel çalışmada ve ağdan bağımsızlık çalışmasında kullanılan akış alanının özellikleri ve çözücü teorisi ve parametrelerini içermektedir. Çözücü için ANSYS SpaceClaim kullanılmıştır. Çözücü ağı ANSYS Ağ oluşturucusu ile oluşturulmuş ve ANSYS Fluent çözücüsüne RANS simülasyonu ile çözülmek üzere aktarılmıştır. Ağdan bağımsızlık sağlandıktan sonra, hesaplama yöntemi deneysel çalışmanın sonuçlarıyla karşılaştırılmış ve doğrulanmıştır.

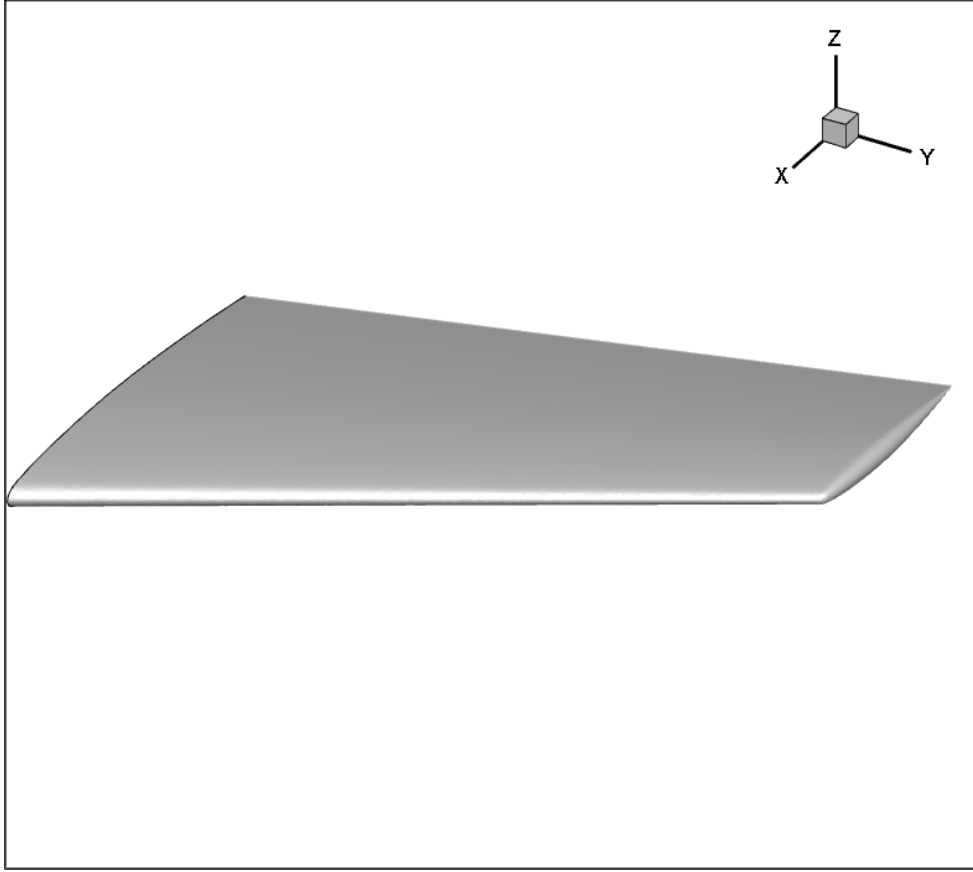
4.1. Akış Alanı ve Sınır Koşulları

Bu çalışmada Onera M6 kanat profili ve planformu kullanılmış olup deneysel çalışmada kullanılan modelin aynısıdır [8]. Kanat; 30° süpürme açısı, 1,1963 m kanat açıklığı, 0,562 koniklik oranı ve ortalama aerodinamik veter 0,64607 m geometrik özelliklerine sahiptir. Kanat kesit koordinatları Ek-1’de gösterilmektedir.

Bununla birlikte simülasyon akış alanı ölçüleri kök vetere göre Çizelge 4.1.’de belirtilmiştir.

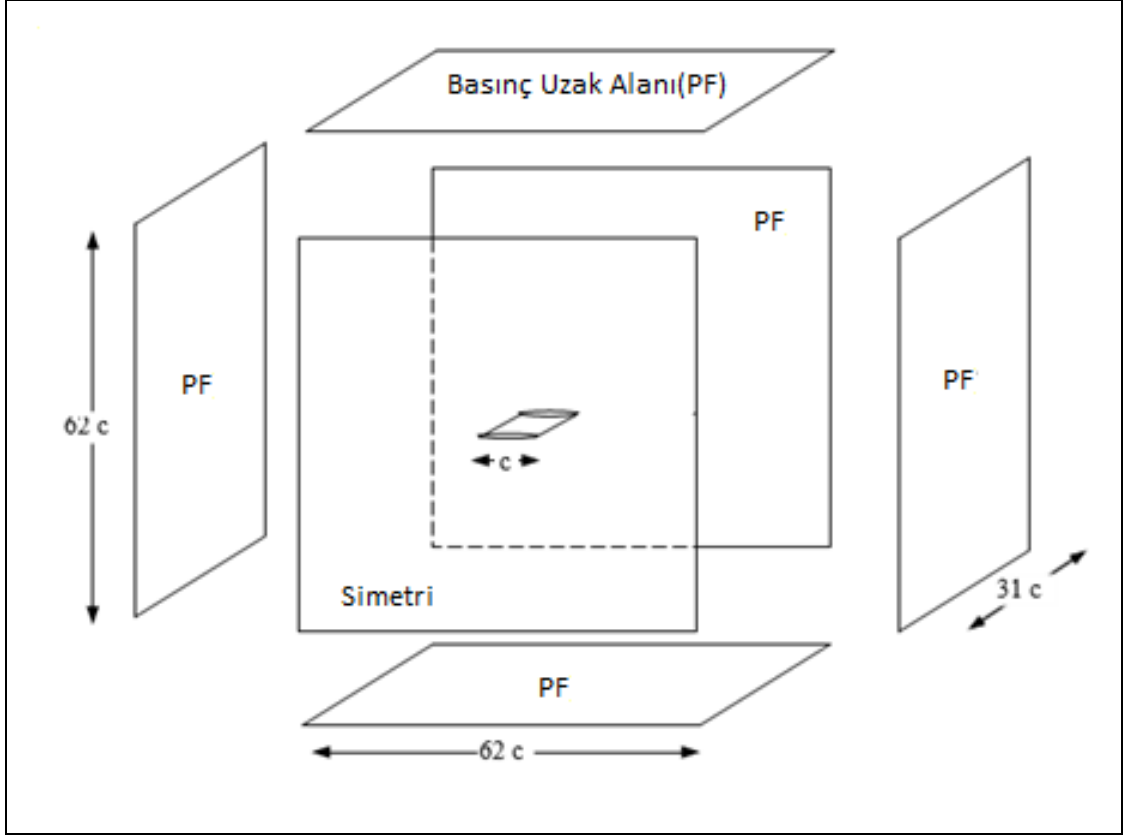
Çizelge 4.1. Kök vetere göre akış alanının ölçüleri

Akış Alanı	Boyutlar (Kök Veter)
Kanat Ucundan Alanın Üst Sınırı Arası	31
Kanat Ucundan Alanın Alt Sınırı Arası	31
Kanat Ucundan Akış Yönünün Başlangıcına	30
Kanat Ucundan Akış Yönünün Sonuna	32



Şekil 4.1. Kanat modeli

Ağdan bağımsızlık için simülasyonun uçuş koşulları deney koşullarıyla aynı olarak belirlenmiş olup hücum açısı $3,06^\circ$, Reynolds sayısı $11,72E+06$, Mach sayısı $0,84$ 'dür. Akış sıkıştırılabilir olarak kabul edilmiştir. Akış alanında Uzak Alanı serbest akış özellikleri basınç giriş koşulu uygulanmıştır. Simetrik akış alanı olduğundan simetrik sınır koşulu kanadın merkez çizgisi referans alınıp akışı ortadan bölerek oluşturulmuştur. Kanat duvarları kaymayan duvar sınır koşulu olarak tanımlanmıştır. Sınır koşullarının detayları Şekil 4.2. ve Çizelge 4.2.'da gösterilmektedir.



Şekil 4.2. Sınır koşullarının ve akış alanının gösterimi

Çizelge 4.2. Kök vetere göre akış alanının ölçüleri

Yüzey İsmi	Sınır Koşulu Tipi	Parametreler	Değer
Giriş	Uzak Alan Sınır Koşulu	Hız (Mach)	0,84
		Türbülans Şiddeti (%)	0,1
Duvar	Duvar	Kaygan Olmayan	-
Simetri Düzlemi	Simetri	-	-

4.2. Ağ Oluşturulması

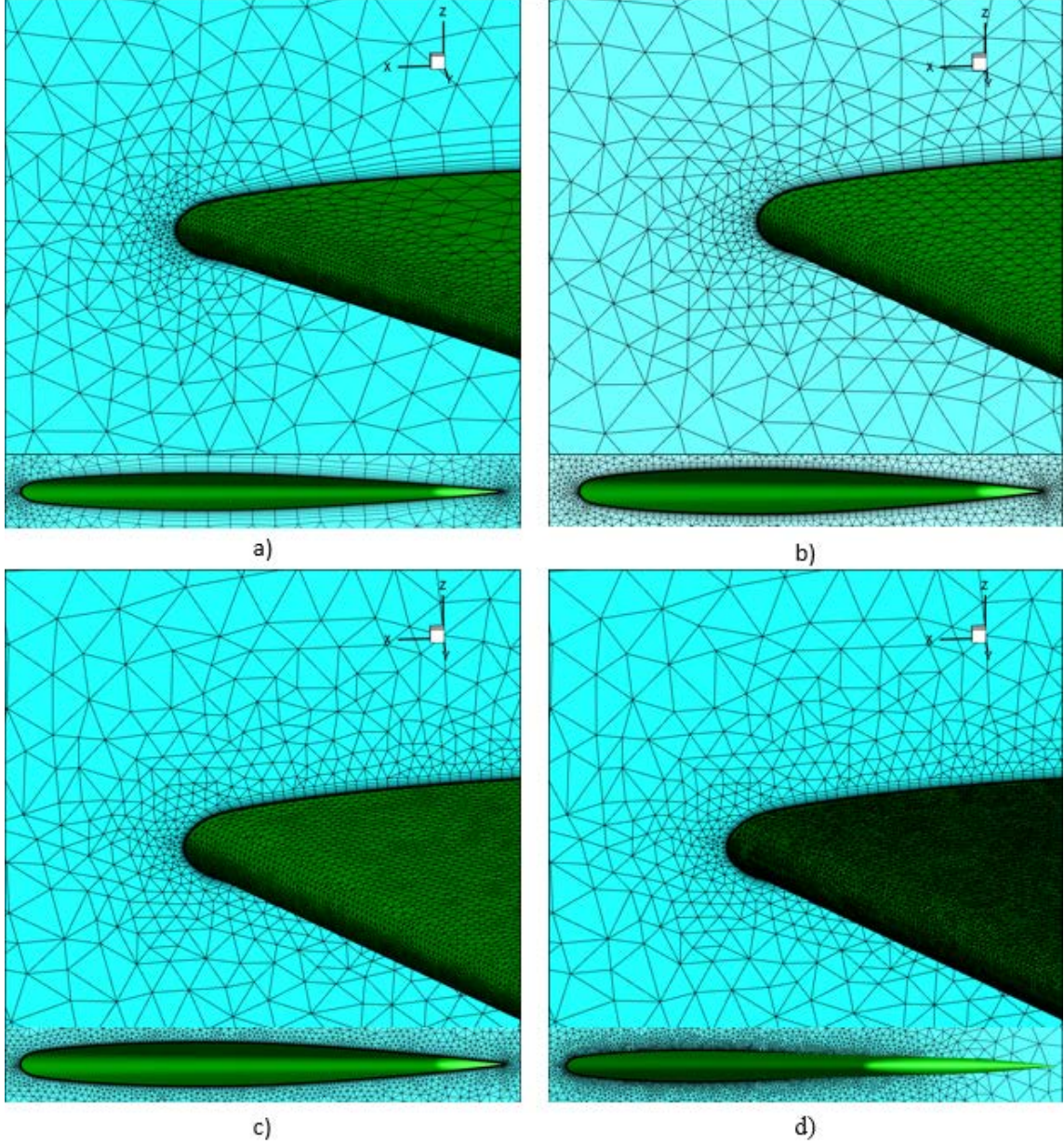
Doğrulama çalışmasında, sınır tabakalarında prizma hücre ve kalan akış alanında dörtgen hücre ile 3D yapılandırılmamış ağ oluşturulmuştur. Ağdaki eleman sayısı yüzey eleman boyutlandırma ve hacim boyutlandırma ile kontrol edilmektedir. Tüm simülasyon için y^+ değerinin 1'in altında tutulabilmesi için sınır tabaka modellemesi ile ilgili olarak, ilk tabaka prizma hücrelerinin kalınlığı 1×10^{-6} m olacak şekilde hesaplanmıştır. Detaylı ağ boyutlandırma bilgileri Çizelge 4.3.'de gösterilmektedir.

Ayrıca elde edilen ağ kalitesi ölçütleri Şekil 4.3.'te verilmiştir. 5 adet ağ durumu değerlendirilmiştir. Bu ağlar yaklaşık olarak sırasıyla 1,3, 1,6, 2, 2,5, 4,5 ve 13 milyon elemandan oluşmaktadır. 3, 4, 5 ve 6 numaralı ağlar izometri ve kesit görüntüleri Şekil 4.3.'de görülmektedir.

Çizelge 4.3. Ağ bilgileri

Ağ Sayısı	Ağ 1	Ağ 2	Ağ 3	Ağ 4	Ağ 5	Ağ 6
Yüzey Boyutlandırma	0,095	0,075	0,0375	0,0125	0,00625	0,003125
Yüzey Eleman Sayısı	29511	37714	47800	61048	122598	355780
Hacim Eleman Sayısı	1,36e+6	1,7e+6	2,1 e+6	2,6 e+6	4,5 e+6	13e+6
Sınır Tabaka Katman Boyutlandırması						
İlk Katman Kalınlığı	1e-06	1e-06	1e-06	1e-06	1e-06	1e-06
Katman Sayısı	25	25	25	25	25	25
Son Oran	30	30	30	30	30	30
Ağ Kalitesi						

Min. Ortogonal Kalite	2,61e-4	2,63e-4	2,625e-4	2,62e-4	2,63e-4	2,63e-4
Max. En Boy Oranı	1,87e+5	1,0e+5	6,66e+4	2,78e+4	2,78e+4	2,76e+4



Şekil 4.3. Kanat ağ modelleri (a) Ağ 3, b) Ağ 4, c) Ağ 5 ve d) Ağ6)

4.3. Çözücü Parametreleri

Basınç-hız bağlantısı için basit bir çözücü şeması, gradyan için Green-Gauss Düğüm Tabanlı şema ve basınç ayrıklaştırma için ikinci derece bir şema seçilmiştir. Momentum doğruluğu, türbülanslı kinetik enerji ve spesifik yitim hızları için ikinci dereceden bir rüzgâr yönü şeması seçilmiştir.

Çözücü şeması için gevşeme faktörleri Çizelge 4.4.'te görülmektedir.

Çizelge 4.4. Gevşeme faktörleri

Gevşeme Faktörleri	Değer
Basınç	0,8
Yoğunluk	0,8
Gövde Kuvvetleri	0,8
Momentum	0,8
Türbülans Kinetik Enerji	0,8
Sipesifik Dağılma Oranı	0,8
Türbülans Viskozitesi	0,8

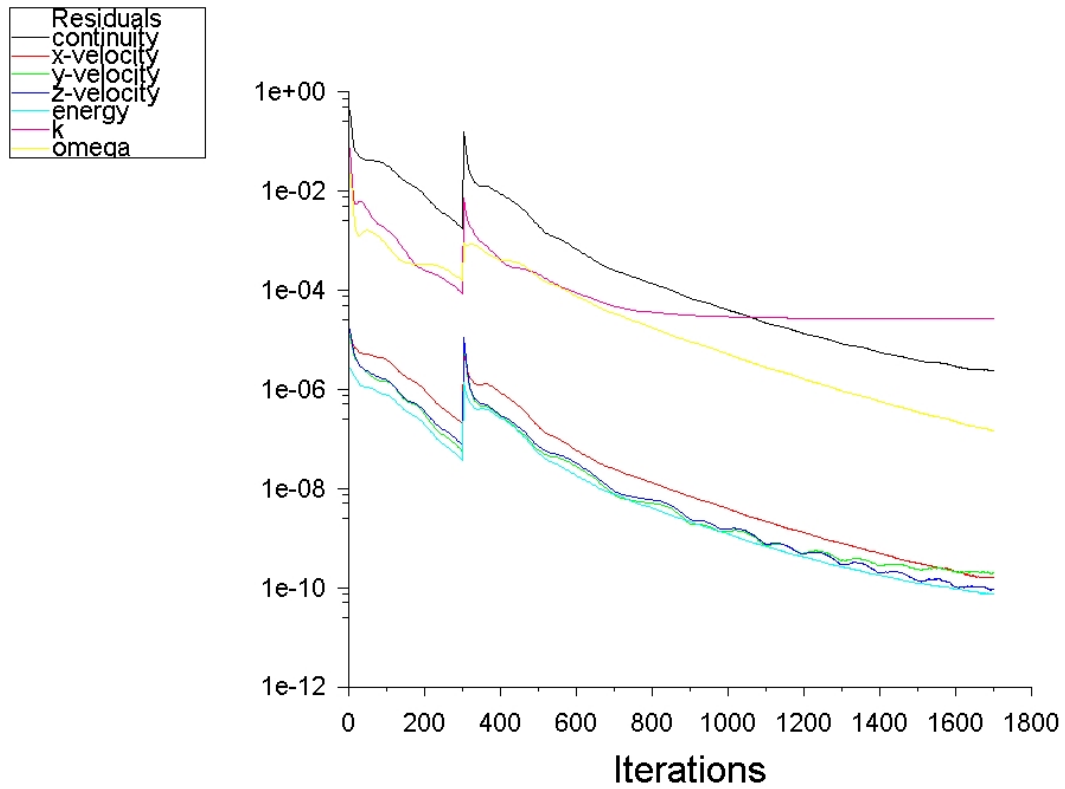
Türbülans modeli seçilirken Onera M6 kanadı için gerçekleştirilen türbülans modeli çalışmaları göz önüne alındığında Silva ve diğerleri [9], Mayeur ve diğerleri [10], Shah ve diğerleri [11], Şahin [12] ve Borisov [13] tarafından gerçekleştirilen çalışmalarda SST k- ω Türbülans Modelinin isabetli sonuçlar verdiği değerlendirilmiştir. RANS bazlı çözücü ve SST k- ω Türbülans modelinin teorileri 2.1. bölümünde açıklanmıştır.

4.4. Ağdan Bağımsızlık

Ağdan bağımsızlık sağlandığının belirlenmesi için ve yakınsamanın gösterilebilmesi için kullanılan ağların “residual” verileri değerlendirilirken, C_p değerleri toplanmış ve karşılaştırılmıştır.

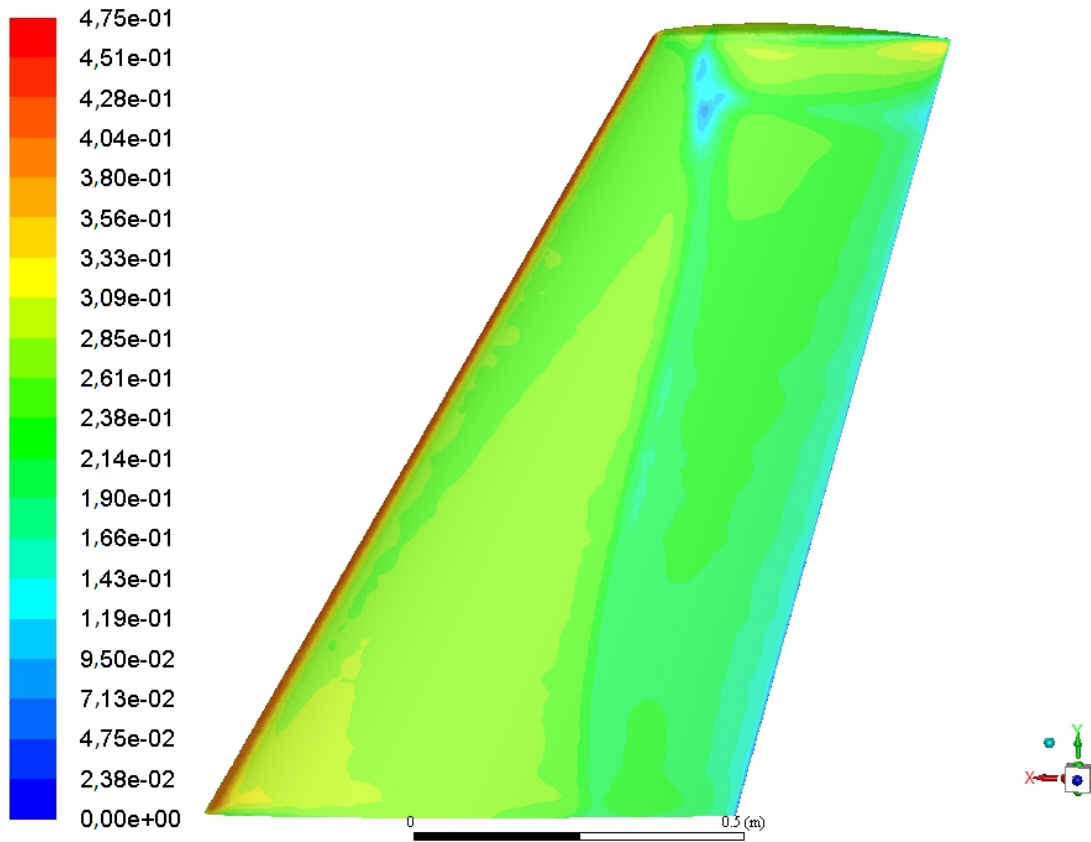
Çözücü teorisi kısmında bahsedildiği üzere SST k- ω türbülans modeli ile sabit bir RANS bazlı model ANSYS Fluent Yazılımında kullanılmıştır.

Hesaplamaların yakınsaması, artık değerlerin iterasyonlar boyunca dağılımı ile değerlendirilmiştir. Artık değerlerin iterasyonlar boyunca dağılımı Şekil 4.4.’de verilmiştir.



Şekil 4.4. Ağ 4 “Residual” geçmişi

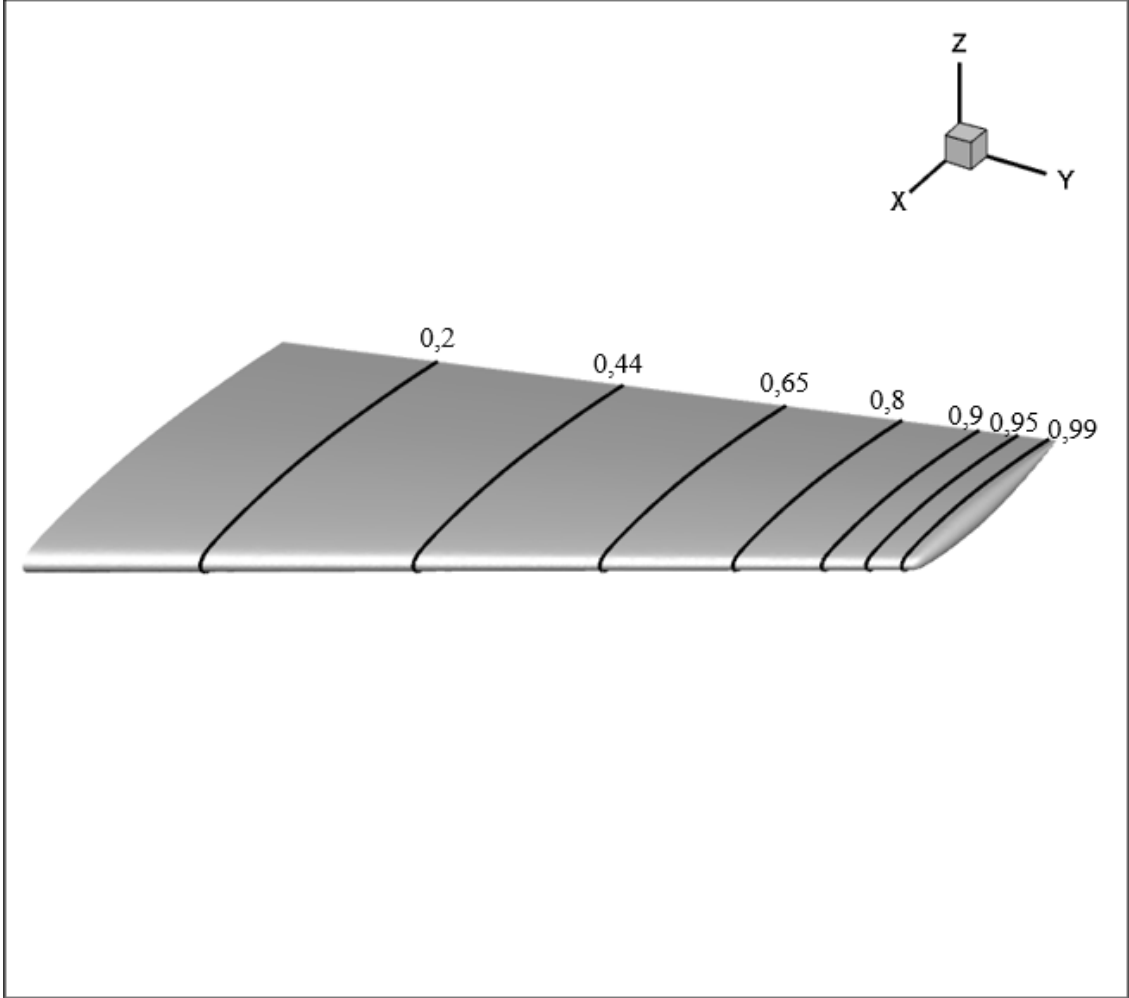
Ayrıca, daha önce de bahsedildiği üzere SST k- ω türbülans modeli seçilmiş olup söz konusu model duvar fonksiyonu içermediğinden boyutsuz duvar yüksekliği olan y^+ değerinin 1'den küçük olmasını gerektirmektedir [44]. Şekil 4.5. Ağ 4 için kanadın yüzeyindeki y^+ dağılımını göstermektedir. Akış kayması arttıkça, çalışma boyunca y^+ değerleri büyür. En çok kayma kanadın hücum kenarına doğru ve kanadın üst yüzeyinde meydana geldiğinden, sadece üst yüzeyin y^+ dağılımı verilmiştir. Bununla birlikte, HAD analizi sırasında tüm duvar yüzeyleri için y^+ izleme yapılmış ve tüm yüzeyler için maksimum y^+ değerinin 1'den küçük olması sağlanmıştır.



Şekil 4.5. Ağ 4 y^+ değerleri

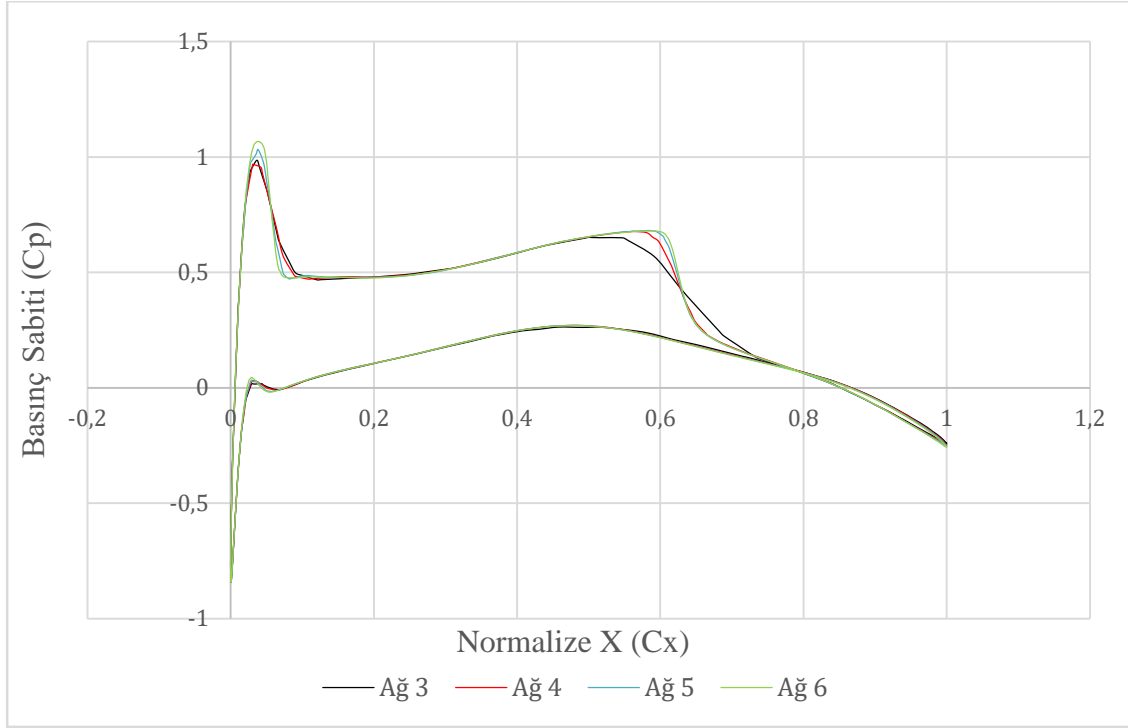
HAD analizi kapsamında optimum boyutlandırma parametrelerini elde etmek için özellikle etki bölgesindeki hacim elemanlarının sayısı artırılır. Ağ bağımsızlığını elde etmek için sunulan bir diğer önemli sonuç, deneysel çalışmada da [8] sonuçları değerlendirilen $y/b = 0,2, 0,44, 0,65, 0,8, 0,9, 0,95$ ve $0,99$ olarak belirlenen kesitlerde

basınç katsayısının (C_p) değişimidir. Şekil 4.6, basınç katsayısı değerlerinin çıkarıldığı ve karşılaştırıldığı kesitleri göstermektedir.

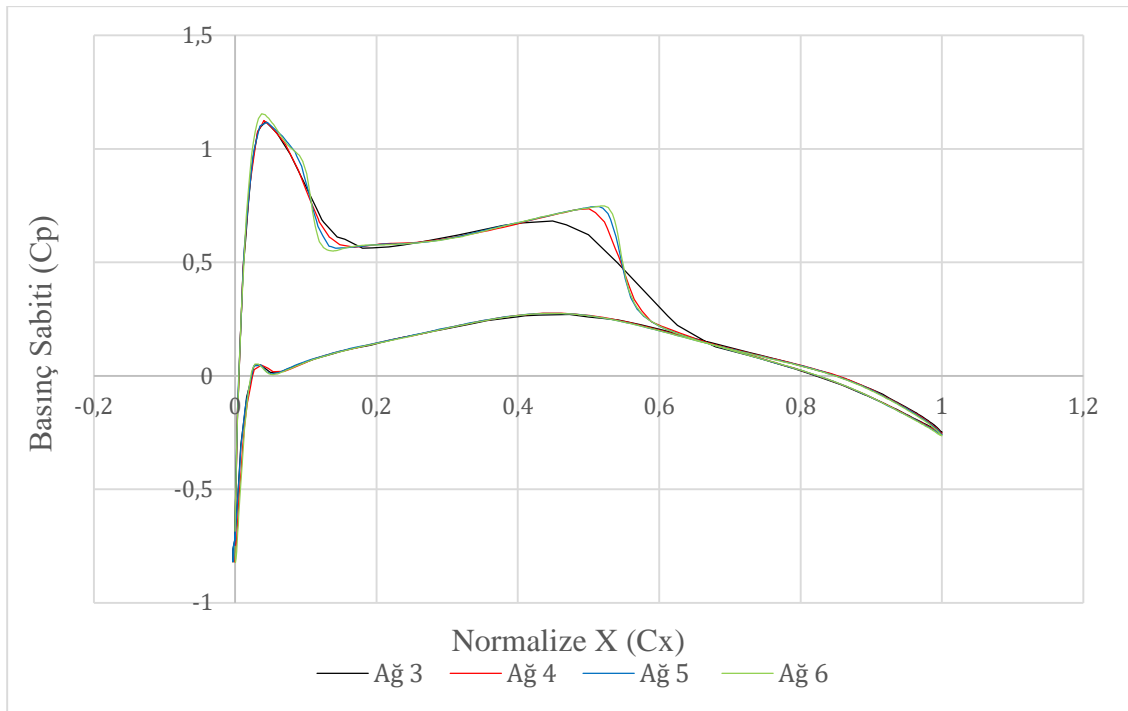


Şekil 4.6. C_p değerleri çıkarılan kesitlerin konumları

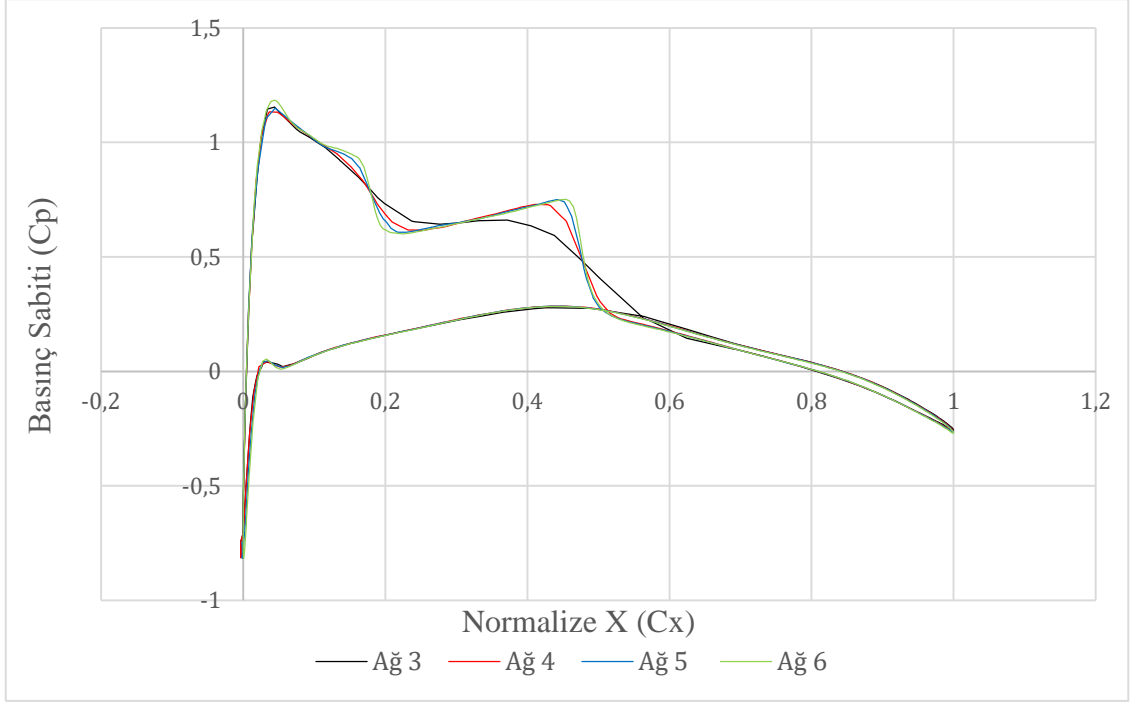
C_p değerleri kanadın etrafında belirlenen kesitlerde Şekil 4.7, 4.8, 4.9, 4.10, 4.11, 4.12 ve 4.13 dört ağ için gösterilmektedir. Buradan Ağ 4 verilerinin Ağ 5 ve Ağ 6 verilerine yeterince yakın sonuçlar verdiği değerlendirilmiştir. Özellikle Ağ 4 için $y/b = 0,95$ kesitindeki C_p sonuçlarıyla daha yüksek yoğunluklu ağ sonuçlarının neredeyse bire bir benzeştiği görülmektedir.



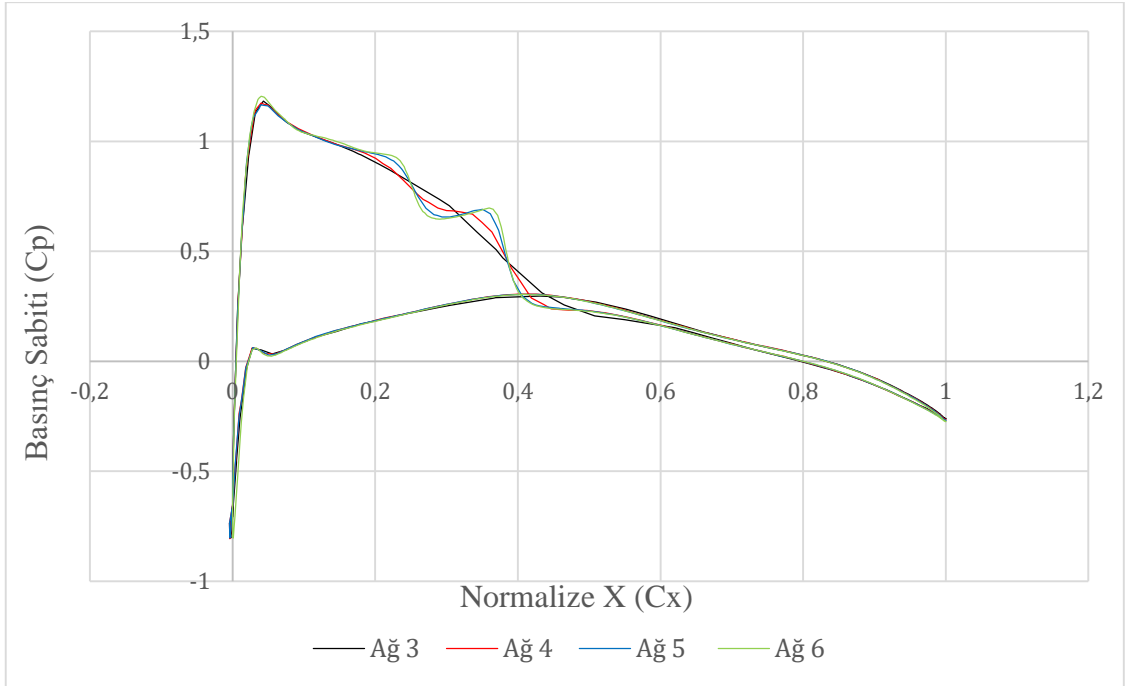
Şekil 4.7. 0,2 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması



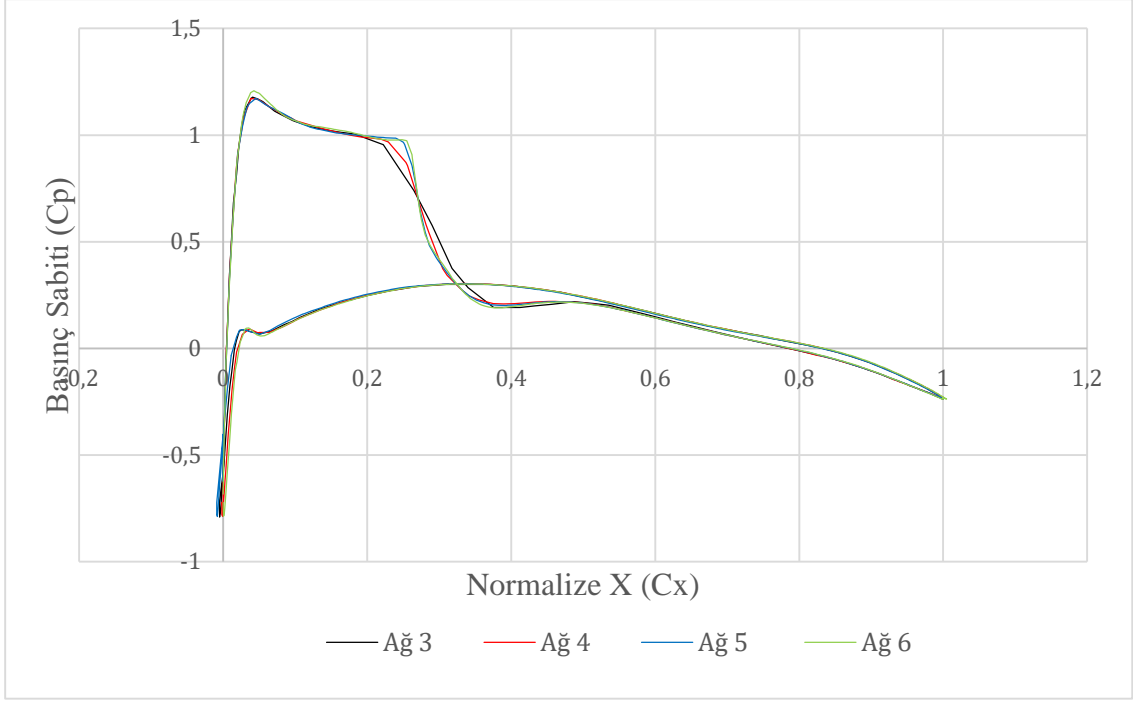
Şekil 4.8. 0,44 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması



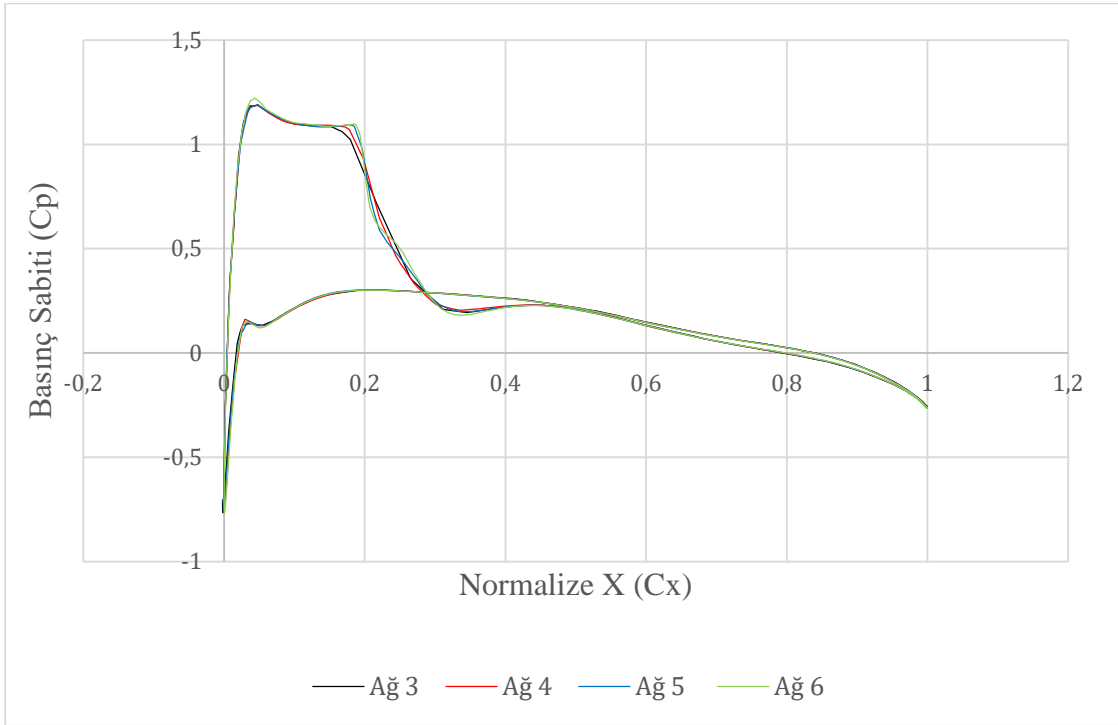
Şekil 4.9. 0,65 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması



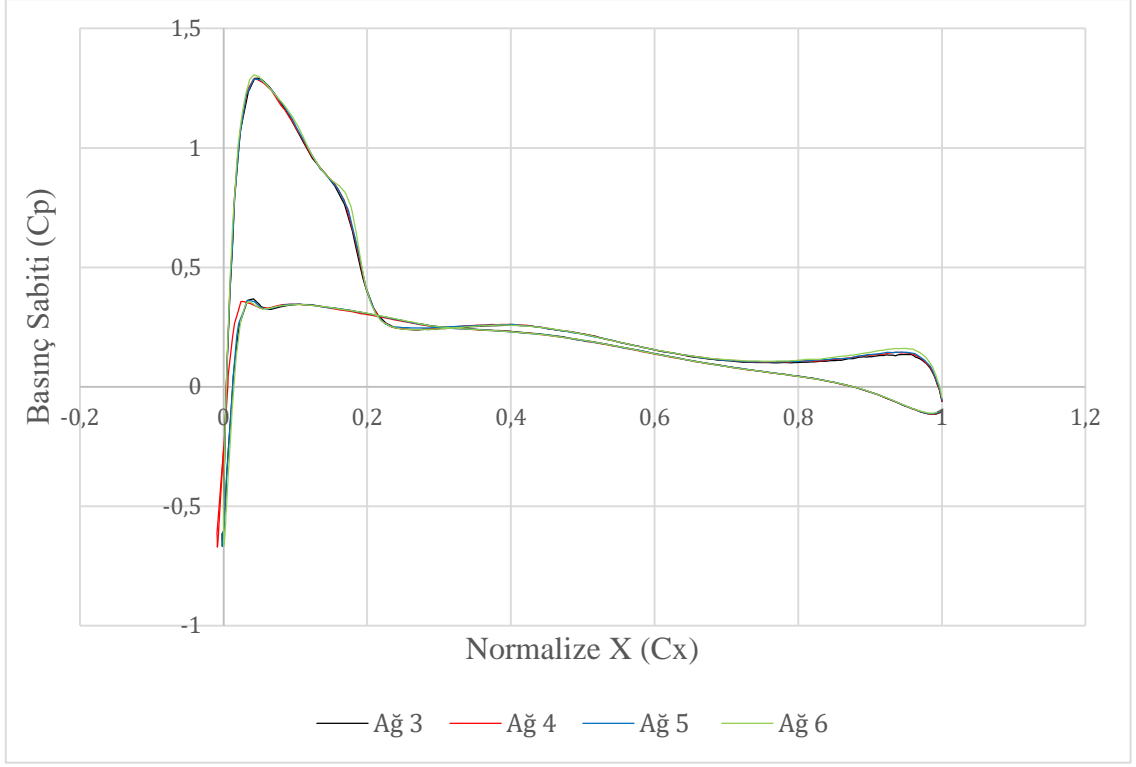
Şekil 4.10. 0,8 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması



Şekil 4.11. 0,9 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması

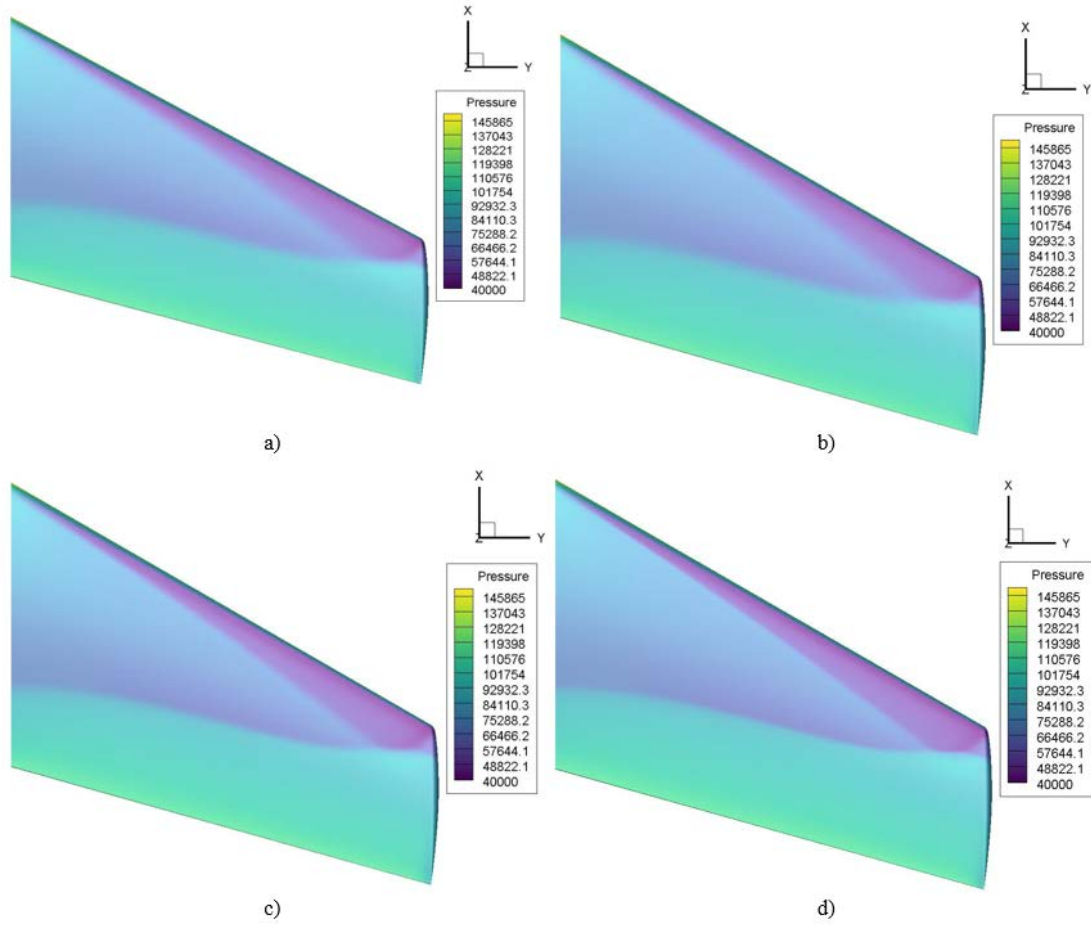


Şekil 4.12. 0,95 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması



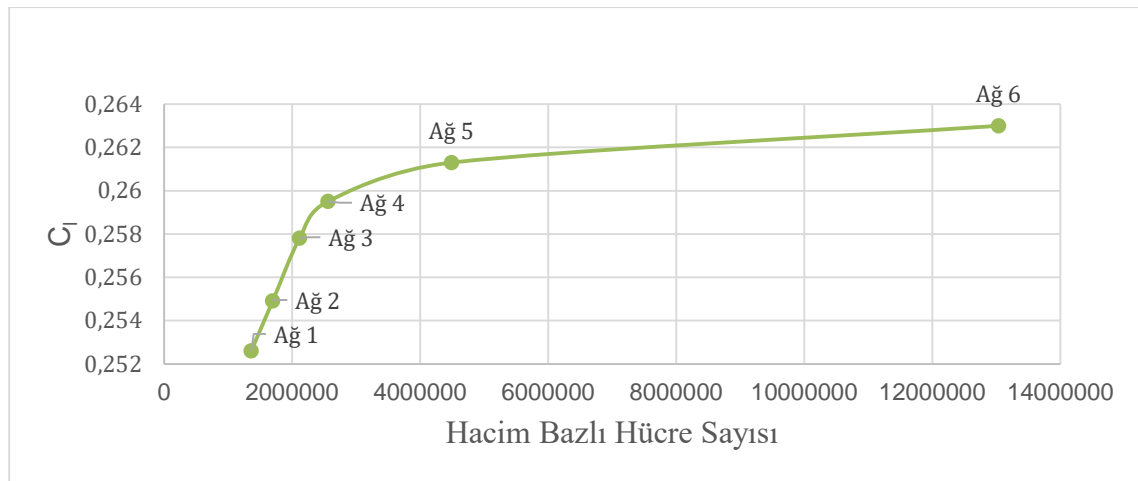
Şekil 4.13. 0,99 Kesiti ağların basınç sabitleri karşılaştırması

Şekil 4.14.'de verilen basınç konturları, kanat üzerindeki şok yapısını gösterirken farklı ağ yoğunluklarında çözüm farklılıklarını da ortaya koymaktadır. Basınç değerlerinin aynı minimum ve maksimum değerleri ile çizilen konturlar, 4. Ağ'dan sonra ayırt edilemez hale gelmektedir.

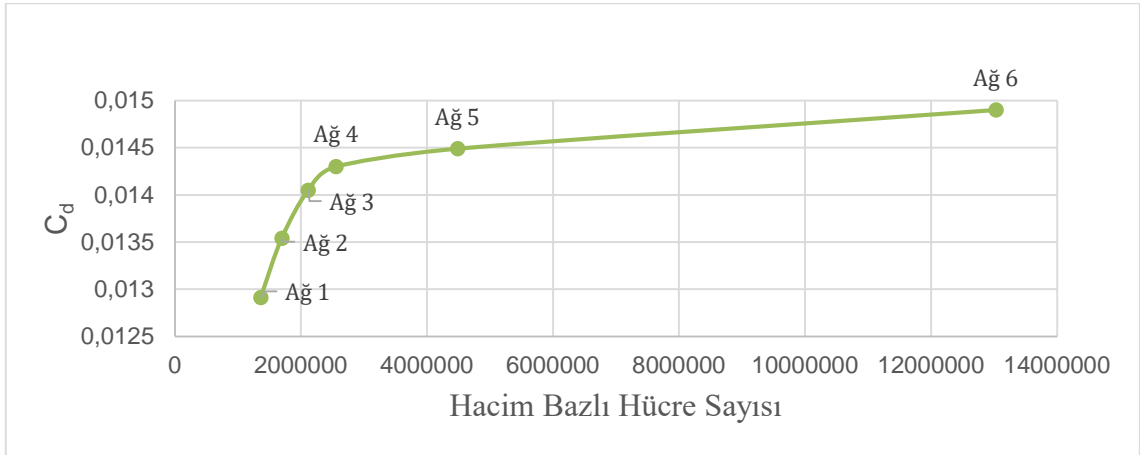


Şekil 4.14. Basınç dağılım konturları (a) Ağ 3, b) Ağ 4, c) Ağ 5, d) Ağ 6

Son olarak ağdan bağımsızlık için, 5 farklı ağ için aerodinamik katsayıları karşılaştırılmıştır. Kaldırma katsayısı (C_l) ve sürüklenme katsayısı (C_d) sırasıyla Şekil 4.15. ve 4.16. da gösterilmektedir.



Şekil 4.15. Ağ yoğunluklarına göre C_l dağılımları



Şekil 4.16. Ağ yoğunluklarına göre C_d dağılımları

Ağ 4'ten başlayarak, eldeki kanadının aerodinamik katsayılarının önemsiz bir şekilde değiştiği görülmektedir. Ağ 5 ve 6, aerodinamik analiz açısından bu çalışma kapsamında kullanılacak en yoğun ağlardır. Söz konusu ağlar aynı zamanda yüksek çözüm gücü ve daha az yoğunluklu ağlara kıyasla daha fazla çözüm süresi gerektirmektedir. Diğer yandan 4. ve 6. ağ arasındaki aerodinamik katsayılarda maksimum hatanın % 1,5 olduğu da sonuçlardan türetilmiştir.

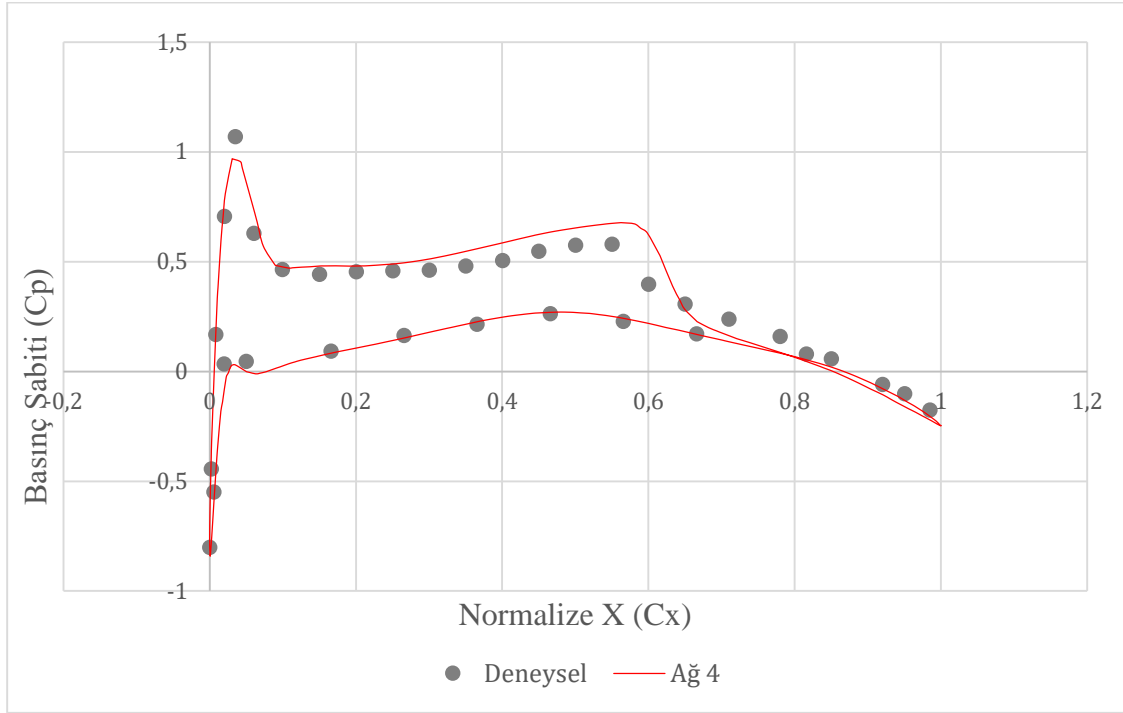
Çalışma 30 tasarım noktası içerdiğinden, her bir tasarım noktasının da kritik hücum açısı tespit noktasına kadar çözülmesi gerektiğinden Ağ 4 sonuçlarının çalışmanın zaman kısıtlarına ve kaynaklarına daha uygun olduğu ve başarılı sonuçlar verdiği değerlendirilmiş olup çalışmada eniyileme bölümünde Ağ 4 kullanılması uygun olarak değerlendirilmiştir.

4.5. Ağdan Bağımsızlık ve Deneysel Verilerle Karşılaştırma Çalışması

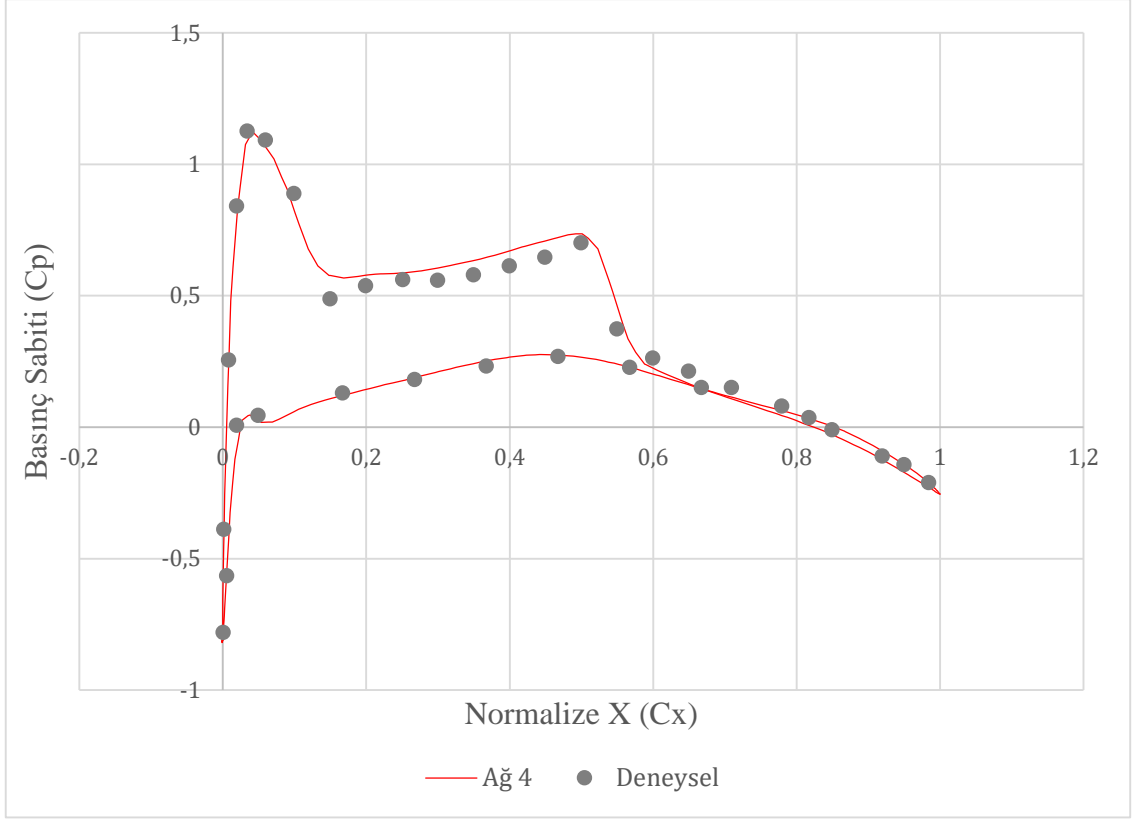
Ağdan bağımsızlık çalışması sonunda belirlenen Ağ 4 ile gerçekleştirilen hesaplamaların doğruluğunu kanıtlamak için Schmitt ve Charpin tarafından gerçekleştirilen [8] rüzgâr tüneli çalışması ile karşılaştırılması ve Ağ 4 çözümleri bu bölümde doğrulanacaktır. Rüzgâr tüneli testinde kullanılan geometri ile hesaplamada kullanılan geometri birebir örtüşen geometrik özelliklere sahiptir. Eniyileme çalışmasının doğruluğunu

değerlendirmek için yine deney sonuçlarının alındığı kesitlerdeki hem deneysel hem de Ağ 4 basınç katsayısı değerleri karşılaştırılmıştır. Deneysel sonuçlarda ONERA M6 kanadında $y/b= 0,2, 0,44, 0,65, 0,8, 0,9, 0,95$ ve $0,99$ kesitlerinde basınç sabitleri hesaplanmıştır.

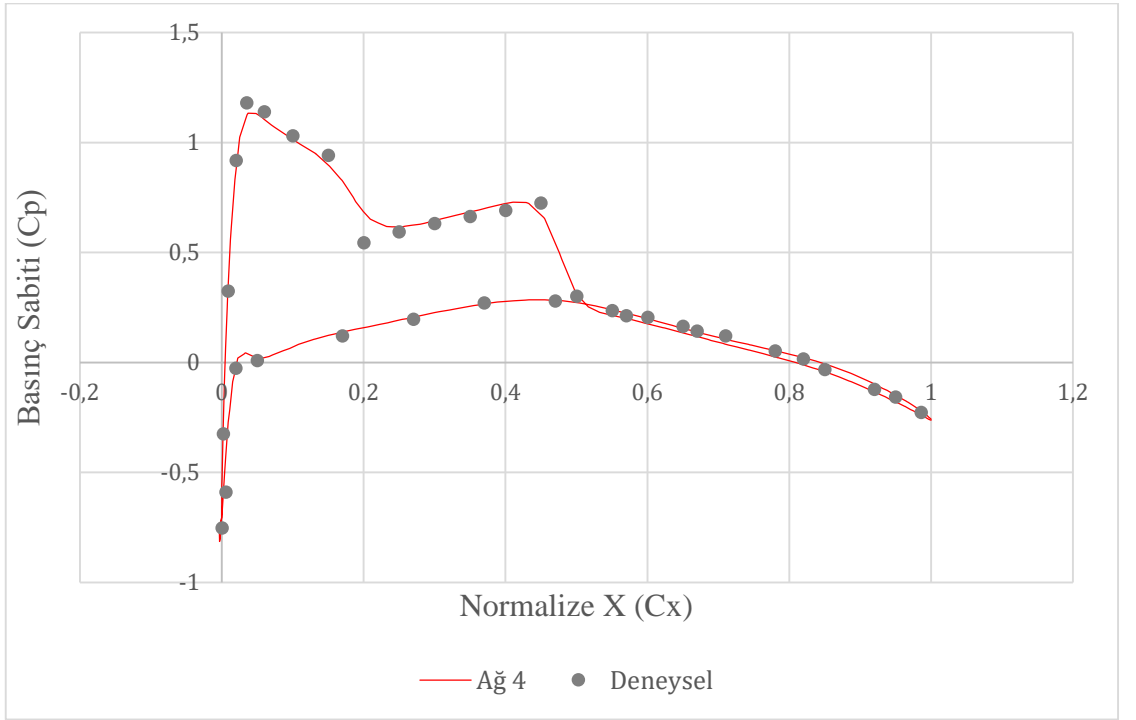
Şekil 4.17, 4.18, 4.19, 4.20, 4.21, 4.22 ve 4.23 söz konusu kesitlerde deneysel çalışmada elde edilen basınç katsayısı verileri ile ağdan bağımsızlık çalışmasında belirlenen Ağ 4 ile elde edilen veriler karşılaştırılmış olup Ağ 4 ile elde edilen basınç katsayısı değerlerinin deneysel çalışmada elde edilen veriler ile örtüştüğü görülmüştür. Özellikle kanat üzerinde akış hızının artması üzerine ani basınç düşüşleri görülmesine ve şok yapısı oluşmasına karşın mevcut nümerik çalışma bu bölgelerde de yakın sonuçlar vermektedir.



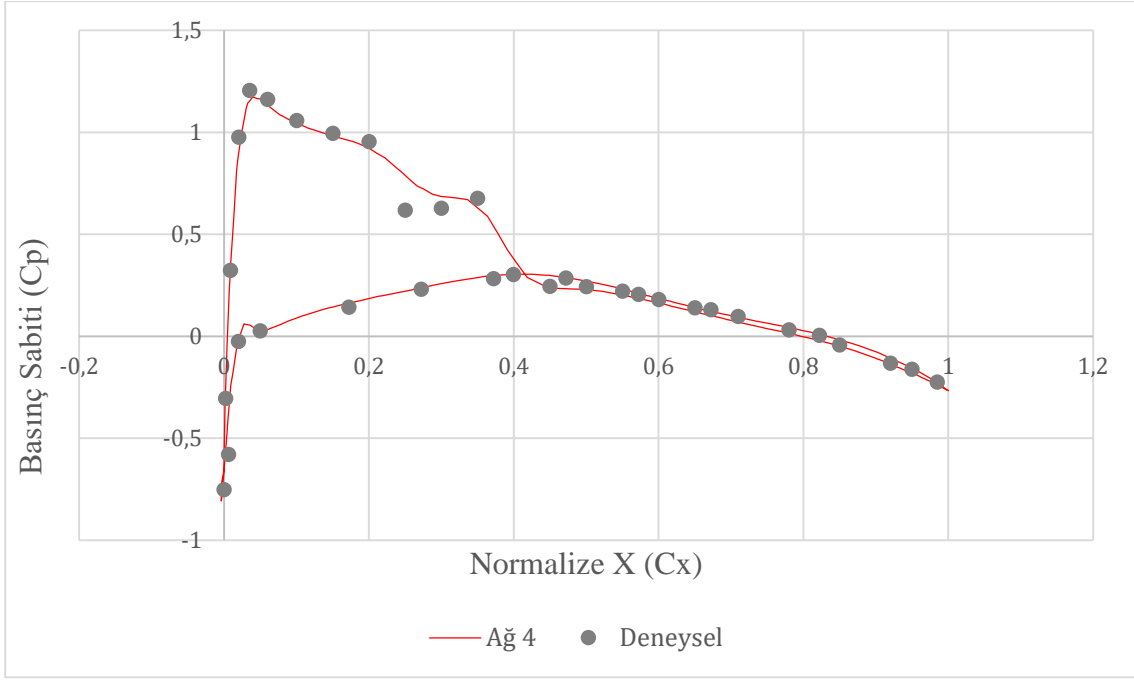
Şekil 4.17. 0,2 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



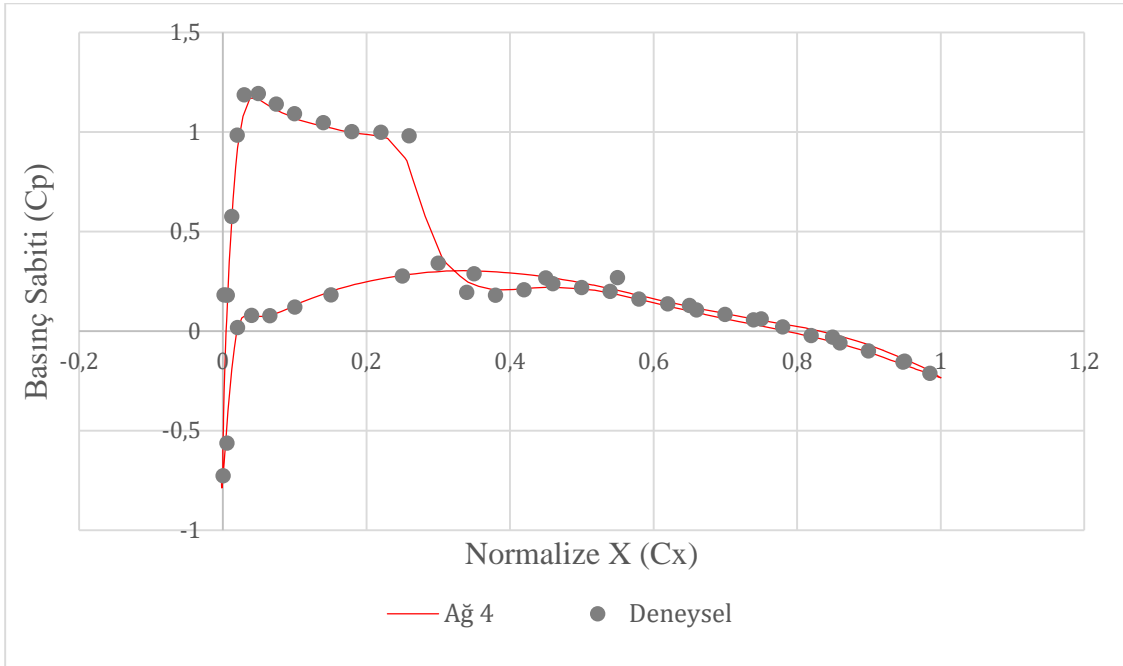
Şekil 4.18. 0,44 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



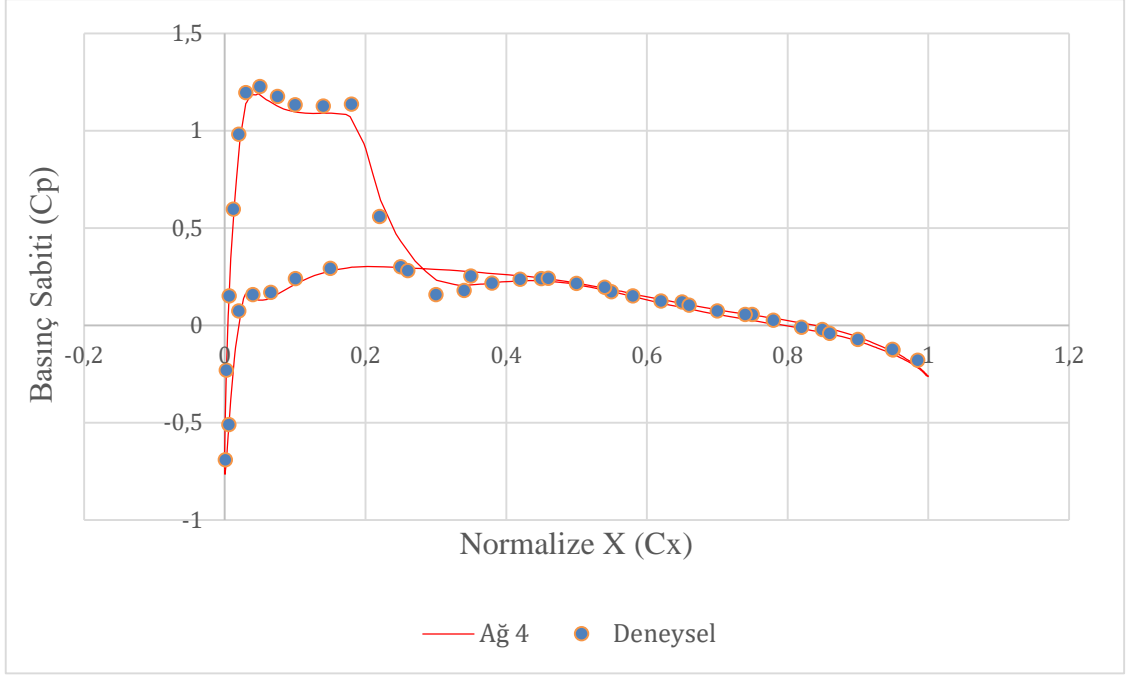
Şekil 4.19. 0,65 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



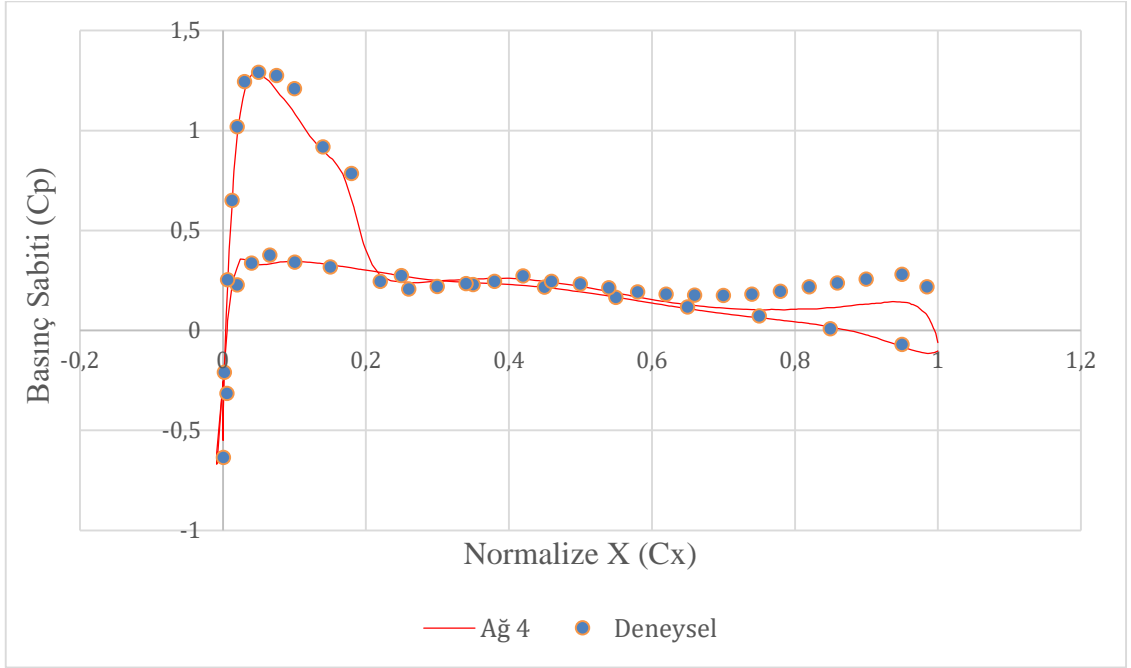
Şekil 4.20. 0,8 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



Şekil 4.21. 0,9 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



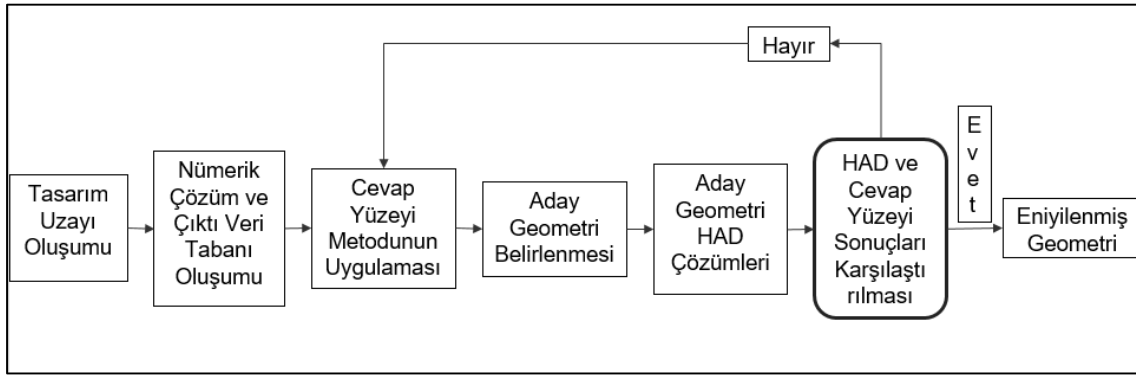
Şekil 4.22. 0,95 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması



Şekil 4.23. 0,99 Kesiti Ağ 4 ve deneysel sonuç karşılaştırılması

5. KANAT ENİYİLENMESİ

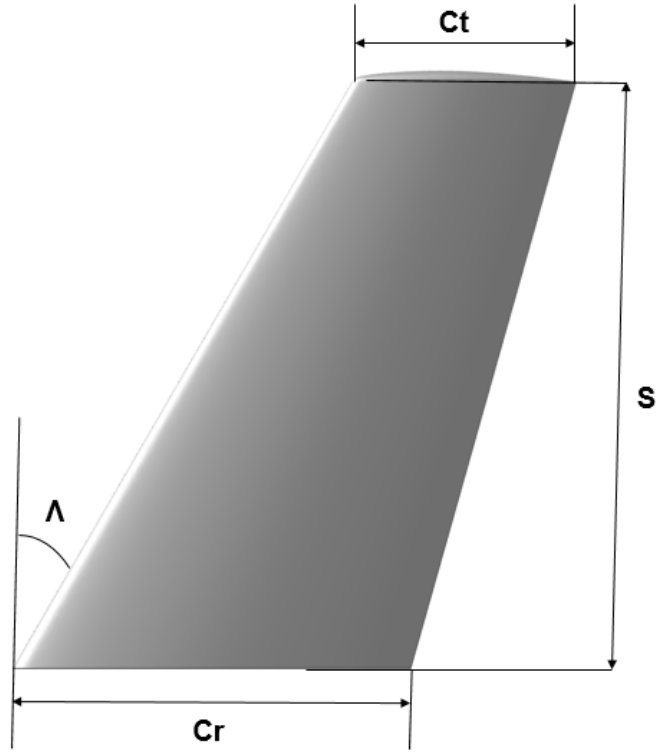
Kanat eniyilemesi çalışmasında öncelikli olarak FCC kullanılarak tasarım uzayı oluşturulmuştur. Oluşturulan tasarım uzayı 0° kritik hücum açısına kadar nümerik olarak çözülmüştür. Elde edilen verilerden cevap yüzeyi oluşturulmuştur. Cevap yüzeyinden aday geometri yeni tasarım noktası olarak belirlenmiş ve HAD çözümleri gerçekleştirilen noktanın sonuçlarının yanıt yüzeyi sonuçları ile karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuç orijinal kanat ile karşılaştırılmış ve eniyilenmiş geometri elde edilmiştir. Söz konusu çalışma Şekil 5.1.'de şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 5.1. Eniyileme şeması

5.1. Parametrik Çalışma

Eniyileme çalışmasında ONERA M6 kanadı tasarımı temel alınmıştır. Model için 3 geometrik parametre (λ , C_r ve Λ sırasıyla koniklik oranı, kök veteri ve süpürme açısı) belirlenmiş olup bu parametreler Şekil 5.2.'de ve Çizelge 5.1. de belirtilmektedir. Kanat planformunun alanı sabit tutularak aerodinamik katsayıların karşılaştırılması sağlanmaktadır. Bahse konu parametrelerin sınırları Çizelge 5.1.'de açıklanmaktadır.



Şekil 5.2. Kontrol yüzeyi geometrik parametreleri

Çizelge 5.1. Eniyileme için kullanılan geometrik parametre aralıkları

Parametreler	Asgari	Azami
Süpürme Açısı (Λ)	10°	50°
Koniklik Oranı ($Ct//Cr$)	0,3	1
Kök Veter (Cr)	0,4	1

5.2. Tasarım Uzayı

Parametrik bir çalışma olması ve deney tasarımı metodu olarak FCC kullanılması sebebiyle orijinal kanat ile birlikte 30 adet tasarım noktası oluşturulmuştur. 30 Tasarım noktasını içeren tasarım uzayının tüm çözümler HAD ile gerçekleştirilmiştir. Eniyileme metodu olarak MOGA, yanıt yüzeyi metodu olarak ise Genetik Toplama kullanılmıştır. Çözücü teorisi kısmında bahsedildiği üzere SST $k-\omega$ türbülans modeli ile sabit bir RANS bazlı model ANSYS Fluent Yazılımında kullanılmıştır.

Diğer yandan hız değeri 0,3 Mach olup kritik hücum açısının belirlenebilmesi için söz konusu akış şartı seçilmiştir. Diğer koşullar Bölüm 4'te kullanılan koşullardır. Çözümlerde ağ özelliği olarak Bölüm 4'de belirtilen Ağ 4 kullanılmıştır.

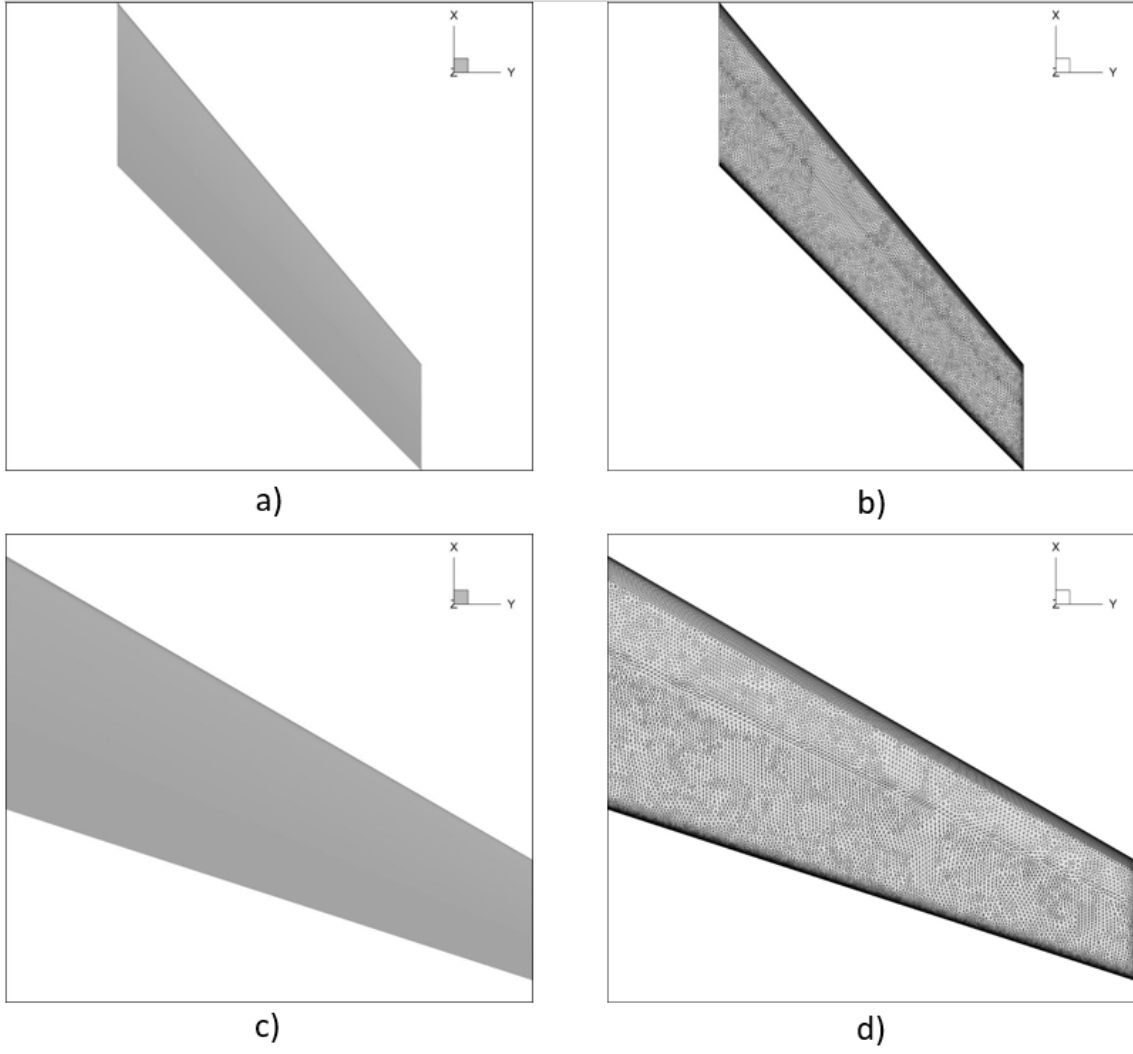
Çizelge 5.2.'de tasarım uzayında bulunan orijinal kanat (DP0) da dâhil olmak üzere 30 adet tasarım noktasının eniyileme parametreleri verilmektedir.

Çizelge 5.2. Tasarım uzayı ve geometrik özellikleri

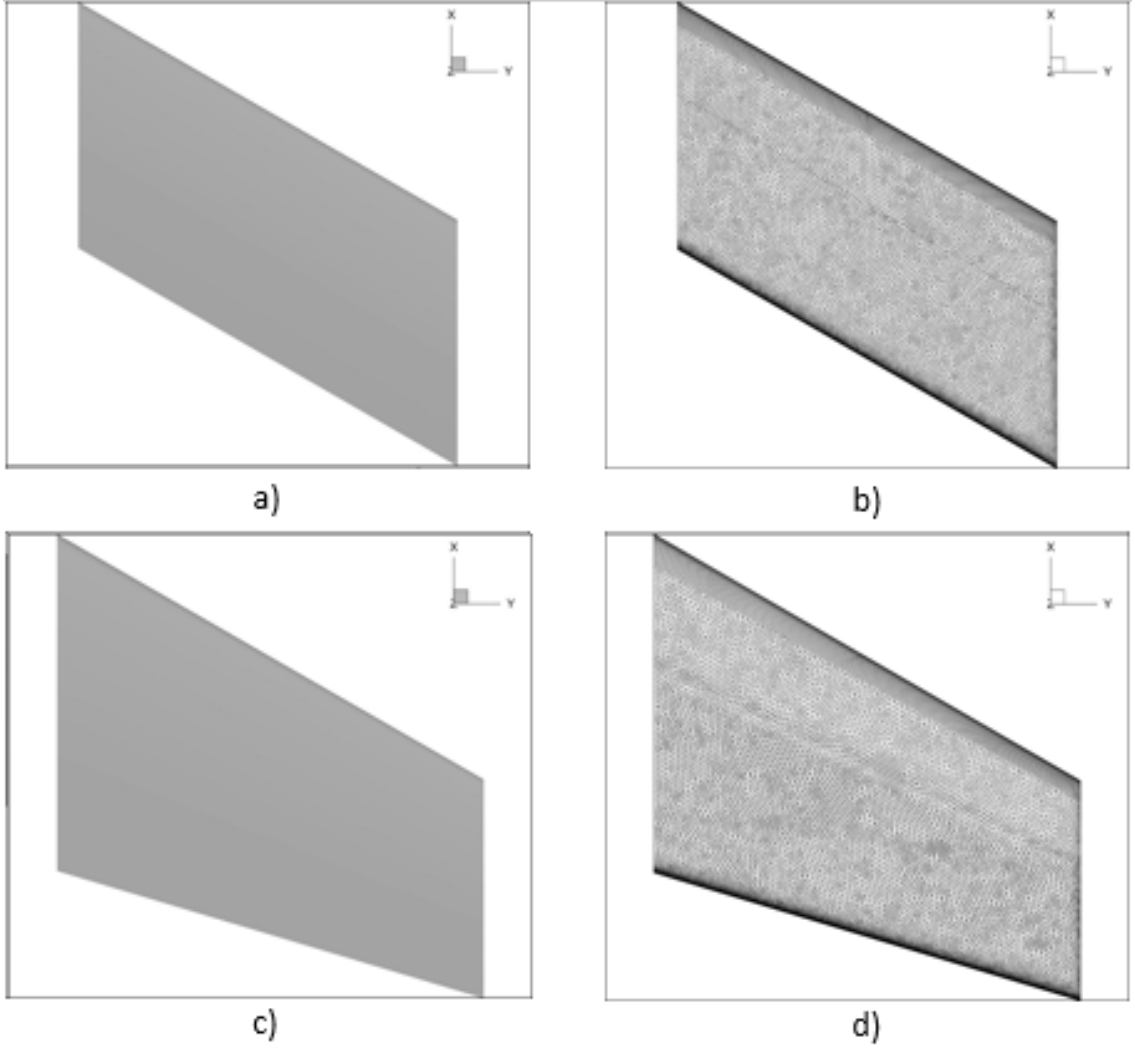
DP	Süpürme Açısı	Koniklik Oranı	Alan	Kök Veter	Uç Veter	Kanat Genişliği	En Boy Oranı
0	26,7	0,56	0,751994	0,805	0,451	1,1963	3,8
1	30	0,65	0,751994	0,7	0,455	1,30215442	4,50962571
2	10	0,65	0,751994	0,7	0,451	1,302154424	4,50962571
3	20	0,65	0,751994	0,7	0,455	1,302154424	4,50962571
4	50	0,65	0,751994	0,7	0,451	1,302154424	4,50962571
5	40	0,65	0,751994	0,7	0,455	1,302154424	4,50962571
6	30	0,3	0,751994	0,7	0,21	1,652734462	7,26476686
7	30	0,475	0,751994	0,7	0,3325	1,456647322	5,64318575
8	30	1	0,751994	0,7	0,7	1,0742774	3,069364
9	30	0,825	0,751994	0,7	0,5775	1,177290301	3,68623186
10	30	0,65	0,751994	0,4	0,26	2,278770242	13,8107287
11	30	0,65	0,751994	0,55	0,3575	1,657287449	7,30484826
12	30	0,65	0,751994	1	0,65	0,911508097	2,2097166
13	30	0,65	0,751994	0,85	0,5525	1,072362467	3,05843128
14	10	0,3	0,751994	0,4	0,12	2,892285308	22,2483485
15	20	0,475	0,751994	0,55	0,26125	1,853914774	9,14102816
16	50	0,3	0,751994	0,4	0,12	2,892285308	22,2483485
17	40	0,475	0,751994	0,55	0,26125	1,853914774	9,14102816

18	10	1	0,751994	0,4	0,4	1,87998545	9,39992725
19	20	0,825	0,751994	0,55	0,45375	1,498369475	5,97108632
20	50	1	0,751994	0,4	0,4	1,87998545	9,39992725
21	40	0,825	0,751994	0,55	0,45375	1,498369475	5,97108632
22	10	0,3	0,751994	1	0,3	1,156914123	3,55973576
23	20	0,475	0,751994	0,85	0,40375	1,199591912	3,82721248
24	50	0,3	0,751994	1	0,3	1,156914123	3,55973576
25	40	0,475	0,751994	0,85	0,40375	1,199591912	3,82721248
26	10	1	0,751994	1	1	0,75199418	1,50398836
27	20	0,825	0,751994	0,85	0,70125	0,969533189	2,50000500
28	50	1	0,751994	1	1	0,75199418	1,50398836
29	40	0,825	0,751994	0,85	0,70125	0,969533189	2,50000500

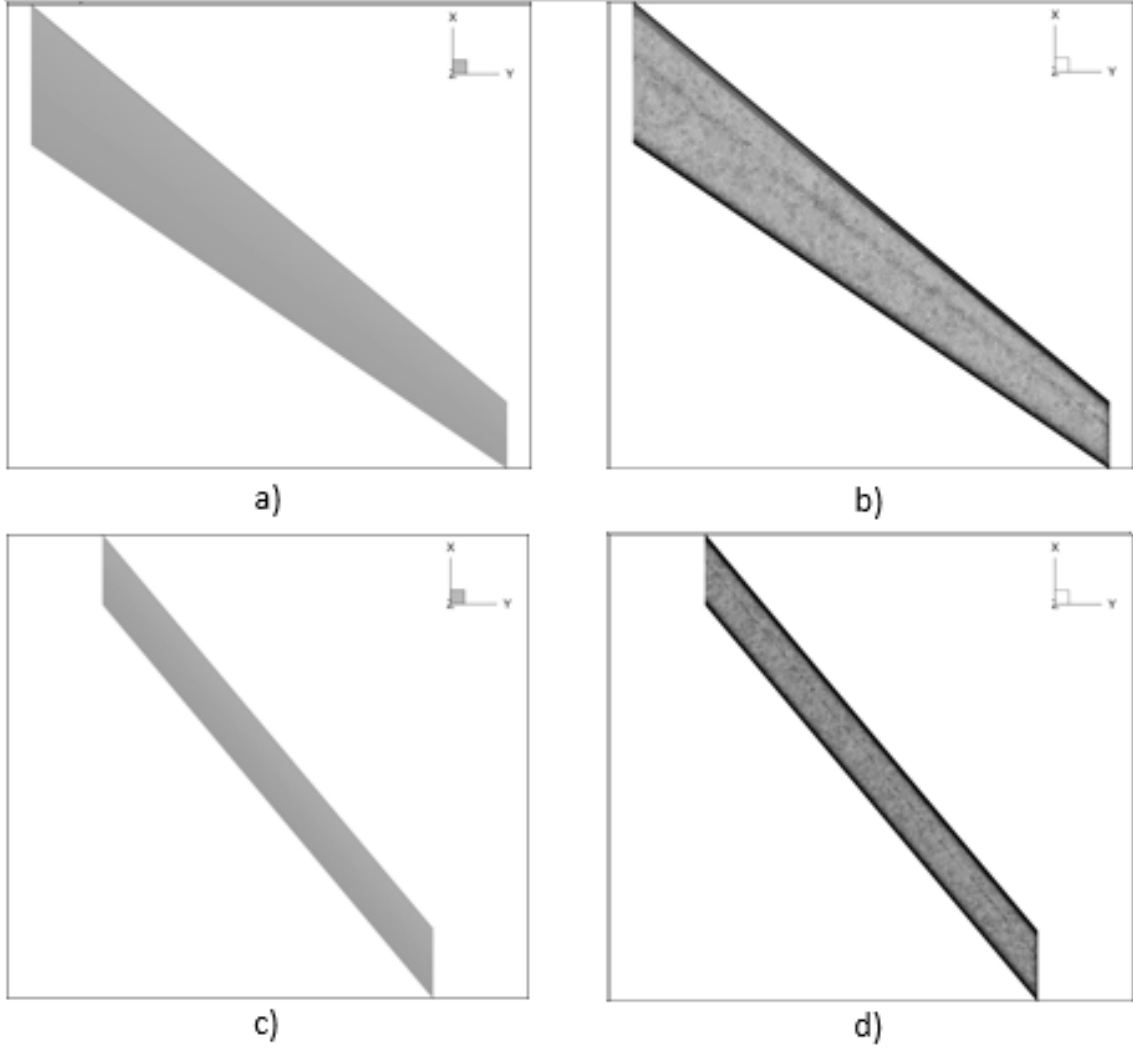
Belirlenen parametrelerin kısıtları göz önüne alınarak uç tasarımlar FCCD'ye göre parametrik olarak seçilmiş ve yanıt yüzeyinin sınırları belirlenmiştir. Söz konusu uç tasarımlara örnek olarak Tasarım Uzayından örneklenen DP4, DP7, DP8, DP13, DP17, DP20, DP22 ve DP26 tasarım noktalarının geometrik şekilleri ve ağ detayları Şekil 5.3., 5.4., 5.5. ve 5.6.'de gösterilmektedir



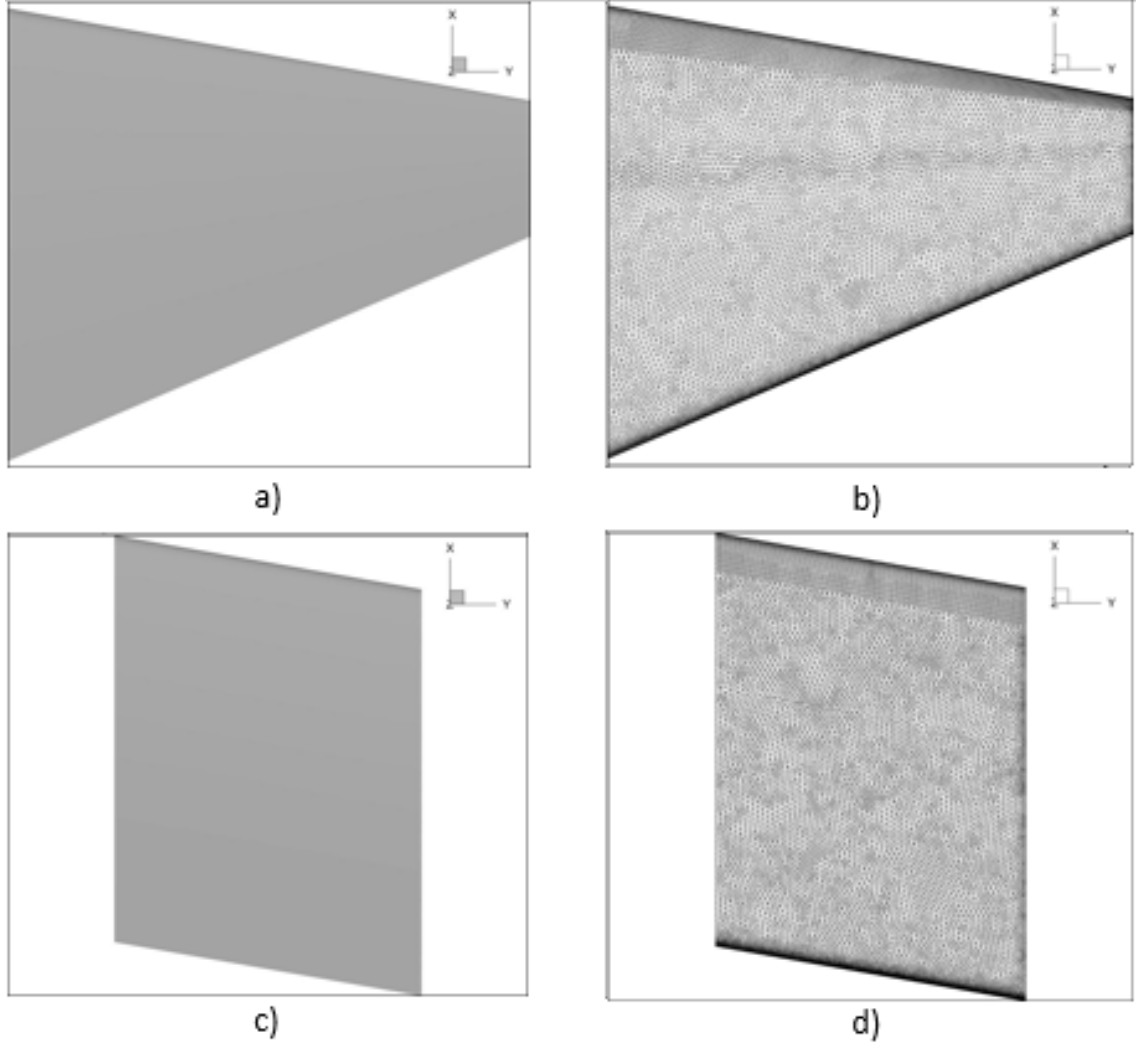
Şekil 5.3. Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP4, b) DP4 Ağı, c) DP7 d) DP7 Ağı)



Şekil 5.4. Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP8, b) DP8 Ağı, c) DP13 d) DP13 Ağı)



Şekil 5.5. Tasarım noktası ve ağı örnekleri (a) DP17, b) DP17 Ağı, c) DP20 d) DP20 Ağı)



Şekil 5.6. Tasarım noktası ve ağ örnekleri (a) DP22, b) DP22 Ağı, c) DP26 d) DP26 Ağı)

Diğer yandan ayrıca Kaldırma Katsayısı, Sürüklenme Katsayısı, C_l/C_d ve Kritik Hücum Açısının Tasarım Uzayına göre karşılaştırılmasını içeren Şekiller aşağıda paylaşılmaktadır.

5.2.1. Tasarım Uzayı Çözümleri

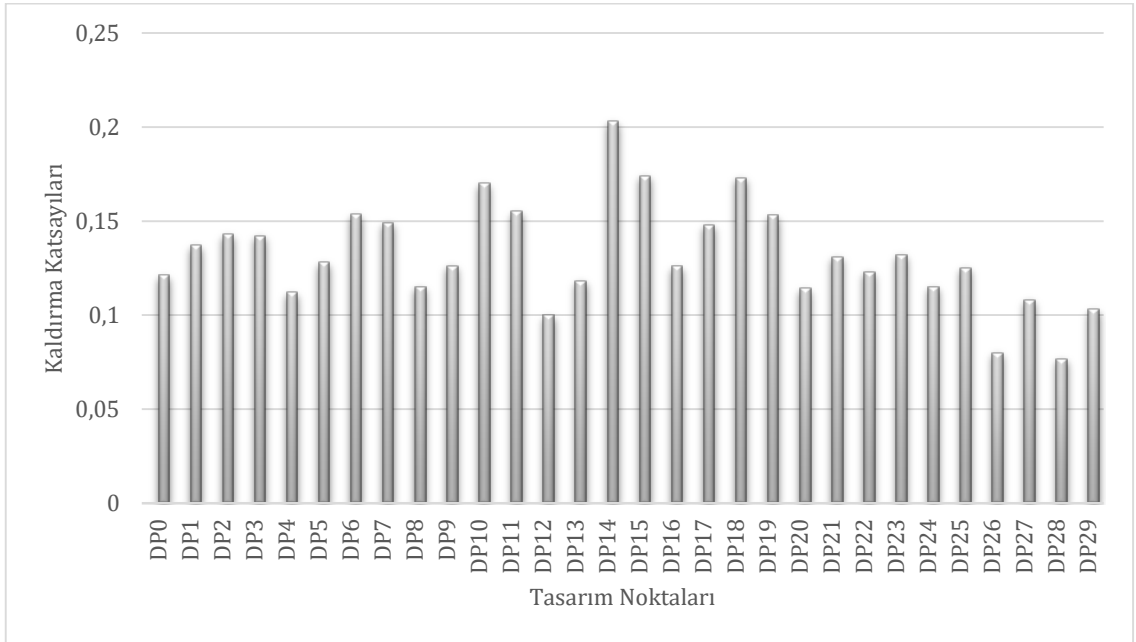
Tasarım Uzayında belirlenen tüm noktalar HAD ile çözülmüş olup sonuçlar yanıt yüzeyine eklenmiştir. Çözümlerin sonuçları Çizelge 5.3.'de Tasarım Noktaları

Çizelge 5.3. Tasarım Uzayı Çözüm Sonuçları

Tasarım Noktaları	Kaldırma Katsayısı	Sürüklenme Katsayısı	Kritik Hücüm Açısı	C_i/C_a
DP0	0,121	0,0087358	11	13,85112
DP1	0,137	0,00908	10	15,08811
DP2	0,143	0,00931	10	15,35983
DP3	0,142	0,00925	9	15,35135
DP4	0,112	0,00837	10	13,38112
DP5	0,128	0,00879	12	14,562
DP6	0,154	0,00866	8	17,73175
DP7	0,149	0,00904	11	16,4823
DP8	0,115	0,00665	13	17,29323
DP9	0,126	0,00905	12	13,92265
DP10	0,17	0,00916	8	18,55895
DP11	0,155	0,00904	9	17,14602
DP12	0,0999	0,00887	14	11,26268
DP13	0,118	0,009	12	13,11111
DP14	0,203	0,00963	6	21,07996
DP15	0,174	0,00927	8	18,77023
DP16	0,126	0,00836	8	15,04398
DP17	0,148	0,00876	9	16,89498
DP18	0,173	0,00944	8	18,32627
DP19	0,153	0,00926	9	16,52268
DP20	0,114	0,00842	8	13,53919
DP21	0,131	0,00873	10	15,00573
DP22	0,123	0,00881	10	13,96141

DP23	0,132	0,00913	9	14,45783
DP24	0,115	0,00843	9	13,64176
DP25	0,125	0,00877	10	14,25314
DP26	0,0797	0,00912	15	8,739035
DP27	0,108	0,00908	12	11,89427
DP28	0,0765	0,00848	21	9,021226
DP29	0,103	0,00876	13	11,75799

Buna göre Şekil 5.7.'de görüldüğü üzere 0,15 kaldırma katsayısı üzerinde DP6, DP10, DP11, DP14, DP15, DP18 ve DP19 bulunmaktadır. Tüm bu tasarım noktalarının ise süpürme açılarının 10° - 30° arasında olduğu ve DP18 haricindeki bahse konu diğer tasarım noktalarının koniklik oranlarının 0,3 - 0,825 arasında olduğu görülmektedir.

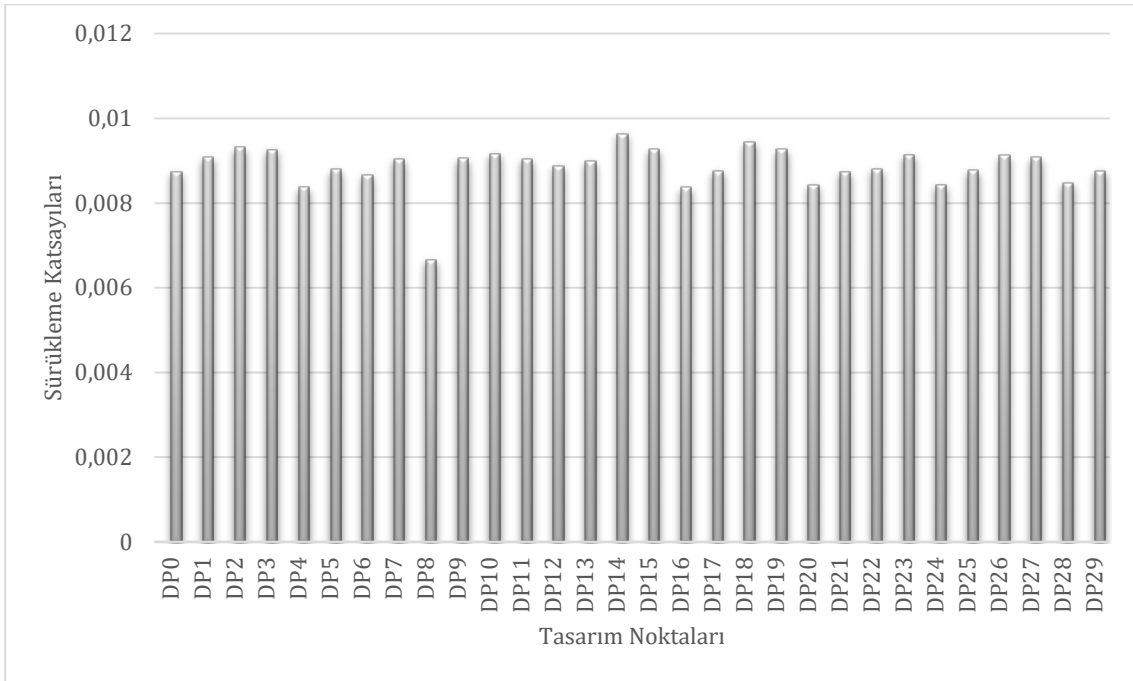


Şekil 5.7. Tasarım Noktalarının Kaldırma Katsayıları Karşılaştırması

Bununla birlikte Şekil 5.8.'de görüldüğü üzere 0,0092 sürükleme katsayısı üzerinde DP2, DP3, DP14, DP15, DP18 ve DP19 bulunmaktadır. Tüm bu tasarım noktalarının ortak

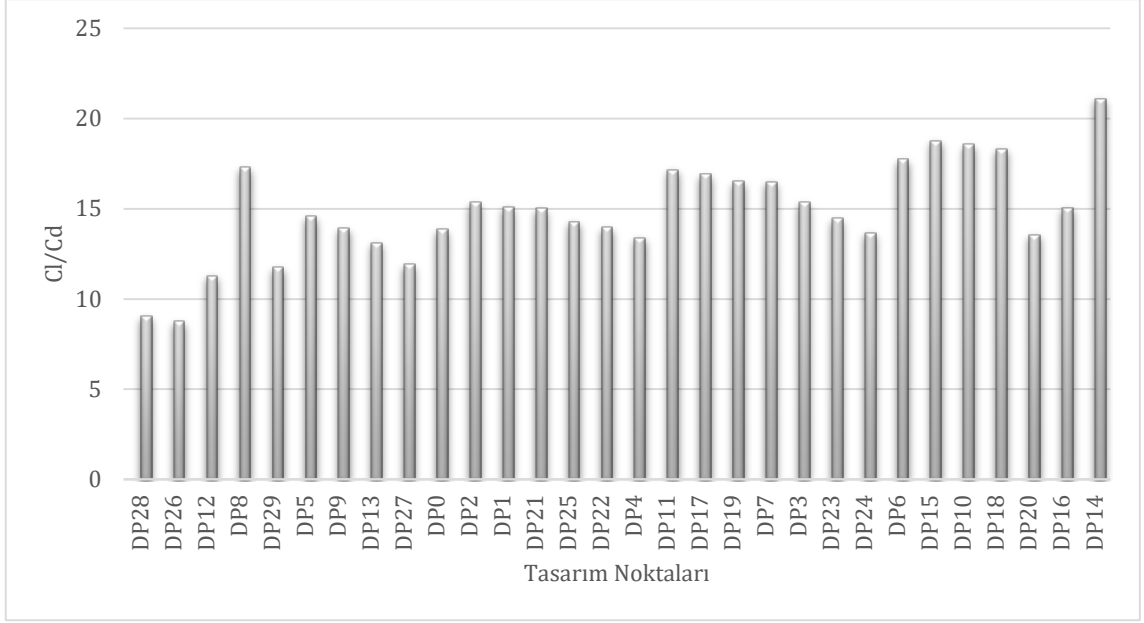
özellikleri ise süpürme açılarının 10° - 30° arasında ve DP18 haricindeki tüm tasarım noktalarının koniklik oranlarının 0,3 - 0,825 arasında olmasıdır. Kaldırma katsayılarındaki artış ile sürüklenme katsayılarındaki artışın korelasyon içinde olduğu görülmektedir.

Sürüklenme katsayısının 0,0084 altında olan tasarım noktaları ise DP4, DP8 ve DP16 tasarım noktalarıdır. Bu noktaların süpürme açılarının ise 30° - 50° arasında olduğu görülmektedir. Söz konusu noktaların diğer bir ortak özelliği ise tamamının kök veter uzunluklarının 0,7 olmasıdır.



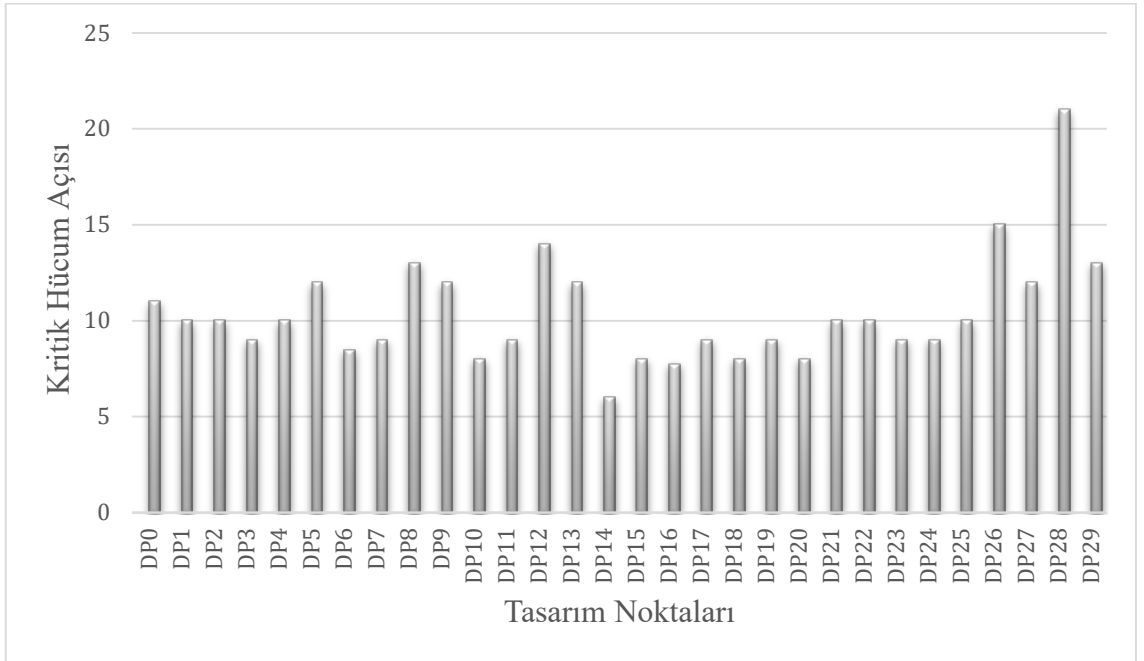
Şekil 5.8. Tasarım noktalarının sürüklenme katsayıları karşılaştırması

Şekil 5.9.'dan görüldüğü üzere DP14, DP15, DP10, DP18, DP6 ve DP8 tasarım noktalarının C_l/C_d değerlerinin 17'nin üzerinde olduğu görülmektedir. Tüm bu tasarım noktalarının ise süpürme açılarının 10° - 30° arasında olduğu ve kök veterlerinin 0,7'nin altında olduğudur.



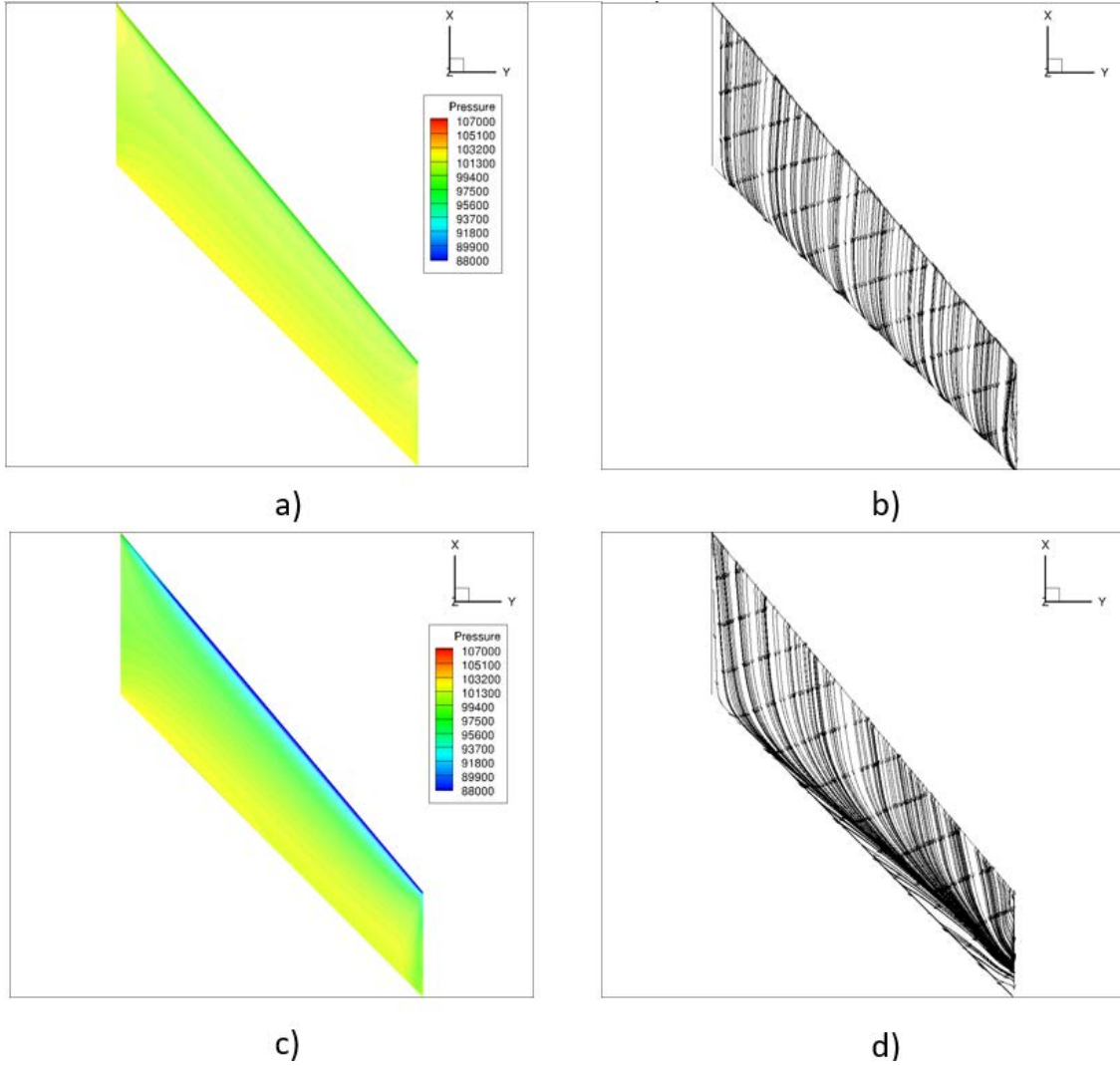
Şekil 5.9. Tasarım noktalarının C₁/C_d karşılaştırması

Şekil 5.10.'dan görüldüğü üzere DP28, DP26 ve DP12 tasarım noktalarının kritik hücum açılarının 14'ün üzerinde olduğu görülmektedir. Tüm bu tasarım noktalarının ise kök veterlerinin 1 metre olduğu tespit edilmiştir.



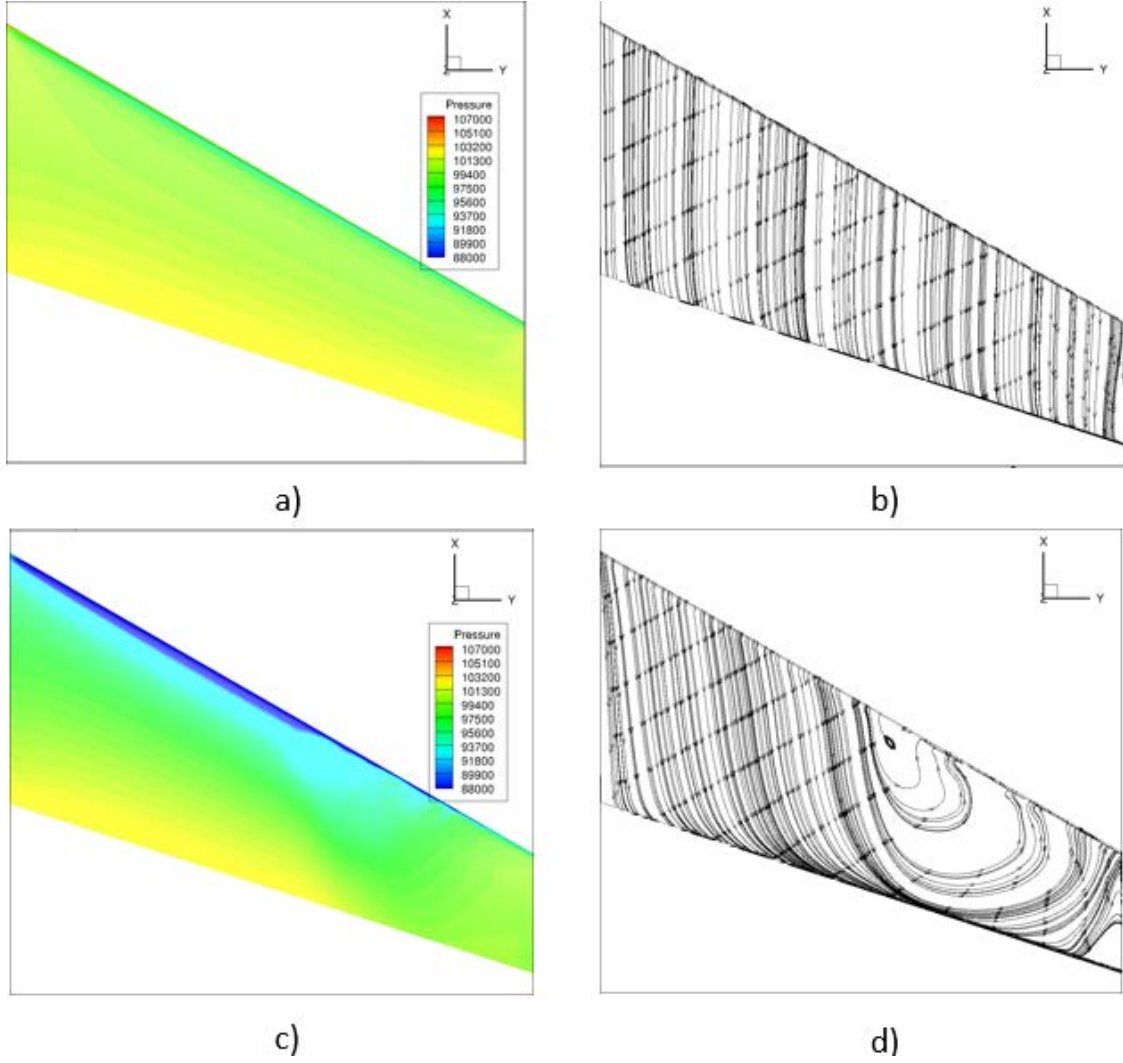
Şekil 5.10. Tasarım noktalarının kritik hücum açısı karşılaştırması

Son olarak örnek olarak seçilen DP4, DP7 ve DP17 tasarım noktalarının kritik hücum açıları akış görüntüleme yöntemiyle aşağıda listelenen Şekil 5.11., 5.12. ve 5.13.'de tespit edilmektedir.



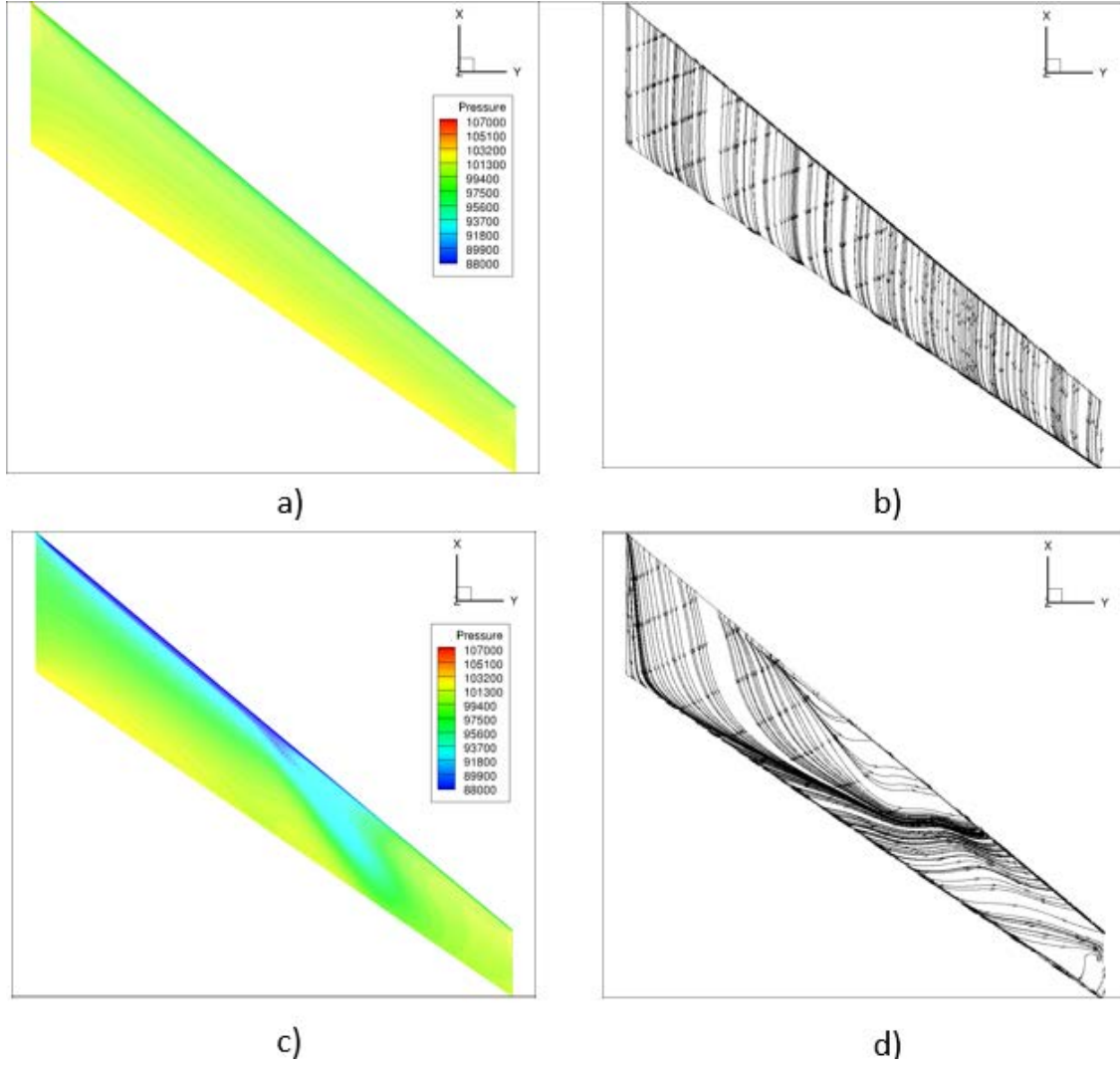
Şekil 5.11. DP4 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°de basınç, b) 2°de akış çizgileri, c) 10°de basınç, d) 10°de akış çizgileri)

Şekil 5.11. incelendiğinde DP4 için 10°de kanat üzerindeki akışın basınç farkından dolayı ters yöne hareket ettiği ve akış ayrılmalarının olduğu görülmektedir. Özellikle kanat ucundaki basınç farkından girdap oluşumunun gözlenmeye başladığı görülmektedir. Bu kapsamda 10°de DP4 tasarım noktasının “stall” durumuna geçtiği tespit edilmektedir.



Şekil 5.12. DP7 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°de basınç, b) 2°de akış çizgileri, c) 12°de basınç, d) 12°de akış çizgileri)

Şekil 5.12. incelendiğinde ise DP7 için 12°de kanat üzerindeki akışın basınç farkından dolayı ters yöne hareket ettiği ve akış ayrılmalarının olduğu görülmektedir. Kanadın neredeyse tamamını kapsayacak girdap oluşumunun gözlenmeye başladığı görülmektedir. Bu kapsamda 12°de DP7 tasarım noktasının “stall” durumuna geçtiği tespit edilmektedir.



Şekil 5.13. DP17 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°de basınç, b) 2°de akış çizgileri, c) 9°de basınç, d) 9°de akış çizgileri)

Son olarak, Şekil 5.13. incelendiğinde ise DP17 için 9°de kanat üzerindeki akışın basınç farkından dolayı ters yöne hareket ettiği ve akış ayrılmalarının olduğu görülmektedir. Kanadın orta bölümünde ciddi bir düşük basınç bölgesi oluştuğunun gözlenmeye başladığı görülmektedir. Bu kapsamda 9°de DP7 tasarım noktasının “stall” durumuna geçtiği tespit edilmektedir.

5.3 Parametre Etkilerinin Değerlendirilmesi

Parametrik çalışma gerçekleştirilirken koniklik oranı, süpürme açısı ve kök veteri değiştirilerek tasarım uzayı oluşturulmuştur. Tasarım uzayında yer alan tasarım

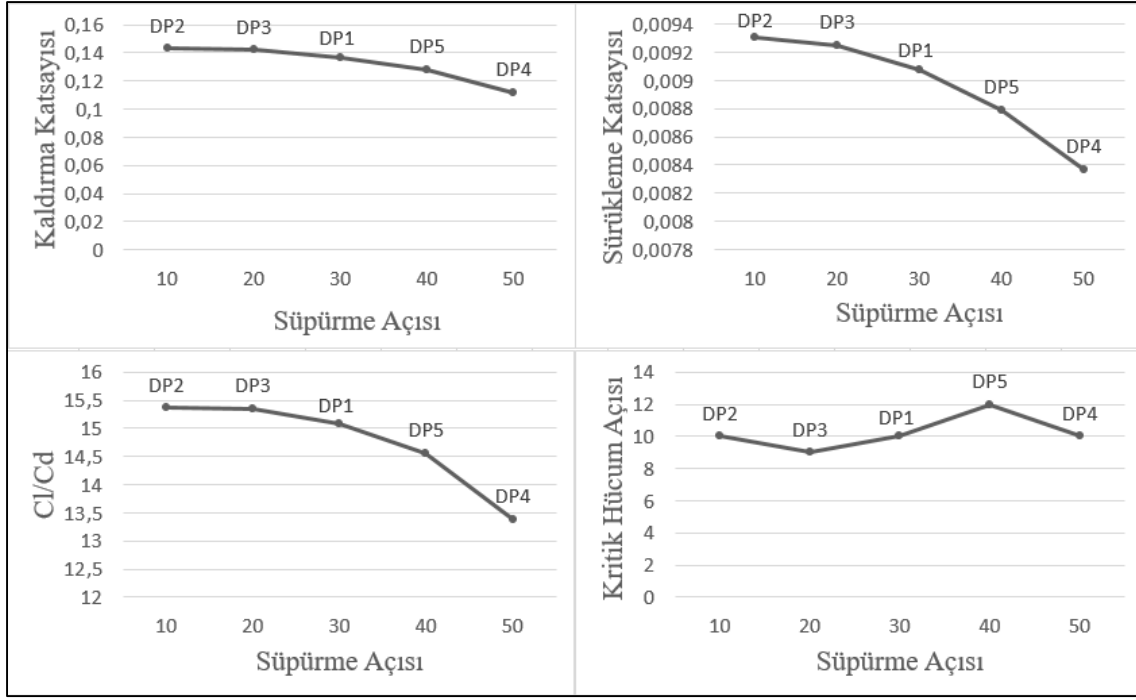
noktalarının bu kapsamda sonuçları değerlendirilerek bu bölümde parametrelerin etkilerine değinilecektir.

5.3.1. Süpürme Açısı Karşılaştırılması

Bu bölümde süpürme açısı değışimiyle birlikte aerodinamik katsayı ve kritik hücum açısı değışimleri değerlendirilmektedir. Çizelge 5.4.'de süpürme açısının değerlendirilmesi için seçilen DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve HAD çözüm sonuçları paylaşılmaktadır.

Çizelge 5.4. DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve çözüm verileri

Tasarım Noktaları	DP2	DP3	DP1	DP5	DP4
Süpürme Açısı	10	20	30	40	50
Koniklik Oranı	0,65	0,65	0,65	0,65	0,65
Kök Veteri	0,7	0,7	0,7	0,7	0,7
Uç Veter	0,455	0,455	0,455	0,455	0,455
Kanat Açıklığı	1,302154	1,302154	1,302154	1,302154	1,302154
Kaldırma Katsayısı	0,143	0,142	0,137	0,128	0,112
Sürüklenme Katsayısı	0,00931	0,00925	0,00908	0,00879	0,00837
Kritik Hücum Açısı	10	9	10	12	10
En Boy Oranı (AR)	4,509626	4,509626	4,509626	4,509626	4,509626
C_l/C_d	15,35983	15,35135	15,08811	14,562	13,38112



Şekil 5.14. DP1, DP2, DP3, DP4 ve DP5 tasarım noktalarının süpürme açısına göre sonuçlarının karşılaştırılması

Şekil 5.14. da görüldüğü üzere süpürme açısı arttıkça sürüklenme ve kaldırma katsayısı azalmaktadır. Diğer yandan C_l/C_d tablosunda tasarım noktaları karşılaştırıldığında ise süpürme açısı arttıkça aynı şekilde C_l/C_d azalmaktadır. Bu kapsamda aerodinamik katsayılarının süpürme açısı arttıkça azaldığı görülmektedir.

Ayrıca kritik hücum açısı karşılaştırılması değerlendirildiğinde sinüzoidal bir tablo çizdiği görülmektedir. Buna göre 30-50° hücum açısı arasında 10-30° açısına göre daha yüksek bir kritik hücum açısı olduğu görülmektedir. En yüksek (12°) kritik hücum açısına sahip olan kanat ise 40° süpürme açısına sahip olan DP5 tasarım noktası olduğu görülmektedir. Ancak aerodinamik katsayılar ile değerlendirildiğinde ise 10° kritik hücum açısına sahip DP2 tasarım noktasının aerodinamik performansının daha yüksek olduğu değerlendirilmektedir.

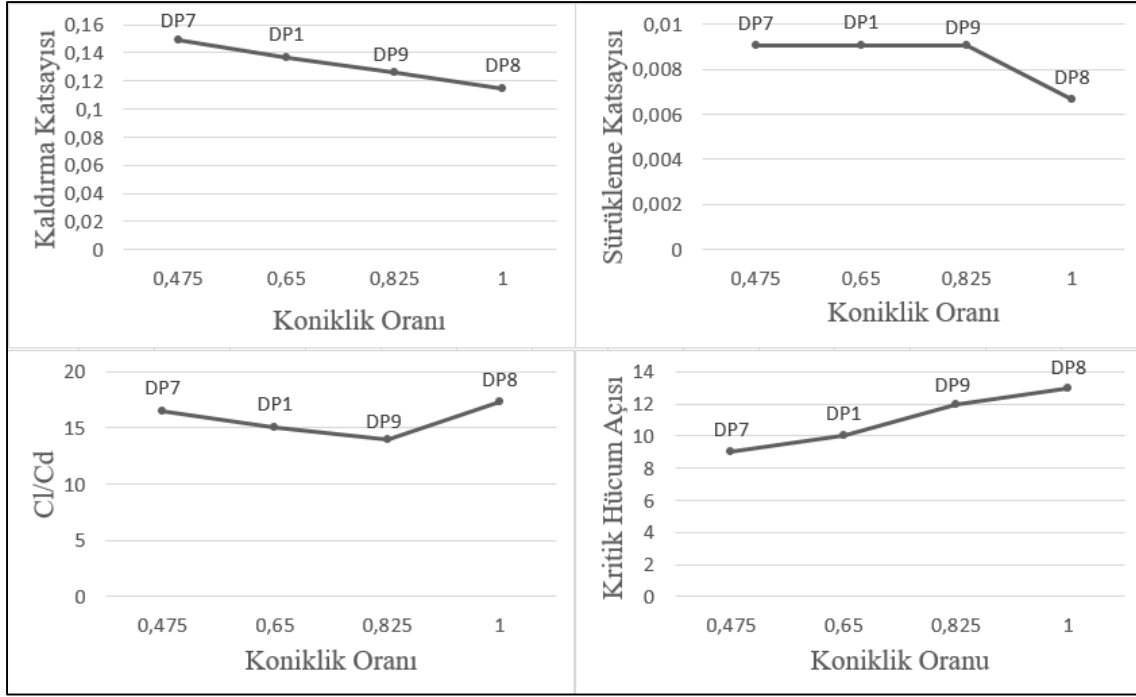
5.3.2. Koniklik Oranının Karşılaştırılması

Bu bölümde koniklik oranının değişimiyle birlikte aerodinamik katsayı değişimleri ve kritik hücum açısı değişimleri değerlendirilmektedir. Burada bir diğer önemli husus ise

uç veterin de değişkenlik göstermesidir. Bu değerlendirme de kök veter sabit olduğu için koniklik oranı arttıkça uç veter büyüklüğü artmaktadır. Çizelge 5.5.'de söz konusu tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve HAD çözüm sonuçları paylaşılmaktadır.

Çizelge 5.5. DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve çözüm verileri

Tasarım Noktası	DP7	DP1	DP9	DP8
Süpürme Açısı	30	30	30	30
Koniklik Oranı	0,475	0,65	0,825	1
Kök Veteri	0,7	0,7	0,7	0,7
Uç Veter	0,3325	0,455	0,5775	0,7
Kanat Açıklığı	1,456647	1,302154	1,17729	1,074277
Kaldırma Katsayısı	0,149	0,137	0,126	0,115
Sürüklenme Katsayısı	0,00904	0,00908	0,00905	0,00665
Kritik Hucum Açısı	9	10	12	13
En Boy Oranı	5,643186	4,509626	3,686232	3,069364
C _i /C _a	16,4823	15,08811	13,92265	17,29323



Şekil 5.15. DP1, DP7, DP8 ve DP9 tasarım noktalarının koniklik oranına göre sonuçlarının karşılaştırılması

Şekil 5.15. da görüldüğü üzere koniklik oranı arttıkça kaldırma katsayısının azalmaktadır. Aynı şekilde sürüklenme katsayısı da azalmaktadır.

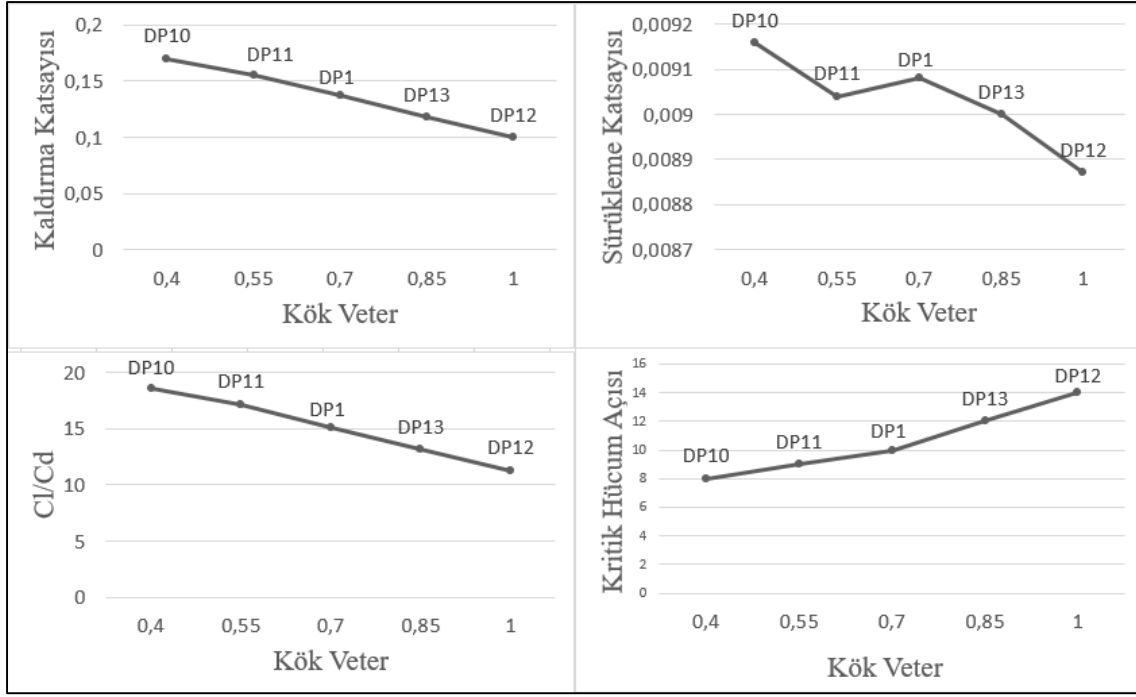
Ayrıca kritik hücum açısı karşılaştırılması değerlendirildiğinde ise koniklik oranı arttıkça kritik hücum açısının da arttığı görülmektedir. Diğer yandan C_l/C_d tablosunda tasarım noktaları karşılaştırıldığında ise diğer değişkenler sabit tutulduğunda C_l/C_d yönünden aerodinamik performansın koniklik oranı 1 olan DP8’de diğerlerine nazaran daha yüksek olduğu görülmektedir.

5.3.3. Kök Vetere Göre Karşılaştırılması

Bu bölümde kök veterin değişimiyle birlikte aerodinamik katsayı değişimleri ve kritik hücum açısı değişimleri değerlendirilmektedir. Burada bir diğer önemli husus ise uç veterin de değişkenlik göstermesidir. Çizelge 5.6.’de söz konusu tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve HAD çözüm sonuçları paylaşılmaktadır.

Çizelge 5.6. DP1, DP10, DP11, DP12 ve DP13 tasarım noktalarının geometrik özellikleri ve çözüm verileri

Tasarım Noktası	DP10	DP11	DP1	DP13	DP12
Süpürme Açısı	30	30	30	30	30
Koniklik Oranı	0,65	0,65	0,65	0,65	0,65
Kök Veteri	0,4	0,55	0,7	0,85	1
Uç Veter	0,26	0,3575	0,455	0,5525	0,65
Kanat Açıklığı	2,27877	1,657287	1,302154	1,072362	0,911508
Kaldırma Katsayısı	0,17	0,155	0,137	0,118	0,0999
Sürüklenme Katsayısı	0,00916	0,00904	0,00908	0,009	0,00887
Kritik Hucum Açısı	8	9	10	12	14
En Boy Oranı	13,81073	7,304848	4,509626	3,058431	2,209717
C _i /C _a	18,55895	17,14602	15,08811	13,11111	11,26268



Şekil 5.16. DP1, DP10, DP11, DP12 ve DP13 tasarım noktalarının kök vetere göre sonuçlarının karşılaştırılması

Şekil 5.16.'da görüldüğü üzere kök veter arttıkça kaldırma ve sürüklenme katsayısının azalmaktadır. Diğer yandan C_l/C_d tablosunda tasarım noktaları karşılaştırıldığında ise kök veter arttıkça aynı şekilde C_l/C_d azalmaktadır. Bu kapsamda aerodinamik katsayılarının kök veter arttıkça azaldığı görülmektedir.

Ayrıca kritik hücum açısı karşılaştırılması değerlendirildiğinde ise kök veter arttıkça kritik hücum açısının da arttığı görülmektedir.

5.4. Eniyelenmiş Kanadın Belirlenmesi

HAD ile çözümü gerçekleştirilen ve orijinal kanat ile toplamda 30 tasarım noktasından oluşan verilerden yanıt yüzeyi oluşturulmuştur. Çok Amaçlı Genetik Algoritma (MOGA) kullanılarak eniyelenmiş planforma sahip kanat elde edilmiştir. Eniyileme kriteri olarak kaldırma katsayısının maksimize, sürüklenme katsayısının minimize edilmesi ve kritik hücum açısının 10^0 'nin üzerinde tutulması belirlenmiştir. Sonuç olarak elde edilen tasarım

noktası DP30 olarak numaralandırılmış olup söz konusu tasarım noktasının HAD çözümleri gerçekleştirilmiştir. Çözümler ile yanıt yüzeyi verileri karşılaştırılmıştır.

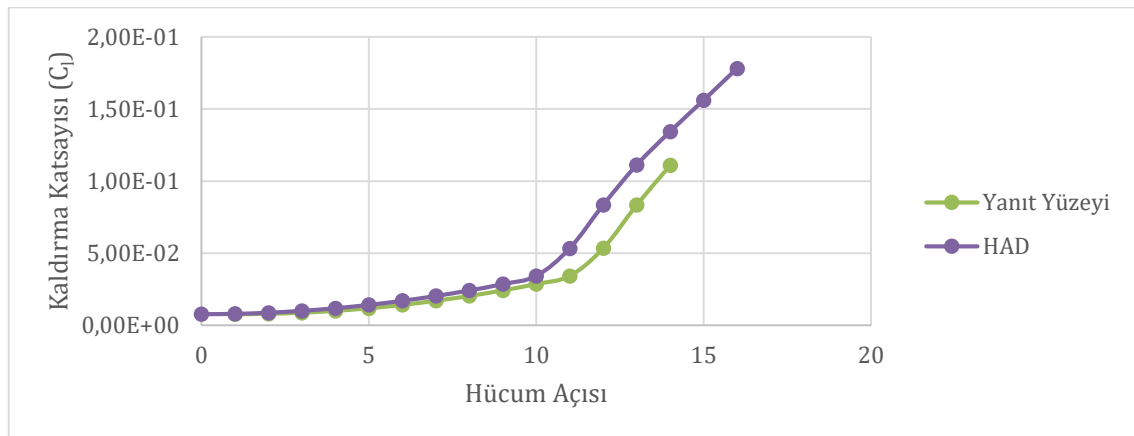
5.4.1. Yanıt Yüzeyinin Doğrulanması

Tasarım Noktası 30, ANSYS yazılımında yanıt yüzeyi metodundan elde edilmiştir. Bu kapsamda geometrik özellikleri Çizelge 5.7.'de gösterilmektedir.

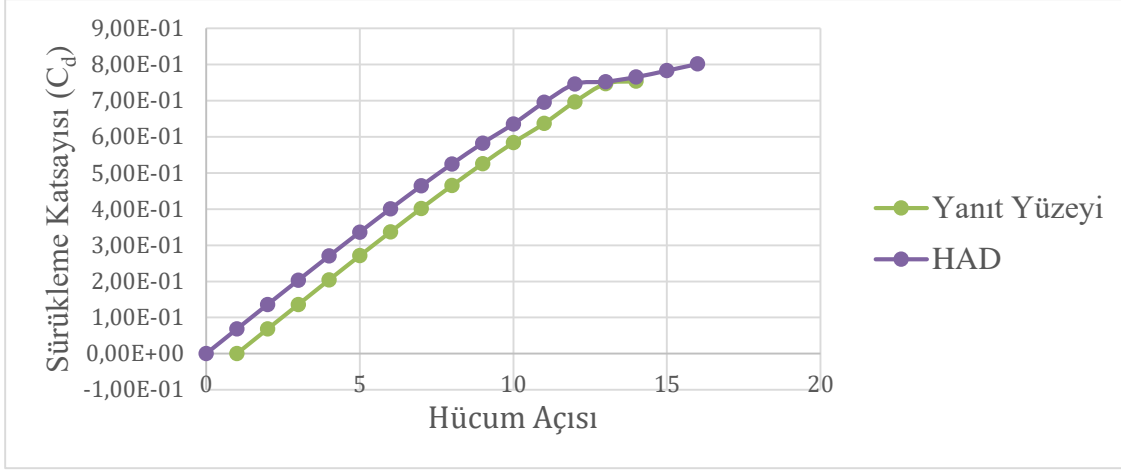
Çizelge 5.7. DP30'un geometrik özellikleri

Tasarım Noktası	Süpürme Açısı	Koniklik Oranı	Kanat Genişliği	Kök Veter	Uç Veter	Alan
DP30	42,1	0,648	7,52E-01	0,556	0,360	7,52

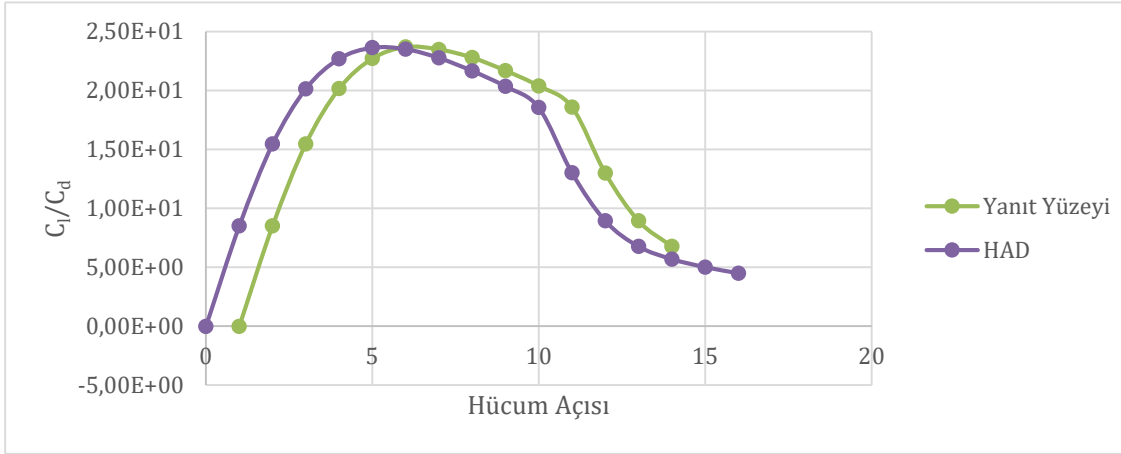
Söz konusu tasarım noktası tespiti sonrasında yanıt yüzeyi ve HAD ile elde edilen veriler ile katsayılar hesaplanmış ve kaldırma, sürüklenme katsayıları ile C_l/C_d 'nin hücum açısına göre sonuçları Şekil 5.17., Şekil 5.18. ve Şekil 5.19.'de gösterilmektedir. RMSE uygulanarak Şekil 5.17 için hata oranı % 0,1, Şekil 5.18 için hata oranı % 0,007 ve Şekil 5.19 için hata oranı % 0,003 olarak hesaplanmıştır. Bu kapsamda HAD Çözümleri ve Yanıt Yüzeyi çıktılarının uyumlu olduğu değerlendirilmektedir.



Şekil 5.17. DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_l karşılaştırması

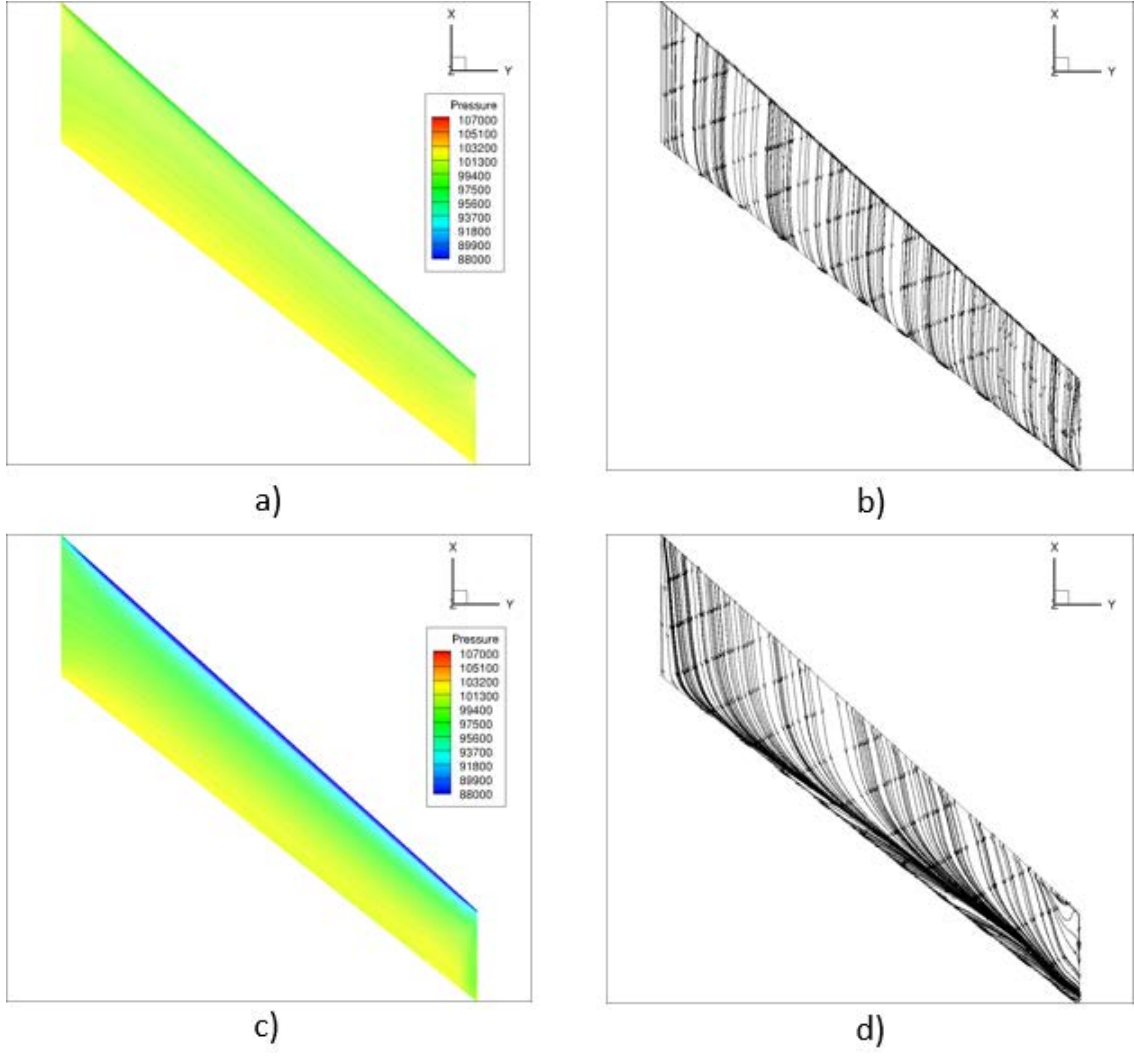


Şekil 5.18. DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_d karşılaştırması

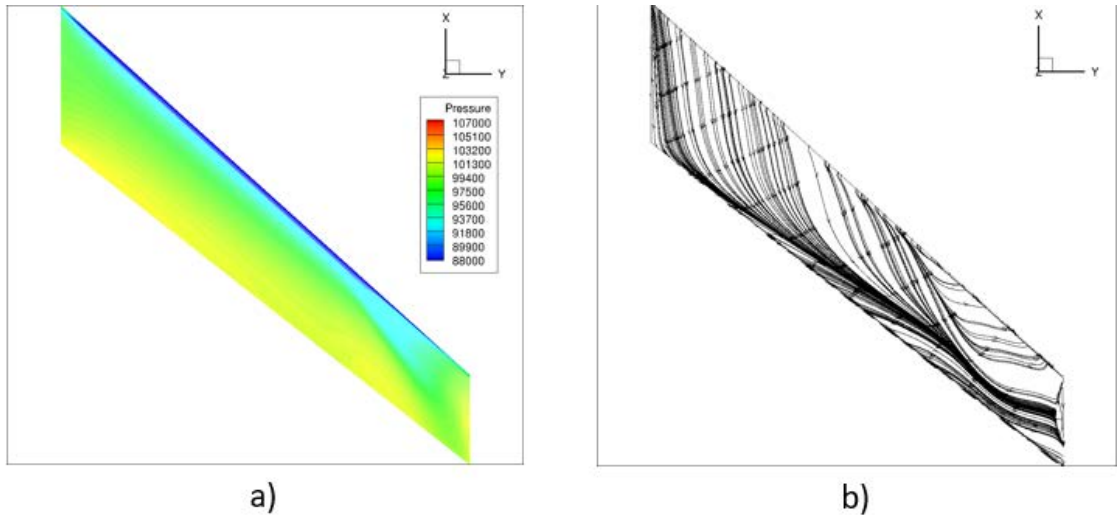


Şekil 5.19. DP30 yanıt yüzeyi ve HAD çözümleri C_l/C_d karşılaştırması

Bununla birlikte Şekil 5.19.'de gösterilen C_l/C_d grafiğinden görüldüğü üzere 10° sonrasında hücum açısında grafiğin eğiminin önemli ölçülerde negatife döndüğü görülmektedir. Diğer yandan tam olarak kritik açısının belirlenmesi için akış görüntülemesine de bakılması gerekmektedir. Özellikle kanat üstünde önemli ölçüde akış çizgisi akış yönünün tersine hareket ediyor veya önemli ölçüde basınç farkları oluşuyorsa kanadın “stall” durumuna geldiği değerlendirilebilir. Bu kapsamda Şekil 5.20.'de Hücum Açısına Göre Basınç ve Hız Akış Çizgileri Gösterimi yapılmaktadır. Buna göre kanadın 10° 'de “stall”a girmeye başladığı görülmektedir.



Şekil 5.20. DP30 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)2°de basınç, b) 2°de akış çizgileri, c) 10°de basınç, d) 10°de akış çizgileri)



Şekil 5.21. DP30 hücum açısına göre basınç ve hız akış çizgileri gösterimi (a)11° de basınç, b) 11° de akış çizgileri)

Şekil 5.21. incelendiğinde ise akım çizgilerinin tamamının akış yönü tersine hareket ettiği ve özellikle kanadın ucunda bir alçak basınç bölgesinin oluştuğu görülmektedir. Buna göre 10° hücum açısında DP30 tasarım noktasının “stall” durumunun başladığı ve 11° hücum açısında kanadın tam olarak “stall” durumuna girdiği değerlendirilmektedir.

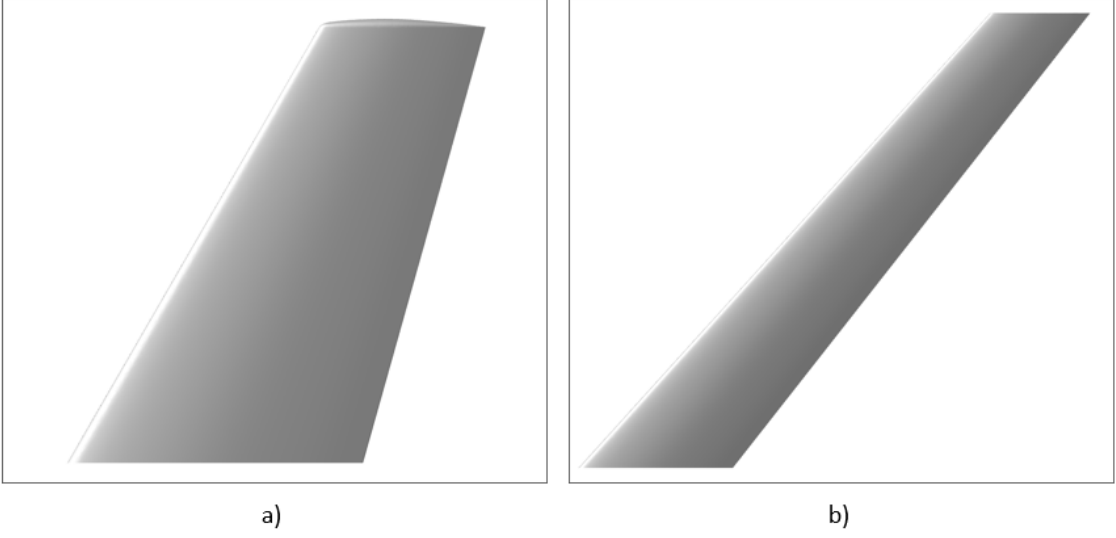
5.4.2. Eniyilenmiş Planformun Belirlenmesi

Tasarım Noktası 30 kaldırma katsayısının maksimize edilmesi, sürüklenme katsayısının minimize edilmesi ve kritik hücum açısının 10° nin üzerinde kalması kriterleriyle yanıt yüzeyinden belirlenmiştir. DP30 ve Orijinal Kanat olan DP0 sonuçları karşılaştırılmış olup Çizelge 5.8.’de söz konusu karşılaştırmalar gösterilmektedir.

Çizelge 5.8. DP30’un orijinal kanat ile karşılaştırması

Tasarım Noktası	Kaldırma Katsayısı	Sürüklenme Katsayısı	Kritik Hücum Açısı	C _l /C _d
DP30	0,13603	0,00866	10,036	15,71
DP0	0,12942	0,00899	10,545	14,392
Değişim Oranları	5,11%	-3,71%	10° üzerinde	8,56%

Orijinal kanat olan DP0 tasarım noktasının eniyilenmiş kanat olan DP30 ile karşılaştırılması Çizelge 5.8.’de detaylandırılmaktadır.



Şekil 5.22. Planform geometrisi yönüyle eniylenmiş ve orijinal kanadın karşılaştırılması (a) DP0-Orijinal Kanat, b) DP30-Eniylenmiş Kanat)

6. SONUÇLAR

6.1. Sonuçlar ve Tartışma

Bu çalışmada ANSYS FLUENT ve Yanıt Yüzeyi Metodu kullanılarak ONERA M6 kanadının planformu başarılı bir şekilde eniyilenmiştir. Eniyileme çalışmasından önce öncelikle ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiş olup elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Söz konusu ağdan bağımsızlık ve karşılaştırma çalışması sonucunda çalışmanın iş yükü de dikkate alınarak yaklaşık 2 milyon hücre sayısına sahip ağ karakteristiği tercih edilmiştir. Eniyilenme aşamasında ise söz konusu kanat için 3 adet parametre belirlenmiştir. Parametreler, çalışmanın amacına ve literatür araştırmasına göre amaç fonksiyonu ve kısıtlar detaylandırılmıştır.

Amaç fonksiyonu 0,3 Mach akış hızı şartlarında sürüklenme katsayısı minimize edilirken kaldırma katsayısının maksimize edilmesi ve kritik hücum açısının 10° üzerinde tutulmasıdır.

Tasarım uzayının tamamının alanı $7,52 \text{ m}^2$ sabitlenmiş olup bu sayede elde edilen verilerin karşılaştırılması sağlanmaktadır. Son olarak koniklik oranı 0,2 – 1, kök veter 0,4 – 1 ve süpürme açısı 10° - 50° arasında kısıtlanmıştır.

Deney Tasarımı tekniği olarak FCCD yöntemi kullanılmış olup tasarım uzayı buna göre oluşturulmuştur. Orijinal Kanat ile birlikte 30 adet Tasarım Noktası belirlenmiş ve tasarım uzayı oluşturulmuştur. Tasarım uzayının tamamı ANSYS FLUENT ile çözülmüş olup sonuçlar yanıt yüzeyine aktarılmıştır.

ONERA M6 kanadının planformunun aerodinamik performansa etkileri incelenmiş olup MOGA eniyileme metodu uygulanmıştır. Nihai olarak Tasarım Noktası 30 elde edilmiş olup yanıt yüzeyi verileri ile HAD çözümleri karşılaştırılmış olup maksimum hatanın %0,1'i aşmadığı görülmüştür.

Öte yandan süpürme açısı arttıkça sürüklenme katsayısının ve kaldırma katsayısının azaldığı ve aynı şekilde C_l/C_d 'nin azaldığı ve aerodinamik katsayılarının veriminin süpürme açısı arttıkça azaldığı görülmektedir. Ancak kritik hücum açısının ise 40° 'de en yüksek değeri aldığı tespit edilmiştir.

Koniklik oranı arttıkça ise kaldırma katsayısının ve sürüklenme katsayısının azaldığı görülmektedir. Kritik hücum açısı karşılaştırılması değerlendirildiğinde ise koniklik oranı arttıkça kritik hücum açısının da arttığı görülmektedir. Koniklik oranı değişkenlik gösteren C_l/C_d tablosunda tasarım noktaları karşılaştırıldığında ise diğer değişkenler sabit tutulduğunda aerodinamik performansın koniklik oranı 1 olan DP8'de en yüksek performansı verdiği görülmektedir

Kök veter arttıkça ise kaldırma ve sürüklenme katsayısının azaldığı ve kritik hücum açısının arttığı görülürken C_l/C_d grafiğinde tasarım noktaları karşılaştırıldığında ise kök veter arttıkça aynı şekilde C_l/C_d 'nin azaldığı tespit edilmektedir.

Çalışma sonucunda elde edilen DP30 kanadı ile orijinal kanadın aerodinamik katsayılarının ve kritik hücum açısının karşılaştırılması sonucunda elde edilen neticeler aşağıda sıralanmıştır:

1. Optimum Süpürme Açısının yaklaşık 40° olduğu anlaşılmaktadır.
2. Kaldırma Katsayısı %5,11 arttırılmıştır.
3. Sürüklenme Katsayısı %3,71 düşürülmüştür.
4. Kritik Hücum Açısı, 10° üzerinde tutulmuştur

6.2. Gelecek Çalışmalar için Öneriler

Bu çalışmada ONERA M6 planform eniyilenmesi üzerine çalışılmış ve bu kapsamda elde edilen yeni planform ile aerodinamik katsayılar iyileştirilmiştir. Ancak ileriki çalışmalarda ayrıca aşağıdaki hususlarda çalışmalar gerçekleştirilebilir:

1. Aerodinamik performansın daha da iyileştirilmesi için kanat profili üzerinde çalışılması,
2. Süpürme açısı, koniklik oranı ve kök veter dışında farklı parametrelere göre eniyileme çalışması,

6. KAYNAKLAR

- [1] NASA, Parts of an Airplane, Aeronautics Research Mission Directorate, **2010**
- [2] J. S. Duncan, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, U.S. Department of Transportation, FAA, **2016**
- [3] K. P. Nygren ve R. R. Schulz, Breguet's Formulas for Aircraft Range & Endurance An Application of Integral Calculus, United States Military Academy, Session 1265, ASEE Annual Conference, **1996**
- [4] J. D. Anderson, Jr., Aircraft Performance and Design, WCB / McGraw-Hill, Boston, **1999**
- [5] Č. L. Kostića ve B. P. Rašuo, Aerodynamic Airfoil at Critical Angles of Attack, Military Technical Courier, Vol 64, No. 3, **2016**
- [6] European Commission, European Aeronautics: A Vision For 2020, EU EC, **2001**
- [7] W. Schneider, The Importance Of Aerodynamics In The Development Of Commercially Successful Transport Aircraft, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, **2001**
- [8] V. Schmitt ve F. Charpin, Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers, Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Advisory Report AR-138, **1979**
- [9] R. G. da Silva, J. Luiz, F. Azevedo ve E. Basso, Simulation of ONERA M6 Wing Flows for Assessment of Turbulence Modeling Capabilities, AIAA SciTech, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, California, **2016**
- [10] J. Mayeur, A. Dumont, D. Destarac ve V. Gleize, Reynolds-Averaged Navier–Stokes Simulations on NACA0012 and ONERA-M6 Wing with the ONERA elsA Solver, AIAA Journal, Chatillon, **2016**
- [11] M. Z. Md Shah, B. Basuno ve A. Abdullah, Comparative Study on Several Type of Turbulence Model Available in ANSYS-Fluent Software for ONERA M6 Wing Aerodynamic Analysis, Journal Of Advanced Mechanical Engineering Applications, Vol. 1 No. 1 9-19, **2020**

- [12] P. Şahin, Navier-Stokes Calculations Over Swept Wings, Thesis Submitted To The Graduate School Of Natural And Applied Sciences Of Middle East Technical University, **2006**
- [13] V. E. Borisov, Simulation of Flow over the ONERA M6 Wing Using a Parallel Implementation of an Implicit Scheme, Moscow State University, Faculty of Mechanics and Mathematics, **2015**
- [14] F. Zhang, S. Chen ve M. Khalid, Optimizations Of Airfoil And Wing Using Genetic Algorithm, ICAS2002 Congress, Ontario, **2002**
- [15] F. Zhang, S. Chen ve M. Khalid, Multi-Point Optimization of Transonic Wing by Real-Coded Genetic Algorithm, Institute for Aerospace Research, **2003**
- [16] J. Liu, W. P. Song, Z.H. Han ve Y. Zhang, Efficient Aerodynamic Shape Optimization of Transonic Wings Using a Parallel Infilling Strategy and Surrogate Models, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, **2016**
- [17] X. Zhang, R. Jesudasan ve J. D. Müller, Adjoint-Based Aerodynamic Optimization of Wing Shape Using Non-uniform Rational B-Splines, Queen Mary University of London, Springer International Publishing AG, London, **2019**
- [18] B. J. Lee, C. S. Kim, C. Kim ve O. H. Rho, Parallelized Design Optimization for Transonic Wings Using Aerodynamic Sensitivity Analysis, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit January 14-17, A02-13592, Reno, **2002**
- [19] W. S. Janna, Introduction to Fluid Mechanics, Sixth Edition, CRC Press, **2020**
- [20] F. R. Menter, Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, , pp. 1598-1605, **1994**
- [21] P. E. Smirnov ve F. R. Menter, Sensitization of the SST Turbulence Model to Rotation and Curvature by Applying the Spalart–Shur Correction Term, ASME Journal of Turbomachinery Vol. 131, **2009**
- [22] J. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, Sixth Edition, Mc-Graw Hill Education, New York, **2017**
- [23] D. P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Virginia, **2012**

- [24] J. J. Wang, P. F. Zhang, Y. Liu ve Z. Wu, Effect of Taper Ratio on Aerodynamic Performance of Cropped Non slender Delta Wings, Journal of Aircraft, Beijing, **2009**
- [25] İ. H. Güzelbey, Y. Eraslan, M. H. Doğru, Effects of Taper Ratio on Aircraft Wing Aerodynamic Parameters: A Comparative Study, European Mechanical Science, 2018
- [26] E. L. Houghton ve P. W. Carpenter, Aerodynamics for Engineering Students, Fifth Edition, Butterworth Heinemann, London, **2002**
- [27] A. D. Belegundu ve T. R. Chandrupatla, Optimization Concepts and Applications in Engineering, Second Edition, Cambridge University Press, **2011**
- [28] J. A. Snyman ve D. N. Wilke, Practical Mathematical Optimization Basic Optimization Theory and Gradient-Based Algorithms, Second Edition, Springer, **2010**
- [29] L. Liberti ve S. Kucharemko, Comparison Of Deterministic And Stochastic Approaches To Global Optimization, Intl. Trans. in Op. Res. 12 263–285, **2005**
- [30] M. Cavazzuti, Optimization Methods: From Theory to Design Scientific and Technological Aspects in Mechanics, Springer, London, **2013**
- [31] R. Fletcher ve CC. M. Reeves, Function Minimization by Conjugate Gradients, Computer Science - Comput. J., **1964**
- [32] P. M. V. Rodrigues, Efficient Aerodynamic Optimization of Aircraft Wings, Tecnico Lisboa, **2018**
- [33] A.A. Giunta, Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design Of Experiments Theory And Response Surface Modeling Methods, Bell & Howell Information and Learning Company, **2000**
- [34] J. H. Holland, Adaptation In Natural And Artificial Systems: An Introductory Analysis With Applications To Biology, Control, And Artificial Intelligence, University of Michigan, **1975**
- [35] D. E. Goldberg, Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning., University of Michigan, **1989**
- [36] U. Manny ve J. K. Telford, Optimization by Design of Experiment Techniques, Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Maryland, **2009**

- [37] J. Laurenceau, M. Meaux Comparison of Gradient and Response Surface Based Optimization Frameworks Using Adjoint Method, Airbus, Toulouse, **2008**
- [38] İ.S. Cesur, E. Dikbaş, Taktik Füzelerin Kontrol Yüzeyleri için Aerodinamik Mentşe Momenti Eniyilemesi, 8. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ankara, Türkiye, UHUK-2020-124, **2020**
- [39] G. Ren, S. Heo, T. Kim ve C. Cheon, Response surface method-based optimization of the shroud of an axial cooling fan for high performance and low noise. *Journal of Mechanical Science and Technology*, **2013**
- [40] L.A. Sarabia, M.C. Ortiz, Response Surface Methodology, *Comprehensive Chemometrics*, Elsevier, 345-390, **2009**
- [41] G. E. P. Box ve K. B. Wilson, Experimental Attainment Of Optimum Conditions,. *Journal of the Royal Statistical Society*, 13, 1–45, **1951**
- [42] Ansys Inc., *Ansys Fluent Theory Guide - Revision 19.2*, **2019**
- [43] A. C. Lopez-Tapia, Optimization Of The Geometry Of Domestic Gas Burner Injectors By Using The Design Exploration Process, Universidad De Cantabria, **2019**
- [44] İ. S. Cesur, Numerical Investigation of Thickness-To-Chord Ratio on Aerodynamic Characteristics And Flow Field of a Low Swept Delta Wing, Thesis Submitted To The Graduate School Of Natural And Applied Sciences Of Middle East Technical University, **2019**

EKLER

EK 1 – ONERA M6 Kanat profil koordinatları[8].

x/c	z/c	x/c	z/c
0	0	0,3761446	0,0489296
0,0000165	0,0006914	0,4018567	0,0488202
0,0000696	0,0014416	0,4274223	0,0484833
0,0001675	0,0022554	0,4528441	0,0479351
0,0003232	0,0031382	0,4781197	0,0471661
0,0005508	0,0040959	0,5032514	0,0461903
0,0008657	0,0051343	0,5282426	0,0450209
0,0012868	0,0062598	0,5530937	0,0436741
0,0018364	0,0074784	0,5778043	0,0421684
0,0025441	0,0087958	0,6023757	0,0405241
0,0034428	0,0102163	0,6268104	0,0387613
0,0045704	0,0117419	0,6511093	0,036899
0,0059751	0,0133708	0,6752726	0,0349542
0,0077112	0,0150951	0,6993027	0,0329402
0,0098413	0,0168984	0,7231995	0,0308662
0,0124479	0,0187537	0,7469658	0,0287365
0,0156171	0,020622	0,7705998	0,0265505
0,0194609	0,0224545	0,7941055	0,0243027
0,0241067	0,0242004	0,8174828	0,0219842
0,0297008	0,0258245	0,8407324	0,0195838
0,0364261	0,0273317	0,8638564	0,0170915
0,0444852	0,0287912	0,8868235	0,0145051
0,0541248	0,0303278	0,9061905	0,0122389
0,0656303	0,0320138	0,9225336	0,0102727
0,0793366	0,0338372	0,9363346	0,0085827
0,0956354	0,0357742	0,9479946	0,0071423
0,1149796	0,0377923	0,9578511	0,0059224
0,1378963	0,0398522	0,966186	0,0048907
0,1649976	0,0419089	0,9732361	0,004018
0,1919327	0,0436214	0,979202	0,0032796
0,2187096	0,0450507	0,9842508	0,0026547
0,245331	0,0462358	0,9885252	0,0021257
0,2717978	0,0471987	0,9921438	0,0016778
0,2981113	0,0479494	0,995208	0,0012985
0,3242726	0,0484902	0,997803	0,0009773
0,350283	0,0488183	1	0,0007052

EK 2 – ONERA M6 Kanat Basınç Dağılımları[8].

Kesit 1			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
12	9,50E+04	2,00E+04	-7,26E+02
11	8,16E+04	2,00E+04	-2,19E+03
10	6,66E+04	2,00E+04	-3,59E+03
9	5,66E+04	2,00E+04	-4,30E+03
8	4,66E+04	2,00E+04	-4,77E+03
7	3,66E+04	2,00E+04	-4,89E+03
6	2,66E+04	2,00E+04	-4,70E+03
5	1,66E+04	2,00E+04	-4,19E+03
4	4,99E+03	2,00E+04	-2,97E+03
3	2,00E+03	2,00E+04	-2,27E+03
2	5,93E+02	2,00E+04	-1,33E+03
1	3,40E+01	2,00E+04	2,92E+02
34	2,16E+02	2,00E+04	8,02E+02
33	8,66E+02	2,00E+04	1,59E+03
32	2,04E+03	2,00E+04	2,29E+03
31	3,53E+03	2,00E+04	2,70E+03
30	6,04E+03	2,00E+04	3,13E+03
29	9,96E+03	2,00E+04	3,62E+03
28	1,50E+04	2,00E+04	4,08E+03
27	2,00E+04	2,00E+04	4,41E+03
26	2,50E+04	2,00E+04	4,65E+03
25	3,01E+04	2,00E+04	4,80E+03
24	3,51E+04	2,00E+04	4,88E+03
23	4,00E+04	2,00E+04	4,89E+03
22	4,50E+04	2,00E+04	4,81E+03
21	5,00E+04	2,00E+04	4,65E+03
20	5,50E+04	2,00E+04	4,39E+03
19	6,00E+04	2,00E+04	4,08E+03
18	6,50E+04	2,00E+04	3,71E+03
17	7,10E+04	2,00E+04	3,22E+03
16	7,80E+04	2,00E+04	2,56E+03
15	8,50E+04	2,00E+04	1,81E+03
14	9,20E+04	2,00E+04	1,02E+03
13	9,85E+04	2,00E+04	2,65E+02
Kesit 2			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
12	9,49E+04	4,40E+04	-7,35E+02
11	8,17E+04	4,40E+04	-2,18E+03
10	6,67E+04	4,40E+04	-3,58E+03
9	5,67E+04	4,40E+04	-4,29E+03
8	4,67E+04	4,40E+04	-4,77E+03
7	3,67E+04	4,40E+04	-4,89E+03
6	2,67E+04	4,40E+04	-4,71E+03
5	1,67E+04	4,40E+04	-4,20E+03
4	4,91E+03	4,40E+04	-2,96E+03
3	1,92E+03	4,40E+04	-2,24E+03
2	5,20E+02	4,40E+04	-1,26E+03
1	3,10E+01	4,40E+04	2,77E+02

34	1,08E+02	4,40E+04	5,53E+02
33	7,89E+02	4,40E+04	1,53E+03
32	1,91E+03	4,40E+04	2,23E+03
31	3,40E+03	4,40E+04	2,67E+03
30	5,91E+03	4,40E+04	3,11E+03
29	9,91E+03	4,40E+04	3,61E+03
28	1,49E+04	4,40E+04	4,07E+03
27	1,99E+04	4,40E+04	4,41E+03
26	2,51E+04	4,40E+04	4,65E+03
25	2,99E+04	4,40E+04	4,80E+03
24	3,49E+04	4,40E+04	4,88E+03
23	3,99E+04	4,40E+04	4,89E+03
22	4,49E+04	4,40E+04	4,82E+03
21	4,99E+04	4,40E+04	4,65E+03
20	5,49E+04	4,40E+04	4,40E+03
19	5,99E+04	4,40E+04	4,08E+03
18	6,49E+04	4,40E+04	3,72E+03
17	7,09E+04	4,40E+04	3,23E+03
16	7,79E+04	4,40E+04	2,57E+03
15	8,49E+04	4,40E+04	1,83E+03
14	9,19E+04	4,40E+04	1,03E+03
13	9,84E+04	4,40E+04	2,83E+02

Kesit 3

Nokta No.	X/L	y/b	Cp
12	9,50E+04	6,50E+04	-7,37E+02
11	8,20E+04	6,50E+04	-2,15E+03
10	6,70E+04	6,50E+04	-3,55E+03
9	5,70E+04	6,50E+04	-4,27E+03
8	4,70E+04	6,50E+04	-4,76E+03
7	3,70E+04	6,50E+04	-4,89E+03
6	2,70E+04	6,50E+04	-4,72E+03
5	1,70E+04	6,50E+04	-4,22E+03
4	5,02E+03	6,50E+04	-2,98E+03
3	2,01E+03	6,50E+04	-2,28E+03
2	5,91E+02	6,50E+04	-1,33E+03
1	4,20E+01	6,50E+04	3,17E+02
34	2,22E+02	6,50E+04	8,06E+02
33	9,14E+02	6,50E+04	1,64E+03
32	2,04E+03	6,50E+04	2,27E+03
31	3,51E+03	6,50E+04	2,69E+03
30	6,02E+03	6,50E+04	3,13E+03
29	1,00E+04	6,50E+04	3,63E+03
28	1,50E+04	6,50E+04	4,08E+03
27	2,00E+04	6,50E+04	4,41E+03
26	2,50E+04	6,50E+04	4,65E+03
25	3,00E+04	6,50E+04	4,80E+03
24	3,50E+04	6,50E+04	4,88E+03
23	4,00E+04	6,50E+04	4,89E+03
22	4,50E+04	6,50E+04	4,81E+03
21	5,00E+04	6,50E+04	4,65E+03
20	5,50E+04	6,50E+04	4,39E+03
19	6,01E+04	6,50E+04	4,07E+03
18	6,50E+04	6,50E+04	3,71E+03

17	7,10E+04	6,50E+04	3,22E+03
16	7,80E+04	6,50E+04	2,56E+03
15	8,50E+04	6,50E+04	1,82E+03
14	9,20E+04	6,50E+04	1,02E+03
13	9,86E+04	6,50E+04	2,51E+02
Kesit 4			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
12	9,50E+04	8,00E+04	-7,31E+02
11	8,22E+04	8,00E+04	-2,13E+03
10	6,72E+04	8,00E+04	-3,54E+03
9	5,72E+04	8,00E+04	-4,26E+03
8	4,72E+04	8,00E+04	-4,76E+03
7	3,72E+04	8,00E+04	-4,89E+03
6	2,72E+04	8,00E+04	-4,72E+03
5	1,72E+04	8,00E+04	-4,24E+03
4	5,02E+03	8,00E+04	-2,97E+03
3	2,00E+03	8,00E+04	-2,27E+03
2	6,11E+02	8,00E+04	-1,36E+03
1	0,00000E+00	8,00E+04	0,00000E+00
34	2,10E+02	8,00E+04	7,87E+02
33	8,93E+02	8,00E+04	1,62E+03
32	2,01E+03	8,00E+04	2,28E+03
31	3,53E+03	8,00E+04	2,70E+03
30	6,01E+03	8,00E+04	3,13E+03
29	1,00E+04	8,00E+04	3,62E+03
28	1,50E+04	8,00E+04	4,08E+03
27	2,00E+04	8,00E+04	4,41E+03
26	2,50E+04	8,00E+04	4,65E+03
25	3,00E+04	8,00E+04	4,80E+03
24	3,50E+04	8,00E+04	4,88E+03
23	4,00E+04	8,00E+04	4,89E+03
22	4,50E+04	8,00E+04	4,81E+03
21	5,00E+04	8,00E+04	4,65E+03
20	5,50E+04	8,00E+04	4,39E+03
19	6,00E+04	8,00E+04	4,08E+03
18	6,50E+04	8,00E+04	3,71E+03
17	7,10E+04	8,00E+04	3,22E+03
16	7,80E+04	8,00E+04	2,56E+03
15	8,50E+04	8,00E+04	1,82E+03
14	9,20E+04	8,00E+04	1,02E+03
13	9,85E+04	8,00E+04	2,67E+02
Kesit 5			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
15	9,50E+04	9,00E+04	-7,31E+02
14	8,50E+04	9,00E+04	-1,82E+03
13	7,50E+04	9,00E+04	-2,85E+03
12	6,50E+04	9,00E+04	-3,71E+03
11	5,50E+04	9,00E+04	-4,40E+03
10	4,50E+04	9,00E+04	-4,81E+03
9	3,50E+04	9,00E+04	-4,88E+03
8	2,50E+04	9,00E+04	-4,65E+03
7	1,51E+04	9,00E+04	-4,08E+03
6	1,00E+04	9,00E+04	-3,63E+03

5	6,55E+03	9,00E+04	-3,20E+03
4	4,03E+03	9,00E+04	-2,79E+03
3	2,03E+03	9,00E+04	-2,28E+03
2	5,87E+02	9,00E+04	-1,31E+03
1	5,70E+01	9,00E+04	3,79E+02
45	1,84E+02	9,00E+04	7,27E+02
44	6,26E+02	9,00E+04	1,36E+03
43	1,23E+03	9,00E+04	1,87E+03
42	2,01E+03	9,00E+04	2,27E+03
41	2,99E+03	9,00E+04	2,58E+03
40	4,97E+03	9,00E+04	2,97E+03
39	7,45E+03	9,00E+04	3,32E+03
38	9,99E+03	9,00E+04	3,62E+03
37	1,40E+04	9,00E+04	4,00E+03
36	1,80E+04	9,00E+04	4,29E+03
35	2,20E+04	9,00E+04	4,52E+03
34	2,60E+04	9,00E+04	4,68E+03
33	3,00E+04	9,00E+04	4,80E+03
32	3,40E+04	9,00E+04	4,87E+03
31	3,80E+04	9,00E+04	4,89E+03
30	4,20E+04	9,00E+04	4,87E+03
29	4,60E+04	9,00E+04	4,79E+03
28	5,00E+04	9,00E+04	4,65E+03
27	5,40E+04	9,00E+04	4,45E+03
26	5,80E+04	9,00E+04	4,21E+03
25	6,20E+04	9,00E+04	3,94E+03
24	6,60E+04	9,00E+04	3,64E+03
23	7,00E+04	9,00E+04	3,31E+03
22	7,39E+04	9,00E+04	2,95E+03
21	7,80E+04	9,00E+04	2,57E+03
20	8,19E+04	9,00E+04	2,16E+03
19	8,60E+04	9,00E+04	1,71E+03
18	8,99E+04	9,00E+04	1,25E+03
17	9,47E+04	9,00E+04	7,55E+02
16	9,85E+04	9,00E+04	2,66E+02
Kesit 6			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
15	9,50E+04	9,60E+04	-7,34E+02
14	8,49E+04	9,60E+04	-1,82E+03
13	7,50E+04	9,60E+04	-2,85E+03
12	6,50E+04	9,60E+04	-3,71E+03
11	5,50E+04	9,60E+04	-4,40E+03
10	4,50E+04	9,60E+04	-4,81E+03
9	3,50E+04	9,60E+04	-4,88E+03
8	2,50E+04	9,60E+04	-4,65E+03
7	1,50E+04	9,60E+04	-4,08E+03
6	1,00E+04	9,60E+04	-3,62E+03
5	6,52E+03	9,60E+04	-3,20E+03
4	4,00E+03	9,60E+04	-2,80E+03
3	1,99E+03	9,60E+04	-2,27E+03
2	5,67E+02	9,60E+04	-1,31E+03
1	6,80E+01	9,60E+04	4,49E+02
45	1,90E+02	9,60E+04	7,49E+02

44	6,23E+02	9,60E+04	1,37E+03
43	1,21E+03	9,60E+04	1,85E+03
42	1,98E+03	9,60E+04	2,27E+03
41	2,99E+03	9,60E+04	2,58E+03
40	4,97E+03	9,60E+04	2,97E+03
39	7,49E+03	9,60E+04	3,33E+03
38	9,99E+03	9,60E+04	3,62E+03
37	1,40E+04	9,60E+04	3,99E+03
36	1,80E+04	9,60E+04	4,27E+03
35	2,20E+04	9,60E+04	4,51E+03
34	2,60E+04	9,60E+04	4,68E+03
33	3,00E+04	9,60E+04	4,80E+03
32	3,40E+04	9,60E+04	4,87E+03
31	3,80E+04	9,60E+04	4,89E+03
30	4,20E+04	9,60E+04	4,87E+03
29	4,60E+04	9,60E+04	4,79E+03
28	5,00E+04	9,60E+04	4,65E+03
27	5,40E+04	9,60E+04	4,45E+03
26	5,80E+04	9,60E+04	4,21E+03
25	6,20E+04	9,60E+04	3,94E+03
24	6,60E+04	9,60E+04	3,64E+03
23	7,00E+04	9,60E+04	3,31E+03
22	7,40E+04	9,60E+04	2,95E+03
21	7,80E+04	9,60E+04	2,57E+03
20	8,20E+04	9,60E+04	2,15E+03
19	8,60E+04	9,60E+04	1,71E+03
18	9,00E+04	9,60E+04	1,24E+03
17	9,49E+04	9,60E+04	7,42E+02
16	9,85E+04	9,60E+04	2,72E+02
Kesit 7			
Nokta No.	X/L	y/b	Cp
15	9,49E+04	9,90E+04	-7,35E+02
14	8,50E+04	9,90E+04	-1,82E+03
13	7,50E+04	9,90E+04	-2,85E+03
12	6,50E+04	9,90E+04	-3,72E+03
11	5,50E+04	9,90E+04	-4,40E+03
10	4,50E+04	9,90E+04	-4,82E+03
9	3,50E+04	9,90E+04	-4,88E+03
8	2,50E+04	9,90E+04	-4,65E+03
7	1,50E+04	9,90E+04	-4,08E+03
6	1,00E+04	9,90E+04	-3,63E+03
5	6,54E+03	9,90E+04	-3,20E+03
4	4,03E+03	9,90E+04	-2,81E+03
3	1,99E+03	9,90E+04	-2,27E+03
2	5,78E+02	9,90E+04	-1,31E+03
1	5,00E+01	9,90E+04	3,51E+02
45	1,93E+02	9,90E+04	7,57E+02
44	6,30E+02	9,90E+04	1,37E+03
43	1,27E+03	9,90E+04	1,89E+03
42	2,01E+03	9,90E+04	2,28E+03
41	3,00E+03	9,90E+04	2,58E+03
40	5,00E+03	9,90E+04	2,97E+03
39	7,48E+03	9,90E+04	3,33E+03

38	9,99E+03	9,90E+04	3,62E+03
37	1,40E+04	9,90E+04	4,00E+03
36	1,80E+04	9,90E+04	4,29E+03
35	2,20E+04	9,90E+04	4,52E+03
34	2,60E+04	9,90E+04	4,68E+03
33	3,00E+04	9,90E+04	4,80E+03
32	3,40E+04	9,90E+04	4,87E+03
31	3,80E+04	9,90E+04	4,89E+03
30	4,20E+04	9,90E+04	4,87E+03
29	4,60E+04	9,90E+04	4,79E+03
28	5,00E+04	9,90E+04	4,65E+03
27	5,40E+04	9,90E+04	4,45E+03
26	5,80E+04	9,90E+04	4,21E+03
25	6,20E+04	9,90E+04	3,94E+03
24	6,60E+04	9,90E+04	3,64E+03
23	7,00E+04	9,90E+04	3,31E+03
22	7,40E+04	9,90E+04	2,95E+03
21	7,79E+04	9,90E+04	2,57E+03
20	8,20E+04	9,90E+04	2,15E+03
19	8,59E+04	9,90E+04	1,71E+03
18	9,00E+04	9,90E+04	1,24E+03
17	9,50E+04	9,90E+04	7,33E+02
16	9,85E+04	9,90E+04	2,74E+02

EK 3 – Tezden Türetilmiş Yayınlar

- Mahir Onur Şener ve Özgür Ekici, Improving Aerodynamic Performance of a Wing Using CFD Based Parametric Optimization Method, AIAC-2021-090, AIAC, Ankara, **2021**

