



**KANAT PROFİLİ VE KANAT BURULMA AÇISININ ADJOINT TABANLI
AERODİNAMİK TASARIM OPTİMİZASYONU**

Mert CANGUL

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

NİSAN 2021

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Mert CANGUL

06/04/2021

KANAT PROFİLİ VE KANAT BURULMA AÇISININ ADJOINT TABANLI AERODİNAMİK TASARIM OPTİMİZASYONU

(Yüksek Lisans Tezi)

Mert CANGUL

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Nisan 2021

ÖZET

Bu çalışmada, hava aracı için iki boyutlu kanat profili ve üç boyutlu kanat geometrisi için SU2 açık kaynak kodlu HAD çözücüsü ile elde edilen taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti, yunuslama momenti katsayısı ve kalınlık oranı değerlerinden yola çıkılarak, aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışmasının gerçekleştirilmesinde SU2 programı ve Scipy kütüphanesi bir arada kullanılmıştır. SU2 programı ile hesaplanan aerodinamik katsayılar, gradyanlar ve değerler, Scipy kütüphanesinde bulunan ardışık ikinci derece en küçük karesel programlama metodunun girdisidir. Amaç fonksiyonu ve kısıt fonksiyonları için gradyan değerleri, SU2 programının kendi içinde bulunan adjoint çözücü ile hesaplanmıştır. İki boyutlu kanat profilinin tanımlanması için Hick-Henne tümsek fonksiyonları kullanılmışken, üç boyutlu kanat geometrisinin tanımlanması için serbest şekil deformasyonu kutusu kullanılmıştır. Temel eğitim uçağının manevra ve yüksek hız uçuş koşulları için yapılacak HAD analizi koşulları, bu sınıftaki uçakların uçuş kılavuzlarındaki bilgiler doğrultusunda örnek değerler alınarak belirlenmiştir. İki boyutlu çalışmada manevra ve yüksek hız koşulları için, belirtilen hızlarda ve manevrayı sağlayan hücum açılarında sürüklenme kuvvetinin en düşük değere ulaştırılması amaç fonksiyonu iken bu koşullardaki taşıma katsayısının sabit kalması eşitlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Eşitsizlik kısıt fonksiyonu olarak yunuslama momenti katsayısı ve kanat profili kalınlık oranı kullanılarak eniyileme gerçekleştirilmiştir. Temel eğitim uçağı için gerçekleştirilen üç boyutlu eniyileme çalışmasında ise kanat genişliği boyunca kanat profilinin burulma açısı değiştirilerek kanat geometrisinin taşıma katsayısı / sürüklenme katsayısı oranının maksimum değere ulaştırılması amaçlanmıştır. Ayrıca, Onera M6 kanadının transonik akış bölgesinde sabit taşıma katsayısında sürüklenme katsayısını minimum değere ulaştırma amacıyla burulma açısı optimizasyonu da gerçekleştirilmiştir.

Bilim Kodu : 91411

Anahtar Kelimeler : Optimizasyon, aerodinamik tasarım, adjoint yöntemi

Sayfa Adedi : 120

Danışman : Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU

ADJOINT BASED AERODYNAMIC DESIGN OPTIMIZATION OF AIRFOIL AND WING TWIST

(M. Sc. Thesis)

Mert CANGUL

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

April 2021

ABSTRACT

In this study, two-dimensional and three-dimensional aerodynamic design optimizations are performed with SU2 open-source CFD code for an air vehicle regarding lift coefficient, drag coefficient, moment coefficient, and thickness to chord ratio. SU2 optimization cycle is used for the optimization studies including Scipy library. Aerodynamic coefficients and gradients are the input parameters for the sequential least squares quadratic programming optimization algorithm. Gradients of the objective and constraint functions are obtained with adjoint solver of the SU2. Hicks-Henne bump functions are used to parametrize the airfoil. Free Form Deformation box is used to parametrize the wing geometry. In airfoil optimization study, a maneuvering and a high speed conditions are chosen for a basic trainer aircraft to perform multipoint optimization. For these optimization conditions, baseline lift coefficients are defined as the equality constraint function of the baseline airfoil. Moment coefficient and thickness to chord ratio are defined as the inequality constraint function and drag coefficient is defined as the objective function. In three-dimensional study, twist angle optimization is performed for a basic trainer aircraft. Lift to drag ratio is defined as the objective function. Also, twist angle optimization is performed for Onera M6 wing in transonic flow conditions with Euler flow solver. Lift coefficient is defined as the equality function and drag coefficient is defined as the objective function.

Science Code : 91411

Key Words : Optimization, aerodynamic design, adjoint method

Page Number : 120

Supervisor : Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım boyunca yardımları ve katkılarıyla beni yönlendiren değerli hocam Sayın Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU'na ve her türlü desteklerini esirgemeyen aileme teşekkürlerimi borç bilirim.

Değerli jüri üyesi hocalarım Sayın Doç. Dr. Tolga PIRASACI ve Sayın Prof. Dr. Murat Kadri AKTAŞ'a jürimde yer aldıkları ve tez çalışmamı değerlendirerek verdikleri geri bildirimler için teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, doktora tez çalışmasında gerçekleştirdiği çalışmalara ait şekilleri kullanmama izin veren Dr. KLINE'a da teşekkür ederim.

Tez çalışmamı gerçekleştirirken çalışma hakkındaki geribildirim ve önerileri için Görkem DEMİR ve Berkay Yasin YILDIRIM'a da teşekkürlerimi borç bilirim.

Tez yazım aşamasında yardımları ile bana destek olan Engin TAŞKIRAN, İrem KIRCI ve Kübra YALDIZ ve Murat CANİBEK'e de teşekkürlerimi sunarım.

Bu tez çalışmasının gerçekleşmesi için kaynaklarının kullanımına izin veren TUSAŞ'a desteğinden ötürü teşekkür ederim.

Yüksek lisans çalışmamı gerçekleştirmemde başından sonuna kadar yanımda olan ve desteğini hiç eksik etmeyen Irmak KÖSEOĞLU'na da sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER ve KISALTMALAR	xv
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	9
2.1. Kanat Profili Optimizasyonu ve Kullanılan Yöntemler	9
2.2. Burulma Açısı Optimizasyonu ve Kullanılan Yöntemler.....	11
3. PROBLEM TANIMI.....	13
3.1. Kanat Profili Geometrisi.....	13
3.2. Viskoz Problemde Kullanılan Kanat Geometrisi	14
3.3. Viskoz Olmayan Problemde Kullanılan Kanat Geometrisi.....	16
3.4. Çözüm Alanı ve Sınır Şartları.....	17
3.5. Çalışmanın Motivasyonu	19
4. GEOMETRİ TANIMLAMADA KULLANILAN YÖNTEMLER	21
4.1. Giriş	21
4.2. Hicks - Henne Tümsek Fonksiyonları	21
4.3. Serbest Şekil Deformasyon (FFD Box) Kutusu Yöntemi	22
5. HAD ANALİZLERİ ÇALIŞMA YÖNTEMİ.....	25
5.1. Giriş	25
5.2. HAD Model Denklemleri	25
5.2.1. RANS HAD model denklemleri.....	25

Sayfa

5.2.2. EULER HAD model denklemleri.....	27
5.3. Türbülans Modeli.....	28
5.4. Ayırıklaştırma Metotları	30
6. OPTİMİZASYON DÖNGÜSÜ	31
6.1. SLSQP Eniyileme Algoritması.....	31
6.2. Adjoint Yöntemi	32
6.3. Gradyanların Hesaplanması.....	35
7. HAD MODELİNİN DOĞRULANMASI.....	37
7.1. Giriş	37
7.2. İki boyutlu Viskoz Ağ Yapısından Bağımsızlık Çalışması	37
7.3. Viskoz HAD Modelinin Doğrulanması	40
7.4. Üç Boyutlu Viskoz Ağ Yapısından Bağımsızlık Çalışması	41
7.5. Viskoz Olmayan HAD Modelinin Doğrulanması	43
8. HAD ANALİZ MODELİ VE OPTİMİZASYON SONUÇLARI	47
8.1. Giriş	47
8.2. Çok Noktalı Kanat Profili Optimizasyonu	47
8.3. Viskoz Akış ile Kanat Burulma Açısı Optimizasyonu	60
8.4. Viskoz Olmayan Akış ile Kanat Burulma Açısı Optimizasyonu	76
9. SONUÇ VE ÖNERİLER	95
KAYNAKLAR	97
EKLER.....	103
ÖZGEÇMİŞ	120

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 5.1. Spalart-Allmaras türbülans modeli denkleminde yer alan katsayılar	30
Çizelge 7.1. RANS HAD modeli ile RAE2822 kanat profili geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar	41
Çizelge 7.2. EULER HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar	46
Çizelge 8.1. NACA 64(2)-415 kanat profili için hesaplanmış aerodinamik katsayılar ..	48
Çizelge 8.2. İyileştirilmiş kanat profili için elde edilmiş aerodinamik katsayılar	53
Çizelge 8.3. RANS HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar	91

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Geçmişte tasarlanan kanat profilleri	2
Şekil 1.2. Kanat profili üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler	3
Şekil 1.3. İkinci Dünya Savaşı'nda görev yapan bir Spitfire uçağı	4
Şekil 1.4. Burulma açısının geometri üzerinde gösterimi.....	4
Şekil 1.5. Kanat burulma açısının kanat üzerindeki taşıma dağılımına etkisi	5
Şekil 1.6. Taksi yapan bir F22 uçağı.....	6
Şekil 1.7. Kanat burulma açısının taşıma kaybına etkisi	6
Şekil 3.1. NACA 64(2)-415 kanat profili	14
Şekil 3.2. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin çapraz açıdan görünümü.	15
Şekil 3.3. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin üstten görünümü	15
Şekil 3.4. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin önden görünümü	16
Şekil 3.5. Onera M6 kanat geometrisinin çapraz açıdan görünümü	16
Şekil 3.6. Onera M6 kanat geometrisinin üstten görünümü	17
Şekil 3.7. Onera M6 kanat geometrisinin önden görünümü	17
Şekil 3.8. İki Boyutlu HAD analizlerinde tanımlanan sınır şartları.....	18
Şekil 3.9. Üç Boyutlu HAD analizlerinde tanımlanan sınır şartları	18
Şekil 4.1. Hicks - Henne tümsek fonksiyonları ve kanat profili üzerindeki etkisi	22
Şekil 4.2. Örnek bir serbest şekil deformasyonu yönteminin uygulaması.....	22
Şekil 4.3. Kontrol noktaları ile oluşturulmuş örnek serbest şekil deformasyonu kutusu	23
Şekil 6.1. SU2 optimizasyon döngüsü	31
Şekil 6.2. Adjoint ve sonlu farklar yöntemleri için tasarım değişkeni sayısına göre gereken çözüm sayısı	33
Şekil 6.3. Ortalama statik basınç gradyanlarının karşılaştırması.....	33
Şekil 6.4. Ortalama toplam basınç gradyanlarının karşılaştırması	34

Şekil	Sayfa
Şekil 7.1. 0,35 Mach sayısında NACA64(2)-415 kanat profili ağ yapısından bağımsızlık çalışması	37
Şekil 7.2. 0,5 Mach sayısında NACA 64(2)-415 kanat profili ağ yapısından bağımsızlık çalışması	38
Şekil 7.3. İki boyutlu HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı	39
Şekil 7.4. İki boyutlu HAD analizlerinde kullanılmış çözüm ağının yakından görünümü	39
Şekil 7.5. RAE 2822 kanat profili kullanılarak gerçekleştirilen HAD analizi ve deney verisinin karşılaştırılması	40
Şekil 7.6. RAE2822 HAD analizi Mach konturu	41
Şekil 7.7. Viskoz kanat geometrisinin çözüm ağından bağımsızlık çalışması	42
Şekil 7.8. Viskoz HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağı	42
Şekil 7.9. Viskoz HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağının yakından görünümü.....	43
Şekil 7.10. Onera M6 kanat geometrisinin çözüm ağından bağımsızlık çalışması	43
Şekil 7.11. Viskoz olmayan HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağı	44
Şekil 7.12. Onera M6 kanadının 0,44 y/b kesitindeki basınç katsayısı dağılımları.....	45
Şekil 7.13. Onera M6 kanadının 0,9 y/b kesitindeki model ve deney basınç katsayısı karşılaştırması	45
Şekil 7.14. Onera M6 HAD analizi basınç katsayısı konturu	46
Şekil 8.1. NACA 64(2)-415 kanat profilinin manevra koşulunda Mach konturu	48
Şekil 8.2. NACA 64(2)-415 kanat profilinin yüksek hız koşulunda Mach konturu	49
Şekil 8.3. Taşıma katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi.....	49
Şekil 8.4. Sürüklenme katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi .	50
Şekil 8.5. Moment katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi	50
Şekil 8.6. Taşıma katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi ...	51
Şekil 8.7. Sürüklenme katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi.....	51
Şekil 8.8. Moment katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi .	52
Şekil 8.9. İyileştirilmiş ve başlangıçta kullanılan kanat profilleri	52

Şekil	Sayfa
Şekil 8.10. İyileştirilmiş kanat profilinin manevra koşulunda Mach konturu	54
Şekil 8.11. İyileştirilmiş kanat profilinin yüksek hız koşulunda Mach konturu.....	54
Şekil 8.12. Manevra koşulunda basınç katsayısı karşılaştırması	55
Şekil 8.13. Yüksek hız koşulunda basınç katsayısı karşılaştırması	55
Şekil 8.14. 0,35 Mach sayısında hücum açısına göre taşıma katsayısı değişimi	56
Şekil 8.15. 0,35 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	57
Şekil 8.16. 0,35 Mach sayısında moment katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	58
Şekil 8.17. 0,5 Mach sayısında taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	58
Şekil 8.18. 0,5 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	59
Şekil 8.19. 0,5 Mach sayısında moment katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi	60
Şekil 8.20. İyileştirilmiş ve NACA 64(2)-415 kanat profilleri ile oluşturulmuş kanat geometrileri	61
Şekil 8.21. 0,35 Mach sayısında taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	61
Şekil 8.22. 0,35 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	62
Şekil 8.23. 0,35 Mach sayısında yunuslama momenti katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	62
Şekil 8.24. Viskoz optimizasyon çalışmasında oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu	63
Şekil 8.25. Taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi	64
Şekil 8.26. Sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi	65
Şekil 8.27. Taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi	65
Şekil 8.28. Yunuslama momenti katsayısının tasarım adımına göre değişimi	66
Şekil 8.29. İyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin ön ve arkadan görünümü	67
Şekil 8.30. 9 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları	67

Şekil	Sayfa
Şekil 8.31. Viskoz optimizasyon çalışmasında 3 kesit ile oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu	68
Şekil 8.32. 3 kesit ile taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi.....	69
Şekil 8.33. 3 kesit ile sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi	69
Şekil 8.34. 3 kesit ile taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi.....	70
Şekil 8.35. 3 kesit ile moment katsayısının tasarım adımına göre değişimi	71
Şekil 8.36. 3 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrileri	71
Şekil 8.37. 3 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları	72
Şekil 8.38. 0,35 Mach sayısında taşıma katsayılarının hücum açısına göre değişimi	73
Şekil 8.39. 0,35 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	73
Şekil 8.40. 0,35 Mach sayısında yunuslama momenti katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi.....	74
Şekil 8.41. Taşıma / sürüklenme oranının hücum açısına göre değişimi.....	75
Şekil 8.42. Taşıma / sürüklenme oranının taşıma katsayısına göre değişimi	75
Şekil 8.43. Taşıma / sürüklenme oranının maksimum olduğu bölgenin taşıma katsayısına göre değişimi	76
Şekil 8.44. Onera M6 kanat geometrisi için oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu.....	77
Şekil 8.45. Burulma açısı optimizasyonu için kullanılan farklı veter eksenleri	78
Şekil 8.46. Taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi	78
Şekil 8.47. Sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi	79
Şekil 8.48. Taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi	79
Şekil 8.49. Yunuslama momenti katsayısının tasarım adımına göre değişimi	80
Şekil 8.50. %25 veter eksenin göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması ..	81
Şekil 8.51. %30 veter eksenine göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması.	81
Şekil 8.52. %50 veter eksenine göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması.	81

Şekil	Sayfa
Şekil 8.53. Onera M6 ve iyileştirilmiş kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları	82
Şekil 8.54. Onera M6 (sol) ve %25 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları	83
Şekil 8.55. Onera M6 (sol) ve %30 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları	83
Şekil 8.56. Onera M6 (sol) ve %50 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları	84
Şekil 8.57. %25 (sol) ve %50 (sağ) veter eksenlerine göre iyileştirilmiş kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları	84
Şekil 8.58. 0,44 y/b kesitinde elde edilen basınç katsayısı dağılımları.....	85
Şekil 8.59. 0,9 y/b kesitinde elde edilen basınç katsayısı dağılımları.....	85
Şekil 8.60. Taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi.....	86
Şekil 8.61. Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi	87
Şekil 8.62. Yunuslama momenti katsayısının Mach sayısına göre değişimi	88
Şekil 8.63. Kanat açıklığı boyunca taşıma katsayısı dağılımı	89
Şekil 8.64. RANS HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için gerçekleştirilmiş çözüm ağından bağımsızlık çalışması.....	90
Şekil 8.65. RANS denklemleri ile gerçekleştirilen HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı.....	90
Şekil 8.66. RANS HAD modeli ile taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi ..	91
Şekil 8.67. RANS HAD modeli ile sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi.....	92
Şekil 8.68. RANS HAD modeli ile sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi.....	93
Şekil 8.69. RANS HAD modeli ile elde edilen taşıma dağılımları	94

SİMGELER ve KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

c	Kanat profili veter uzunluğu (m)
b	Kanat açıklığı (m)
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_p	Basınç katsayısı
C_L/C_D	Taşıma / sürüklenme oranı
D	Sürüklenme kuvveti
L	Taşıma kuvveti
M_∞	Mach sayısı
p_∞	Serbest akış basıncı (Pa)
q_∞	Dinamik basınç (Pa)
Re	Reynolds sayısı
S	Alan (m ²)
X	Kanat profilinin hücum kenarına göre akış yönündeki koordinatı
y^+	Boyutsuz duvar uzaklığı
α	Hücum açıcı (Derece)
μ	Dinamik viskozite (kg/m.s)
ν	Kinematik viskozite (m ² /s)
ρ	Yoğunluk (kg/m ³)

Kısaltmalar

Açıklamalar

AD	Otomatik Türevleme
AVL	Athena Vortex Lattice
CFD-HAD	Hesaplama Akışkanlar Dinamiği
CFL	Courant-Friedrichs-Lewy

Kısaltmalar**Açıklamalar****FFD**

Serbest Şekil Deformasyonu

FVM

Sonlu Hacim Yöntemi

RANS

Reynolds Ortalamalı Navier Stokes

SU2

Stanford University Unstructured

VLM

Vortex Lattice Method



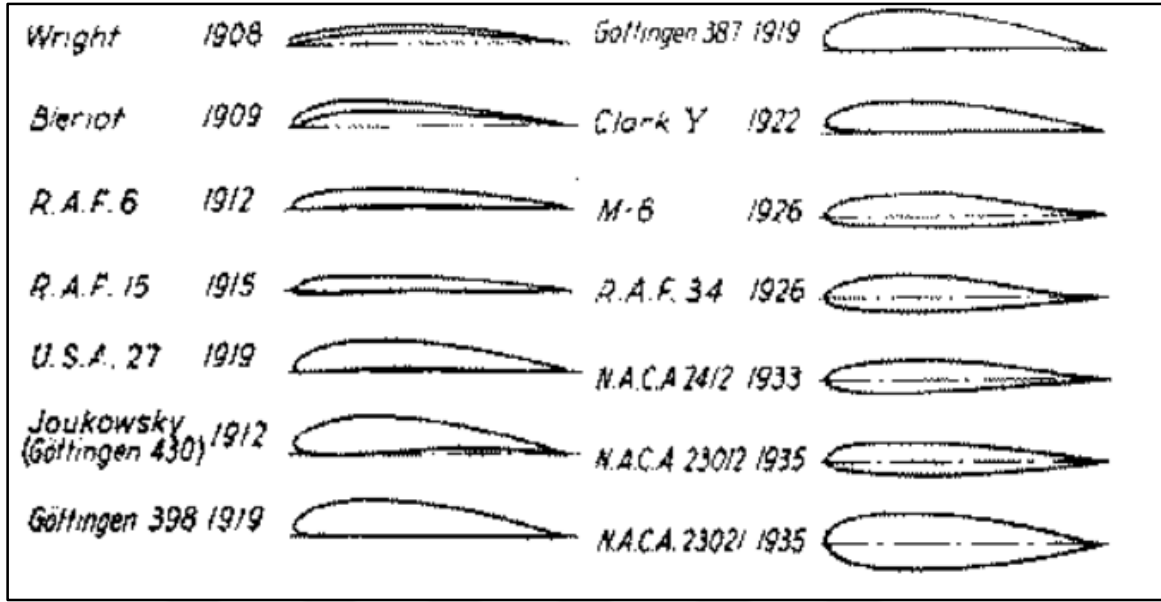
1. GİRİŞ

Aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirilerek hava araçlarının performansının iyileştirilmesi için 20. Yüzyılın son çeyreğinden itibaren yoğun çalışmalar yürütülmektedir. Günümüzde gelişmeye devam eden hesaplama gücü ile gerek askeri gerek sivil hava araçlarının tasarımında gerçekleştirilen aerodinamik tasarım optimizasyonu çalışmaları oldukça yaygınlaşmıştır. Askeri alanda kullanıcılar hava aracından öncelikli olarak daha yüksek performans ve manevra kabiliyeti bekleyebilirken, sivil alanda kullanıcılar hava aracından öncelikli olarak güvenlik, daha düşük yakıt tüketimi ve daha düşük bakım maliyetleri bekleyebilmektedir. Özellikle son yıllarda ticari hava araçlarına uygulanan karbon salınımı kısıtlamaları ile yakıt tüketimini azaltmak üreticiler için çok daha kritik hale gelmiştir. Yakıt tüketiminin azaltılması hava araçlarının havada kalma sürelerini de oldukça olumlu etkilemektedir [1].

Hava araçlarının manevra kabiliyetini, performansını, yakıt tüketimini belirleyen ana tasarım adımlarından biri kanat profili seçimi veya optimizasyonudur. En eski kanat profili tasarımı çalışmaları 19. Yüzyılın sonlarında başladı. 1884 yılında ilk kez kanat profilleri için Phillips tarafından patent alındı. Düz bir levhanın dahi bir miktar hücum açısı ile taşıma kuvveti sağlayabildiği o yıllarda biliniyordu. Kuşların kanatlarının detaylı incelemelerinin ardından Otto Lilienthal başarılı bir uçuşun, kanat profilinin kamburluğuna bağlı olduğunu düşünmüştür [2]. Ayrıca kanat profilinin hücum kenarı yarıçapı ve kalınlık dağılımının da etkilerini tecrübe etmiştir.

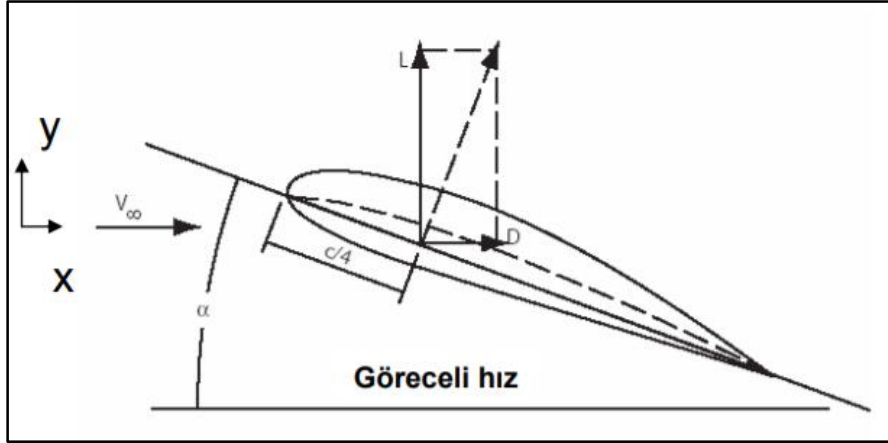
Wright kardeşler tarafından kullanılan kanat profili de Lilienthal'in izlenimleri ile benzer olarak ince ve oldukça kamburlu idi. Onları bu düşünceye iten sebebin ise geçmişte gerçekleştirilen testlerin düşük Reynolds sayılarında olmasıydı. Düşük Reynolds sayılarında ince kanat profilleri kalın kanat profillerine göre daha iyi sonuçlar vermektedir [3].

Deneme ve yanılma ile geliştirilen ve başarılı olduğu düşünülen kanat profilleri 1920lerin başlarında NACA (Havacılık Ulusal Danışma Kurulu) tarafından test edildi. Ayrıca NACA tarafından kanat geliştirilen kanat profilleri günümüzde halen hava araçlarında kullanılmaktadır [4].



Şekil 1.1. Geçmişte tasarlanan kanat profilleri [5]

İlerleyen tarihlerde jet motorlarının icadı ile çok daha yüksek hızlara ulaşabilen hava araçları için sıkıştırılabilir etkilerden dolayı farklı kanat profili tasarımları üzerine çalışmalar gerçekleştirildi. Günümüzde ise artan hesaplama gücü ile hava araçları için birçok tasarım noktasında kanat profili optimizasyonunu gerçekleştirmek mümkün hale geldi. İyi bir kanat profili hava aracına gereken miktarda taşıma kuvveti sunabilecek, hava aracını karşılaşılabileceği en az sürüklenme kuvvetine maruz bırakabilecek ve hava aracı üzerinde kabul edilebilir bir moment dengesi sağlayabilecek şekilde tasarlanır. Bu temel aerodinamik kuvvetler hava aracının performansını doğrudan etkileyerek rakipleri arasında seçim sebebi olmasını sağlayabilir. Bunların yanı sıra akış ayrılması davranışı, kritik Mach sayısı, kanat – gövde bağlantısındaki kolaylık, yapısal tasarımda sağladığı esneklik gibi başlıklar da kanat profili seçiminde oldukça önemlidir [6].



Şekil 1.2. Kanat profili üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler [7]

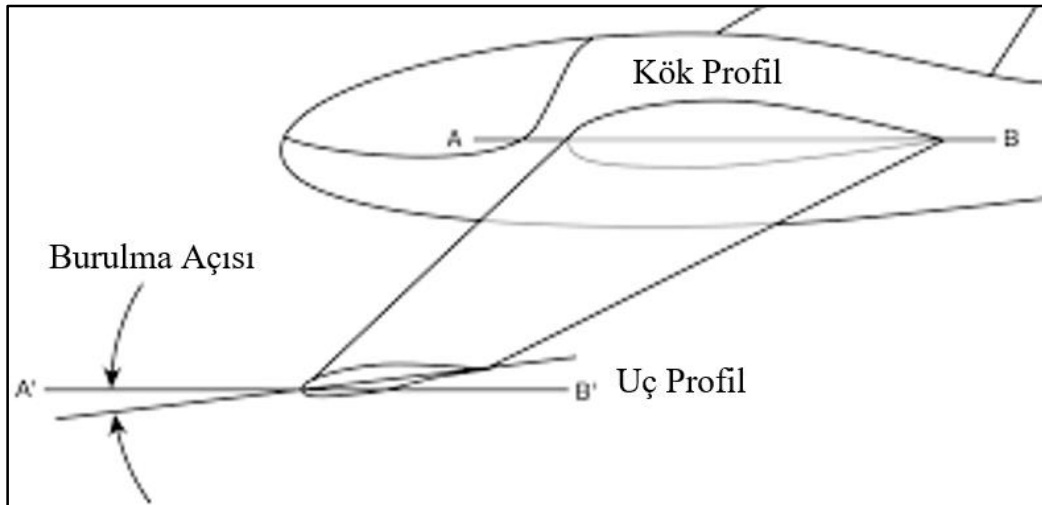
Kanat profilinin maksimum taşıma katsayısının yüksek olması hava aracının perdövites hızının düşük olmasını sağlar. Bu sayede hava aracı daha düşük hızlarda kanat üzerindeki akışı kaybetmeden uçuşa devam edebilir. Hava aracının yüksek taşıma katsayısına sahip olması manevra kabiliyetini de olumlu etkiler. Kanat profilinin sürüklenme katsayısının düşük olması hava aracının maksimum hızını artırır, yakıt tüketimini düşürür ve manevra kabiliyetini artırır. Kanat profilinin kabul edilebilir seviyede moment katsayısına sahip olması hava aracının kontrolü ve denge koşulu için önemlidir. Kanat profilinin taşıma kaybı davranışı da uçuş güvenliği ve konforunu oldukça etkilemektedir. Kanat profilinin yeterli seviyede kalınlık ve iç hacme sahip olması yapısal ağırlık ve yakıt tankı tasarımı için de önemlidir [8].

Kanat profili tasarımı gibi hava aracının aerodinamik performansını etkileyen bir diğer adım kanat geometrisi tasarımıdır. Günümüzde hava araçlarının yakıt tüketimini azaltmak üzerine yürütülen çalışma konularından biri kanat üzerindeki taşıma kuvveti kaynaklı sürüklenme kuvvetini azaltmaktır. Oluşan bu sürüklenme kuvveti indüklenmiş sürüklenme kuvveti veya girdap sürüklenme kuvveti olarak da isimlendirilmektedir. İndüklenmiş sürüklenme kuvveti genel olarak hava araçları seyir uçuşu yaparken toplam sürüklenme kuvvetinin %40ını oluşturmaktadır [9]. İndüklenmiş sürüklenme kuvvetini belli bir taşıma katsayısına göre minimum seviyeye düşürmek için kanat üzerinde eliptik taşıma dağılımı elde edilmelidir [10]. Bunun ilk örnekleri İkinci Dünya Savaşı'nda görülmüştür [11].



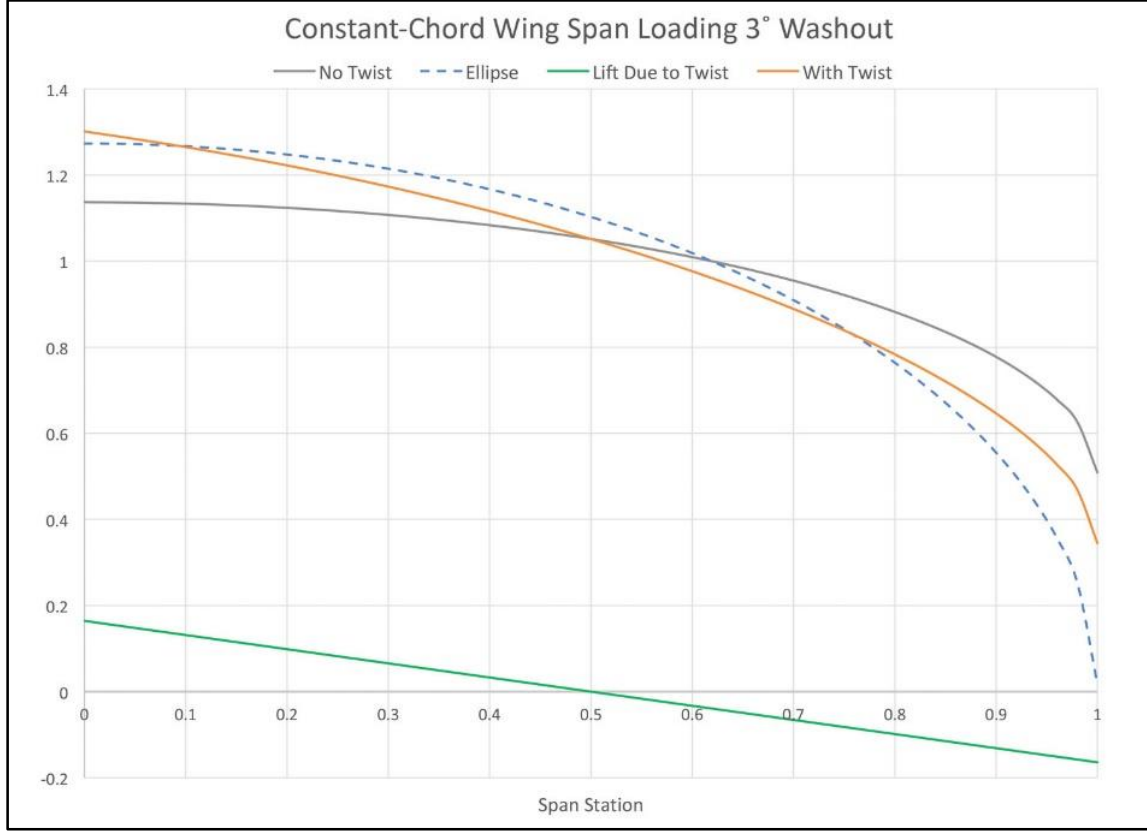
Şekil 1.3. İkinci Dünya Savaşı'nda görev yapan bir Spitfire uçağı [12]

Kanat üzerinde uçuş koşuluna ve kanat alanının şekline bağlı olarak eliptik taşıma dağılımına yaklaşmanın yollarından biri kanat geometrisi üzerinde optimum burulma açısı dağılımını sağlamaktır [13].



Şekil 1.4. Burulma açısının geometri üzerinde gösterimi [14]

Burulma açısı ile kanadın uç bölgesinde kök bölgesine göre daha düşük hücum açıları sağlanır. Bu sayede kanat üzerinde oluşan taşıma dağılımı eliptik taşıma dağılımına yaklaştırılır [15].



Şekil 1.5. Kanat burulma açısının kanat üzerindeki taşıma dağılımına etkisi [15]

Burulma açısı dağılımı kanat üzerinde doğrusal olmak zorunda değildir. Şekil 1.6’da taksi yapan bir F22 uçağında burulma açısının doğrusal olmadığı gözle görülebilir seviyededir.



Şekil 1.6. Taksi yapan bir F22 uçağı [16]

Ayrıca, kanat uç bölgesindeki hücum açısı düşürülerek taşıma kaybı yaşandığında kanat uçlarında taşıma devam eder ve hava aracı aileron kontrol yüzeyleri ile yanal eksen kontrolünü kaybetmemiş olur [17].



Şekil 1.7. Kanat burulma açısının taşıma kaybına etkisi [18]

Ses ötesi akış bölgelerinde uçuş yapan hava araçları havanın sıkıştırılabilir etkilerine maruz kalmaktadırlar. Ses ötesi bölgede hız artışı ile kanat üzerindeki aerodinamik merkez sıkıştırılabilir etkilerden kaynaklı geriye doğru kayar. Hız artışından kaynaklı taşıma kuvvetindeki artış ve aerodinamik merkezin geriye kaymasıyla beraber hava aracının kütle merkezinde hava aracını burun aşağı zorlayacak kadar yüksek miktarda yunuslama momenti oluşur [19]. Geçmişte bu problemten ötürü birçok kaza yaşanmıştır [20]. Yunuslama momentindeki ani değişimler hava araçlarının güvenli Mach menzilini önemli ölçüde etkilemektedir. Tasarım mühendisleri bu probleme çözüm bulmak için de kanat üzerinde tasarım optimizasyonları gerçekleştirmektedirler.

Bu çalışmada, temel bir eğitim uçağının aerodinamik performansını artırmak amacıyla kanat profili ve kanat burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bunlara ek olarak ses ötesi akışta Onera M6 kanat geometrisinin burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu tezde gerçekleştirilen çalışmalar, bölüm sırasına göre aşağıda özetlenmiştir.

Giriş isimli birinci bölümde, kanat profilinin ve kanat burulma açısının hangi amaçlar doğrultusunda tasarım ve optimizasyonunun gerçekleştirildiğine dair kısa ve öz bilgilendirme yapılmıştır. Konuların önemi hakkında geçmişte ve günümüzde gerçekleştirilen çalışmalar ortaya konulmuştur. Literatür araştırması olarak adlandırılan ikinci bölüm ile kanat profili ve burulma açısı optimizasyonu çalışmaları incelenip özetlenmiştir. Problem tanımı olarak adlandırılan üçüncü bölümde, bu çalışmada çözümü gerçekleştirilen problemler açıklanıp çalışmanın motivasyonu ifade edilmiştir. Çalışmada kullanılan geometriler ve sınır şartları şekiller ile gösterilmiştir.

Dördüncü bölümde, tasarım optimizasyonu gerçekleştirilen kanat profili ve kanat geometrilerinin parametrik olarak tanımlanmasında kullanılan yöntemler matematiksel formüller ile açıklanmıştır. Beşinci bölümde, optimizasyon döngüsü içerisinde gerçekleştirilen HAD analizlerinde kullanılan hesaplama model denklemleri açıklanmıştır. Altıncı bölümde, bu çalışmada kullanılan SU2 yazılımı, modülleri, yazılımın optimizasyon döngüsü ve bu döngüde kullanılan yöntemler açıklanmıştır. Yedinci bölümde, sayısal sonuçlar deney verileri ile karşılaştırılarak doğruluğu kontrol edilmiştir. Optimizasyon döngüsünde HAD analizlerinde kullanılacak çözüm ağının seçimi için çözüm ağından

bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Sekizinci bölümde, gerçekleştirilen optimizasyon problemi çözümleri yer almaktadır. Optimizasyon döngüsü süresince aerodinamik katsayıların değişimleri ve örnek yüzey konturları şekiller ile gösterilmiştir. Başlangıçta kullanılan kanat profili ve kanat geometrileri optimizasyon sonucunda elde edilen kanat profili ve kanat geometrileri ile kıyaslanmıştır. Dokuzuncu bölümde, optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen iyileştirmeler ve yazılımın kabiliyetleri açıklanmıştır.



2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu bölümde gradyan tabanlı aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirilen çalışmalar özetlenmiştir. Literatürde yer alan çalışmalarda genellikle hava araçları üzerinde oluşan sürüklenme katsayısını düşürmeye odaklanıldığı görülmüştür.

2.1. Kanat Profili Optimizasyonu ve Kullanılan Yöntemler

Aerodinamik tasarım optimizasyonu çalışmaları temel olarak gradyan tabanlı olan yöntemler ve gradyan tabanlı olmayan yöntemler olarak ikiye ayrılır. Gradyan tabanlı olmayan yöntemler tasarıma bağlı herhangi bir amaç fonksiyonuna ihtiyaç duymaz. Optimum konfigürasyon farklı tasarım modelleri arasından seçilir. Bu yöntemler arama yöntemleri olarak da isimlendirilmektedir. Genel algoritma [21] ve rastgele arama yöntemleri gradyan tabanlı olmayan yöntemlerden bazı örneklerdir. Gradyan tabanlı yöntemlerde ise, tasarım değişkenlerine bağlı amaç ve kısıt fonksiyonları çalışmayı optimum tasarıma ulaştırmaktadır. Newton yöntemi, en küçük kareler yöntemi, uygulanabilir yönler yöntemi ise gradyan tabanlı optimizasyon algoritmalarından bazı örneklerdir. 1974 yılında, Hicks, Murman ve Vanderplaats gradyan tabanlı aerodinamik tasarım optimizasyonunun etkili olduğunu gösteren ilk çalışmayı gerçekleştirmişlerdir [22]. Amaç ve kısıt fonksiyonlarının tasarım değişkenlerine göre gradyanlarının hesaplanmasında adjoint veya sonlu farklar yöntemi kullanılmaktadır.

Mirzaei, Roshanian ve Hosseini tarafından NACA 0012 kanat profili için viskoz olmayan akış ile 0,7 Mach sayısı, 1,49 derece hücum açısı ve 0,8 Mach sayısı, 2.2 derece hücum açısı koşullarında sırasıyla tek noktalı ve çok noktalı optimizasyonlar gerçekleştirilmiştir. Tasarım değişkenlerinin gradyanlarının hesaplanmasında sonlu farklar yöntemi kullanılmıştır. Optimizasyon algoritması olarak ise SQP (Sequential Quadratic Programming) kullanılmıştır. Amaç fonksiyonu olarak ilk çalışmada maksimum taşıma katsayısı, ikinci çalışmada ise minimum sürüklenme katsayısı tanımlanmıştır. İlk çalışmada 13 tasarım adımında taşıma katsayısında %11 artış, ikinci çalışmada ise 15 tasarım adımında sürüklenme katsayısında %64 azalma sağlanmıştır. Bu çalışmada kısıt fonksiyonu kullanılmamıştır [23].

Onera ve Cerfacs tarafından geliştirilen *elsA* yazılımı kullanılan bir çalışmada biri viskoz olmayan akış ile kanat profili optimizasyonu, biri viskoz akış ile kanat profili optimizasyonu, diğeri ise viskoz akış ile kanat geometrisi optimizasyonu olmak üzere üç çalışma gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışmalarının hepsinde sürüklenme katsayısının azaltılması amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Carrier ve arkadaşları bu çalışmada Spalart-Allmara türbülans modelini ve birinci dereceden Roe akı ayrıklaştırma yöntemini kullanmışlardır. Tasarım değişkenlerinin gradyanların hesaplanmasında *elsA* yazılımının kendi adjoint çözücüsü kullanılmıştır. Optimizasyon algoritması olarak Fletcher-Reeves eşlenik gradyan metodu, Vanderplaas'ın uygulanabilir yönler yöntemi ve BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) güncellemeleri içeren SLSQP (Sequential Least Squares Quadratic Programming) yöntemleri kullanılmıştır [24]. Geometri tanımlama için Bezier eğrileri ve B-Spline kontrol noktaları yöntemleri kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlarda, SLSQP yöntemi ile en düşük sürüklenme katsayılarına en düşük tekrarlama sayılarında ulaşılmıştır. Ayrıca *elsA* yazılımı endüstride Airbus ve Eurocopter firmaları tarafından da kullanılmaktadır [25].

Carrier ve arkadaşları başka bir çalışmasında 3 boyutlu kanat geometrisinin gradyan tabanlı aerodinamik tasarım optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada tek noktalı ve çok noktalı tasarım optimizasyonları gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon döngülerinde taşıma ve yunuslama momenti kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmışken sürüklenme katsayısı amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Bezier kontrol noktaları ile tanımlanan kanat geometrisi kanat profilinden bağımsız olarak kanat üzerindeki her nokta deformasyona uygun şekilde çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada da en etkili optimizasyon yönteminin SQP olduğu gözlemlenmiştir. Çok noktalı gerçekleştirilen optimizasyon çalışmalarında her optimizasyon koşulunda iyileşme sağlanan alternatifler elde edilmiştir [26].

Buckley, Zhou ve Zingg bir takım aerodinamik tasarım gereksinimlerini çalışmalarına dahil ederek NACA 0012 ve RAE 2822 kanat profilleri için adjoint tabanlı çok noktalı optimizasyon gerçekleştirmişlerdir. Optimizasyon gerçekleştirilen koşulları dışında optimizasyon döngüsüne iyileştirilmesi gerekmeyen fakat sağlanması şart olan aerodinamik uçuş koşulları kısıt fonksiyonu olarak eklenmiştir. Bu çalışma ile aynı problem çözümü için için iki farklı lokal optimum sonucun olabileceği gösterilmiştir. Tasarımcıların da bunun farkında olmaları vurgulanmıştır [27].

2.2. Burulma Açısı Optimizasyonu ve Kullanılan Yöntemler

Yang ve arkadaşları SU2 ve bir VLM (Vortex Lattice Method) çözücüsü kullanarak NACA 0012 profilinden oluşturulmuş kanat geometrisi için burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirmişlerdir. SU2 optimizasyon döngüsü kullanılırken gradyanlar adjoint yöntemi ile elde edilmiştir. Kanat geometrisi FFD (Serbest Şekil Deformasyonu) kutusu ile tanımlanmıştır. Optimizasyon çalışması taşıma katsayısı korunarak sürüklenme katsayısını azaltacak şekilde gerçekleştirilmiştir. VLM çözücü ile de ayrıca gerçekleştirilen burulma açısı optimizasyonlarının sonuçları oldukça benzer olduğu görülmüştür. Burulma açısı optimizasyonu ile kanat üzerindeki taşıma dağılımının eliptik taşıma dağılımına oldukça yaklaştığı da gözlemlenmiştir. Her iki yöntem ile de 1 sürüklenme indeksi kadar avantaj sağlanmıştır. VLM çözücü akışın viskoz ve sıkıştırılabilirlik etkilerini hesaba katmamasına rağmen RANS çözücüye oldukça yakın sonuçlar sağlamıştır. Ayrıca VLM çözümler ile analiz gerçekleştirmek RANS çözümlere göre zaman açısından çok daha avantajlıdır fakat doğrulukları sınırlıdır [28].

Başka bir kanat burulma açısı optimizasyonu çalışması Lane, Marshall ve McDonald tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada AVL (Athena Vortex Lattice) çözücüsü kullanılmıştır. AVL yazılımı da bir VLM çözücüdür. Lane ve arkadaşları bu çalışmada MATLAB yazılımının içinde yer alan fmincon optimizasyon algoritması ile AVL yazılımını bir arada kullanarak oldukça hızlı bir şekilde kanat burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilebileceğini göstermişlerdir. Fakat kurdukları altyapı ile transonik bölgede bu çalışmayı gerçekleştirmek mümkün değildir [29].



3. PROBLEM TANIMI

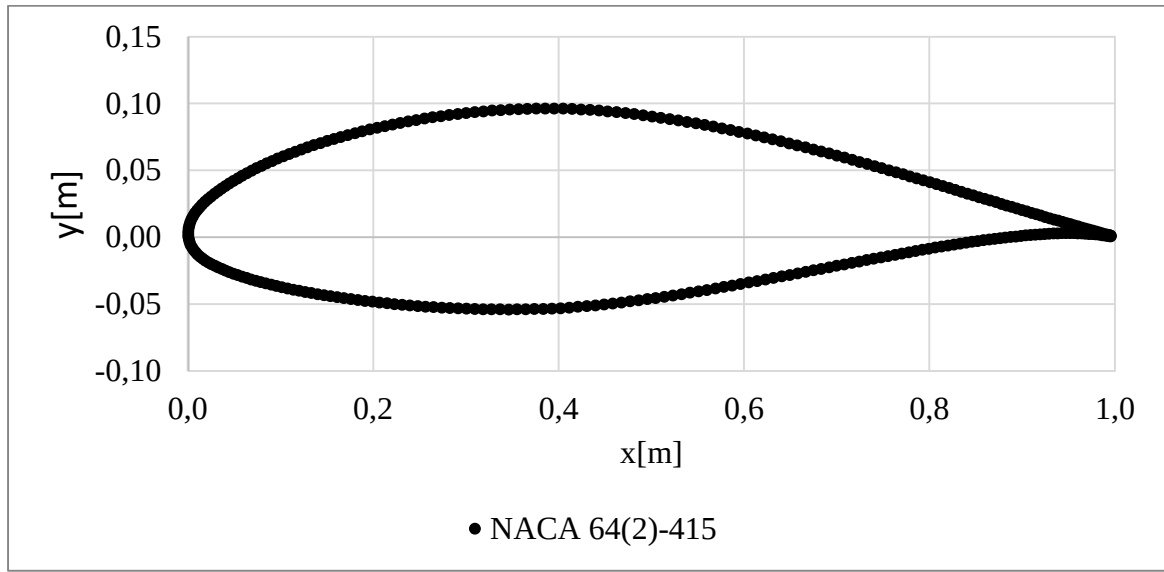
Bu tezin amacı, hava aracı için adjoint tabanlı kanat profili ve kanat burulma açısının aerodinamik tasarım optimizasyonunu gerçekleştirmektedir. Bu çalışma için başlangıçta kanat profili geometrisi, kanat geometrisi ve eniyileme koşulları temel bir eğitim uçağı için oluşturulmuştur. 2 boyutlu analizlerde kullanılmak üzere başlangıç geometrisi olarak PC-7 temel eğitim uçağında kullanılmış NACA 64(2)-415 kanat profili seçilmiştir. Üç boyutlu kanat burulma açısı optimizasyonu çalışmasında ise başlangıç geometrisi temel eğitim uçağı için oluşturulmuş ortalama bir kanat geometrisi kullanılmıştır [30]. Ayrıca Onera M6 kanat geometrisi için viskoz olmayan akış ile burulma açısının eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada izlenecek yol adımları aşağıdaki gibidir:

1. NACA 64(2)-415 kanat profilinin iki boyutlu geometrisinin ve HAD analizi için çözüm ağının oluşturulması
2. 2 Boyutlu kanat profili eniyilemesi için eniyileme koşullarının belirlenmesi ve eniyileme çalışmasının gerçekleştirilmesi
3. En iyileştirilmiş kanat profili ve başlangıç kanat profili sonuçlarının karşılaştırılması
4. Üç boyutlu başlangıç kanat geometrilerinin ve HAD analizi için çözüm ağının oluşturulması
5. 3 Boyutlu kanat geometrilerinin eniyilemesi için eniyileme koşullarının belirlenmesi ve eniyileme çalışmasının gerçekleştirilmesi
6. En iyileştirilmiş kanat geometrisi ve başlangıç kanat geometrisi sonuçlarının karşılaştırılması

3.1. Kanat Profili Geometrisi

Kanat profili geometrisi olarak PC7 temel eğitim uçağında kullanılmış olan NACA 64(2)-415 seçilmiştir. Baştaki 6 sayısı kanat profilinin NACA 6 serisine ait olduğunu ifade etmektedir. Sonraki 15 sayısı kanat profilinin kalınlık / veter oranını göstermektedir. Kalınlık / veter oranının önündeki 4 sayısı kanat profilinin tasarım taşıma katsayısını ondalık ölçekte ifade etmektedir. Yani, bu kanat profili için tasarım taşıma katsayısı 0,4 tür. Parantez

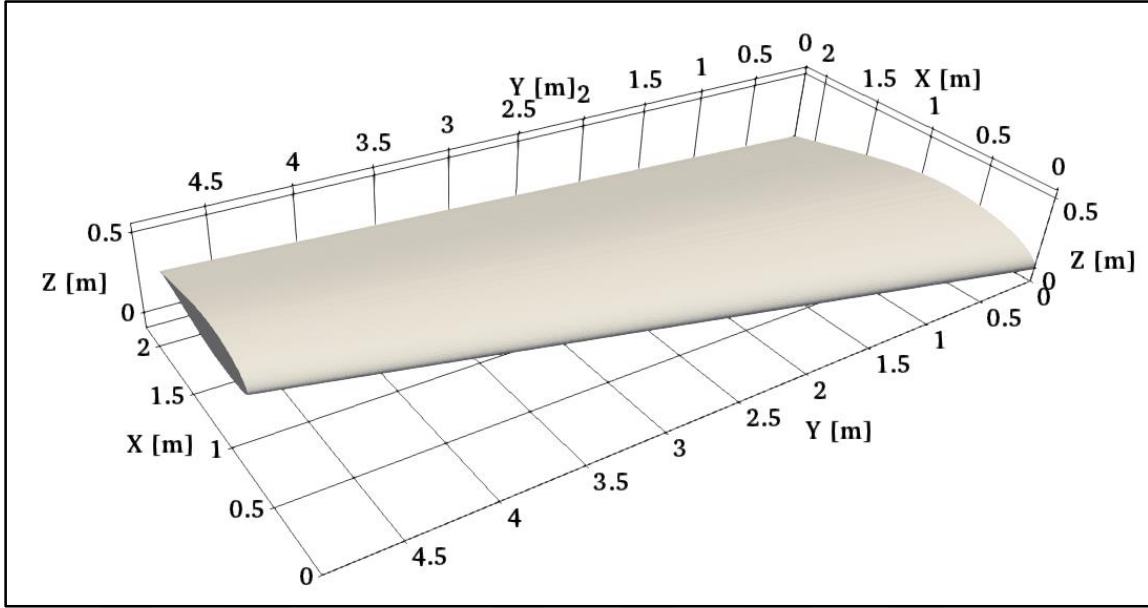
içerisindeki 2 sayılı kanat profilinin en düşük sürüklemeyi sağladığı tasarım taşıma katsayısı etrafındaki menzili ondalık olarak göstermektedir. Bu kanat profili 0,4 olan tasarım taşıma katsayısı etrafında 0,2 değeri kadar menzil ile 0,2 ve 0,6 taşıma katsayısı arasında minimum sürüklenme katsayılarını sağlamaktadır. Baştan ikinci sırada yer alan 4 sayılı ise kanat profilinin veter üzerindeki maksimum kamburluk lokasyonunu göstermektedir. Bu kanat profilinin maksimum kamburluğu veter uzunluğunun %40'ında yer almaktadır [31]. Profil geometrisi Şekil 3.1'de gösterilmiştir [32].



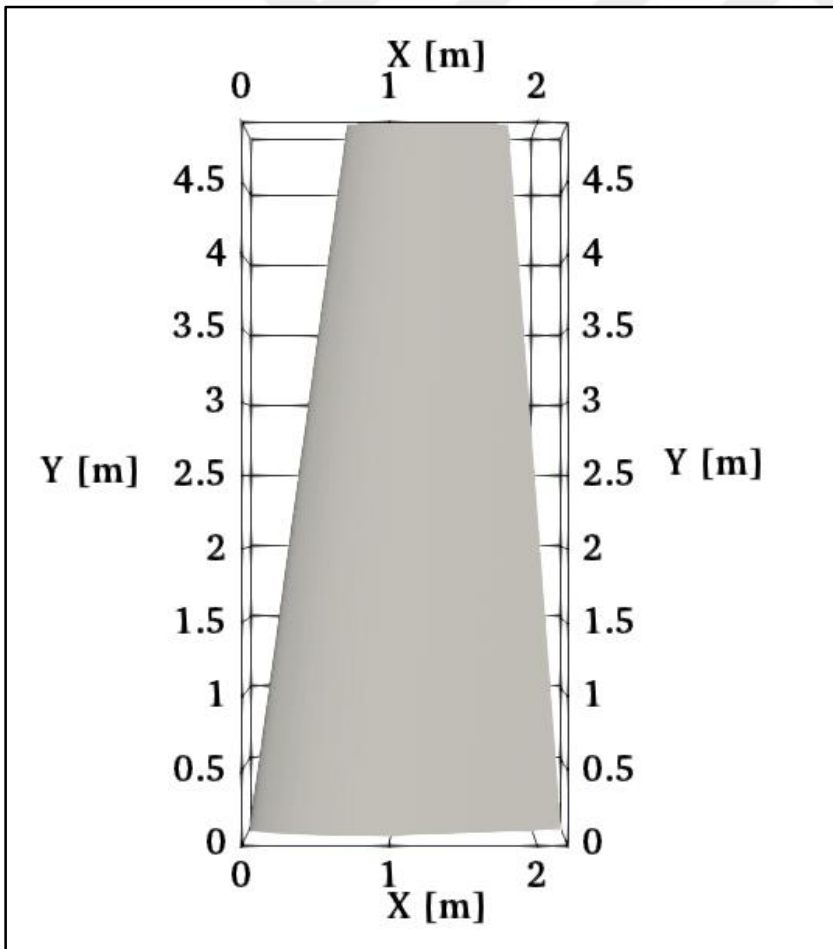
Şekil 3.1. NACA 64(2)-415 kanat profili [32]

3.2. Viskoz Problemde Kullanılan Kanat Geometrisi

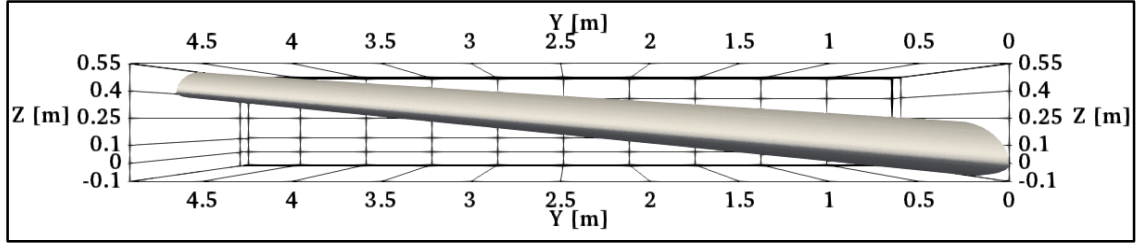
Bu çalışmada başlangıç geometrisi olarak Şekil 3.2'de gösterilen kanat geometrisi kullanılmıştır.



Şekil 3.2. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin çapraz açıdan görünümü [30]



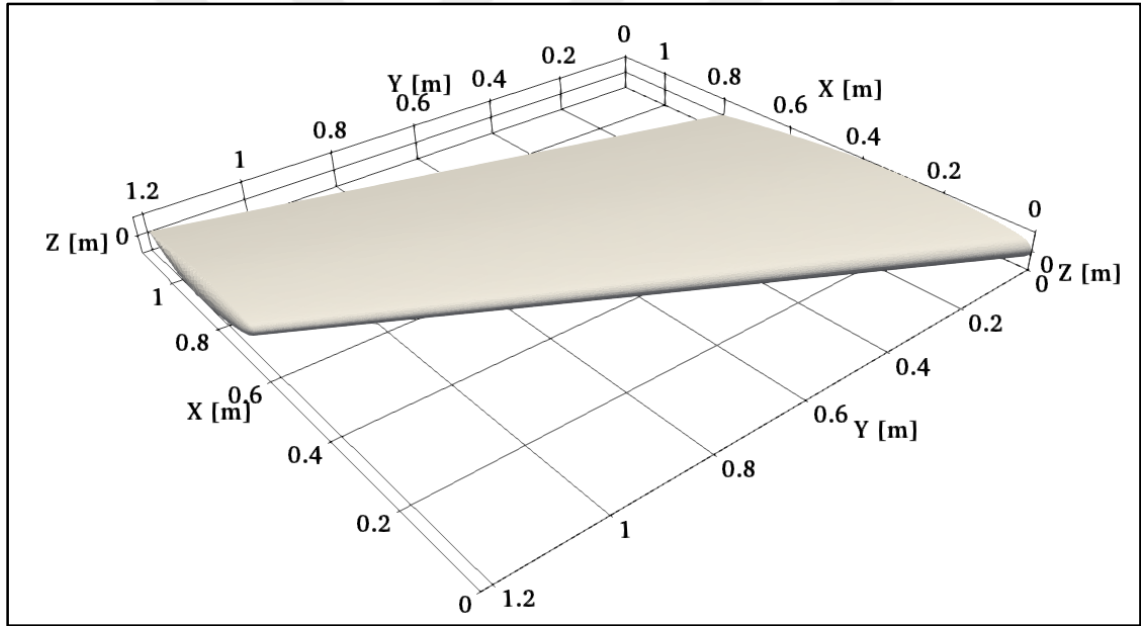
Şekil 3.3. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin üstten görünümü [30]



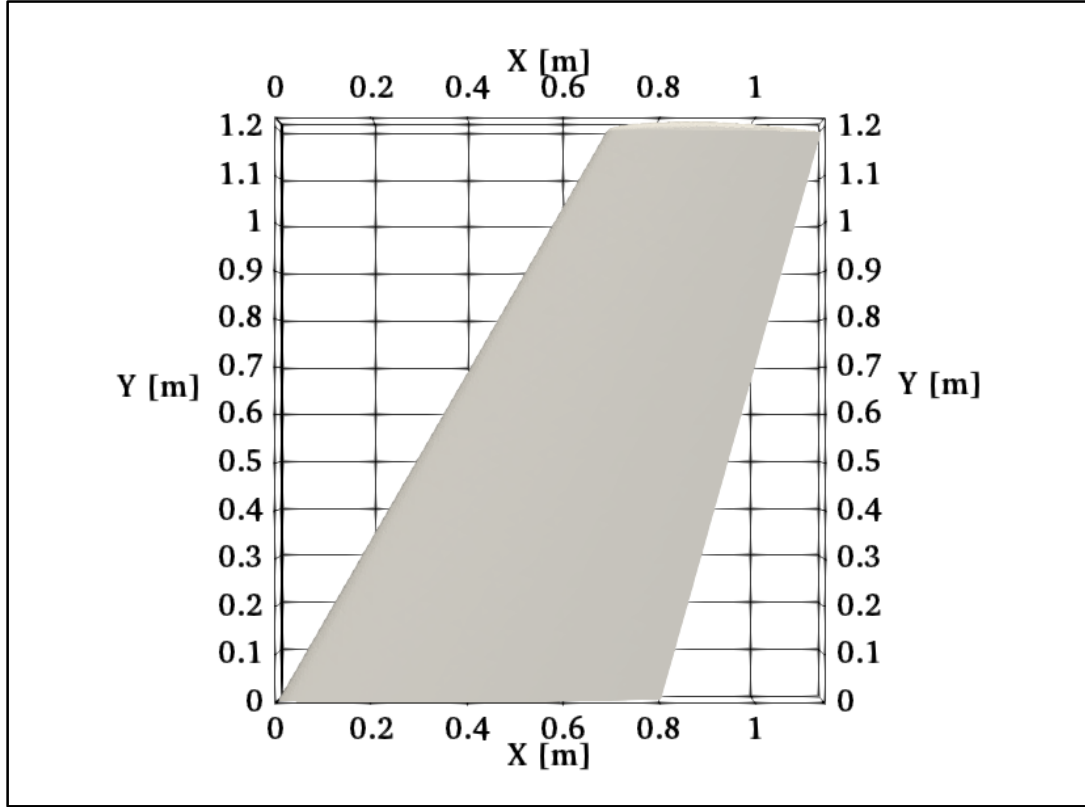
Şekil 3.4. Viskoz problemde kullanılan kanat geometrisinin önden görünümü [30]

3.3. Viskoz Olmayan Problemde Kullanılan Kanat Geometrisi

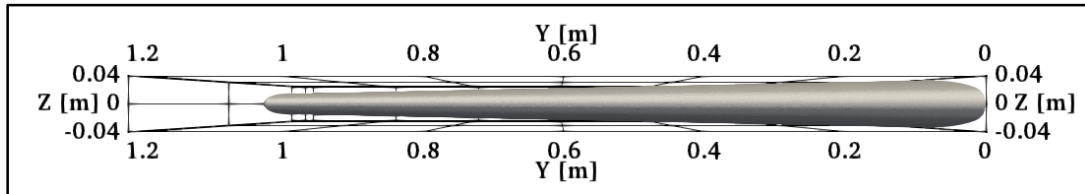
Viskoz olmayan optimizasyon probleminde Onera M6 kanat geometrisi kullanılmıştır [33].



Şekil 3.5. Onera M6 kanat geometrisinin çapraz açıdan görünümü [33]



Şekil 3.6. Onera M6 kanat geometrisinin üstten görünümü [33]



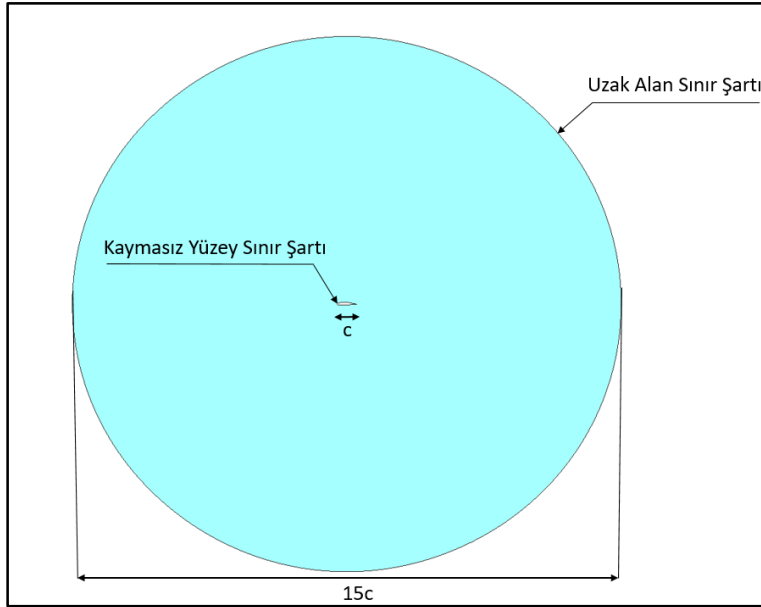
Şekil 3.7. Onera M6 kanat geometrisinin önden görünümü [33]

3.4. Çözüm Alanı ve Sınır Şartları

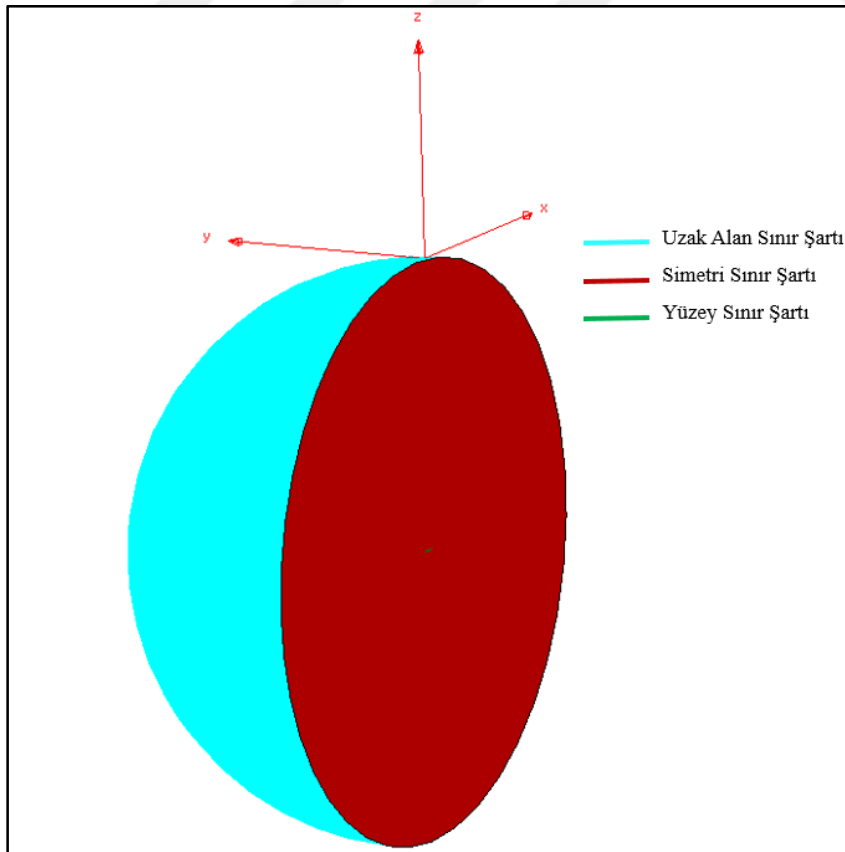
HAD analizi çözümlerinde O tipi çözüm ağı kullanılmıştır. Çözüm alanı çapı sınır şartlarının birbirinden etkilenmesine neden olmamak adına kanat profili ve kanat geometrisi referans uzunluklarının 15 katı olacak şekilde belirlenmiştir.

İki boyutlu ve üç boyutlu HAD analizlerinde kullanılmış çözüm alanı sınır şartları sırasıyla Şekil 3.8 ve Şekil 3.9'deki gibi tanımlanmıştır. Temel eğitim uçağı için gerçekleştirilmiş tasarım optimizasyonu çalışmalarında kanat profili ve kanat geometrisi için kaymasız yüzey

sınır şartı tanımlanmışken, Onera M6 kanat geometrisinin tasarım optimizasyonu çalışmasında kanat geometrisi için kaymalı yüzey sınır şartı tanımlanmıştır.



Şekil 3.8. İki Boyutlu HAD analizlerinde tanımlanan sınır şartları



Şekil 3.9. Üç Boyutlu HAD analizlerinde tanımlanan sınır şartları

3.5. Çalışmanın Motivasyonu

Bu çalışmayı gerçekleştirmedeki motivasyon kaynakları şunlardır:

- Gradyan tabanlı çok noktalı eniyileme yönteminin ne kadar etkili olduğunu gözlemlemek
- Gradyan tabanlı çok noktalı optimizasyon yöntemi iyi bir başlangıç noktası kullanıldığında ne kadar etkili olduğunu gözlemlemek
- Kanat profili optimizasyonu ile hava aracının performansını iyileştirmek
- Kanat burulma açısı optimizasyonu ile hava aracının performansını iyileştirmek
- Açık kaynak kodlu SU2 yazılımı ile ticari lisans probleminden bağımsız bir şekilde adjoint tabanlı aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirebilmek

Optimizasyon çalışması ile hava aracında aşağıdaki performans özelliklerinde iyileşme amaçlanmaktadır:

- Daha yüksek maksimum taşıma katsayısı
- Maksimum taşıma katsayısındaki artıştan dolayı perdövites hızında azalma
- Daha yüksek taşıma / sürüklenme oranı
- Taşıma / sürüklenme oranındaki artıştan dolayı yakıt tüketiminde azalma
- Taşıma / sürüklenme oranındaki artıştan dolayı tırmanma, süzülme gibi manevra performanslarında artış
- Kanat geometrisi üzerinde eliptik taşıma dağılımını sağlamak



4. GEOMETRİ TANIMLAMADA KULLANILAN YÖNTEMLER

4.1. Giriş

Bu bölümde, eniyileme çalışmasında geometriler üzerinde deformasyon gerçekleştirilebilmesi için kullanılan geometrinin parametrik olarak tanımlanmasını sağlayan yöntemler açıklanmıştır. İki boyutlu kanat profilinin tanımlanmasında Hicks-Henne tümsek fonksiyonları, üç boyutlu kanat geometrisinin tanımlanmasında serbest şekil deformasyonu kutusu (FFD Box) yöntemleri kullanılmıştır.

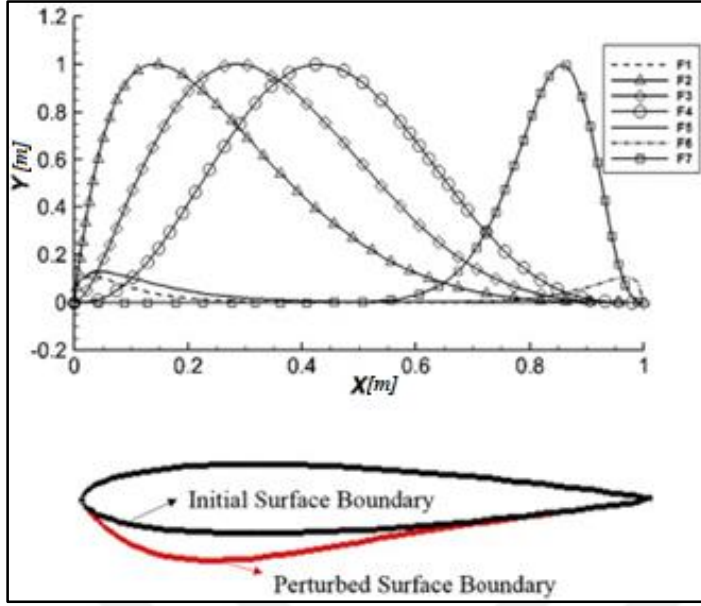
4.2. Hicks - Henne Tümsek Fonksiyonları

Hicks ve Henne temel geometri üzerinde bir takım tümsek fonksiyonların lineer kombinasyonu ile deformasyon sağlayabilecek analitik bir yaklaşım geliştirmişlerdir. İki boyutlu geometriler için kullanılan tümsek fonksiyonları aşağıdaki gibidir:

$$y = y_{baseline} + \sum_{i=1}^n b_i(x) \quad (4.1)$$

$$b_i(x) = [a_i \sin(\pi x^{\frac{\log 0.5}{\log h_i}})]^{t_i}, \quad 0 \leq x \leq 1 \quad (4.2)$$

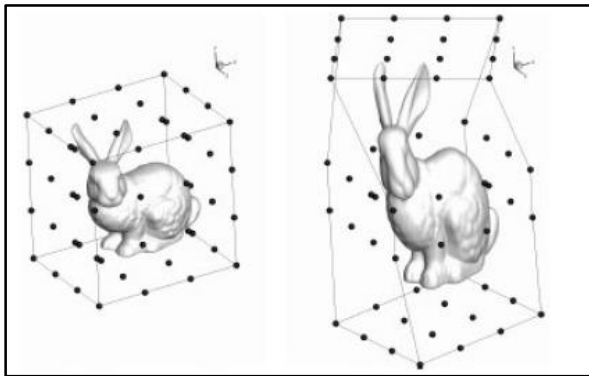
Tümsek fonksiyonlarının sayısı n simgesi, ağırlık faktörü görevi gören tümsek genliği a_i simgesi, tümseğin maksimum yüksekliği h_i simgesi, tümseğin maksimum genişliği t_i simgesi ile ifade edilmektedir. $b_i(x)$ tanımlanan tümsek fonksiyonunu ifade etmektedir. a_i katsayılarının tamamının sıfır olması başlangıç geometrisinin korunması anlamına gelir. Yukarıdaki denklemlerde tümsek fonksiyonları, tümsek genliği, maksimum tümsek yüksekliği ve maksimum tümsek genişliği olmak üzere üç parametre ile tanımlanmıştır. Tümsek genliği, tasarım değişkeni olarak çalışmaktadır ve eniyileme çalışması boyunca değişkenlik gösterir. Maksimum tümsek yüksekliği ve maksimum tümsek genişliği ise eniyileme sürecinden önce tanımlanır ve eniyileme döngüsü süresince sabit tutulur. Bu çalışmada maksimum tümsek yüksekliği ve maksimum tümsek genişliği için SU2 yazılımının kaynak kodunda yer alan varsayılan değerler kullanıldı.



Şekil 4.1. Hicks - Henne tümsek fonksiyonları ve kanat profili üzerindeki etkisi [34]

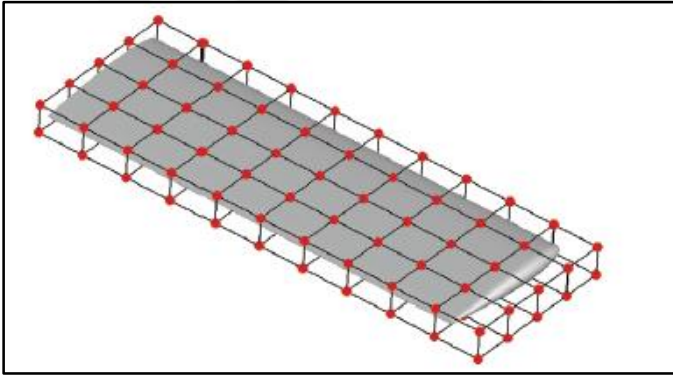
4.3. Serbest Şekil Deformasyonu (FFD Box) Kutusu Yöntemi

Serbest şekil deformasyonu yöntemi ilk kez Sederberg ve Parry tarafından önerilmiştir [35]. Serbest şekil deformasyonu günümüzde aerodinamik tasarım optimizasyonu çalışmalarında oldukça popüler bir konumdadır [36]. Deformasyon kutusu ile oldukça fazla miktarda çözüm ağı hücresi kapsanabildiğinden, serbest şekil deformasyonu yönteminin HAD analizi tabanlı eniyileme çalışmaları için elverişli olduğu gözlemlenmiştir [37]. Bu metodun karmaşık geometrilerin parametrik hale getirilmesinde de oldukça etkili olduğu görülmüştür. Aerodinamik ve yapısal analizlerin beraber bulunduğu eniyileme çalışmalarında da kullanılmıştır [38].



Şekil 4.2. Örnek bir serbest şekil deformasyonu yönteminin uygulaması [38]

Başlangıç geometrisi, çözüm ağı elemanlarının haritalandığı bir kontrol hacmi içerisine alınır [38]. Kontrol noktaları bu hacmin yüzeyleri boyunca tanımlanır. Bu kontrol noktalarının konum değişimi bölgesel ve geniş çaplı değişkenleri kontrol eder. Bölgesel deformasyonların yayılımını kontrol noktalarının bölgesel yoğunluğu belirler [39]. Modelin uygulanması iki şekilde gerçekleşmektedir. Bitişik veya deformasyona uğramayan bölgelerdeki türev sürekliliği sağlanarak model uygulanır ya da hiyerarşik olarak ek kontrol noktaları ile küçük çözüm ağları yerleştirilir [40]. Bu yaklaşımın formülleştirilmesi optimizasyon sürecini dolaylı olarak sabit topolojiye zorlamaktadır [36]. Diğer bir deyişle, serbest şekil deformasyonu kutusuna yerleştirilmiş geometri hacim içerisindeki sürekliliğin sağlanması gerektiğinden dolayı parçalara bölünemez.



Şekil 4.3. Kontrol noktaları ile oluşturulmuş örnek serbest şekil deformasyonu kutusu [41]

Bu çalışmada serbest şekil deformasyonu karıştırma fonksiyonu olarak Bezier eğrileri kullanılmıştır. Parametrik hale getirilmiş Bezier hacmi aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir:

$$X(\xi, \eta, \zeta) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_i^l(\xi) B_j^m(\eta) B_k^n(\zeta) \quad (4.3)$$

L, m, ve n parametreleri serbest şekil deformasyonu karıştırma fonksiyonunun derecelerini ifade etmektedir. ξ , η ve ζ sembolleri parametrik koordinatlar, $P_{i,j,k}$ ise kontrol noktalarının kartezyen koordinatlarıdır. X parametresi Bezier hacmi içerisinde farklı parametrik değerlere karşılık gelen kartezyen koordinatları ifade etmektedir. b_i, b_j, b_k ise aşağıdaki Bernstein polinomlarıdır.

$$\begin{cases} B_i^l(\xi) = \frac{l!}{i!(l-i)!} \xi^i (1-\xi)^{l-i} \\ B_j^m(\eta) = \frac{m!}{j!(m-j)!} \eta^j (1-\eta)^{m-j} \\ B_k^n(\zeta) = \frac{n!}{k!(n-k)!} \zeta^k (1-\zeta)^{n-k} \end{cases} \quad (4.4)$$

Serbest şekil deformasyonu kutusu üzerindeki kontrol noktaları, eniyileme döngüsündeki tasarım değişkenleridir. Kontrol noktalarının sayısı Bernstein polinomlarının derecelerine bağlıdır. Kontrol noktaları serbest şekil deformasyonu kutusu üzerinde eşit aralıklarla konumlanır. Aksi takdirde kontrol noktalarının başlangıç konumundaki pozisyonları ile kutu içerisine yerleştirilmiş geometrinin başlangıçtaki şekli elde edilemez.

Serbest şekil deformasyonu numerik olarak üç adımda uygulanmaktadır. İlk adım, kutu içerisine yerleştirilen geometri için fiziksel uzaydan parametrik uzaya haritalama işlemi gerçekleştirilmesidir. Yüzey çözüm ağı elemanlarının köşe noktalarının parametrik koordinatları tanımlanır ve eniyileme döngüsü boyunca değiştirilmez. Bu haritalama işlemi sadece bir kez gerçekleştirilir. İkinci adım olarak, serbest şekil deformasyonu kutusunun ve içerisine yerleştirilmiş geometrinin deforme edilmesi için kontrol noktalarının konumları değiştirilir. Son adımda serbest şekil deformasyonu kutusu deforme edildikten sonra kutu içerisine yerleştirilmiş geometrinin fiziksel uzay içindeki yeni kartezyen koordinatları cebirsel olarak hesaplanır.

Serbest şekil deformasyonu yönteminin gradyan tabanlı optimizasyon çalışmalarında kullanılmasının en büyük avantajlarından biri geometrik türevlerin analitik olarak hesaplanabilmesidir [38]. Bu durum optimizasyon döngüsünün verimini ve kesinliğini artırmaktadır.

5. HAD ANALİZLERİ ÇALIŞMA YÖNTEMİ

5.1. Giriş

Bu başlıkta, HAD analizlerinin gerçekleştirilmesinde kullanılan matematiksel model denklemleri, kabuller, çözüm ağı oluşturma şekli ve sınır şartları açıklanmıştır.

5.2. HAD Model Denklemleri

HAD analizlerinin gerçekleştirilmesinde SU2 yazılımının HAD çözücüsü kullanılmıştır. İki ve üç boyutlu HAD analizlerinin tamamında akış kararlı (zamandan bağımsız) kabul edilmiştir ve yoğunluk tabanlı sıkıştırılabilir Ortalamalı Reynolds Navier – Stokes (RANS) ve EULER denklemleri kullanılarak modellenmiştir. HAD analizlerinde kullanılan temel korunum denklemleri aşağıda gösterilmiştir. Bu denklemler boyutsuzlaştırılmış kısmi diferansiyel denklemler halinde ifade edilmiştir.

5.2.1. RANS HAD model denklemleri

Korunum denklemleri

RANS HAD modeli ile gerçekleştirilen çözümlerde kullanılan sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemleri Denklem 5.1.'de diferansiyel formda gösterilmiştir.

$$\frac{\delta U}{\delta t} + \nabla \cdot \bar{F}^c(U) - \nabla \cdot \bar{F}^v(U, \nabla U) = 0 \quad (5.1)$$

U terimi değişkenleri ifade etmektedir.

$$U = \{\rho, \rho \bar{v}, \rho E\}^T \quad (5.2)$$

$$\bar{v} = \{u, v, w\}^T \quad (5.3)$$

$$E = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \quad (5.4)$$

ρ terimi yoğunluğu, $\bar{v}$ kartezyen koordinatlardaki hızları, E birim kütledeki toplam enerjiyi, e akışkanın iç enerjisini ifade etmektedir. Toplam enerjinin hesaplanmasında potansiyel enerji etkileri ihmal edilmiştir. İki boyutlu gerçekleştirilen çalışmalarda z kartezyen eksenine ait terimler bulunmamaktadır. Termodinamiğin birinci yasası enerjinin vardan yok, yoktan var edilemeyeceğini ve ancak dönüştürülebileceğini ifade eder [44]. Bu durum kapalı bir sistem içerisindeki toplam enerjinin korunması anlamına gelir. Konvektif ve viskoz akı terimleri sırasıyla Denklem 5.5. ve Denklem 5.6.'da gösterilmiştir.

$$\bar{F}^c = \begin{Bmatrix} \rho \bar{v} \\ \rho \bar{v} \times \bar{v} + \bar{I}p \\ \rho E \bar{v} + p \bar{v} \end{Bmatrix} \quad (5.5)$$

$$\bar{F}^v = \begin{Bmatrix} \dot{\bar{\tau}} \\ \bar{\tau} \cdot \bar{v} + \kappa \nabla T \end{Bmatrix} \quad (5.6)$$

p terimi static basıncı, $\bar{\tau}$ terimi viskoz gerilim tensörünü, T terimi sıcaklığı, κ terimi termal iletkenliği, μ terimi dinamik ve türbülanslı olmak üzere toplam viskoziteyi ifade etmektedir. Viskoz gerilim tensörü Denklem 5.7.'de vektörel formda gösterilmiştir.

$$\bar{\tau} = \mu(\nabla \bar{v} + \nabla \bar{v}^T) - \mu \frac{2}{3} \bar{I} (\nabla \cdot \bar{v}) \quad (5.7)$$

$$\mu = \mu_a + \mu_t \quad (5.8)$$

Newton akışkan, akışkan elemanları üzerine uygulanan kayma gerilimi ile oluşan deformasyon hızı doğrusal olan akışkanlardır [42]. Aerodinamik problemlerin birçoğunda akışkanlar Newton akışkan olarak kabul edilmektedir [43]. Bu çalışmada da akışkan Newton akışkan olarak kabul edilmiştir.

Hal denklemi

Akış alanındaki toplam bilinmeyen değişken sayısı korunum denklemlerinin toplam sayısından bir adet fazla olduğundan dolayı ek bir denkleme daha ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmada da HAD çalışmalarının çoğunda olduğu gibi gaz mükemmel gaz olarak kabul edilmiştir.

$$p = \rho RT \quad (5.9)$$

Denklem setine eklenen yeni bilinmeyen T parametresi sıcaklığı ifade etmektedir. Son olarak denklem – bilinmeyen sayısının eşitlenebilmesi için kalorik mükemmel gaz denklemi kullanılır.

$$e = c_v T \quad (5.10)$$

Mach sayısı ve ses hızı

Aşağıda mükemmel gaz için ses hızı ve Mach sayısı denklemleri gösterilmiştir.

$$a = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}} \quad (5.11)$$

$$M_\infty = \frac{V}{a} \quad (5.12)$$

5.2.2. EULER HAD model denklemleri

Euler denklemleri kullanılarak viskoz etkiler olmadan gerçekleştirilen HAD analizlerinde viskoz etkilere bağlı parametreler ve türbülans modeli yer almamaktadır. Kanat geometrisi kaymalı sınır şartı olarak tanımlanır [45]. Özellikle ses ötesi akış bölgesinde EULER denklemleri ile HAD analizleri gerçekleştirmek zaman açısından oldukça avantajlı olup doğruluğu da RANS denklemleri ile çözümü gerçekleştirilen HAD analiz sonuçlarına basınç kaynaklı sonuçlar açısından oldukça yakındır. Bu sebeple aerodinamik tasarım çalışmalarında sıkça kullanılmaktadır [46,47].

Korunum denklemleri

Sıkıştırılabilir EULER denklemleri sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemlerinden viskozite ve termal iletkenlik terimlerinin çıkartılması ile elde edilir. Sıkıştırılabilir EULER denklemleri Denklem 5.5.'te diferansiyel form halinde gösterilmiştir.

$$\frac{\delta U}{\delta t} + \nabla \cdot \bar{F}^c(U) = 0 \quad (5.13)$$

$$U = \{\rho, \rho \bar{v}, \rho E\}^T \quad (5.14)$$

$$\bar{v} = \{u, v, w\}^T \quad (5.15)$$

$$E = e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \quad (5.16)$$

$$\bar{F}^c = \begin{pmatrix} \rho \bar{v} \\ \rho \bar{v} \times \bar{v} + \bar{I} p \\ \rho E \bar{v} + p \bar{v} \end{pmatrix} \quad (5.17)$$

5.3. Türbülans Modeli

Bu çalışmada Spalart Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. Spalart Allmaras türbülans modeli tek bir taşınım denklemine sahiptir [48]. Bu model özellikle ters basınç gradyanına sahip duvar sınır şartları için tasarlanmıştır. Bu nedenle aerodinamik problemlerin çözümünde oldukça etkilidir. Ayrıca tek bir taşınım denklemine sahip olduğundan hesaplama süresi açısından da oldukça avantajlıdır ve daha fazla taşınım denklemi içeren türbülans modellerine göre daha stabildir [49]. Bu model kinematik viskozite probleminin çözümünde viskozitenin sınır tabaka etkisinin yoğun olduğu düşük Reynolds sayılı akış bölgelerinde de etkilidir ($y^+ \sim 1$). Bu türbülans modelinin dezavantajı akışın yüzeyden ayrıldıktan sonra yüzeye tekrar bağlanma noktalarını çözmekte diğer türbülans modellerine göre zayıf kalmaktadır. Spalart-Allmaras türbülans modeli taşınım denklemi Denklem 5.18'de gösterilmiştir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \hat{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \hat{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\hat{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \left(\frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (5.18)$$

$\hat{v}$ terimi türbülanslı kinematik viskoziteyi, G_v terimi türbülanslı viskozite üretimini, Y_v terimi imha edilen türbülanslı viskoziteyi ifade etmektedir.

Türbülanslı viskozite terimi şu şekilde ifade edilir:

$$\mu_t = \rho \hat{v} f_{v_1} \quad (5.19)$$

f_{v_1} viskoz sönümlerme fonksiyonudur.

$$f_{v_1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v_1}^3} \quad (5.20)$$

$$X = \frac{\hat{v}}{v} \quad (5.21)$$

v terimi moleküler kinematik viskoziteyi ifade etmektedir.

$$G_v = C_{b_1} \rho \hat{S} \hat{v} \quad (5.22)$$

$$\hat{S} = S + \frac{\hat{v}}{\mathcal{K}^2 d^2} f_{v_2} \quad (5.23)$$

$$f_{v_2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{v_1}} \quad (5.24)$$

C_{b_1} ve $\mathcal{K}$ katsayılar olup, d duvar sınır şartından uzaklığı ifade ederken S deformasyon tensörünün skaler ölçüsünü ifade etmektedir. S terimi vortisite büyüklüğüne bağlıdır.

$$Y_v = C_{w_1} \rho f_w \left(\frac{\hat{v}}{d} \right)^2 \quad (5.25)$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w_3}^6}{g^6 + C_{w_3}^6} \right]^{1/6} \quad (5.26)$$

$$g = r + C_{w_2} (r^6 - r) \quad (5.27)$$

$$r = \frac{\hat{v}}{\hat{S} \mathcal{K}^2 d^2} \quad (5.28)$$

Çizelge 5.1. Spalart-Allmaras türbülans modeli denkleminde yer alan katsayılar

C_{b_1}	C_{b_2}	$\mathcal{K}$	$\sigma_{\hat{v}}$	C_{w_3}	C_{v_1}	C_{w_2}
0,1355	0,622	0,41	2/3	2,0	7,1	0,3

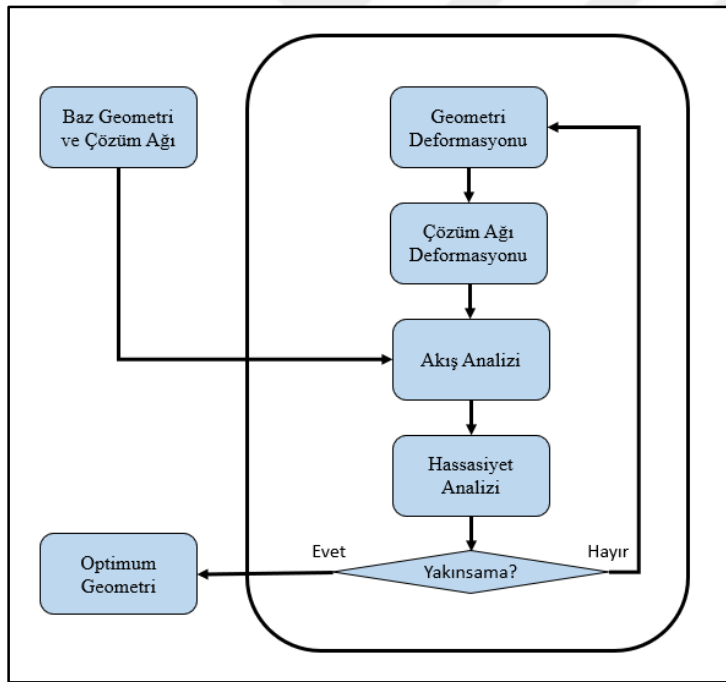
$$C_{w_1} = \frac{C_{b_1}}{\mathcal{K}^2} + \frac{(1 + C_{b_2})}{\sigma_{\hat{v}}} \quad (5.29)$$

5.4. Ayırıklaştırma Metotları

Sayısal konvektif şemalar çözüm ağındaki yüzeylerin konvektif akılarının sonlu hacimler yöntemi ile ayırıklaştırılmasında kullanılır. Sayısal şemalar temelde mezkezi veya akış yönünde (upwind) olmak üzere ikiye ayrılır. Merkezi sayısal şemalardan JST (Jameson – Schmidt – Turkel) 1981 yılında yayımlanmıştır [50]. JST ayırıklaştırma metodu yayılım terimlerini her bir bölgesel zaman adımında ayrı bir filtre ile tanımlamaktadır. Yayılım terimlerinin büyüklüğü bölgesel basınç gradyanlarına adapte edilmiştir. Yayılım terimleri ikinci ve dördüncü dereceden olmak üzere ikiye ayrılmış bir şekilde hesaplanmaktadır. İkinci derece yayılım terimi şok dalgası kaynaklı salınımları basınç tabanlı olmak üzere sönümler [51]. Dördüncü derece yayılım terimi ise düzgün bölgelerdeki yayılmanın korunmasını sağlar [51]. JST ayırıklaştırma yöntemi diğer ayırıklaştırma yöntemlerine göre daha yüksek CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) sayılarında dahi stabil bir çözüm sunabilmesi ile daha gürbüz bir ayırıklaştırma yöntemidir. Bu ayırıklaştırma yönteminin dezavantajı düşük Reynolds sayılarında viskoz sürüklenme etkilerini hesaplamada yetersiz kalmasıdır.

6. OPTİMİZASYON DÖNGÜSÜ

Döngünün ilk adımı başlangıç koşulunda HAD analizinin gerçekleştirilmesidir. Başlangıç koşulunda gerçekleştirilen HAD analizi sonuçları kullanılarak adjoint çözüm gerçekleştirilerek gradyan tabanlı eniyileme algoritmasında girdi olacak tasarım değişkenlerinin gradyan değerleri elde edilir. Amaç ve kısıt fonksiyonları doğrultusunda tasarım değişkenlerinin gradyan değerleri de kullanılarak eniyileme algoritması ile tasarım değişkenlerinin yeni konumları hesaplanır. Ardından geometri ve çözüm ağı deformasyonu gerçekleştirilir. Yeni oluşturulmuş geometri kullanılarak tekrar HAD analizi gerçekleştirilmesi ile amaç ve kısıt fonksiyonları kontrol edilir. Elde edilen geometri kısıt fonksiyonlarını sağlaması şartı ile amaç fonksiyonu değeri tasarım adımları arasında istenen mertebede yakınsayana kadar eniyileme döngüsü devam eder. Bu döngü şematik olarak Şekil 6.1’de gösterilmiştir.



Şekil 6.1. SU2 optimizasyon döngüsü [52]

6.1. SLSQP Eniyileme Algoritması

Bir optimizasyon probleminin çözümü gerçel bir fonksiyonun minimum veya maksimum değerine ulaştıracak fonksiyon değişkenlerinin hesaplanmasıyla gerçekleştirilir. Bu işlem birçok farklı metot ile gerçekleştirilebilmektedir. Optimizasyon metotları temelde gradyan

tabanlı ve gradyan tabanlı olmayan algoritmalar olarak ikiye ayrılmaktadır. Optimizasyon algoritmasının seçimi, optimizasyon probleminin en optimum çözümü için oldukça önem arz etmektedir. Praveen, yaptığı kanat profili optimizasyonu çalışmasında gradyan tabanlı optimizasyon algoritmalarını karşılaştırmıştır. Çalışması sonucunda SQP yöntemi ile en iyi sonuca ulaşmıştır [53]. Bu sebeple bu çalışmada da optimizasyon probleminin çözümünde Scipy kütüphanesinde erişime açık olan gradyan tabanlı SLSQP (Sequential Least Squares Quadratic Programming) algoritması kullanılmıştır [54].

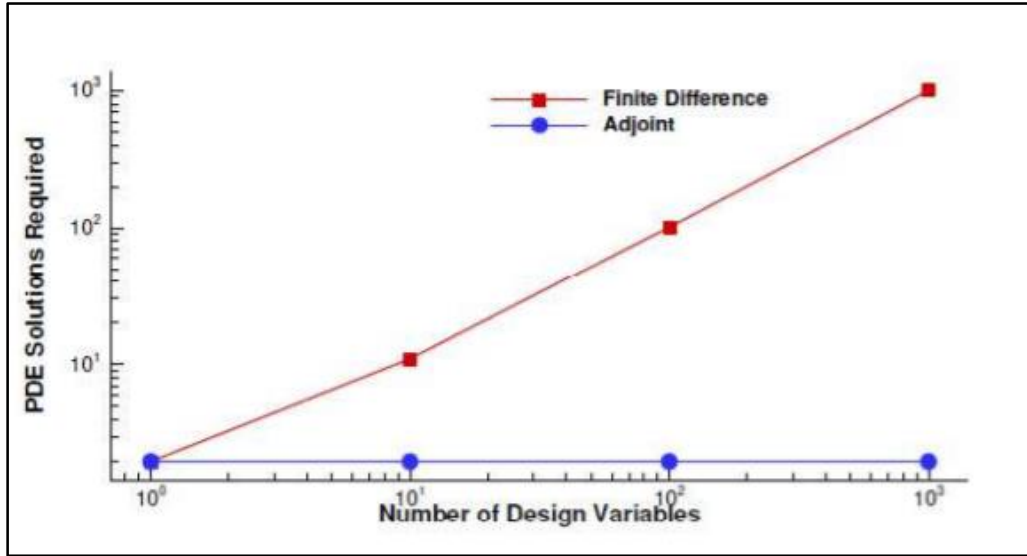
SLSQP tekrarlamalı ve doğrusal olmayan kısıtlamalı optimizasyon problemlerinin çözümünde kullanılan bir algoritmadır. SLSQP algoritması bir dizi optimizasyon alt problemlerinin çözümünü sağlar. Bu alt problemlerin her biri kısıt fonksiyonlarının doğrusallaştırılması ile amaç fonksiyonunun optimizasyonunu sağlar. Eğer problem kısıtlamasız ise çözüm algoritması Newton yöntemine dönüşmektedir [55].

6.2. Adjoint Yöntemi

Bu çalışmada optimizasyon sürecinde amaç ve kısıt fonksiyonlarının tasarım değişkenlerine göre değişiminin yani türevinin hesaplanması için adjoint yöntemi kullanılmıştır. Amaç ve kısıt fonksiyonlarına örnek olarak taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve moment katsayısı verilebilir. Aşağıdaki denklemde I ilgili amaç veya kısıt fonksiyonunu temsil ederken, X tasarım değişkenlerini temsil etmektedir. U ise akış değişkenlerini ifade etmektedir [56].

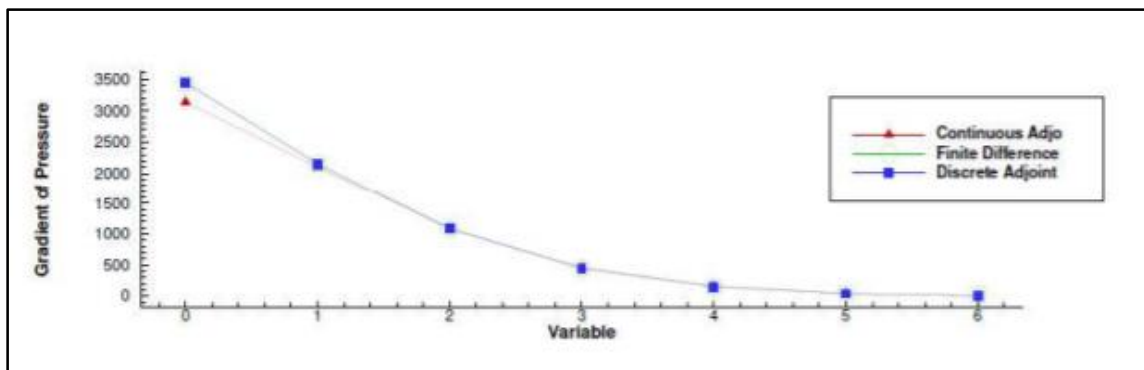
$$\frac{dI(\alpha, U(\alpha))}{dX} = \frac{\partial I}{\partial X} + \frac{\partial I}{\partial U} \frac{dU}{dX} \quad (6.1)$$

Geometride gerçekleşecek bir değişikliğin tüm akış hacmindeki değişkenlerde değişikliğe yol açacağından akış değişkenlerinin tasarım değişkenlerine göre değişiminin hesaplanması oldukça zordur. Bu değişimin hesaplanabilmesi için her bir tasarım değişkeninin değişikliği için akışın yeniden çözülmesi gereklidir. Adjoint yöntem akışın tekrar çözümünü gerçekleştirmeye gerek kalmadan hassasiyetlerin hesaplanmasını sağlamaktadır. Bu sayede sonlu farklar yöntemine kıyasla zaman açısından oldukça avantajlıdır [56]. Sonlu farklar ve adjoint yönteminin tasarım değişkeni sayısına göre hesaplama sürelerini gösteren çalışma Dr. Kline tarafından gerçekleştirilmiştir ve Şekil 6.2’de gösterilmiştir [56].

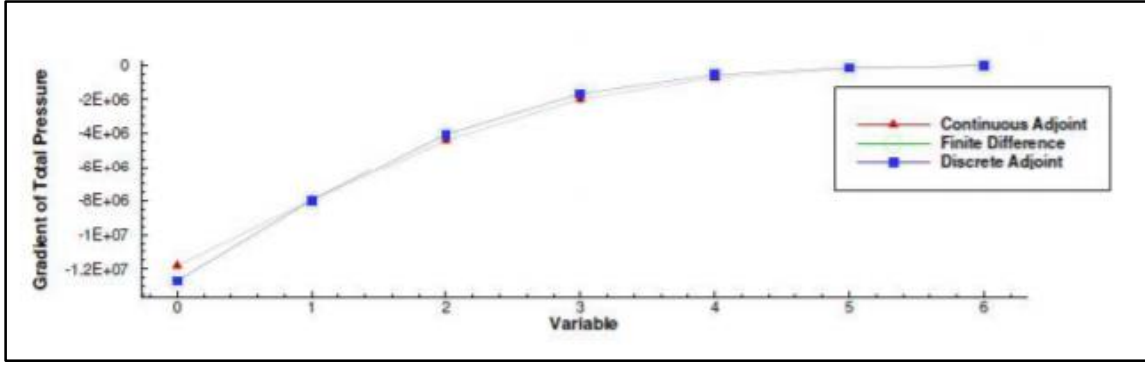


Şekil 6.2. Adjoint ve sonlu farklar yöntemleri için tasarım değişkeni sayısına göre gereken çözüm sayısı [56]

Adjoint yöntemi kendi içerisinde sürekli ve ayrık olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Sürekli adjoint yönteminde adjoint denklemleri korunum denklemlerinden analitik olarak elde edilip sonrasında ayrıklaştırılır. Ayrık adjoint yönteminde ise adjoint denklemleri ayrıklaştırılmış korunum denklemlerinden direkt olarak elde edilir. Sürekli adjoint yöntemi ayrıklaştırma yöntemine göre farklılık gösterebildiğinden optimizasyon sürecini olumsuz etkileme ihtimali mevcuttur. Ayrıca, ayrık adjoint yöntemi sürekli adjoint yöntemine göre daha kolay yakınsayabilmektedir [57]. Ayrık adjoint yöntemi ile elde edilen gradyanlar sonlu farklar yöntemi ile elde edilen gradyanlara sürekli adjoint yöntemini ile elde edilen gradyanlara göre daha yakındır [56].



Şekil 6.3. Ortalama statik basınç gradyanlarının karşılaştırması [56]



Şekil 6.4. Ortalama toplam basınç gradyanlarının karşılaştırması [56]

Ayrık adjoint yönteminde dU/dX terimini elimine edebilmek için HAD analizinin kalıntıların türevleri kullanılır. Yakınsamış bir akış çözümü için kalıntıların tasarım değişkenlerine göre değişimi sıfır olarak kabul edilir. Adjoint yöntemi kullanılan çalışmalarda akış çözümünün olabildiğince yakınsamış olması yani kalıntıların olabildiğince düşük olması amaç ve kısıt fonksiyonlarının gradyanlarının doğru hesaplanabilmesi için oldukça önemlidir.

$$\mathbf{R} = 0, \quad \frac{d\mathbf{R}}{d\mathbf{X}} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{U}} \frac{d\mathbf{U}}{d\mathbf{X}} = 0 \quad (6.2)$$

dU/dX terimi yalnız kalırsa:

$$\frac{d\mathbf{U}}{d\mathbf{X}} = - \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{U}} \right]^{-1} \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{X}} \quad (6.3)$$

Yukarıdaki ifade dU/dX için ilk denklemde yerine yazılırsa:

$$\frac{dI}{d\alpha} = \frac{\partial I}{\partial \alpha} - \underbrace{\frac{\partial I}{\partial \mathbf{U}} \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{U}} \right]^{-1} \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \alpha}}_{\lambda} \quad (6.4)$$

λ adjoint vektörünü ifade etmektedir. Adjoint yönteminde aşağıdaki sistem çözülerek adjoint vektör hesaplanır.

$$\left[\frac{\partial R}{\partial U}\right]^T \lambda = -\left[\frac{\partial I}{\partial W}\right]^T \quad (6.5)$$

6.3. Gradyanların Hesaplanması

SU2 optimizasyon döngüsü içerisinde gradyanlar aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x_1} \\ \frac{\partial f}{\partial x_2} \\ \vdots \\ \frac{\partial f}{\partial x_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial s_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial s_m}{\partial x_1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial s_1}{\partial x_n} & \dots & \frac{\partial s_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial s_1} \\ \frac{\partial f}{\partial s_2} \\ \vdots \\ \frac{\partial f}{\partial s_m} \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

Formülde yer alan n tasarım değişkeni sayısını, m yüzey çözüm ağı düğüm noktalarını, f ilgili amaç veya kısıt fonksiyonunu, s geometri üzerindeki her bir çözüm ağı düğüm noktasının yüzey normaline göre lokal yer değişimini ifade etmektedir.

$\partial f/\partial s$ terimi yüzey hassasiyeti olarak adlandırılmaktadır ve ilgili amaç veya kısıt fonksiyonlarının geometri üzerindeki sonsuz küçüklükteki değişikliklere göre değişimini ifade etmektedir. Çözüm ağındaki her bir düğüm noktasının yüzey hassasiyeti tek bir kez adjoint denklemlerinin çözümü ile elde edilir. Her bir amaç veya kısıt fonksiyonu için bir kez adjoint çözüm gerçekleştirilir. Bir adjoint çözümünün süresi genellikle bir akış çözümünün süresine yakındır. $\partial s/\partial x$ terimi Jacobian matrisi olarak adlandırılmaktadır ve geometrik hassasiyeti ifade etmektedir. Jacobian matrisi tasarım değişkenlerinin çözüm ağı düğüm noktaları üzerindeki etkisini hesaplar. Geometrik hassasiyetler sonlu farklar yöntemi ile hesaplanır ve çözümünde korunum denklemleri kullanılmadığından hesaplama süresi ihmal edilebilecek kadar kısadır. $\partial f/\partial x$ terimi gradyanları ifade etmektedir. Gradyanlar geometrik ve yüzey hassasiyetleri arasında gerçekleştirilen iç çarpım ile hesaplanır.



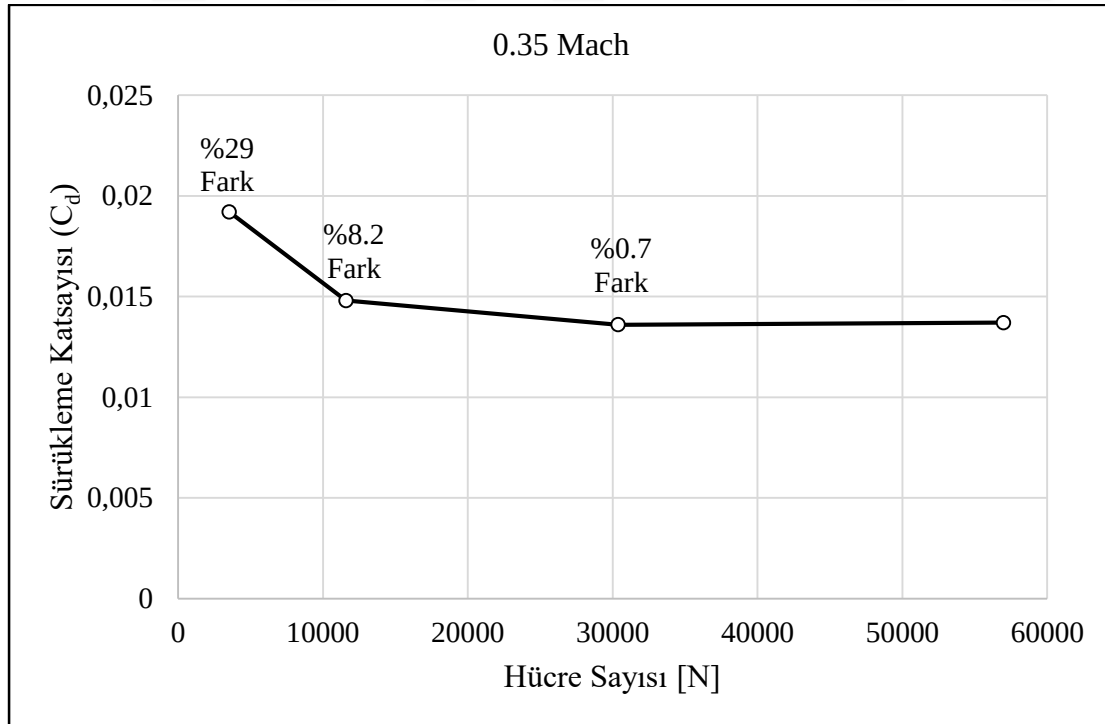
7. HAD MODELİNİN DOĞRULANMASI

7.1. Giriş

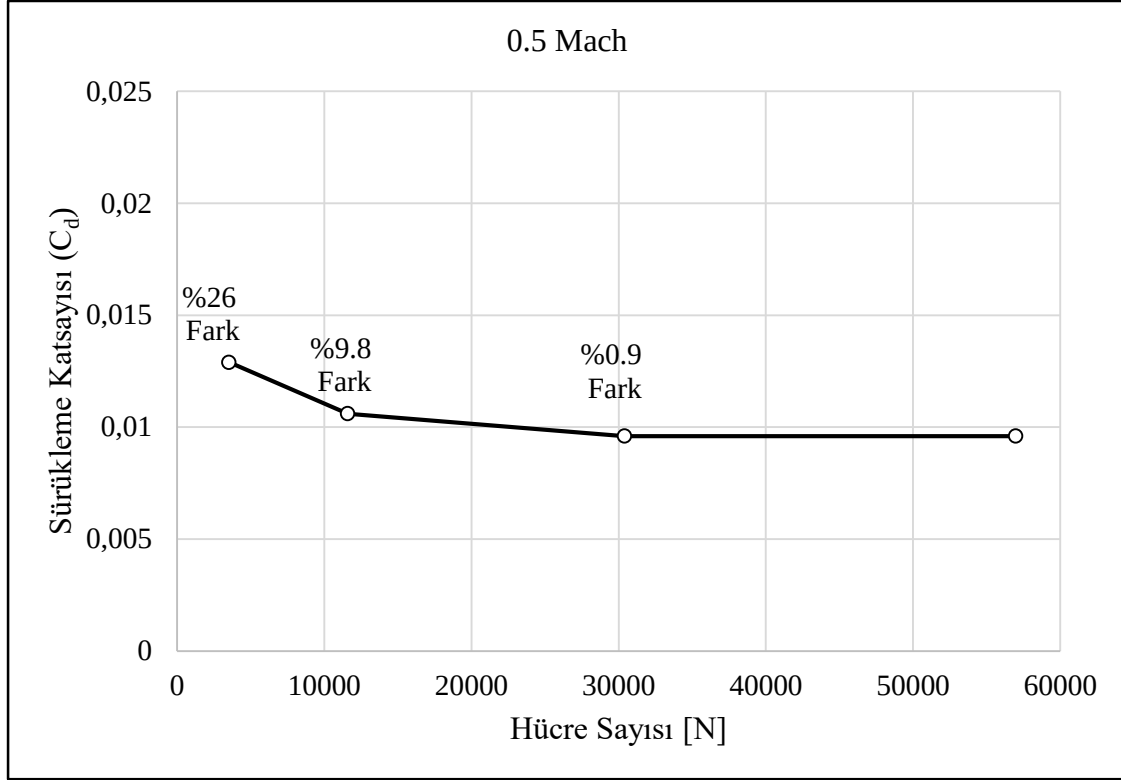
Bu başlıkta optimizasyon çalışmalarında kullanılan geometrilerin çözüm ağından bağımsızlık çalışması ve deney verileri ile kıyası açıklanmıştır. Bu çalışmada çözüm ağları Pointwise yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur [58]. Bu çalışmada kullanılan çözüm ağlarının her biri çözüm ağındaki hücrelerin maksimum çarpıklığı 0,8 değerinden küçük olacak şekilde oluşturulmuştur. Bu çalışmada 32 çekirdekli bir bilgisayar kullanılmıştır.

7.2. İki boyutlu Viskoz Ağ Yapısından Bağımsızlık Çalışması

Bu çalışmada iki boyutlu HAD analizlerinde O tipi yapısal çözüm ağı kullanılmıştır. Oluşturulan bütün çözüm ağlarında y^+ değeri 1'den küçük olacak şekilde sınır tabaka çözüm ağı oluşturulmuştur [59]. Aşağıdaki şekillerde iki boyutlu kanat profili için gerçekleştirilmiş çözüm ağından bağımsızlık çalışması gösterilmiştir.

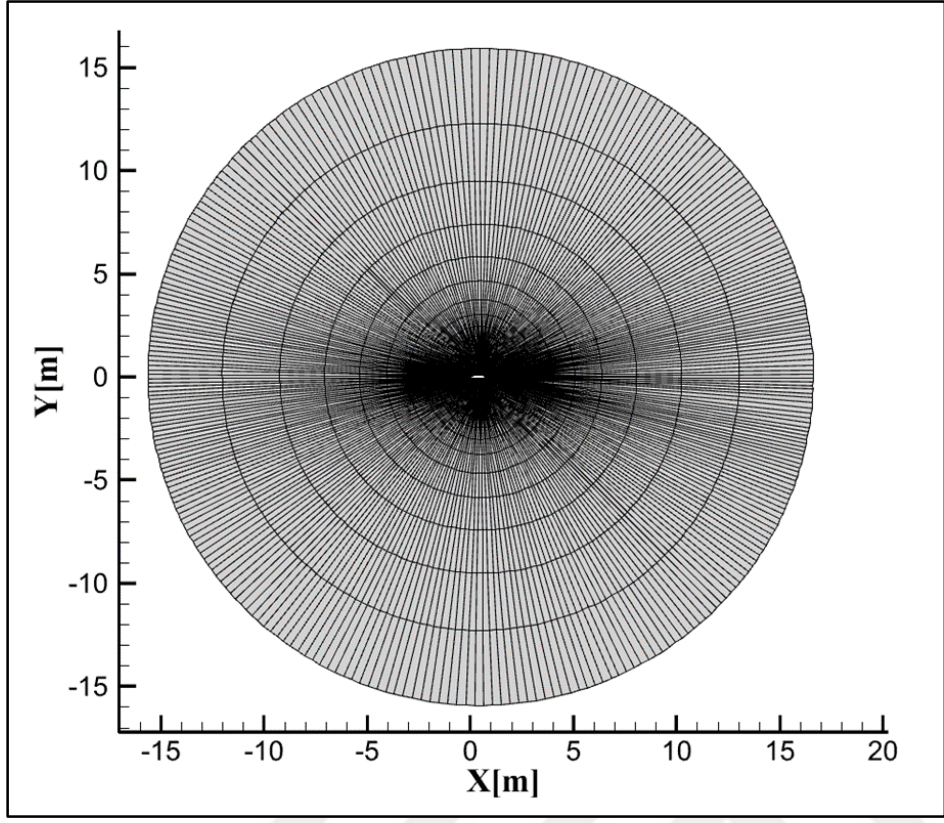


Şekil 7.1. 0,35 Mach sayısında NACA64(2)-415 kanat profili ağ yapısından bağımsızlık çalışması

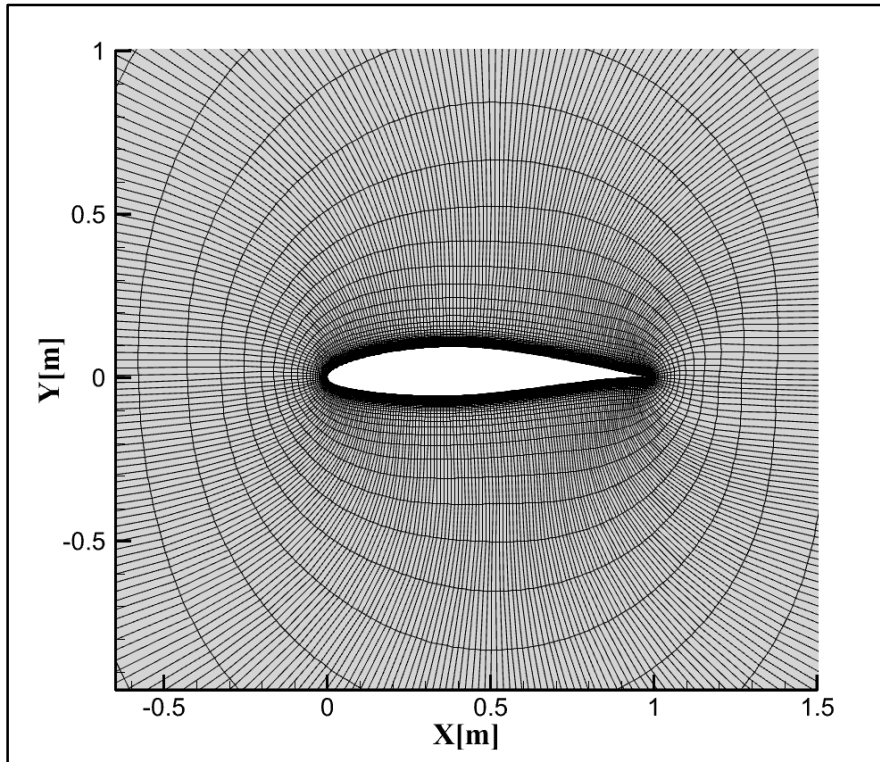


Şekil 7.2. 0,5 Mach sayısında NACA 64(2)-415 kanat profili ağ yapısından bağımsızlık çalışması

Farklı büyüme oranlarına göre alınan sonuçlar neticesinde eniyileme çalışmalarında 1,15 büyüme oranına sahip olan çözüm ağı kullanılmıştır. Kullanılan çözüm ağı Şekil 7.3’de gösterilmiştir. Seçilen çözüm ağı ile gerçekleştirilen bir HAD analizinin yakınsama süresi 6 dakikadır.



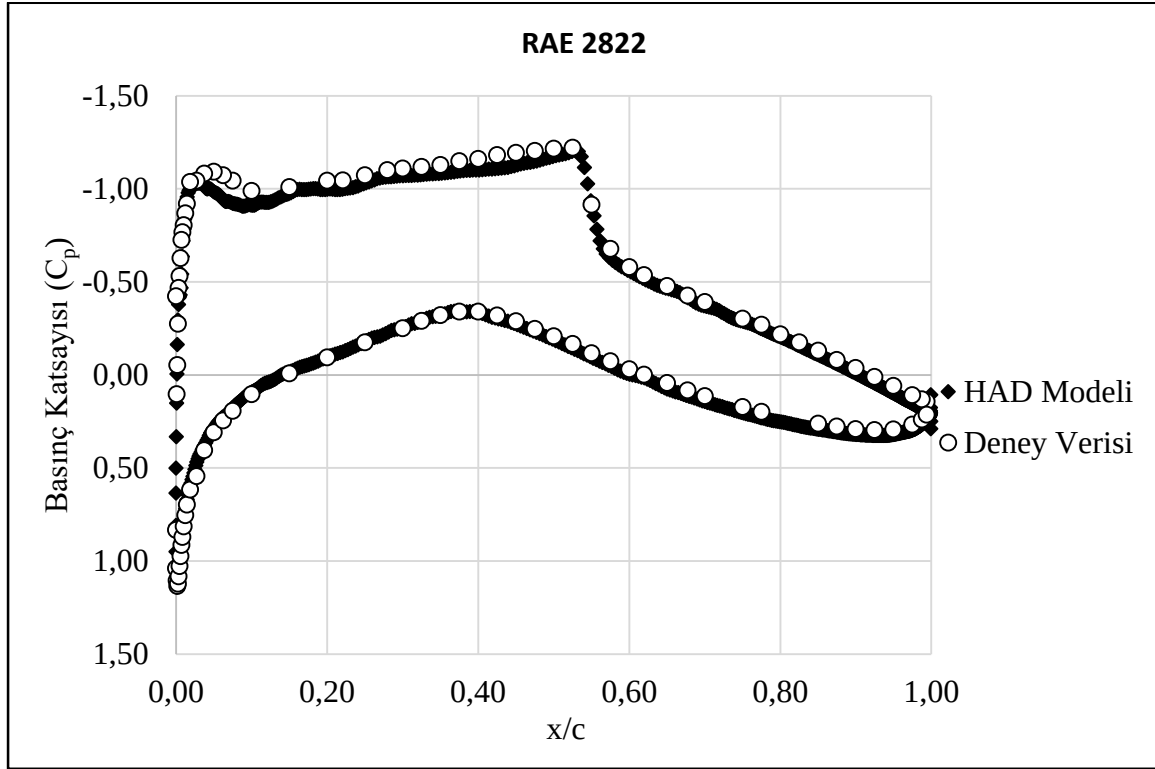
Şekil 7.3. İki boyutlu HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı



Şekil 7.4. İki boyutlu HAD analizlerinde kullanılmış çözüm ağının yakından görünümü

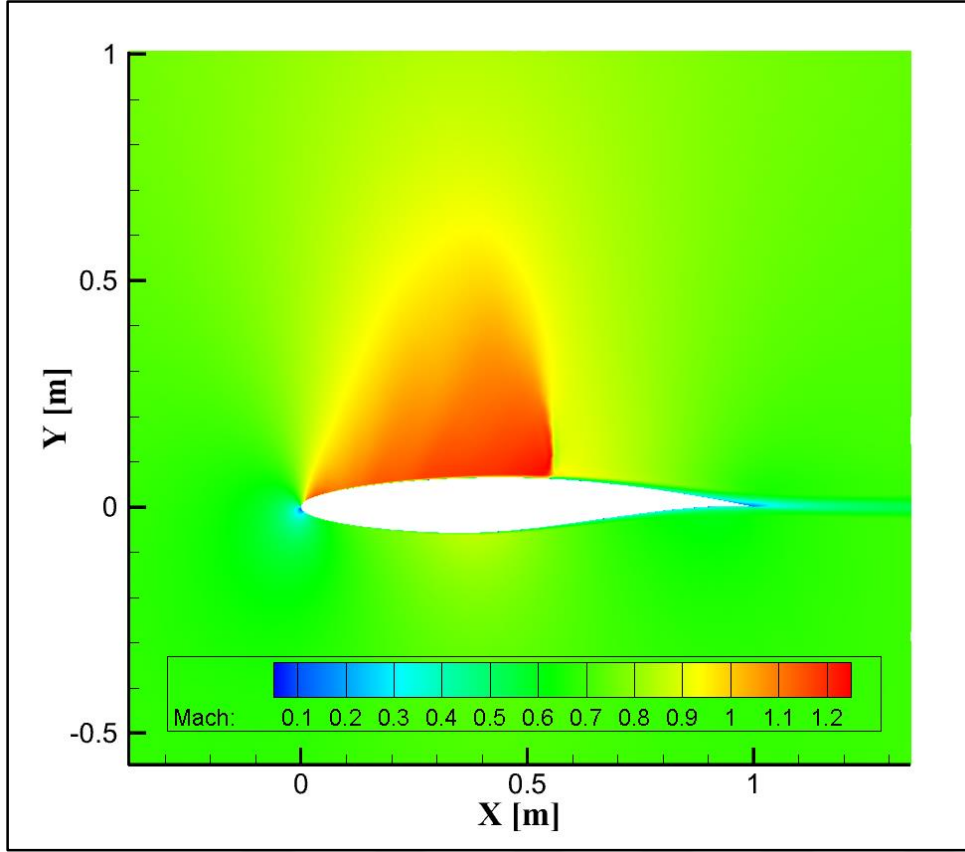
7.3. Viskoz HAD Modelinin Doğrulanması

Viskoz HAD analizlerin doğrulanmasında RAE2822 kanat profilinin rüzgâr tüneli test sonuçları kullanılmıştır. Rüzgâr tüneli testi 0,729 Mach sayısında, 2,31 derece hücum açısında gerçekleştirilmiştir [60]. Aynı koşullarda SU2 yazılımı ile HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Rüzgâr tüneli testi ve HAD analizinin kanat profili üzerindeki basınç katsayısı dağılımı Şekil 7.5’de gösterilmiştir.



Şekil 7.5. RAE 2822 kanat profili kullanılarak gerçekleştirilen HAD analizi ve deney verisinin karşılaştırılması

SU2 ile hesaplanmış basınç dağılımı test sonucu ile oldukça uyumlu olup şok dalgasının konumu ve şiddeti dahi test sonuçlarına oldukça yakın hesaplanmıştır. Analiz koşullarında gerçekleştirilmiş HAD analizine ait örnek Mach konturu Şekil 7.6’da gösterilmiştir.



Şekil 7.6. RAE2822 HAD analizi Mach konturu

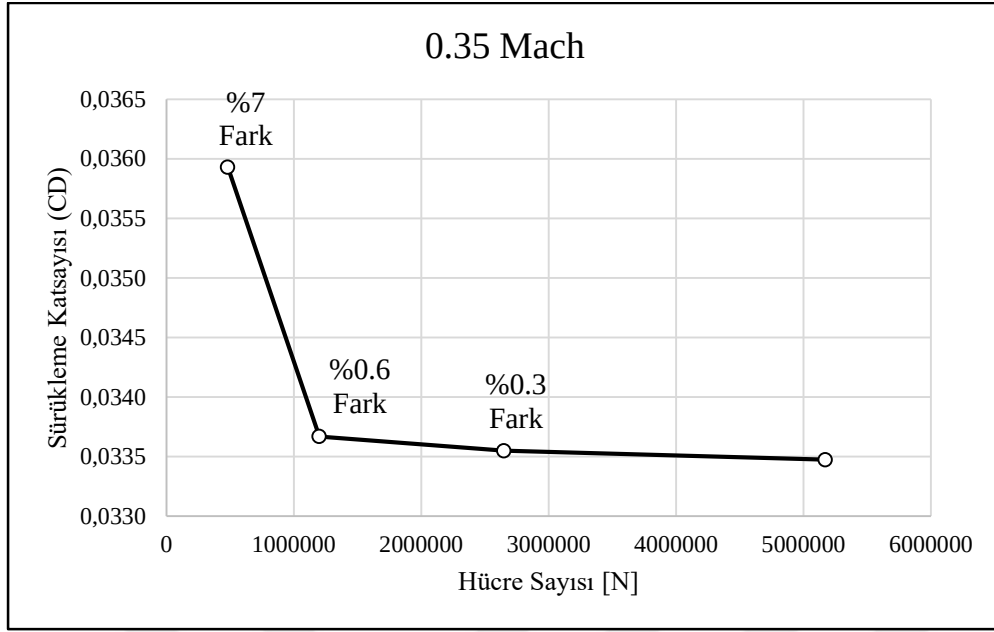
Deney ile elde edilen ve gerçekleştirilen HAD analizi neticesinde elde edilen aerodinamik katsayılar gösterilmiştir [61].

Çizelge 7.1. RANS HAD modeli ile RAE2822 kanat profili geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar [61]

	Mach	Hücum Açısı (Derece)	RANS HAD Modeli	Deney	Fark
C_L	0,729	2,31	0,738	0,803	8,8%
C_D	0,729	2,31	0,0144	0,0168	16,6%

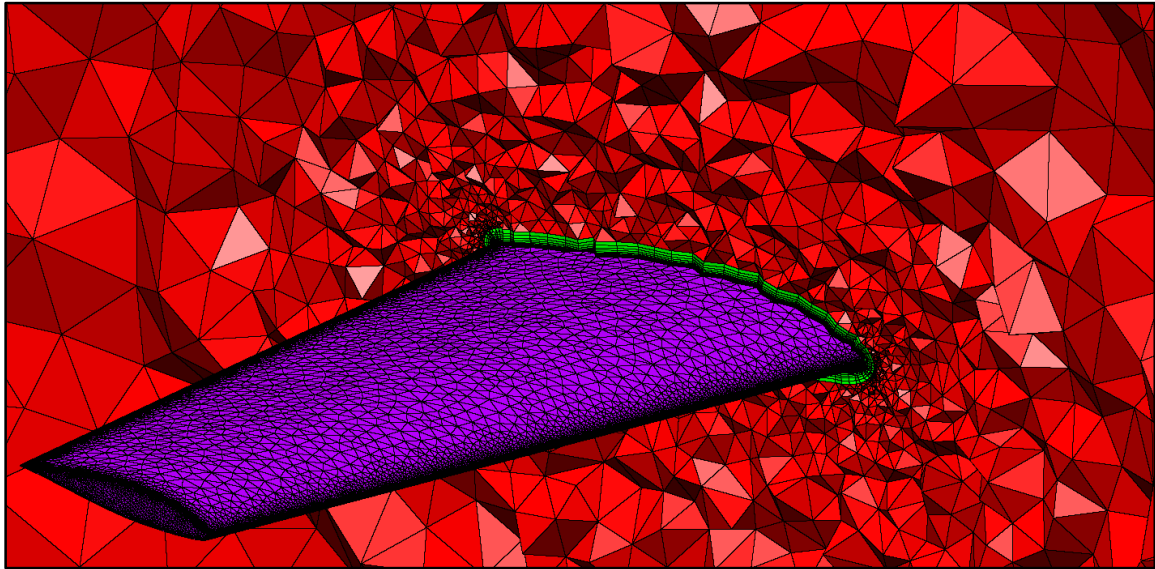
7.4. Üç Boyutlu Viskoz Ağ Yapısından Bağımsızlık Çalışması

Viskoz kanat geometrisi için sınır tabaka için prizmatik ve hacim için dört yüzlü elemanlar kullanılarak melez çözüm ağı kullanılmıştır.

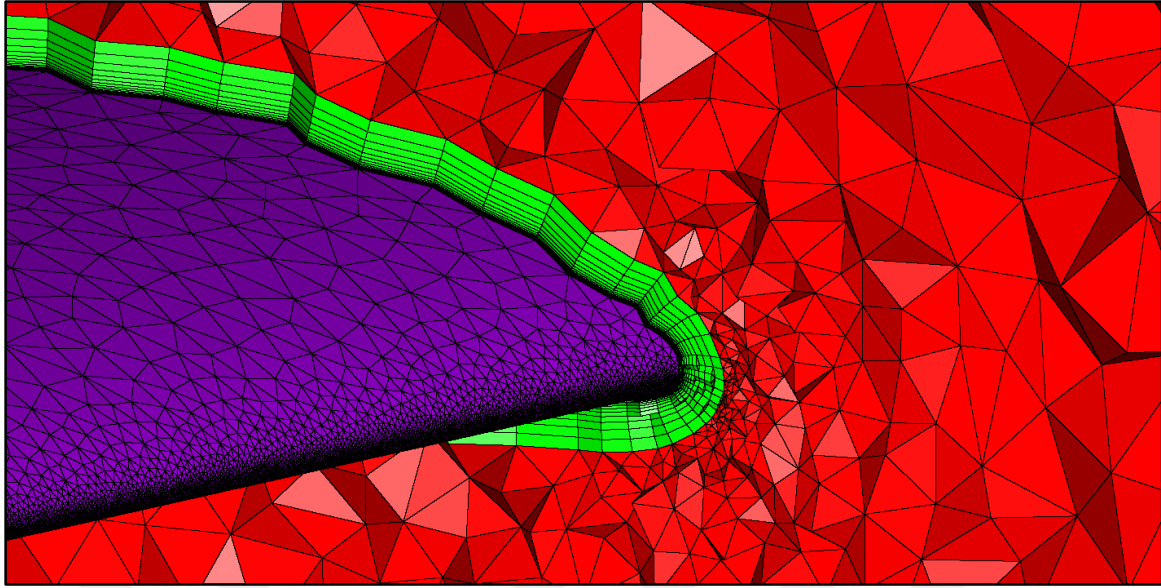


Şekil 7.7. Viskoz kanat geometrisinin çözüm ağından bağımsızlık çalışması

Oluşturulan farklı çözüm ağları ile elde edilen sonuçlar doğrultusunda optimizasyon çalışmasında kullanılmak üzere fark oranı %0,3 olan çözüm ağı seçilmiştir. Seçilen çözüm ağı ile bir HAD analizinin yakınsama süresi 61 dakikadır.



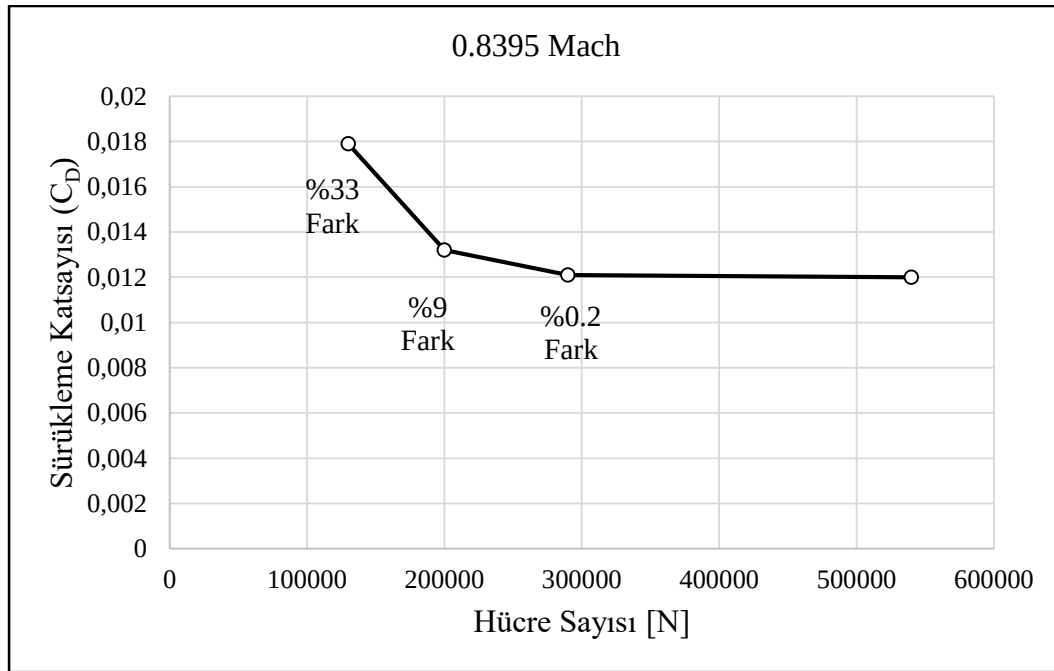
Şekil 7.8. Viskoz HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağı



Şekil 7.9. Viskoz HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağının yakından görünümü

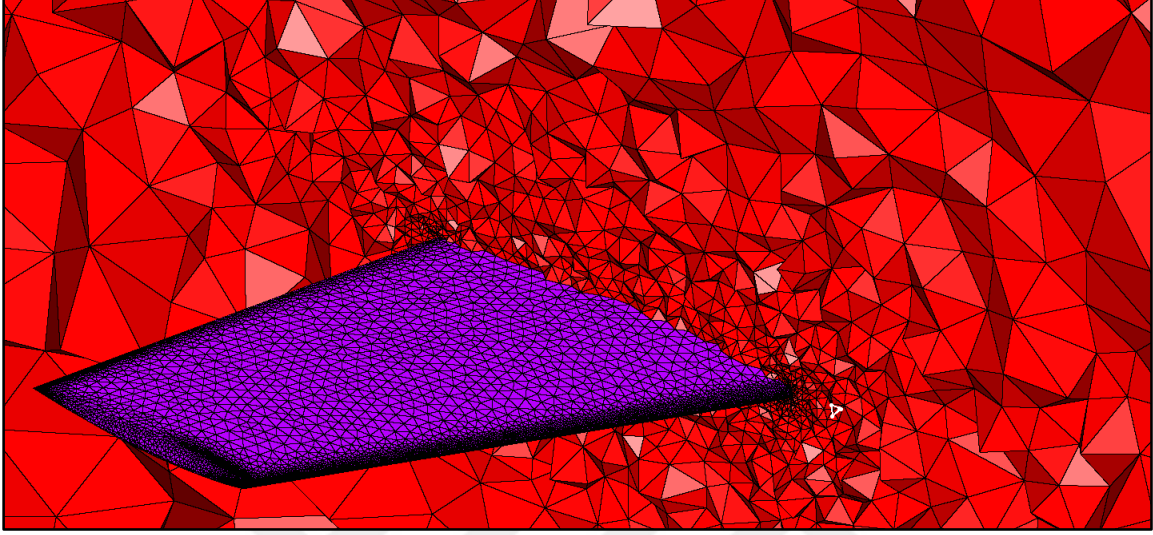
7.5. Üç Boyutlu Viskoz Olmayan HAD Modelinin Doğrulanması

Viskoz olmayan HAD analizi için dört yüzlü hacim elemanları ile çözüm ağı oluşturulmuştur.



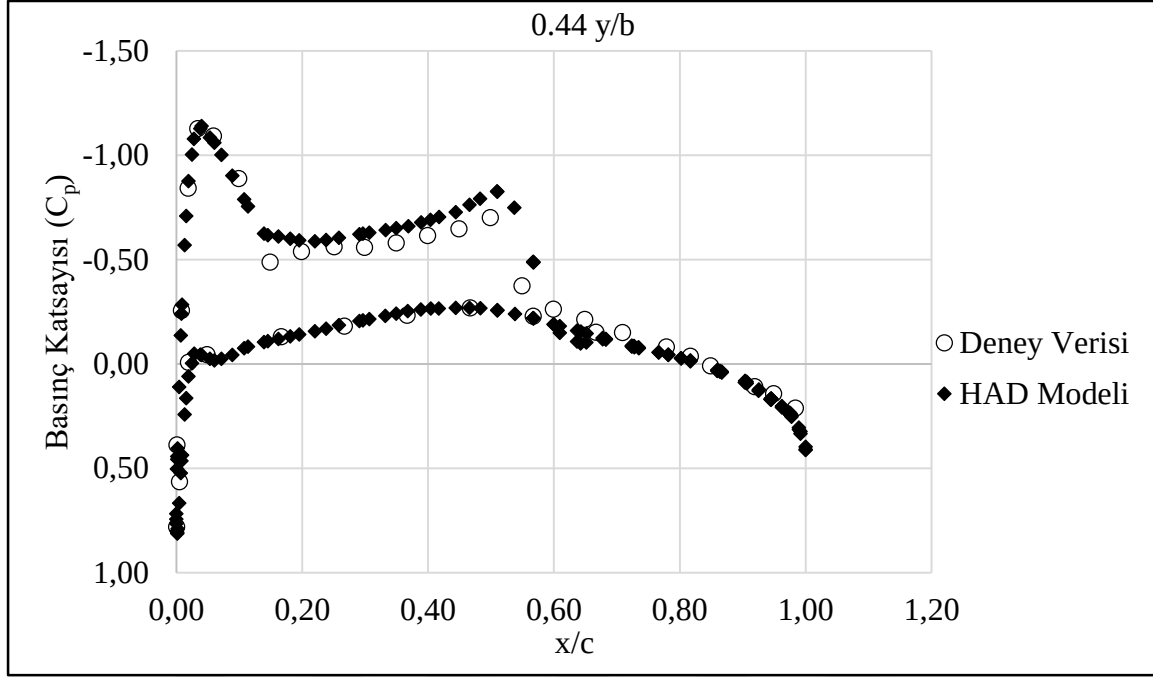
Şekil 7.10. Onera M6 kanat geometrisinin çözüm ağından bağımsızlık çalışması

Farklı çözüm ağıları ile elde edilen sonuçlara göre optimizasyon sürecinde kullanılmak üzere fark oranı %0,2 olan çözüm ağı seçilmiştir. Seçilen çözüm ağı ile bir HAD analizinin yakınsama süresi 10 dakikadır.

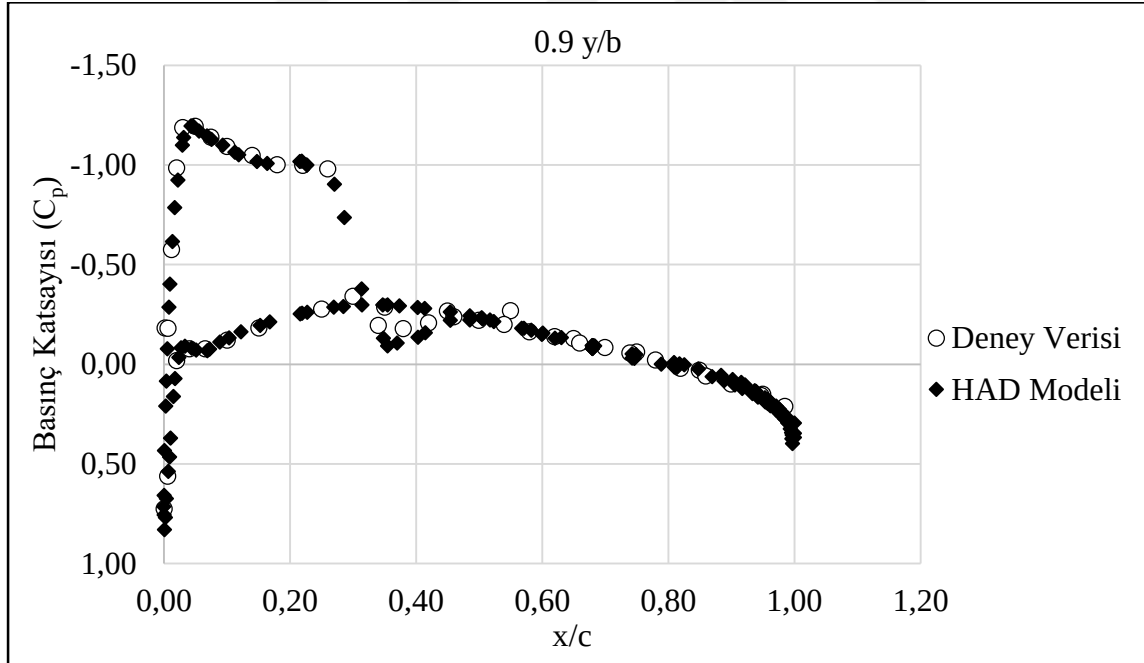


Şekil 7.11. Viskoz olmayan HAD analizleri için seçilmiş çözüm ağı

Viskoz olmayan HAD analizlerinin doğrulanmasında ONERAM6 kanat geometrisinin rüzgar tüneli testi sonuçları kullanılmıştır. Rüzgar tüneli testi 0,8395 Mach sayısında, 3,06 derece hücum açısında gerçekleştirilmiştir [33]. Aynı koşullarda SU2 yazılımı ile seçilmiş olan çözüm ağı kullanılarak HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Rüzgar tüneli testi ve HAD analizinin kanat profili üzerindeki basınç katsayısı dağılımları Şekil 7.12 ve Şekil 7.13’de gösterilmiştir.

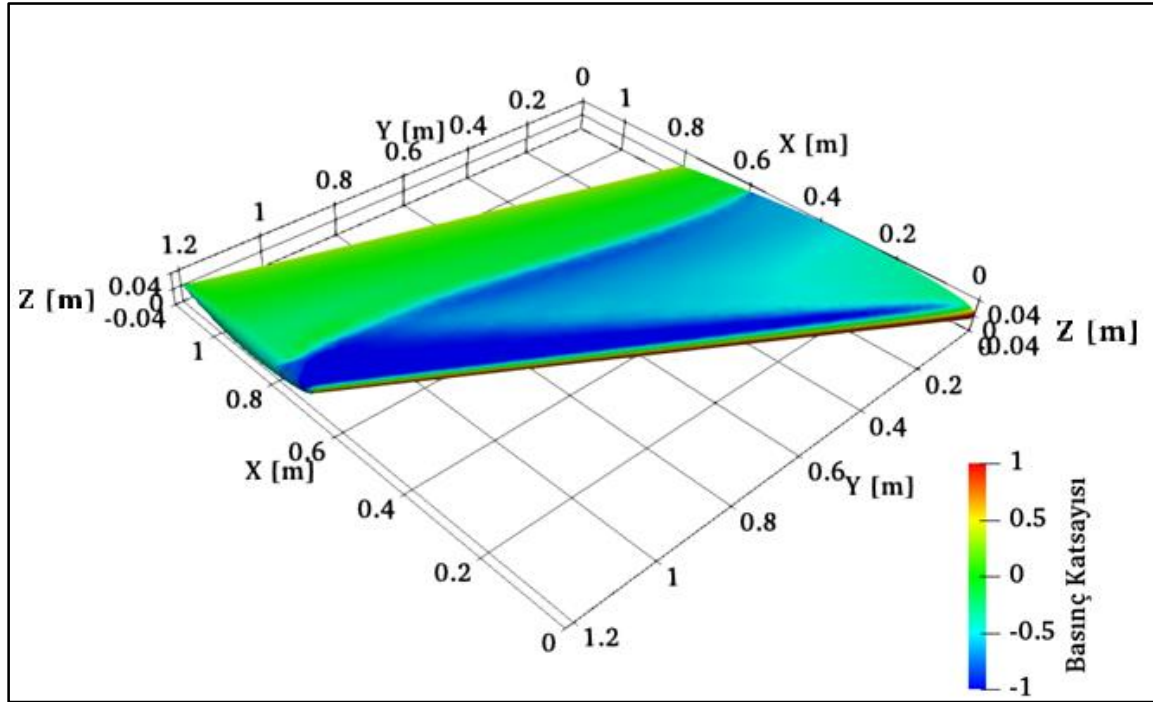


Şekil 7.12. Onera M6 kanadının 0,44 y/b kesitindeki basınç katsayısı dağılımları



Şekil 7.13. Onera M6 kanadının 0,9 y/b kesitindeki model ve deney basınç katsayısı karşılaştırması

Elde edilen HAD analizi sonuçları ile deney verileri kıyaslandığında viskoz etkiler olmamasına rağmen deney verileri uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Gerçekleştirilen HAD analizine ait basınç konturu Şekil 7.14’de gösterilmiştir.



Şekil 7.14. Onera M6 HAD analizi basınç katsayısı konturu

HAD analizi sonucunda deney koşulunda elde edilen aerodinamik katsayılar Çizelge 7.2’de gösterilmiştir. Elde edilen sonuçlar Wang’ın gerçekleştirdiği çalışmadaki sonuçlar ile kıyaslanmıştır.

Çizelge 7.2. EULER HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar [62]

	Mach	Hücum Açısı (Derece)	EULER HAD Modeli	Wang (2019)	Fark
C_L	0,8395	3,06	0,286	0,285	0,4%
C_D	0,8395	3,06	0,0121	0,0117	3,3%

8. HAD ANALİZ MODELİ VE OPTİMİZASYON SONUÇLARI

8.1. Giriş

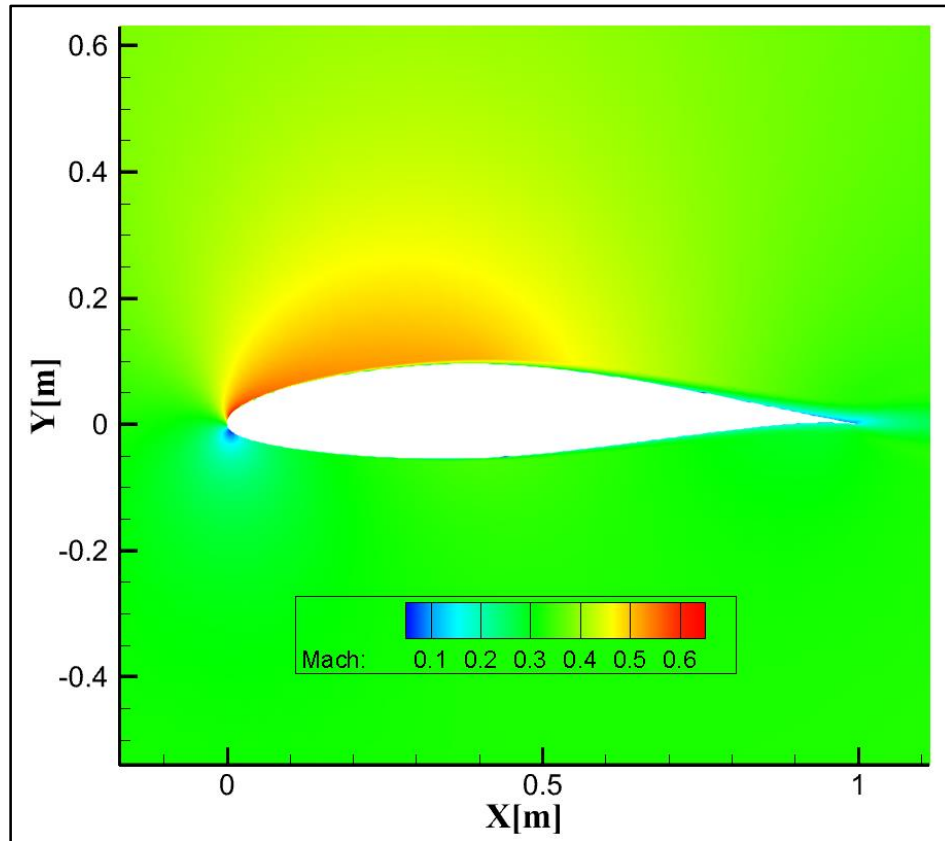
Bu çalışmada toplamda 3 farklı eniyileme çalışması gerçekleştirilmiştir. Bunlardan ikisi viskoz akış ile gerçekleştirilmişken bir tanesi viskoz olmayan akış ile gerçekleştirilmiştir. Viskoz akış ile gerçekleştirilen çalışmalarından biri iki boyutlu çok noktalı kanat profili optimizasyonudur. Viskoz akış ile gerçekleştirilen diğer çalışmada üç boyutlu kanat geometrisinin burulma açısının optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Viskoz olmayan akış ile gerçekleştirilen çalışmada da üç boyutlu kanat geometrisinin burulma açısının optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

8.2. İki Boyutlu Çok Noktalı Kanat Profili Optimizasyonu

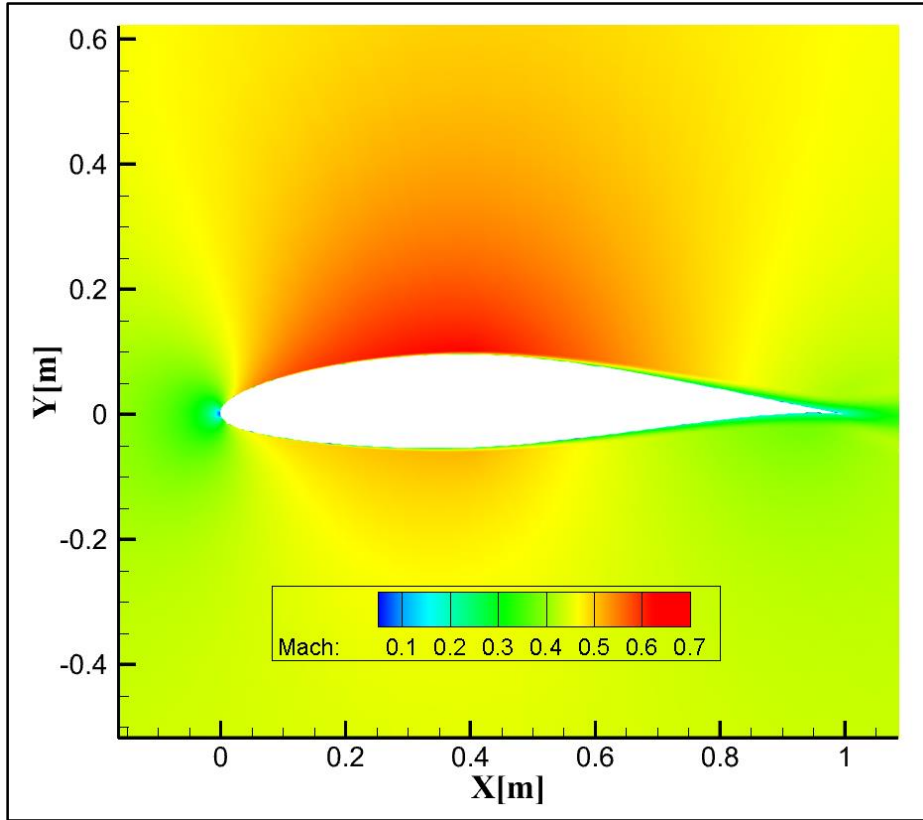
İki boyutlu çok noktalı kanat profili eniyileme çalışması için eniyileme koşulları temel bir eğitim uçağının uçuş zarfı referans alınarak oluşturulmuştur. Manevra ve yüksek hız koşulu olmak üzere iki farklı eniyileme koşulu seçilmiştir. Manevra analiz koşulu 0,35 Mach sayısında 5 derece hücum açısı olarak belirlenmişken yüksek hız analiz koşulu 0,5 Mach sayısında 0 derece hücum açısı olarak belirlenmiştir. Yüksek hız ve manevra koşulunun eniyileme döngüsündeki ağırlık faktörleri eşittir. Başlangıç kanat profili olarak bu sınıftaki bazı uçaklarda kullanılmış NACA 64(2)-415 kullanılmıştır. Başlangıç kanat profilinin eniyileme koşullarındaki taşıma katsayısı değerleri eniyileme çalışmasında eşitlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Taşıma katsayısı sabit olacak şekilde sürüklenme katsayısının azaltılması amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Eşitsizlik kısıt fonksiyonu olarak yunuslama momenti katsayısının -0,1 değerinden daha pozitif olacak şekilde tanımlanmıştır. Kanat profilinin veter / kalınlık oranının 0,12 değerinden büyük olması bir diğer eşitsizlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Kanat profili toplam 38 Hicks-Henne tümsek fonksiyonu ile parametrik hale getirilmiştir. Başlangıçta kullanılan kanat profilinin eniyileme koşullarında gerçekleştirilmiş HAD analizi sonuçları ve Mach konturları aşağıda gösterilmiştir [63].

Çizelge 8.1. NACA 64(2)-415 kanat profili için hesaplanmış aerodinamik katsayılar

Koşul	Mach sayısı	Hücum açısı (Derece)	Taşıma katsayısı (C_l)	Sürüklenme katsayısı (C_d)	Moment katsayısı (C_m)
Manevra	0,35	5	0,96	0,0136	-0,057
Yüksek hız	0,5	0	0,38	0,0093	-0,086

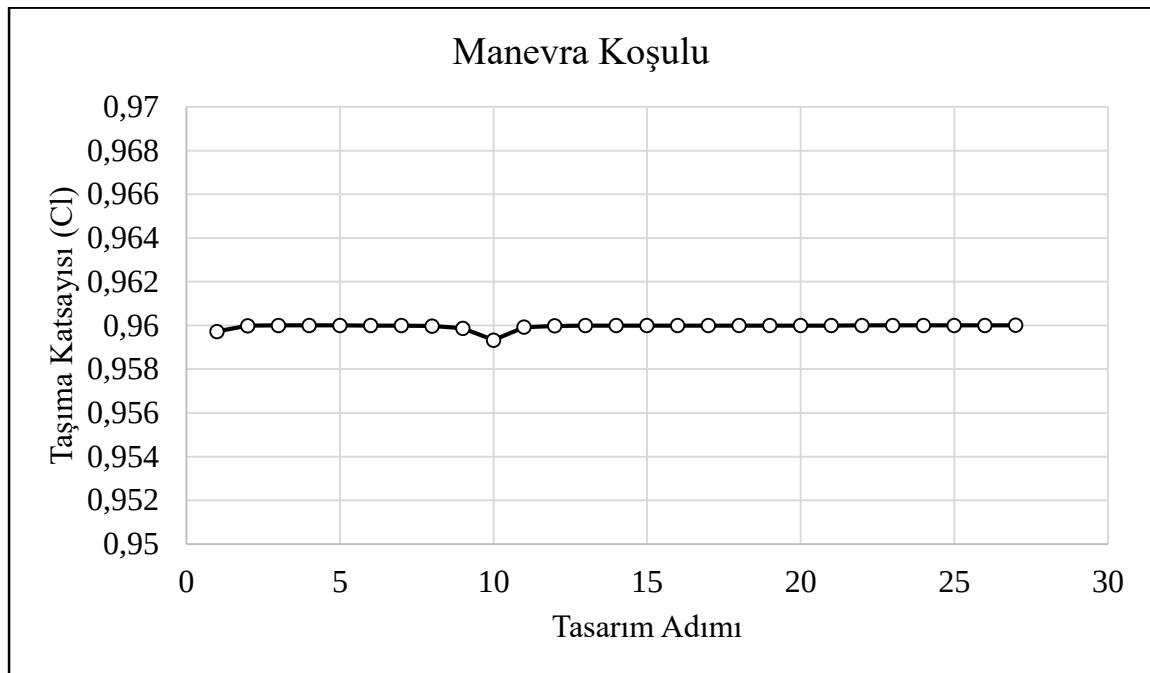


Şekil 8.1. NACA 64(2)-415 kanat profilinin manevra koşulunda Mach konturu

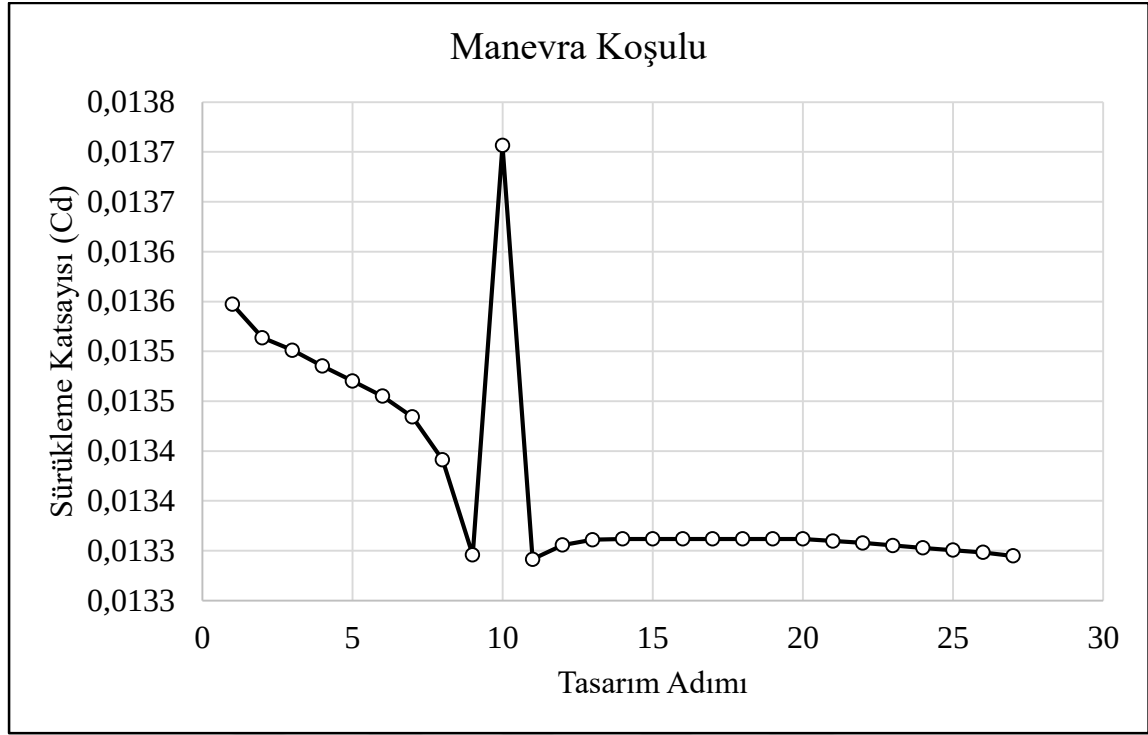


Şekil 8.2. NACA 64(2)-415 kanat profilinin yüksek hız koşulunda Mach konturu

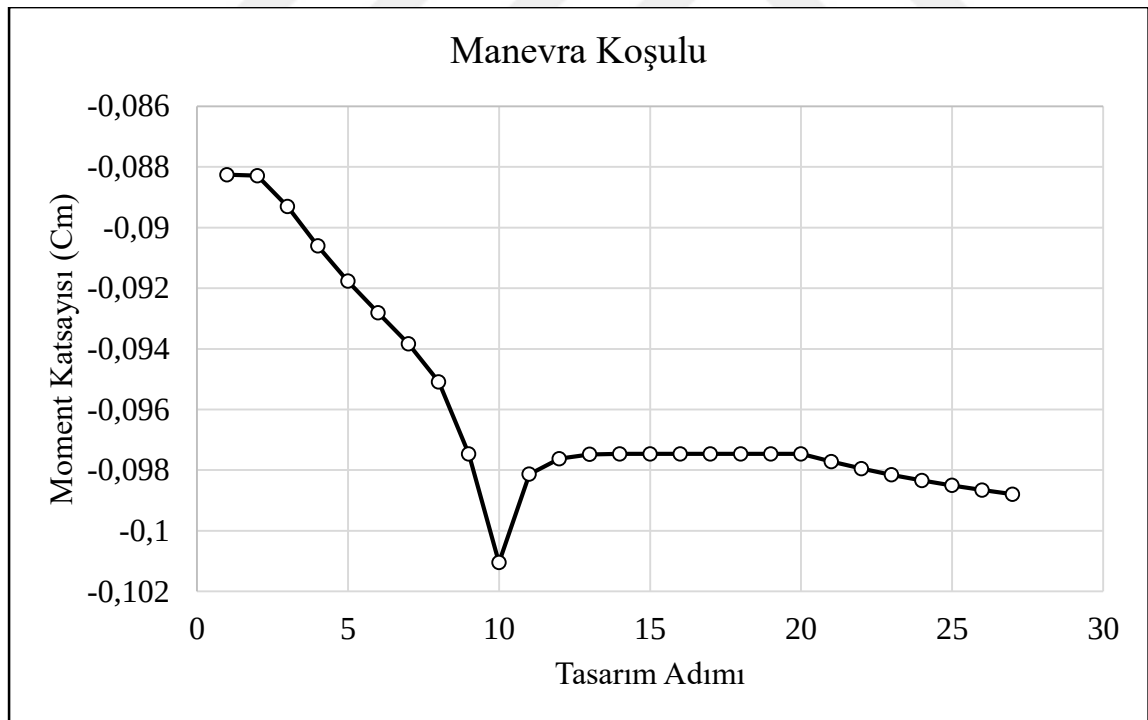
Eniyileme döngüsü sürecinde aerodinamik katsayıların değişimi aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



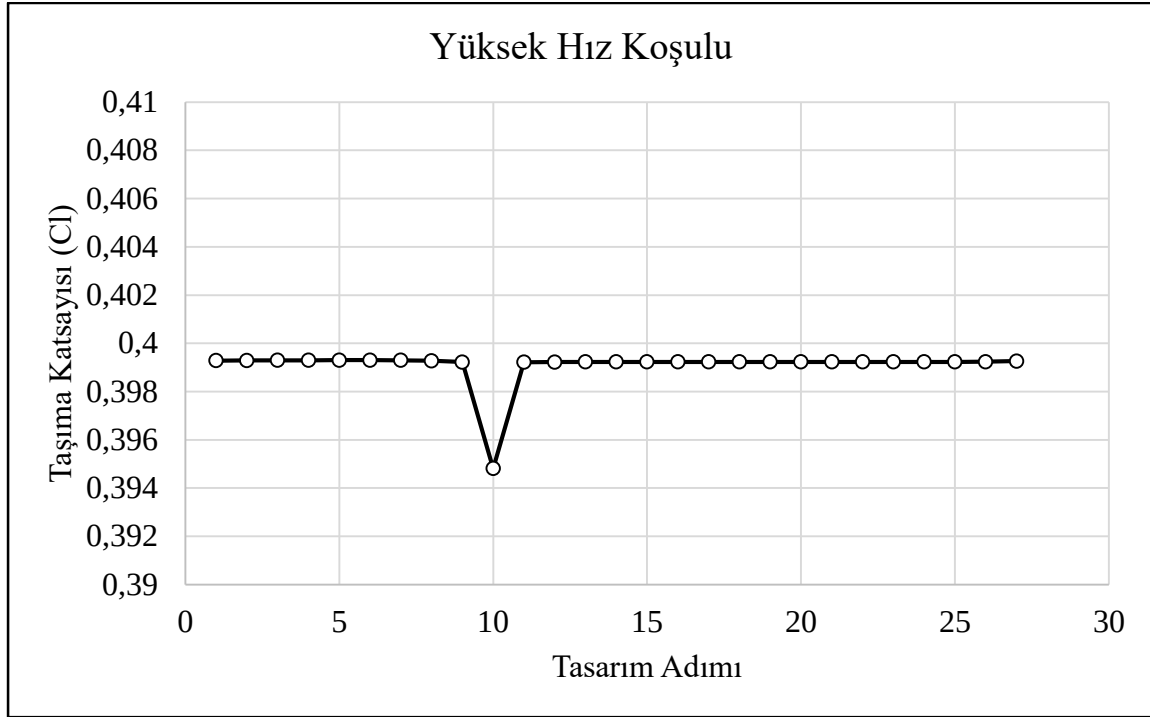
Şekil 8.3. Taşıma katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi



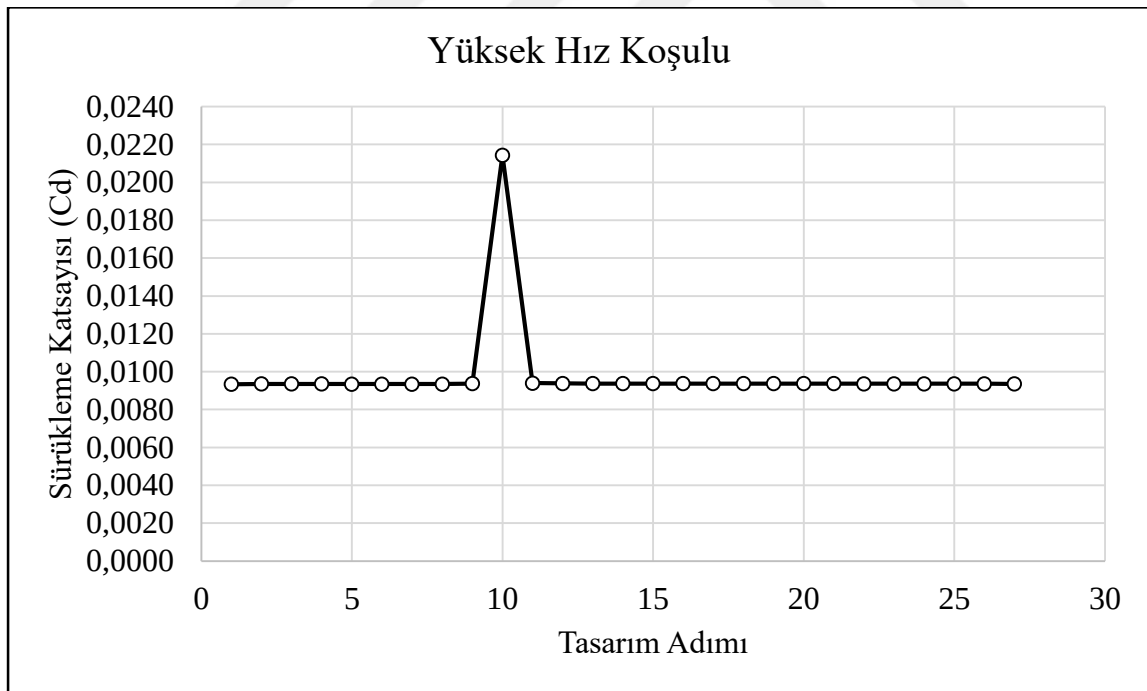
Şekil 8.4. Sürüklenme katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi



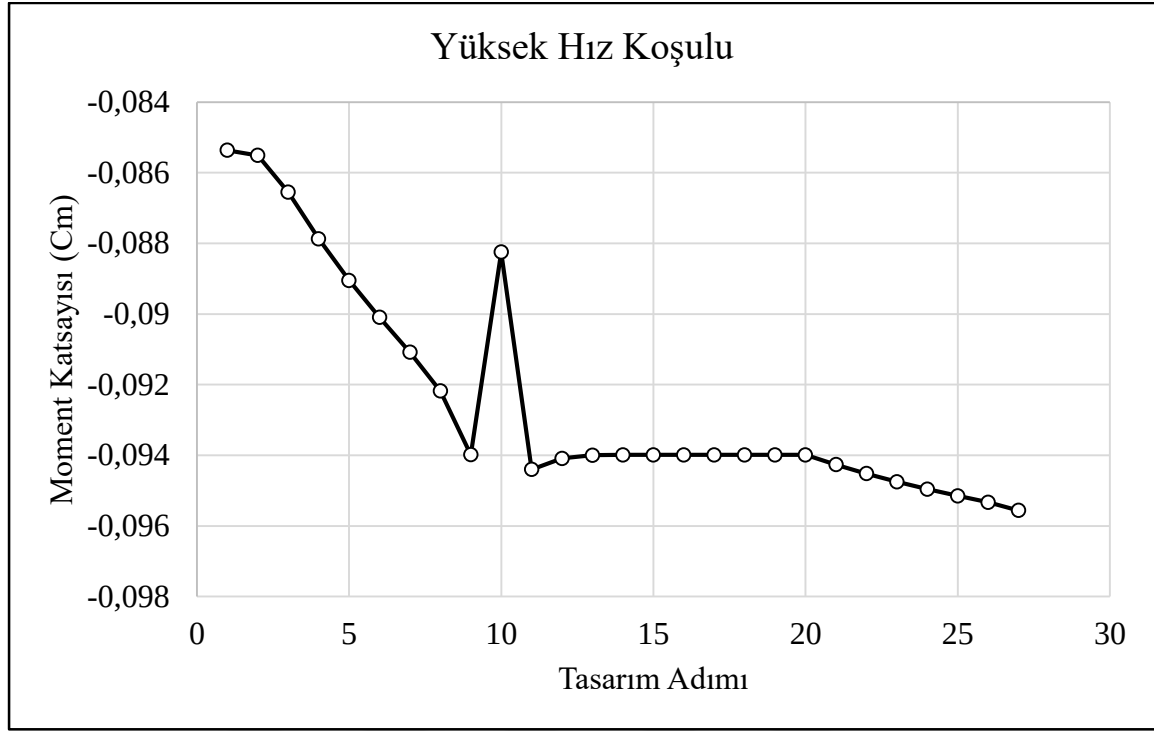
Şekil 8.5. Moment katsayısının manevra koşulunda tasarım adımına göre değişimi



Şekil 8.6. Taşıma katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi

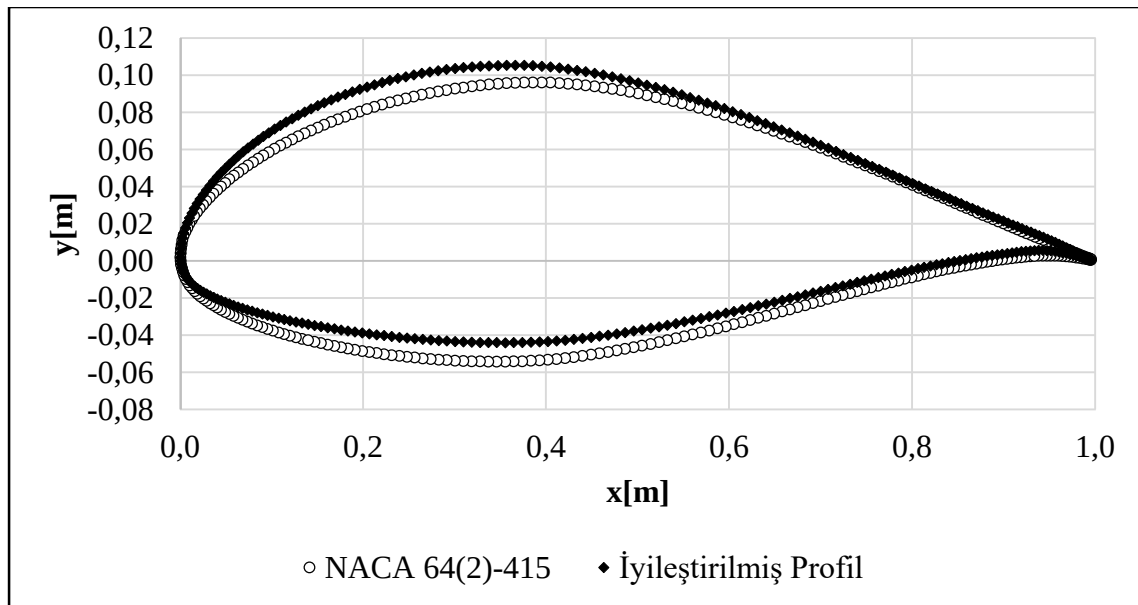


Şekil 8.7. Sürüklenme katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi



Şekil 8.8. Moment katsayısının yüksek hız koşulunda tasarım adımına göre değişimi

Başlangıçta 0.15 olan kalınlık / veter oranı iyileştirilmiş kanat profili ile 0.148 değerine düşmüştür.



Şekil 8.9. İyileştirilmiş ve başlangıçta kullanılan kanat profilleri

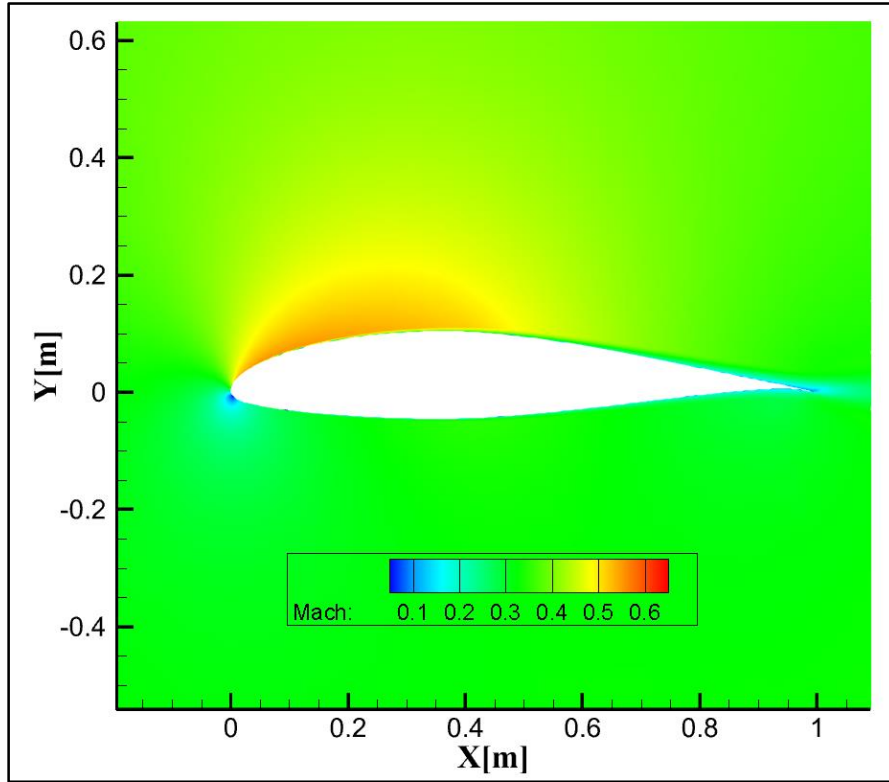
Eniyileme çalışması gerçekleştirildikten sonra elde edilen yeni kanat profili ve eniyileme koşullarındaki aerodinamik katsayıları aşağıda gösterilmiştir.

Çizelge 8.2. İyileştirilmiş kanat profili için elde edilmiş aerodinamik katsayılar

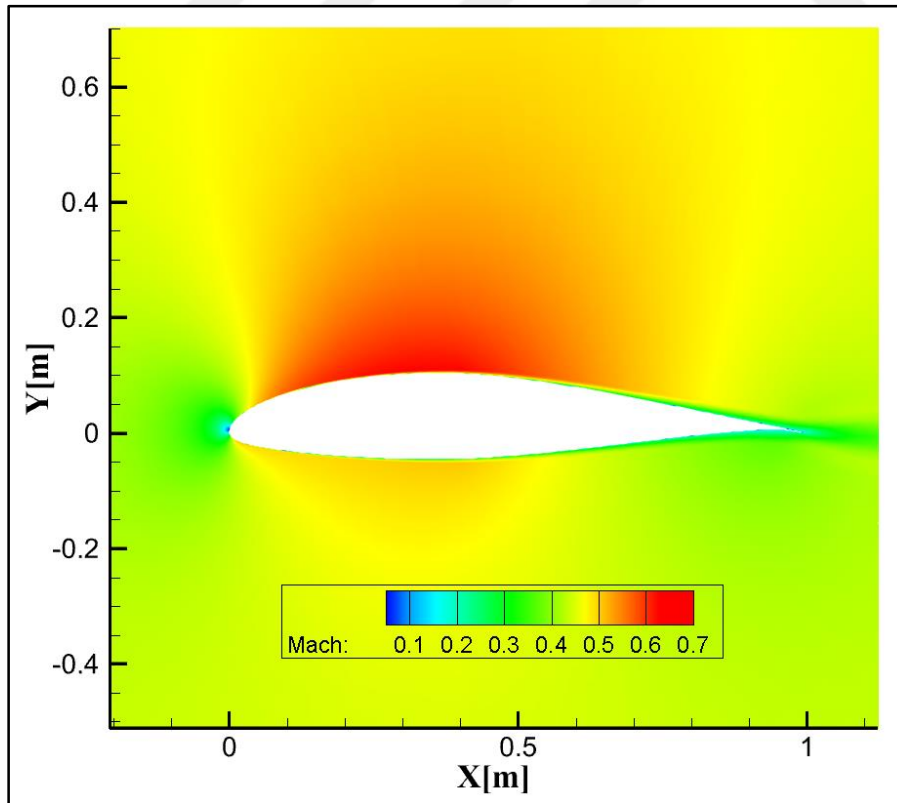
Koşul	Profil	Mach Sayısı	Hücum Açısı (Derece)	Taşıma Katsayısı (C_l)	Sürüklenme Katsayısı (C_d)	Moment Katsayısı (C_m)
Manevra	NACA64(2)-415	0,35	5	0,96	0,0136	-0,0885
Manevra	İyileştirilmiş	0,35	4.1	0,96	0,0133	-0,0987
Yüksek Hız	NACA64(2)-415	0,5	0	0,38	0,0093	-0,0884
Yüksek Hız	İyileştirilmiş	0,5	-0.8	0,38	0,0093	-0,0983

Elde edilen sonuçlara göre iyileştirilmiş kanat profili manevra koşulunda başlangıç kanat profiline göre 3 sürüklenme indeksi kadar yani yaklaşık %2 kadar avantaj sağlamıştır. Fakat yüksek hız koşulunda başlangıç kanat profiline göre sürüklenme katsayısında avantaj sağlayamamıştır. Bunların yanı sıra, iyileştirilmiş kanat profili istenen taşıma katsayısını daha düşük hücum açıları sağlayabilmektedir. Bütün uçak geometrisi düşünüldüğünde gövde gibi uçağın diğer parçaları aynı koşulda daha düşük hücum açısı ile karşılaşacağından bu durum uçağın toplam sürüklenme katsayısında bir avantaja dönüşebilir. Bunların dışında iyileştirilmiş kanat profili aynı taşıma katsayısını sağladığı koşullarda başlangıç kanat profiline göre yaklaşık %10 kadar daha negatif yunuslama momenti üretmektedir.

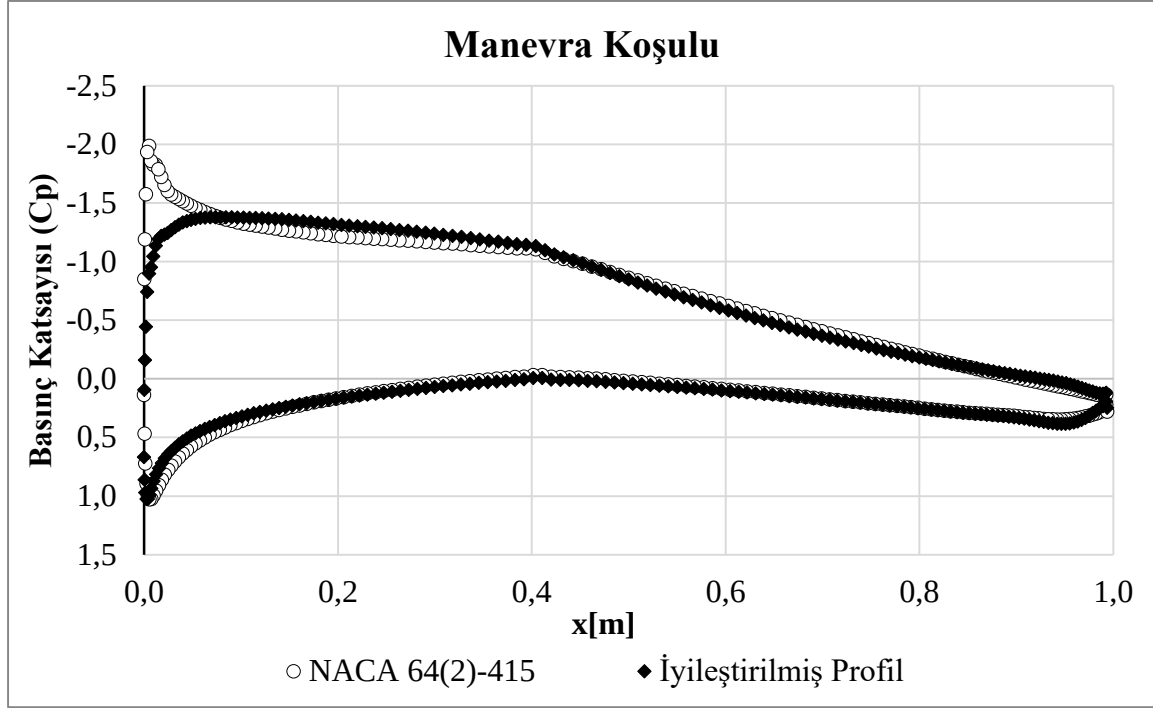
İyileştirilmiş kanat profilinin eniyileme koşullarındaki Mach konturları ve basınç katsayısı dağılımları aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



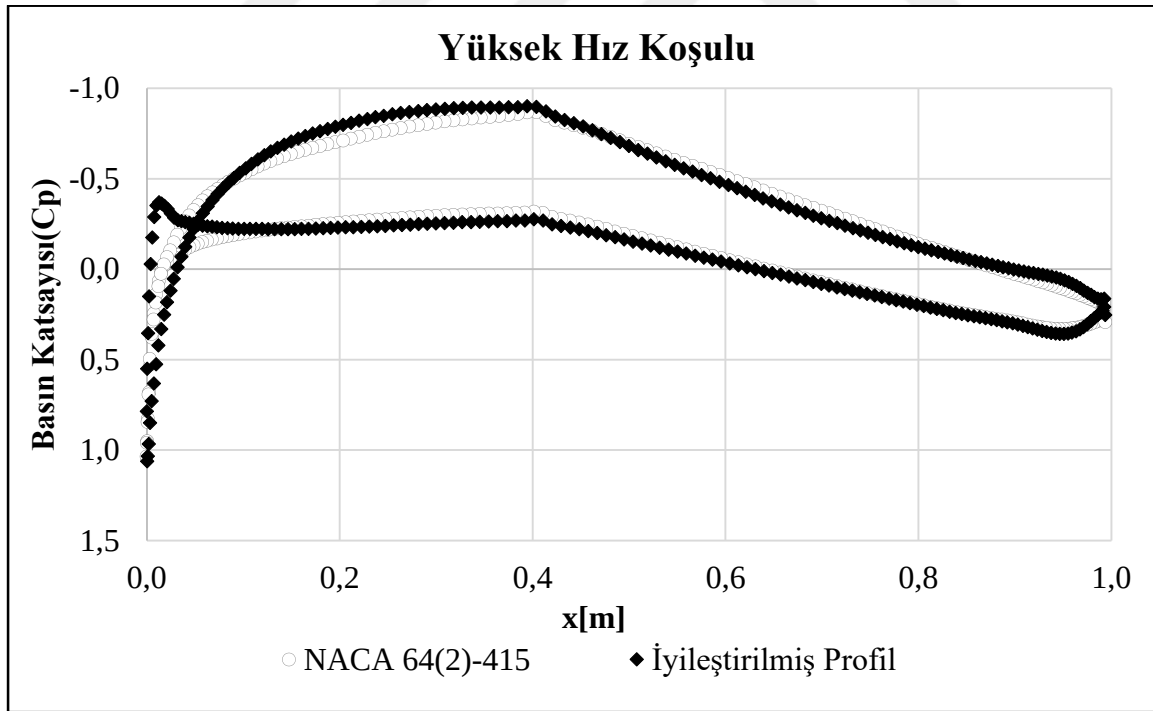
Şekil 8.10. İyileştirilmiş kanat profilinin manevra koşulunda Mach konturu



Şekil 8.11. İyileştirilmiş kanat profilinin yüksek hız koşulunda Mach konturu



Şekil 8.12. Manevra koşulunda basınç katsayısı karşılaştırması

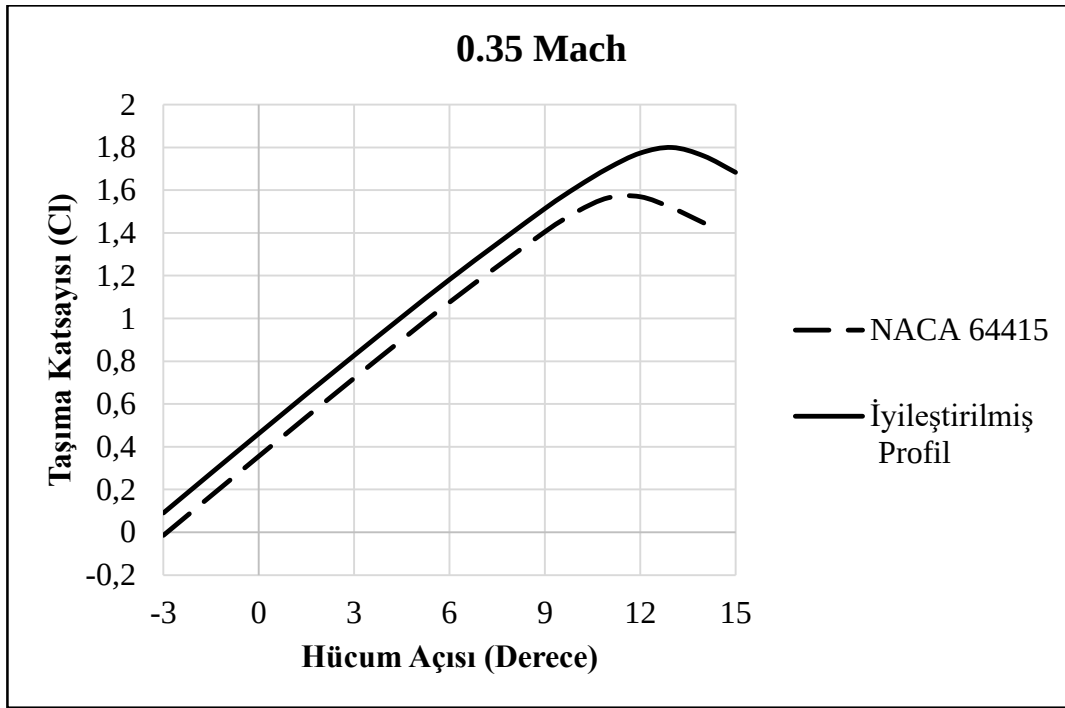


Şekil 8.13. Yüksek hız koşulunda basınç katsayısı karşılaştırması

Başlangıç ve iyileştirilmiş kanat profillerinin basınç dağılımlarında hem yüksek hız koşulunda hem de manevra koşulunda hücum kenarı etrafında farklılıklar vardır. Hücum kenarı etrafında yüksek hız koşulunda iyileştirilmiş kanat profili için tepe noktası

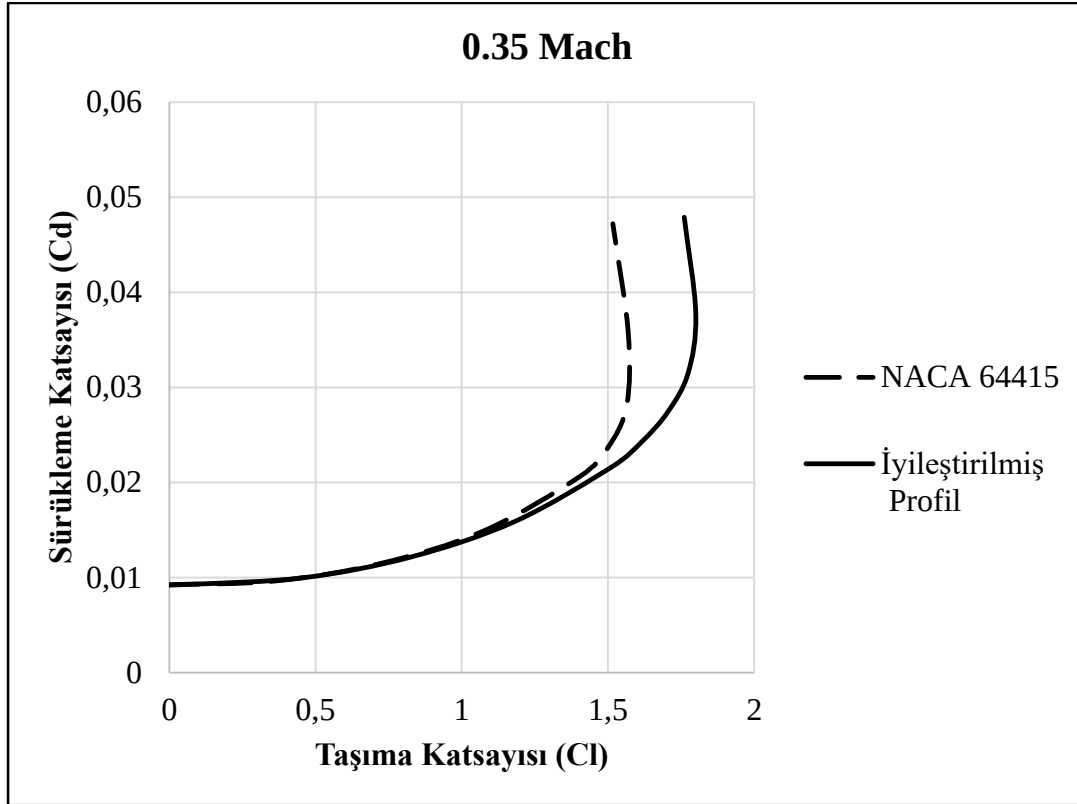
oluşmuşken, manevra koşulunda başlangıç kanat profili için tepe noktası oluşmuştur. Her iki kanat profilinin minimum basınç katsayıları yüksek hız koşulunda aynı konumda oluşmuştur.

Kanat profillerinin farklı hücum açılarındaki aerodinamik katsayıları da HAD analizleri gerçekleştirilerek elde edilmiştir.



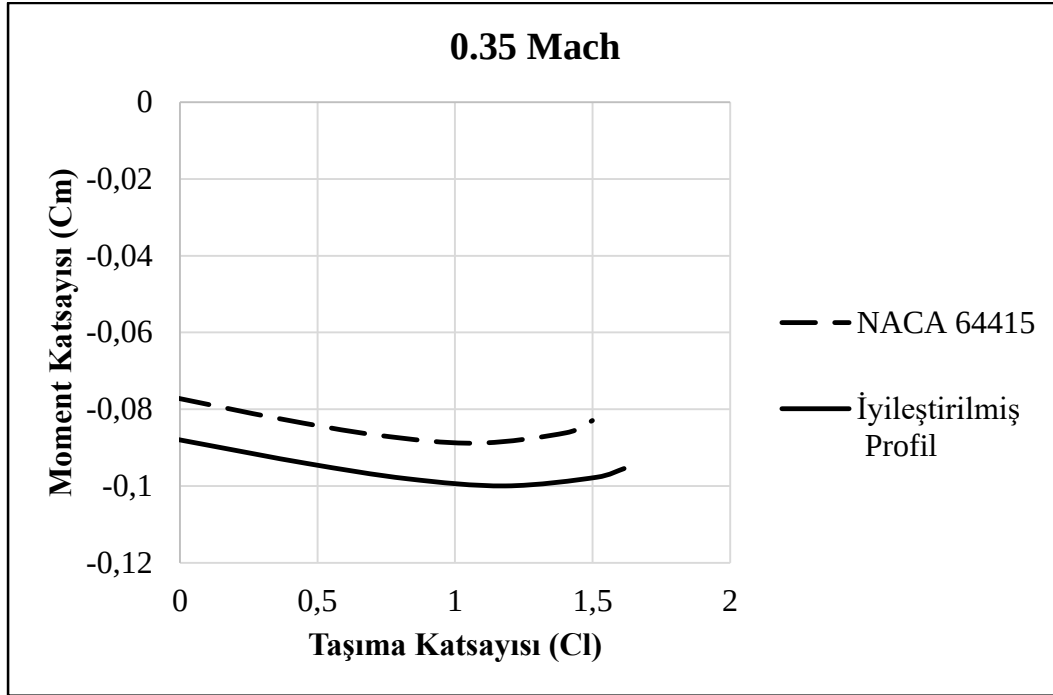
Şekil 8.14. 0,35 Mach sayısında hücum açısına göre taşıma katsayısı değişimi

0,35 Mach sayısında iyileştirilmiş kanat profilinin perdövites açısı başlangıç kanat profiline göre 1 derece daha fazladır. İyileştirilmiş kanat profilinin maksimum taşıma katsayısı başlangıç profiline göre %10 daha fazla olup bu değer perdövites hızı üzerinde iyileştirilmiş kanat profili için doğrudan avantaj sağlamaktadır.



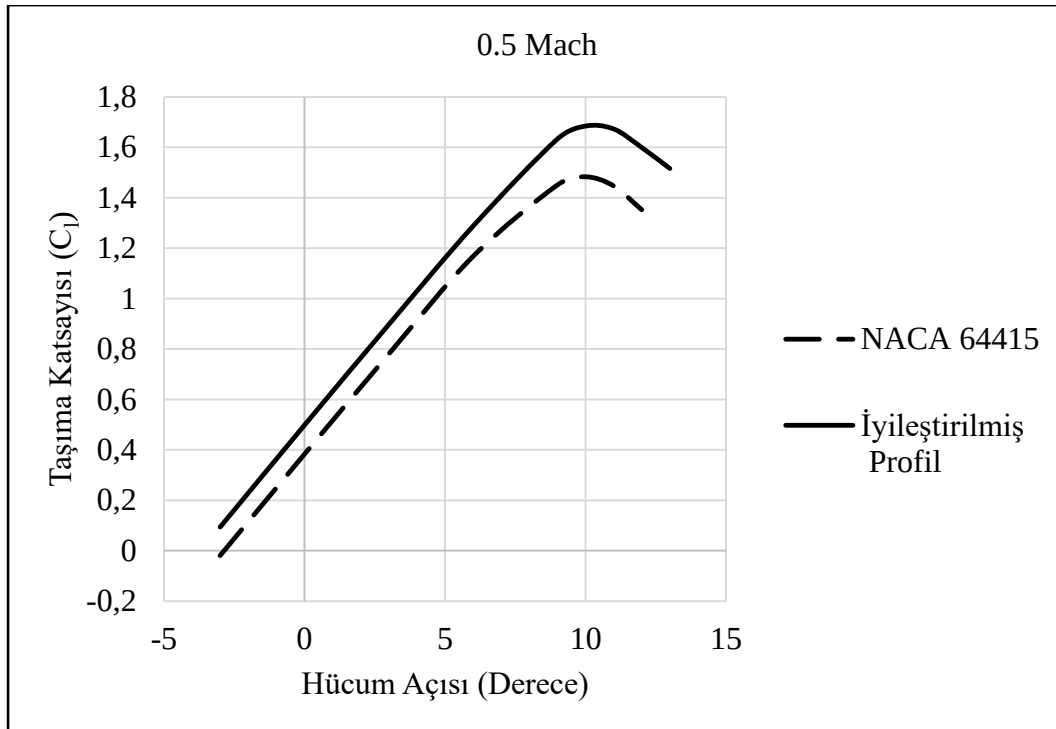
Şekil 8.15. 0,35 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

İyileştirilmiş kanat profili 0,35 Mach sayısında taşıma katsayısının 1 değerinden fazla olduğu bölgelerde başlangıç kanat profiline göre aynı taşıma katsayısında daha düşük sürüklenme katsayılarına sahiptir.



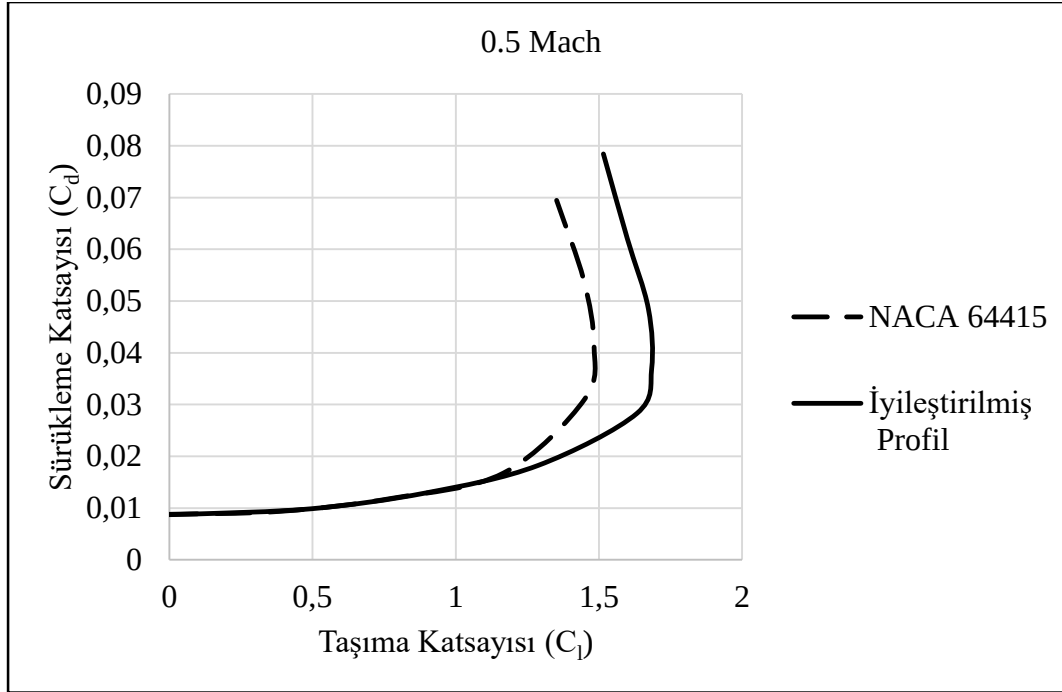
Şekil 8.16. 0,35 Mach sayısında moment katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

0,35 Mach sayısında iki kanat profilinin taşıma katsayısı / moment katsayısı eğimleri benzer iken iyileştirilmiş kanat profilinin moment katsayısı değerleri daha negatiftir.



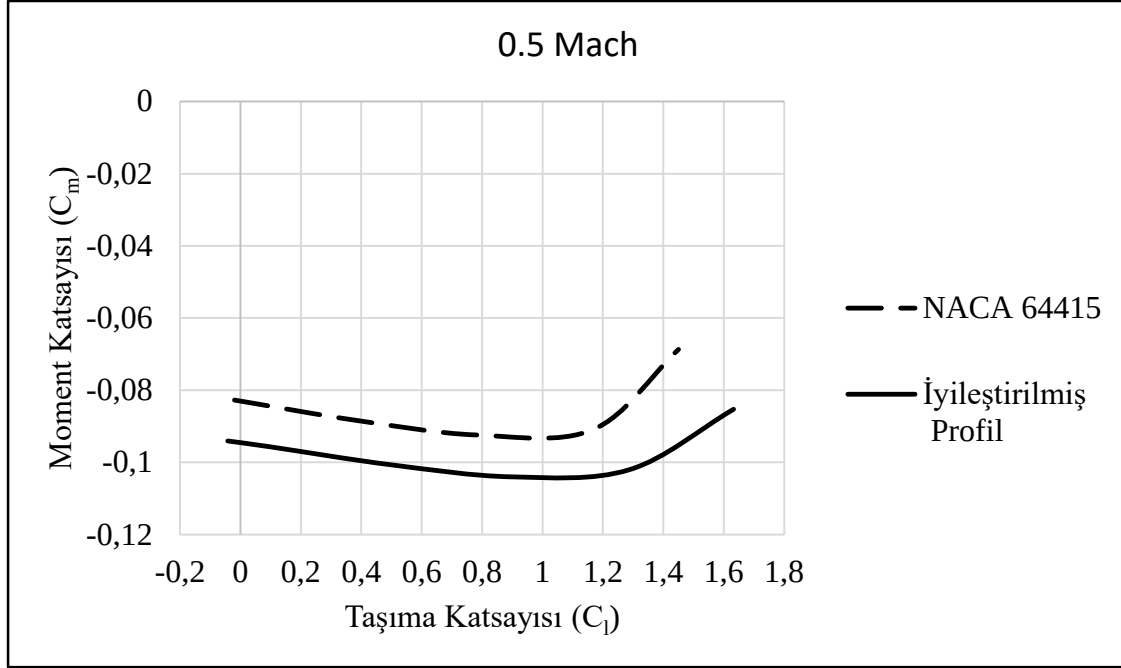
Şekil 8.17. 0,5 Mach sayısında taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi

0,5 Mach sayısında da iyileştirilmiş kanat profilinin maksimum taşıma katsayısı başlangıç kanat profiline göre yaklaşık %10 daha yüksektir. Fakat 0,5 Mach sayısında iki kanat profilinin de perdövites açıları aynıdır.



Şekil 8.18. 0,5 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

0,5 Mach sayısında taşıma katsayısı 1.2 değerinden yüksek bölgelerde iyileştirilmiş kanat profili başlangıç kanat profiline göre aynı taşıma katsayısını sağlarken daha düşük sürüklenme katsayısı üretmektedir.

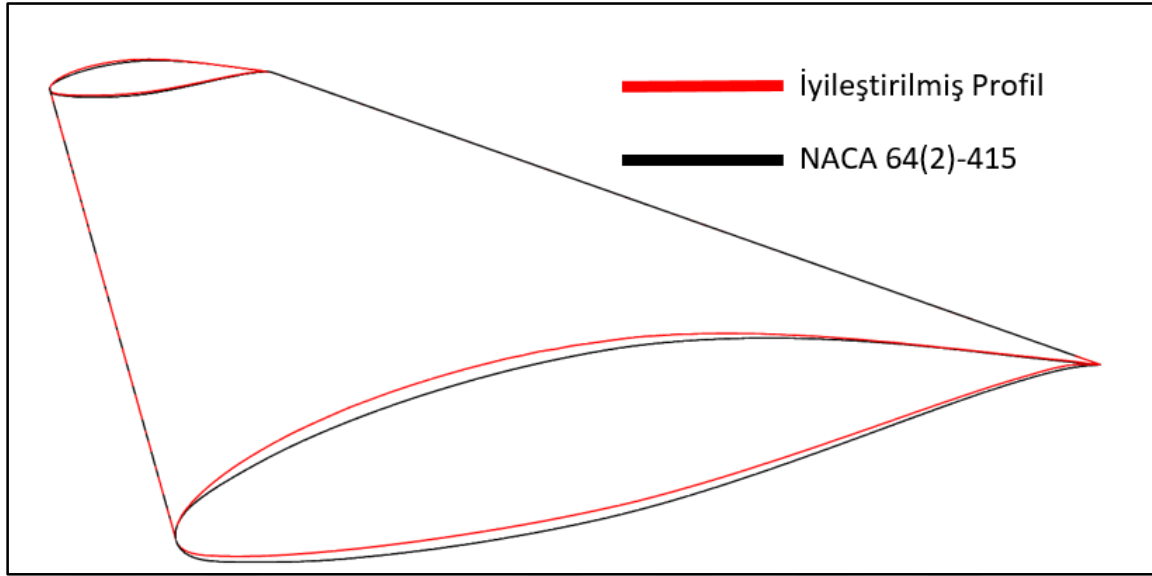


Şekil 8.19. 0,5 Mach sayısında moment katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

0,5 Mach sayısındaki moment karakteristiği 0,35 Mach sayısındaki davranış ile benzerdir. Her iki kanat profilinin moment katsayısı / taşıma katsayısı eğimleri aynı iken iyileştirilmiş kanat profilinin moment katsayısı değerleri daha negatiftir. Kanat profillerinin akış üzerinde oluşturduğu aşağı sapma etkileri farklı olacağından dolayı sadece moment katsayılarını değerlendirerek denge sürüklemesi üzerinde öngöründe bulunmak yanıltıcı olabilir.

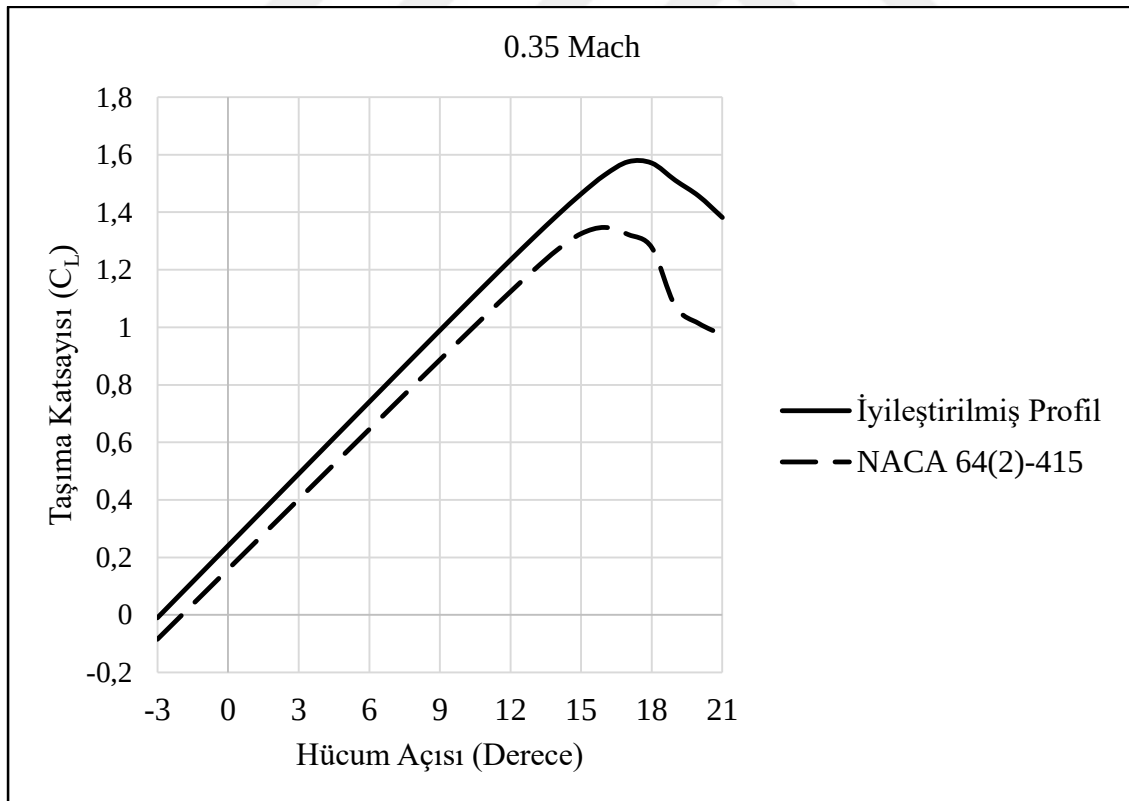
8.3. Üç Boyutlu Viskoz Akış ile Kanat Burulma Açısı Optimizasyonu

Seçilen üç boyutlu kanat geometrisi öncelikle iki boyutlu kanat profili optimizasyonu çalışmasındaki başlangıç ve iyileştirilmiş kanat profili ile ayrı ayrı oluşturulup kanat geometrisi mertebesindeki iyileşme gözlemlenmiştir. İki farklı kanat profili ile oluşturulan kanat geometrileri Şekil 8.20’de gösterilmiştir.

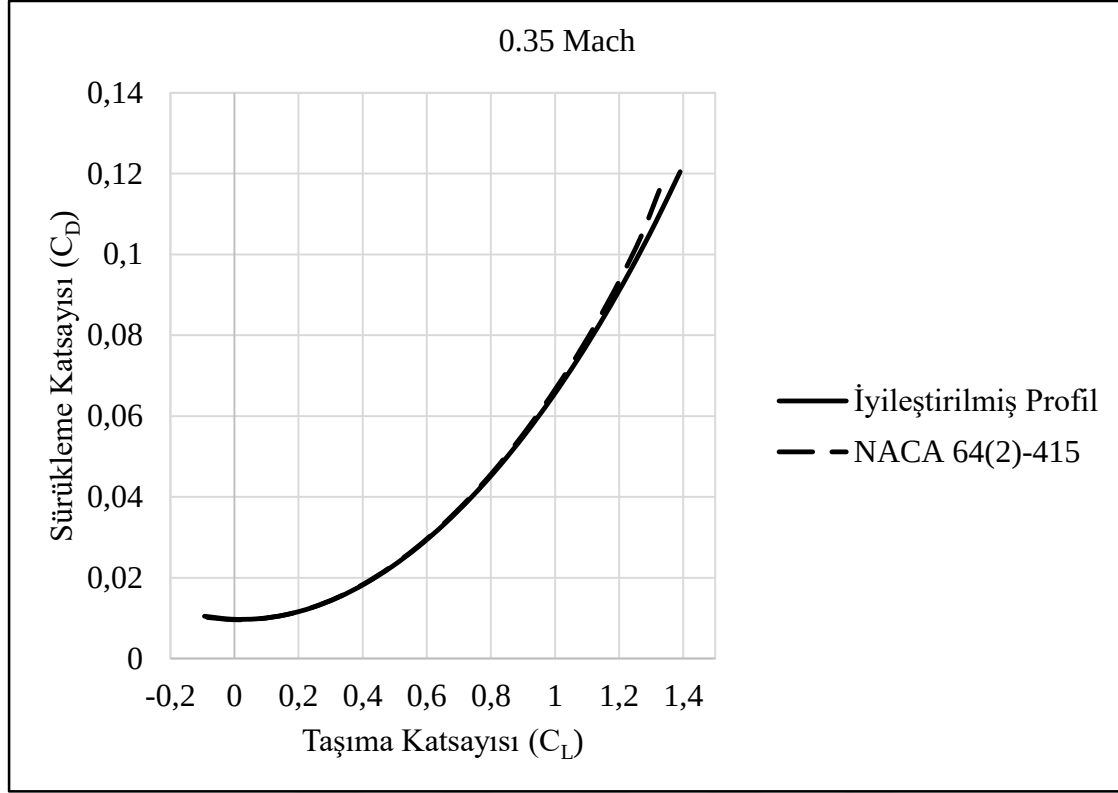


Şekil 8.20. İyileştirilmiş ve NACA 64(2)-415 kanat profilleri ile oluşturulmuş kanat geometrileri

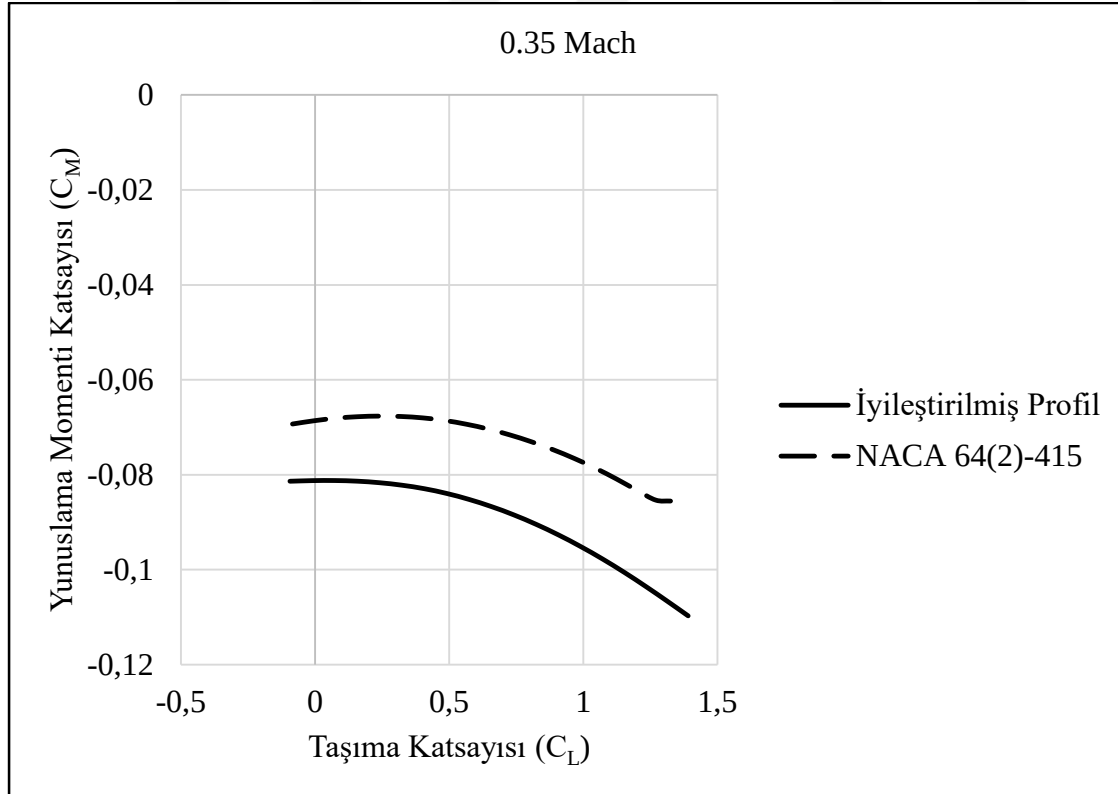
0,35 Mach sayısında farklı hücum açılarında aerodinamik katsayılar karşılaştırılmıştır.



Şekil 8.21. 0,35 Mach sayısında taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi



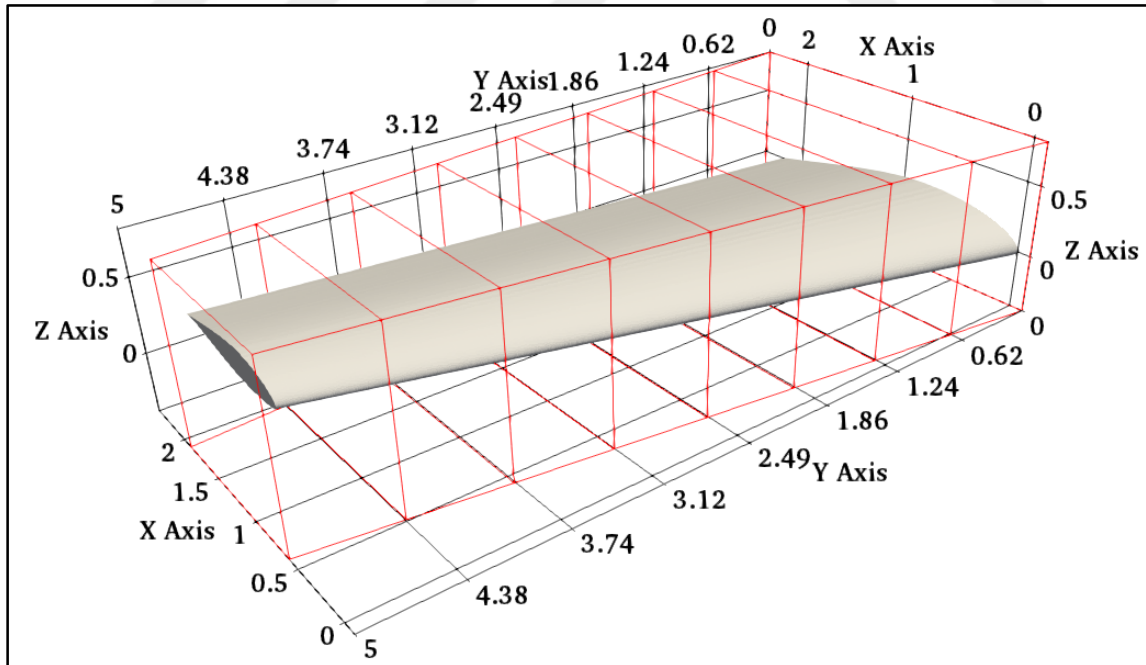
Şekil 8.22. 0,35 Mach sayısında sürükleme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi



Şekil 8.23. 0,35 Mach sayısında yunuslama momenti katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

Farklı kanat profilleri ile oluşturulan kanat geometrisi ile gerçekleştirilen HAD analiz sonuçları iki boyutlu kanat profili HAD analizi sonuçları ile uyumlu olduğu görülmüştür. İyileştirilmiş kanat profili ile oluşturulan kanat geometrisinin maksimum taşıma katsayısı başlangıç kanat profili ile oluşturulan kanat geometrisinin taşıma katsayısına göre %15 artmıştır. Sürükleme katsayısı ve moment katsayısı davranışları da iki boyutlu sonuçlar ile aynı trendi göstermektedir. İyileştirilmiş kanat profili kullanıldığında taşıma katsayısı 1 değerini geçtiğinde başlangıç kanat profiline göre daha düşük sürükleme katsayısı elde edilmektedir. Moment katsayısı değerleri iyileştirilmiş kanat profili kullanıldığında %20 daha negatif değerlere ulaşmıştır.

İyileştirilmiş kanat profili ile oluşturulan kanat geometrisinin burulma açısı optimizasyonunun gerçekleştirilmesi için kanat geometrisi serbest şekil deformasyonu kutusu (FFD Box) ile parametrik hale getirilmiştir. Toplamda 9 kesit kullanılmıştır. Bu çalışma gerçekleştirilirken burulma açısı eksenini olarak çeyrek veter noktalarından geçen doğru seçilmiştir. Ayrıca, başlangıç kanat geometrisi üzerinde doğrusal olacak şekilde 3 derecelik burulma açısı ile oluşturulmuştur.

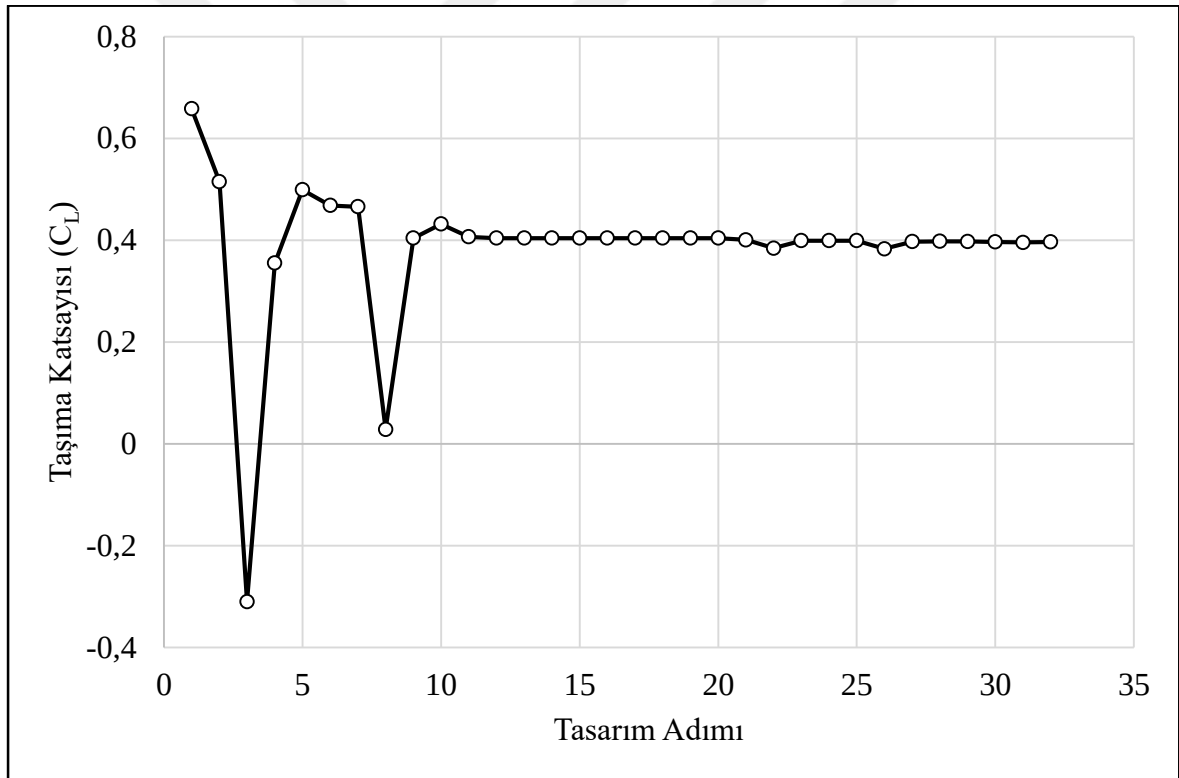


Şekil 8.24. Viskoz optimizasyon çalışmasında oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu

Amaç fonksiyonu olarak ilk aşamada optimizasyon koşulunda başlangıç geometrinin sağladığı sabit taşıma katsayısında sürükleme katsayısını minimum değerine ulaştırmak

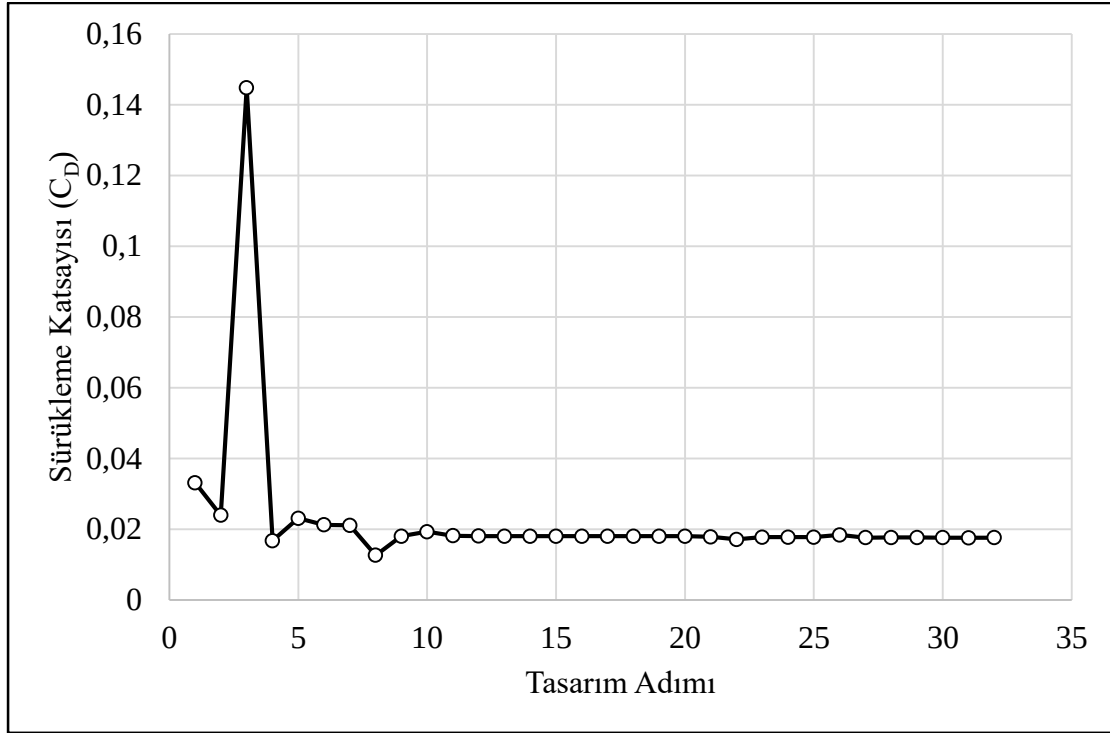
denenmiştir. Fakat, burulma açısındaki değişiklikler taşıma katsayısında ciddi değişikliklere yol açmaktadır. Bu sebeple optimizasyon döngüsü taşıma katsayısı için eşitlik kısıt fonksiyonu tanımlandığında burulma açısı dağılımında bir değişiklik sağlanamamıştır. Bu sorun kanat geometrisi, başlangıç burulma açısı dağılımı, optimizasyon koşulu gibi sebeplerin herhangi birinden kaynaklanabilir. Bu sebeple amaç fonksiyonu optimizasyon koşulunda taşıma / sürüklenme oranını (L/D) maksimum değerine ulaştıracak şekilde tanımlanmıştır. Herhangi bir kısıt fonksiyonu tanımlanmamıştır. Optimizasyon döngüsü toplamda 32 adımda tamamlanmıştır.

Optimizasyon döngüsü boyunca aerodinamik katsayıların değişimi aşağıdaki çizelgelerde gösterilmiştir.



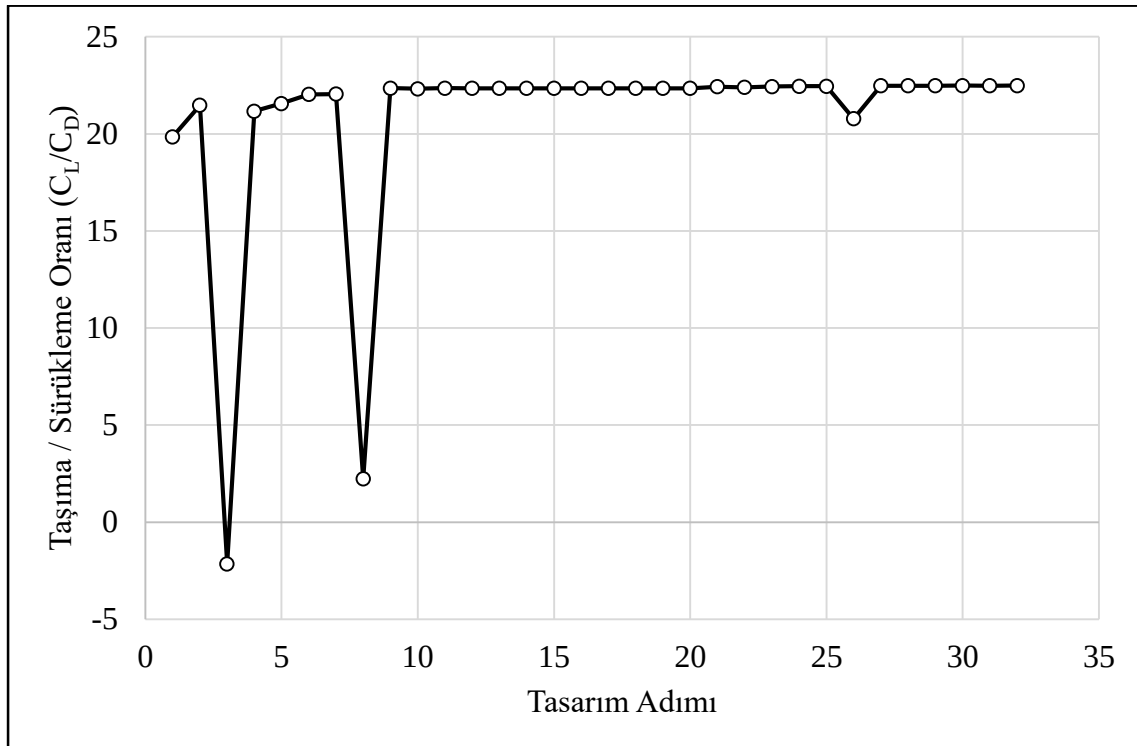
Şekil 8.25. Taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Optimizasyon döngüsü sonunda optimizasyon koşulundaki taşıma katsayısı değiştirilen burulma açısı dağılımı ile 0,65 değerinden 0,4 değerine düşmüştür.



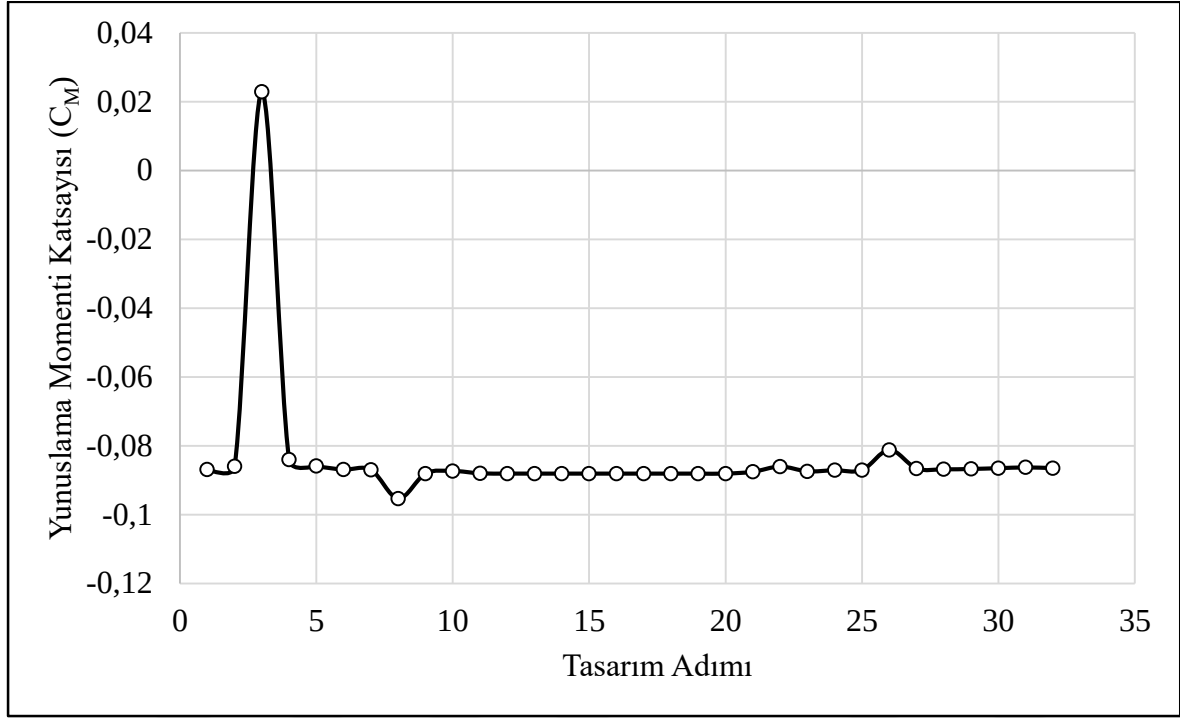
Şekil 8.26. Sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Baz kanat optimizasyon koşulunda 332 sürüklenme indeksine sahipken iyileştirilmiş kanat ile bu değer 176 sürüklenme indeksine düşürülmüştür.



Şekil 8.27. Taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi

Optimizasyon koşulunda amaç fonksiyonu olan L/D değerinin değişimine bakıldığında başlangıçta 19,84 olan değer 22,48 değerinde yükselerek yaklaşık %16 artmıştır.

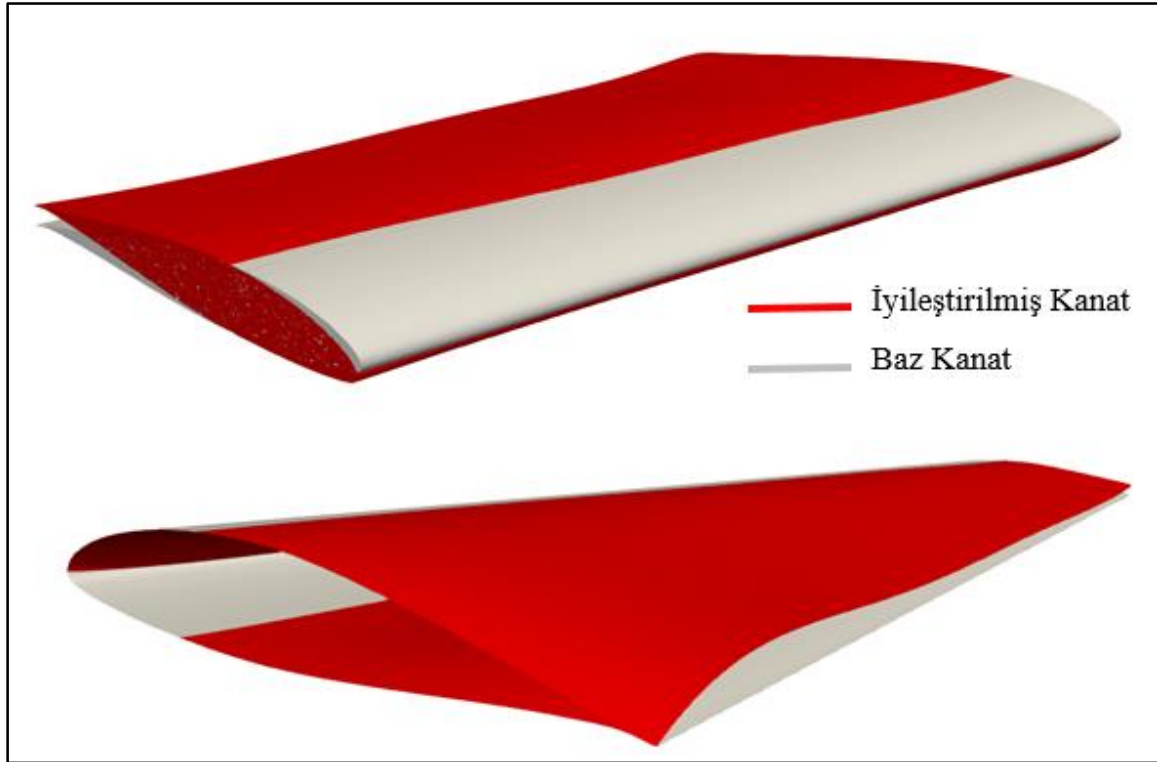


Şekil 8.28. Yunuslama momenti katsayısının tasarım adımına göre değişimi

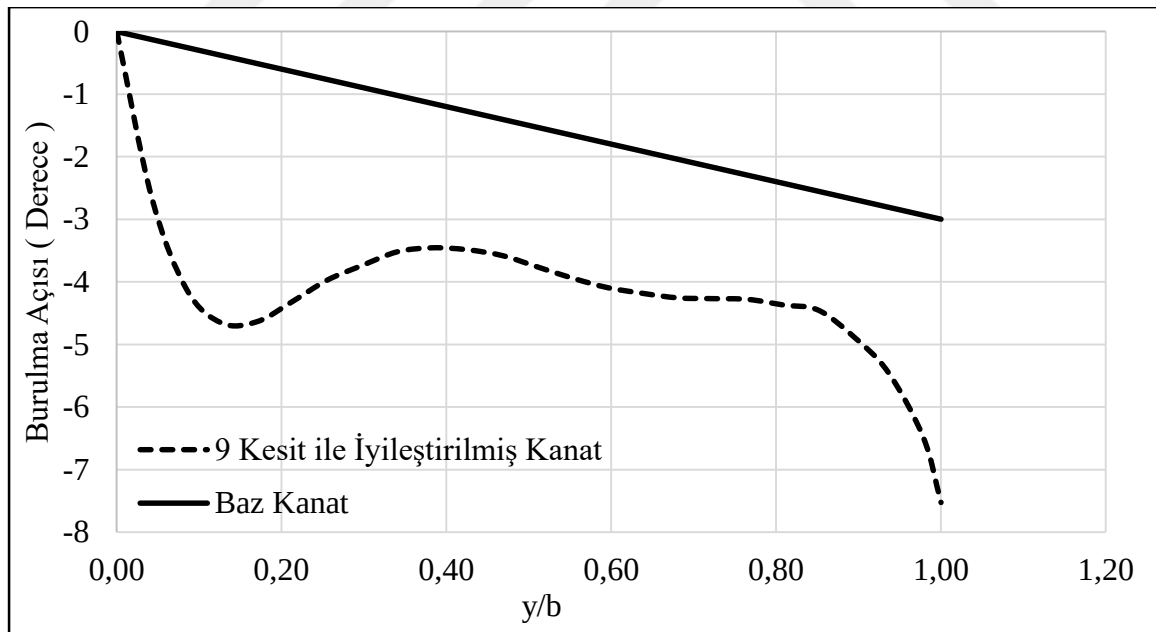
Yunuslama momenti katsayısı başlangıçta -0,086 iken iyileştirilmiş kanat ile optimizasyon koşulundaki yunuslama momenti katsayısının yine aynı mertebelerde olduğu görülmüştür.

Yukarıdaki aerodinamik katsayılar kıyaslanırken taşıma katsayısı da değişmektedir. Sabit taşıma katsayısında kıyaslama yapmak hava aracının denge koşulunun değişmemesi için önemlidir.

Elde edilen optimum ve başlangıç kanat geometrileri ve burulma açısı dağılımları sırasıyla Şekil 8.29 ve Şekil 8.30'da gösterilmiştir.



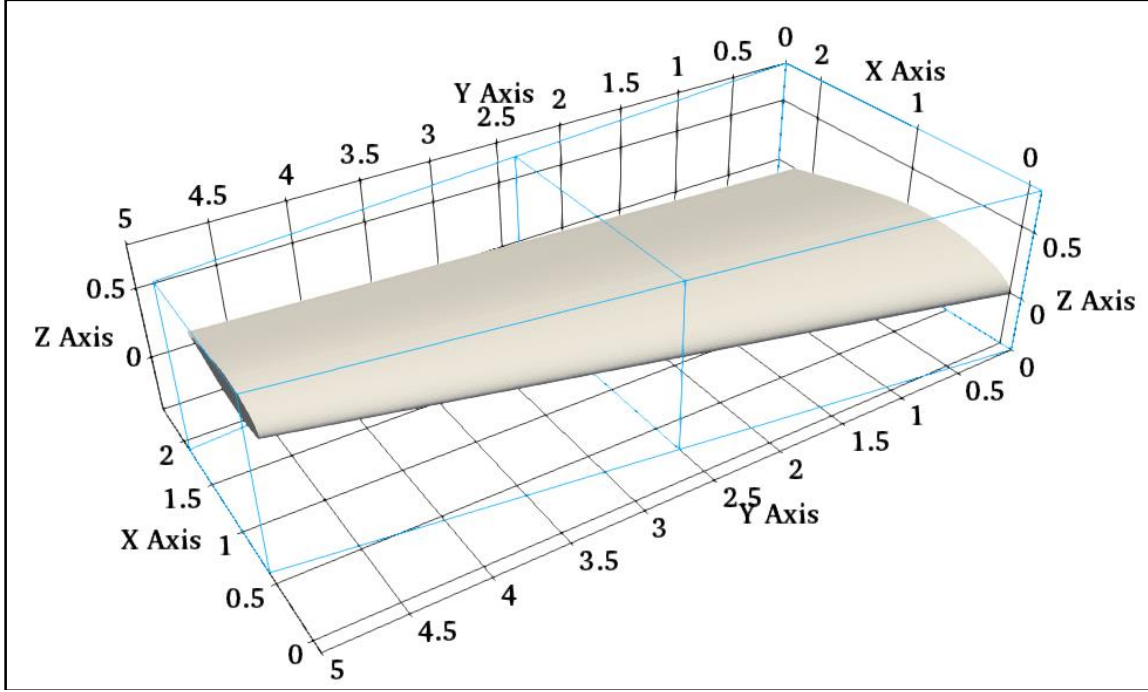
Şekil 8.29. İyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin ön ve arkadan görünümü



Şekil 8.30. 9 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları

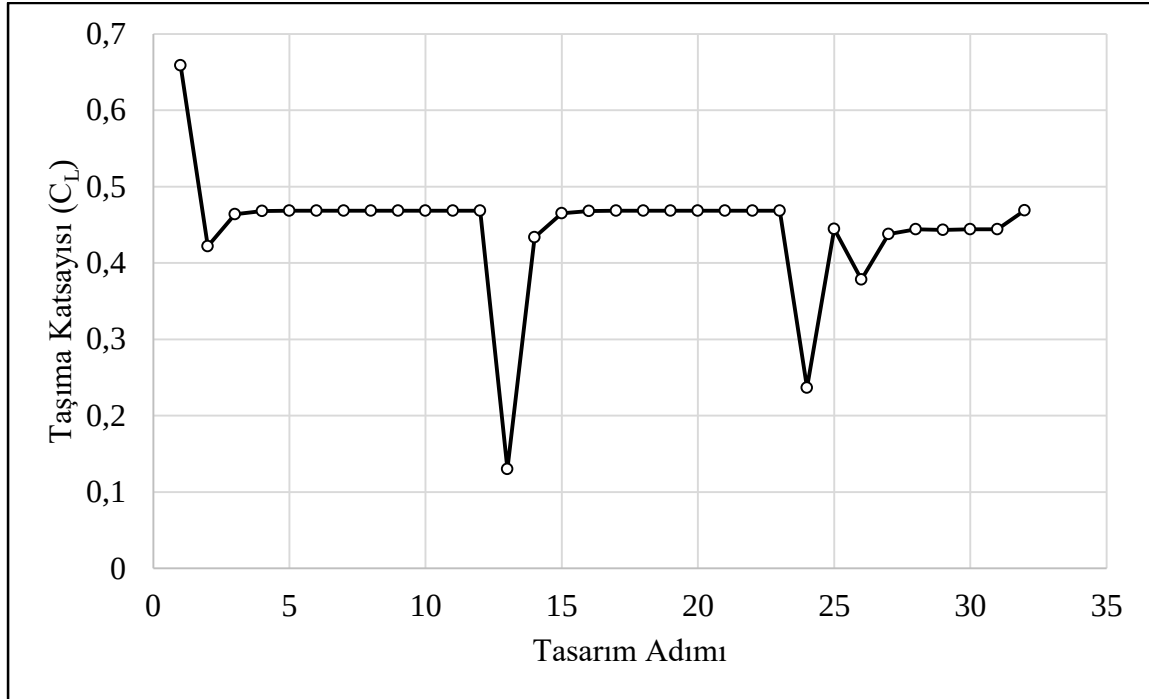
Baz kanat geometrisi kanat açıklığı boyunca doğrusal olacak şekilde 3 derecelik burulma açısı değişimine sahipken iyileştirilmiş kanat geometrisi çok ani burulma açısı değişimlerine sahiptir ve kanat ucundaki burulma açısı 7 dereceyi geçmiştir.

9 burulma açısı kesiti ile elde edilen optimum kanat geometrisinin gerçek hayatta uygulanması mümkün olmadığından aynı çalışma 3 burulma açısı kesiti ile gerçekleştirilmiştir. Ayrıca 3 burulma açısı ile gerçekleştirilen çalışmada maksimum burulma açısı negatif yönde 6 derece olacak şekilde kısıt fonksiyonu tanımlanmıştır. Başlangıç kanat geometrisi ve burulma açısı kesitleri Şekil 8.31’de gösterilmiştir.



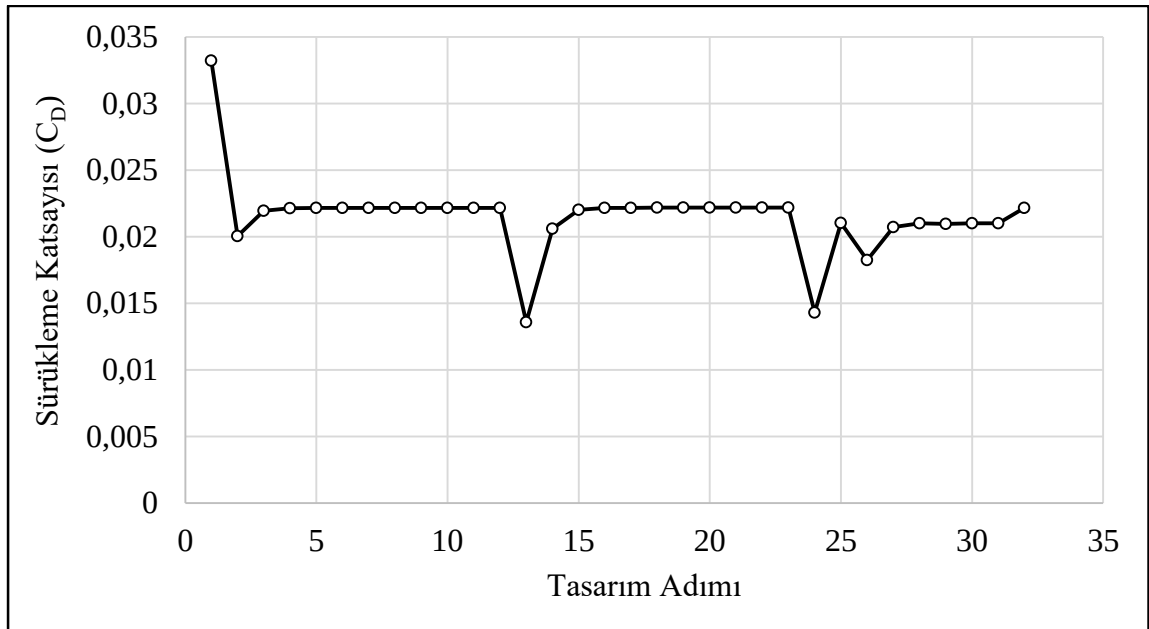
Şekil 8.31. Viskoz optimizasyon çalışmasında 3 kesit ile oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu

3 burulma açısı kesiti ile gerçekleştirilen optimizasyon döngüsü süresince aerodinamik katsayıların değişimi aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



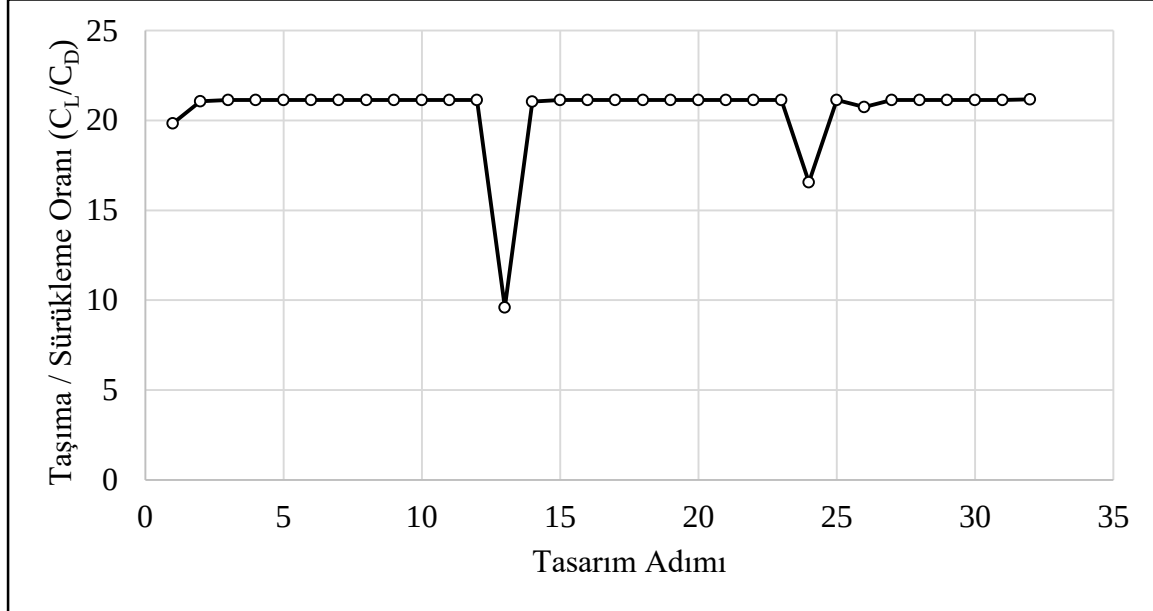
Şekil 8.32. 3 kesit ile taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Başlangıçta 0,65 değerindeki taşıma katsayısı optimum burulma açısı dağılımı ile 0,47 değerine düşmüştür.



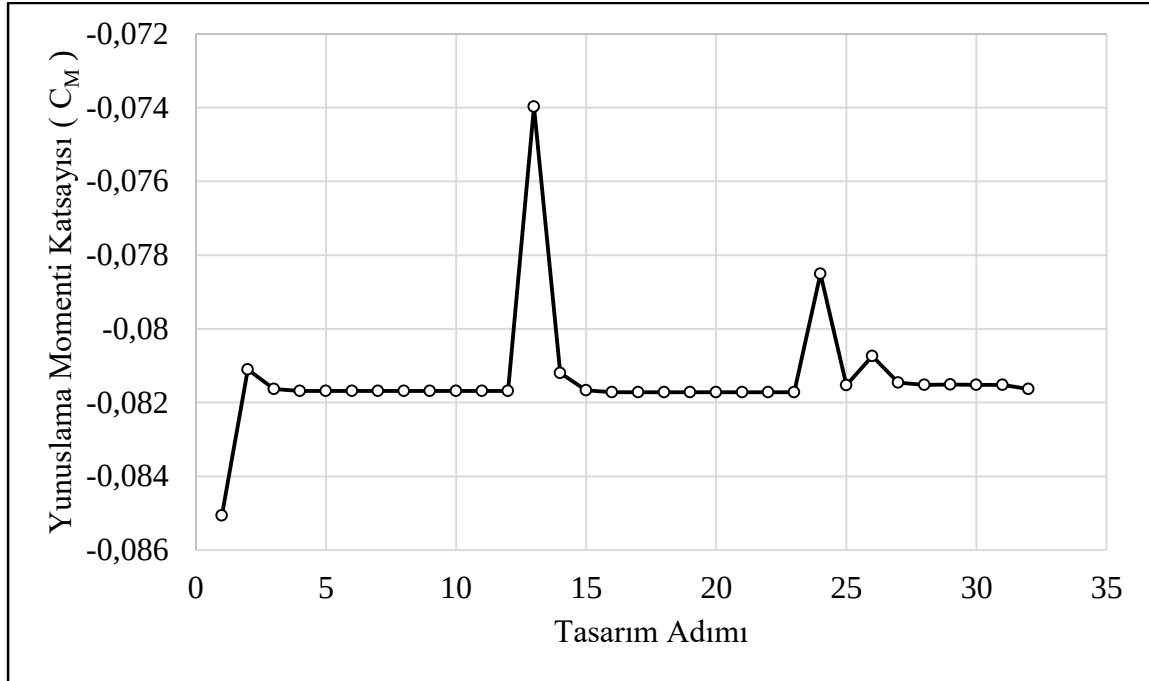
Şekil 8.33. 3 kesit ile sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Baz kanat optimizasyon koşulunda 332 sürüklenme indeksine sahipken 3 burulma açısı kesiti kullanılarak iyileştirilmiş kanat ile bu değer 222 sürüklenme indeksine düşürülmüştür.



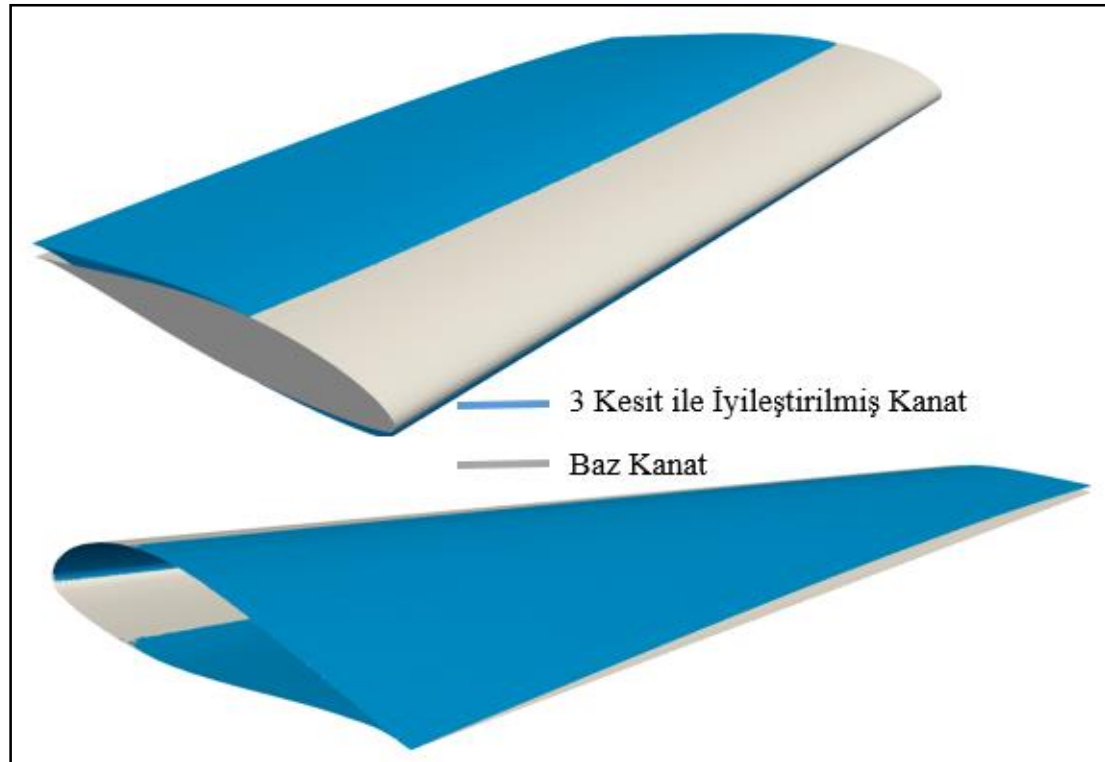
Şekil 8.34. 3 kesit ile taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi

Optimizasyon koşulunda amaç fonksiyonu olan L/D değerinin değişimi incelendiğinde başlangıçta 19,84 olan değer 21,16 değerinde yükselerek yaklaşık %7 artmıştır. 3 adet burulma açısı kesiti ile elde edilen taşıma / sürüklenme oranı 9 adet burulma açısı kesiti ile elde edilen taşıma / sürüklenme oranına göre yaklaşık %6 daha düşüktür.

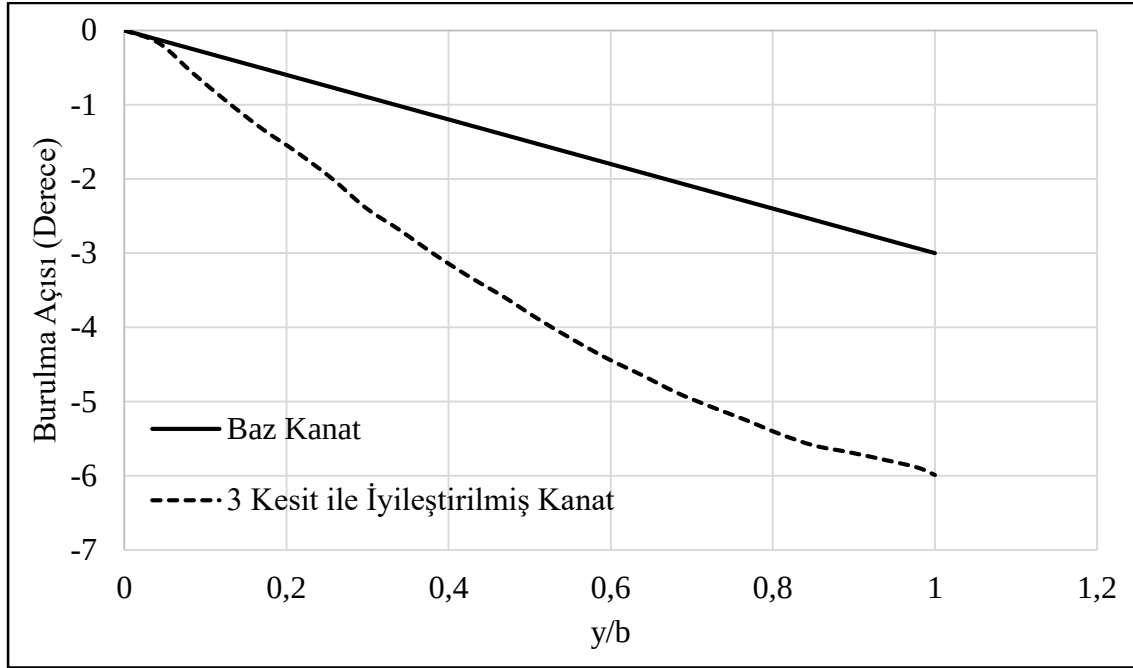


Şekil 8.35. 3 kesit ile moment katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Başlangıçta -0,085 değerindeki yonulama momenti katsayısı optimizasyon döngüsü sonucunda -0,081 değerine ulaşmıştır.



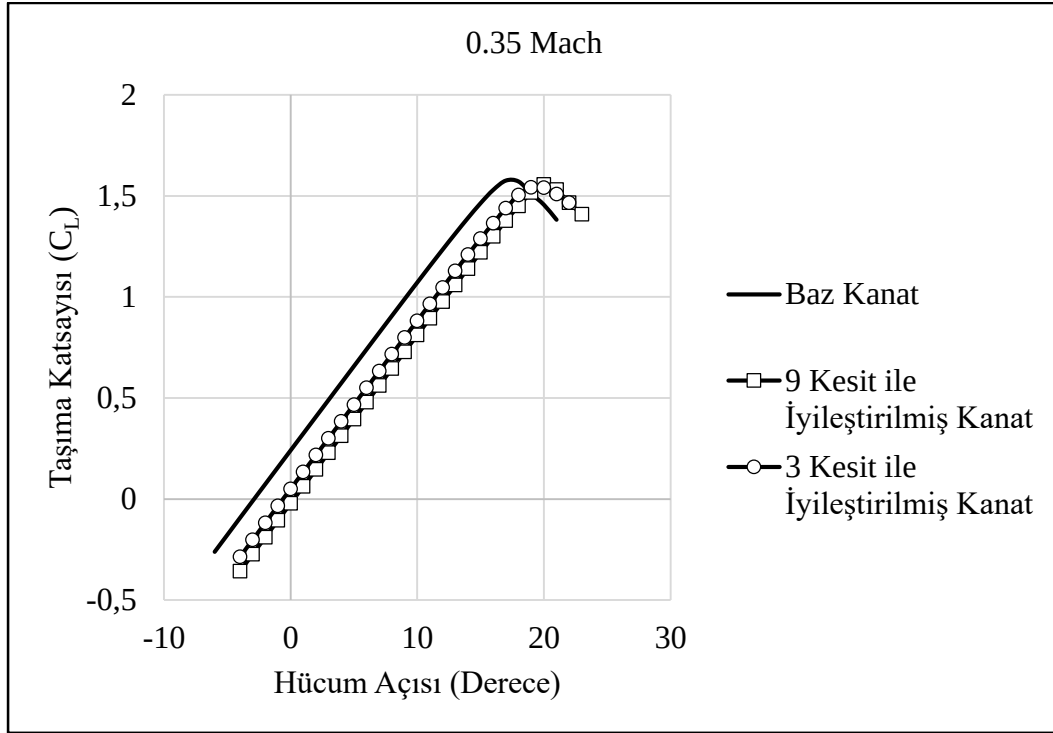
Şekil 8.36. 3 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrileri



Şekil 8.37. 3 kesit ile iyileştirilmiş ve baz kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları

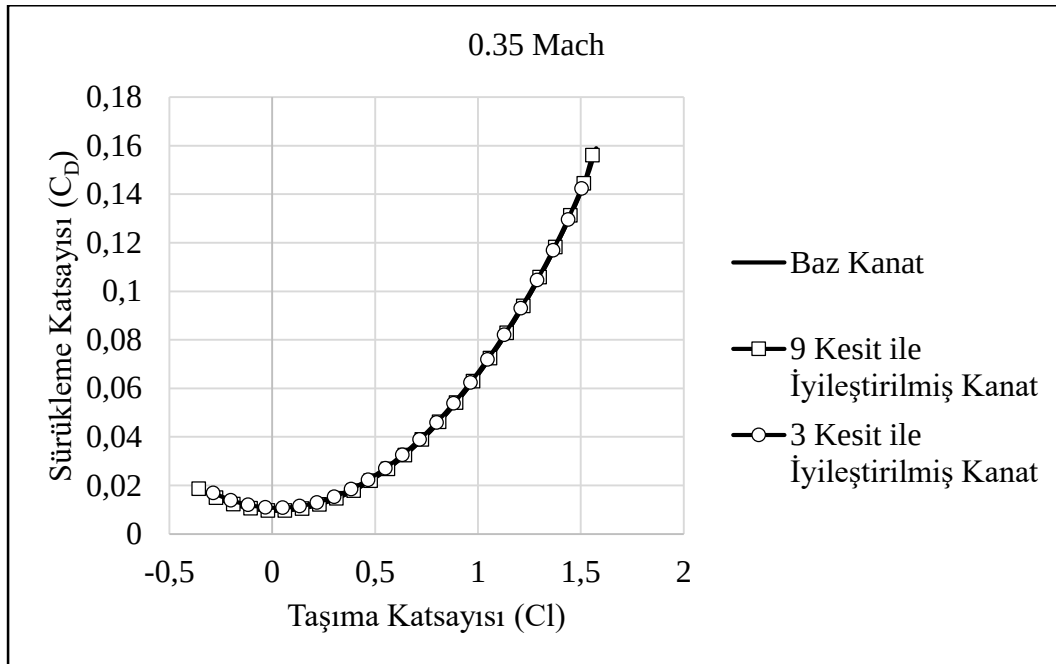
3 adet burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat geometrisi 9 adet burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat geometrisine göre gerçek hayatta kullanıma daha uygundur.

0,35 Mach sayısında farklı hücum açılarında gerçekleştirilen HAD analizi sonuçları aşağıdaki çizelgelerde gösterilmiştir.



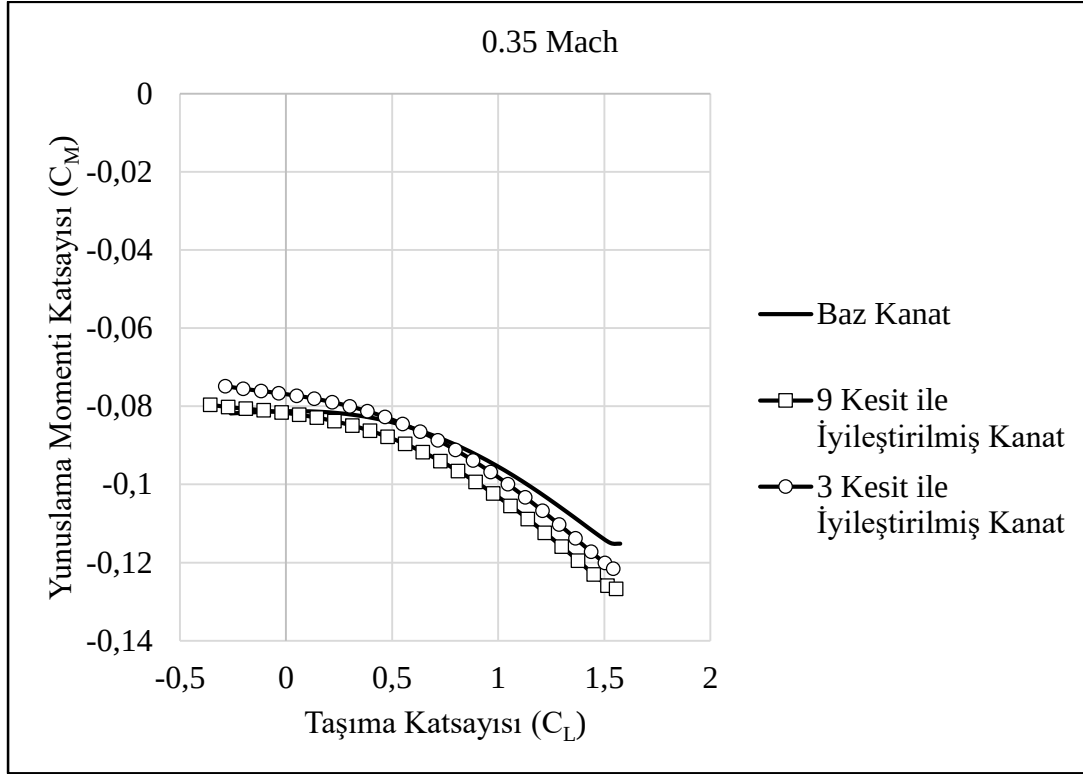
Şekil 8.38. 0,35 Mach sayısında taşıma katsayılarının hücum açısına göre değişimi

İyileştirilmiş kanat geometrilerinin baz kanat geometrisine göre aynı hücum açısındaki taşıma katsayıları daha düşüktür. Her kanat geometrisinin maksimum taşıma katsayısı eşittir. İyileştirilmiş kanat geometrilerinin perdövites açıları baz kanada göre 2 derece daha yüksektir.



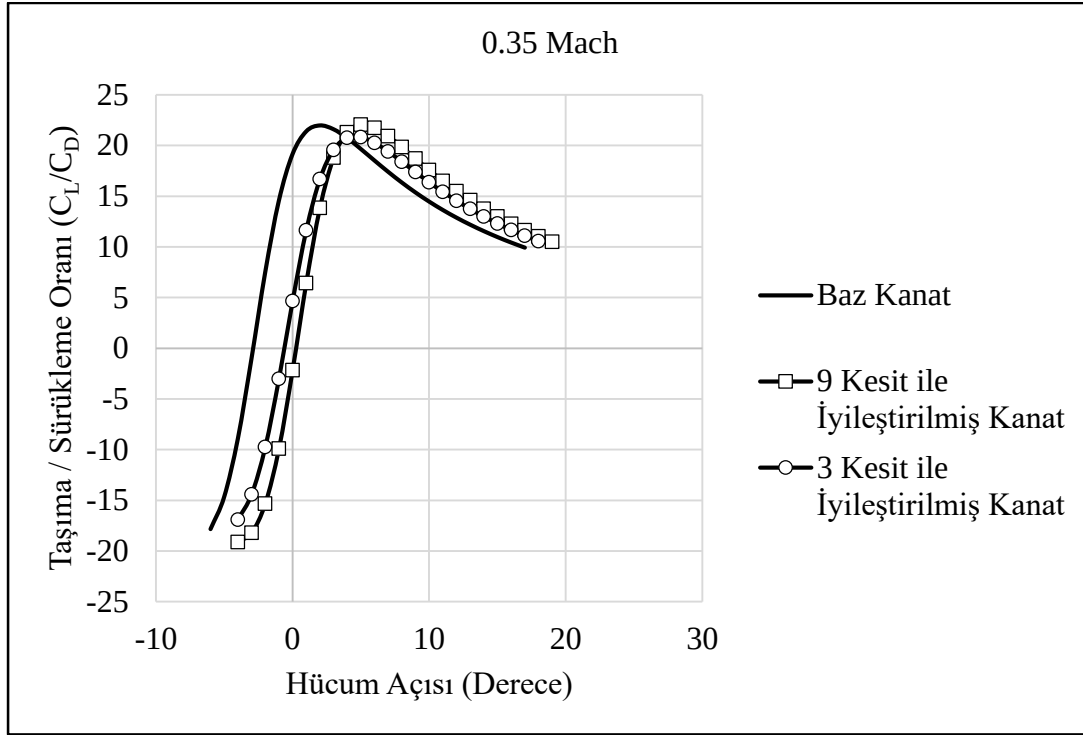
Şekil 8.39. 0,35 Mach sayısında sürüklenme katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

Aynı taşıma katsayısında baz ve 9 burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat geometrileri aynı sürüklenme katsayısına sahipken, 3 burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat geometrisinin sürüklenme katsayısı az bir farkla daha yüksek görünmektedir.



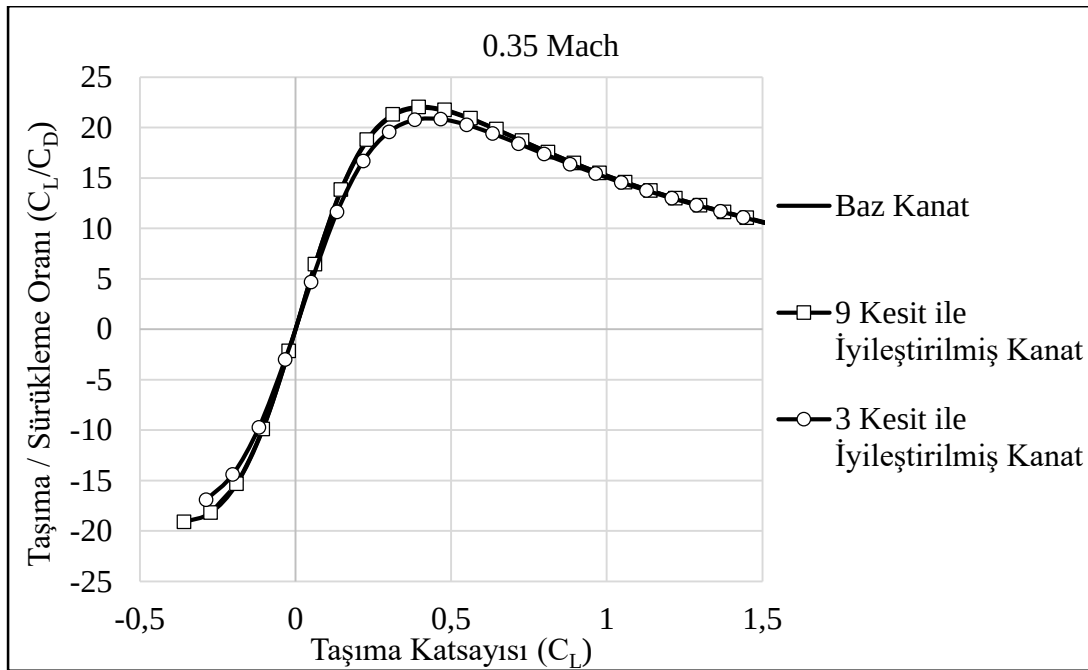
Şekil 8.40. 0,35 Mach sayısında yunuslama momenti katsayısının taşıma katsayısına göre değişimi

İyileştirilmiş kanatlar ile taşıma katsayısı / yunuslama momenti katsayısı eğimi baz kanat geometrisine göre artmıştır.



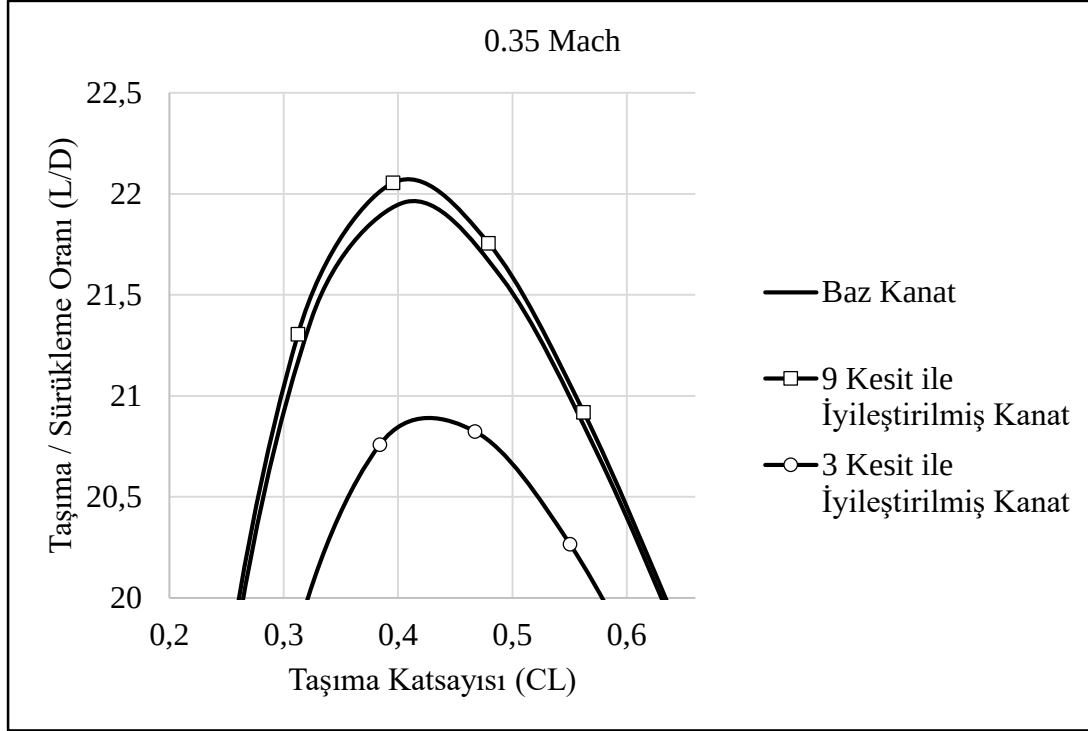
Şekil 8.41. Taşıma / sürüklenme oranının hücum açısına göre değişimi

Hücum açısına göre L/D dağılımı incelendiğinde iyileştirilmiş kanatlar ile maksimum C_L/C_D değeri hücum açısının 5 derece olduğu noktaya taşındığı görülmektedir.



Şekil 8.42. Taşıma / sürüklenme oranının taşıma katsayısına göre değişimi

Taşıma katsayısına göre C_L/C_D dağılımı incelendiğinde baz kanat ile 9 kesit kullanılarak iyileştirilmiş kanat geometrilerinin sonuçları çok yakın görünürken 3 kesit kullanılarak iyileştirilmiş kanat geometrisine ait maksimum taşıma / sürüklenme oranı diğer kanatlara kıyasla daha düşüktür.



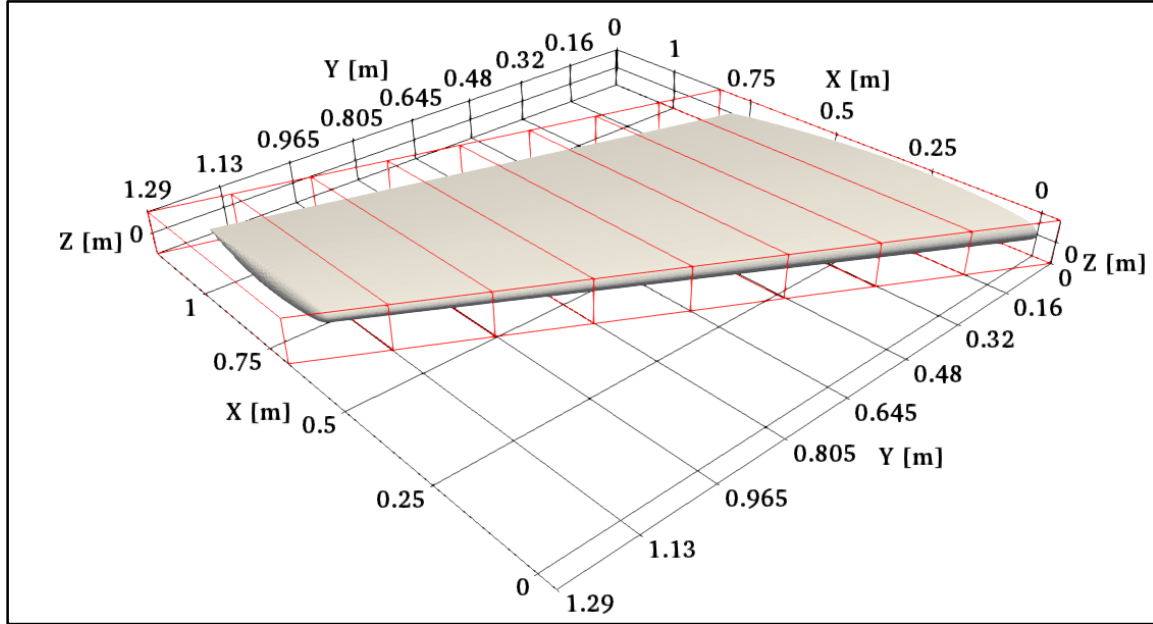
Şekil 8.43. Taşıma / sürüklenme oranının maksimum olduğu bölgenin taşıma katsayısına göre değişimi

9 burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat ile maksimum taşıma / sürüklenme oranı baz kanata göre 21,95 değerinden 22,1 değerine yükselerek yaklaşık %1 artmıştır. 3 burulma açısı kesiti ile iyileştirilmiş kanat ile ise maksimum taşıma / sürüklenme oranı baz kanata göre 21,95 değerinden 20,83 değerine düşerek yaklaşık %5 düşmüştür.

8.4. Üç Boyutlu Viskoz Olmayan Akış ile Kanat Burulma Açısı Optimizasyonu

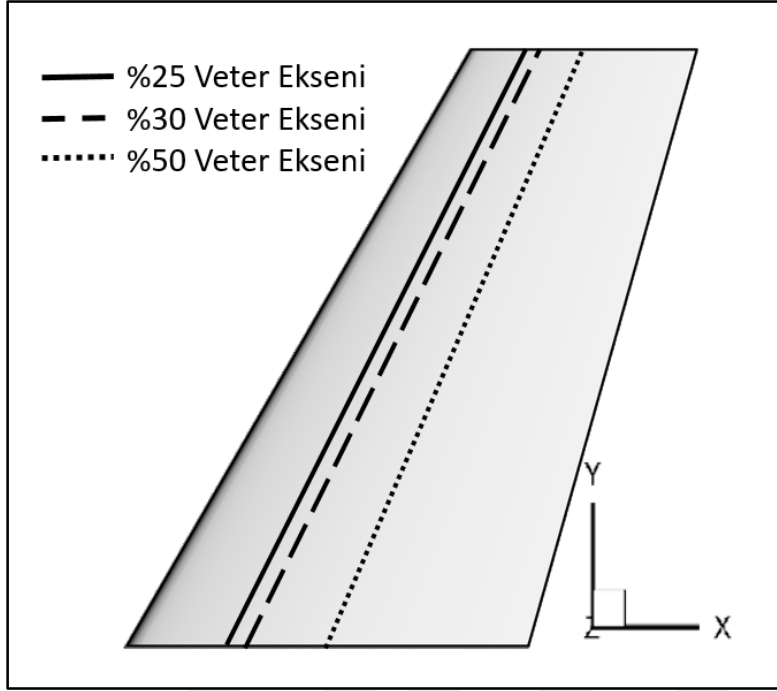
Üç boyutlu viskoz olmayan akış ile bir çalışmanın gerçekleştirilebilmesi için yüksek Reynolds sayılarında viskoz kuvvetlerin daha etkisiz olduğu bir optimizasyon koşulu seçilmiştir. Optimizasyon koşulu olarak NASA'nın internet sitesinde yer alan akış koşulu seçilmiştir. Akış koşulu 0,8395 Mach sayısı, 3,06 derece hücum açısı ve 11,72 milyon Reynolds sayısı olacak şekilde tanımlanmıştır. Bu çalışmada kullanılan Onera M6 kanat

geometrisi optimizasyon probleminin çözümünü gerçekleştirebilmek için bir önceki çalışmada olduğu gibi serbest şekil deformasyonu kutusu (FFD Box) ile parametrik hale getirilmiştir.



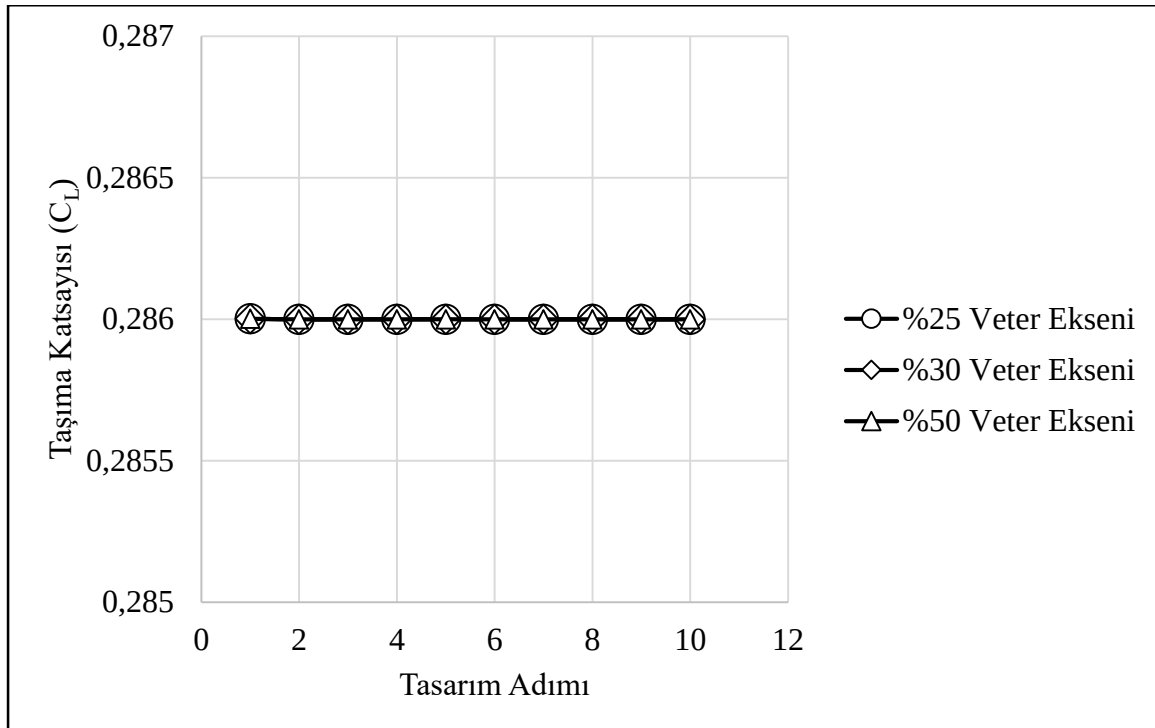
Şekil 8.44. Onera M6 kanat geometrisi için oluşturulan serbest şekil deformasyonu kutusu

Literatürde bu optimizasyon probleminin çözümü üzerine çalışılmış birçok çalışma yapılmıştır. Diğer optimizasyon problemi çözümlerinden farklı olarak bu çalışmada sadece kanat geometrisinin burulma açısı değiştirilerek iyileştirme hedeflenmiştir. Optimizasyon koşulunda taşıma katsayısı eşitlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Amaç fonksiyonu olarak sürüklenme katsayısını en düşük seviyeye ulaştırmak tanımlanmıştır. Optimizasyon çalışması ses ötesi hızda gerçekleştirilmektedir ve bu hızlarda aerodinamik merkez sıkıştırılabilirlik etkilerinden dolayı kanat üzerinde çeyrek veter noktasından daha geriye kayabilmektedir. Aerodinamik merkezin kayma etkilerinin burulma açısı optimizasyonu üzerinde etkisini ortaya koyabilmek amacıyla 3 farklı eksenle burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu eksenler kanat geometrisinin kök ve uç veter uzunluklarının %25, %30 ve %50'sine denk gelen noktalardan geçen doğrulardır. Burulma açısı eksenleri Şekil 8.45'de gösterilmiştir.



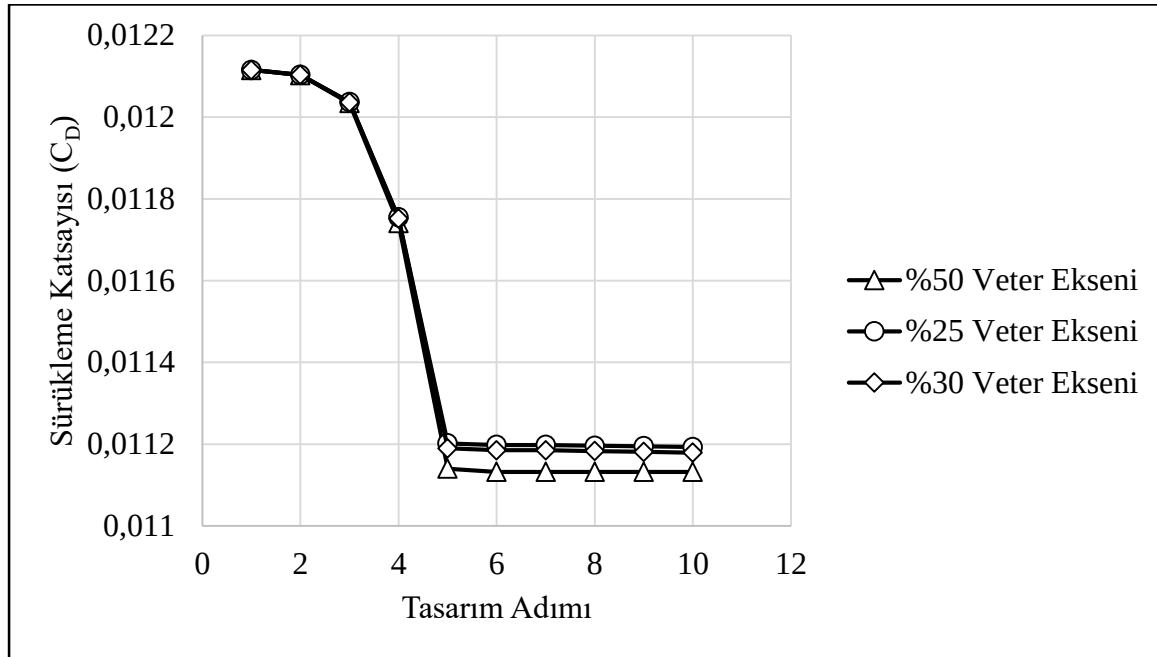
Şekil 8.45. Burulma açısı optimizasyonu için kullanılan farklı veter eksenleri

Üç farklı veter eksenine göre gerçekleştirilmiş optimizasyon çalışmalarının hepsi 10 tekrarlama içerisinde tamamlanmıştır. Aerodinamik katsayıların tasarım adımına göre değişimi aşağıdaki çizelgelerde gösterilmiştir.



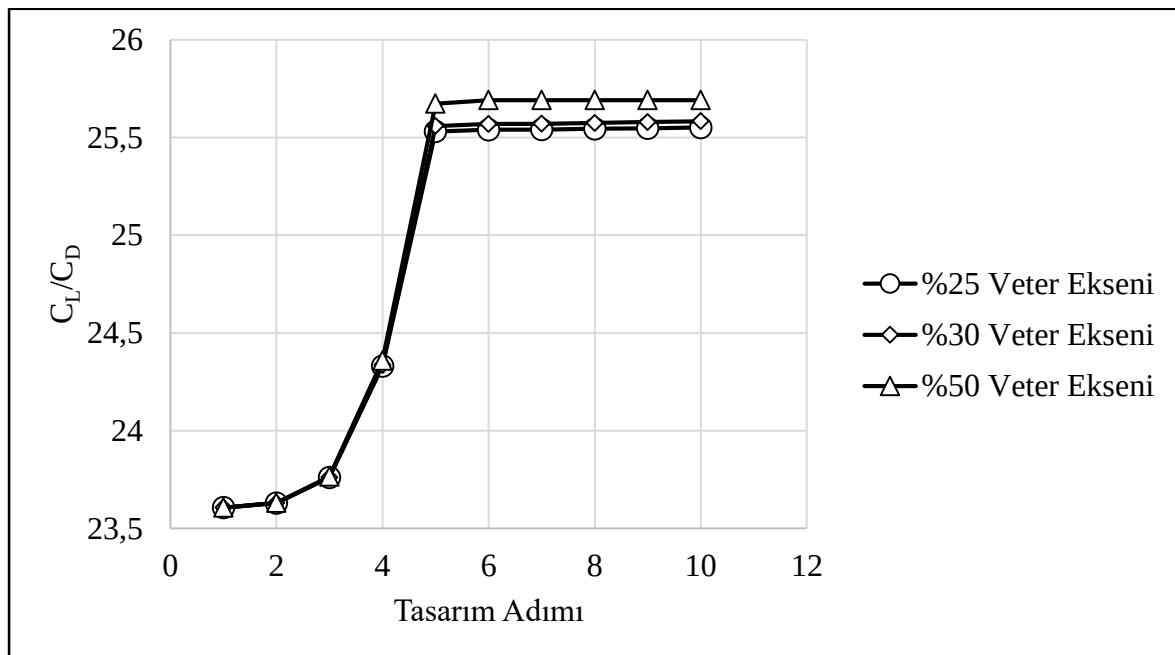
Şekil 8.46. Taşıma katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Taşıma katsayısı eşitlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlandığından değişim göstermemiştir.



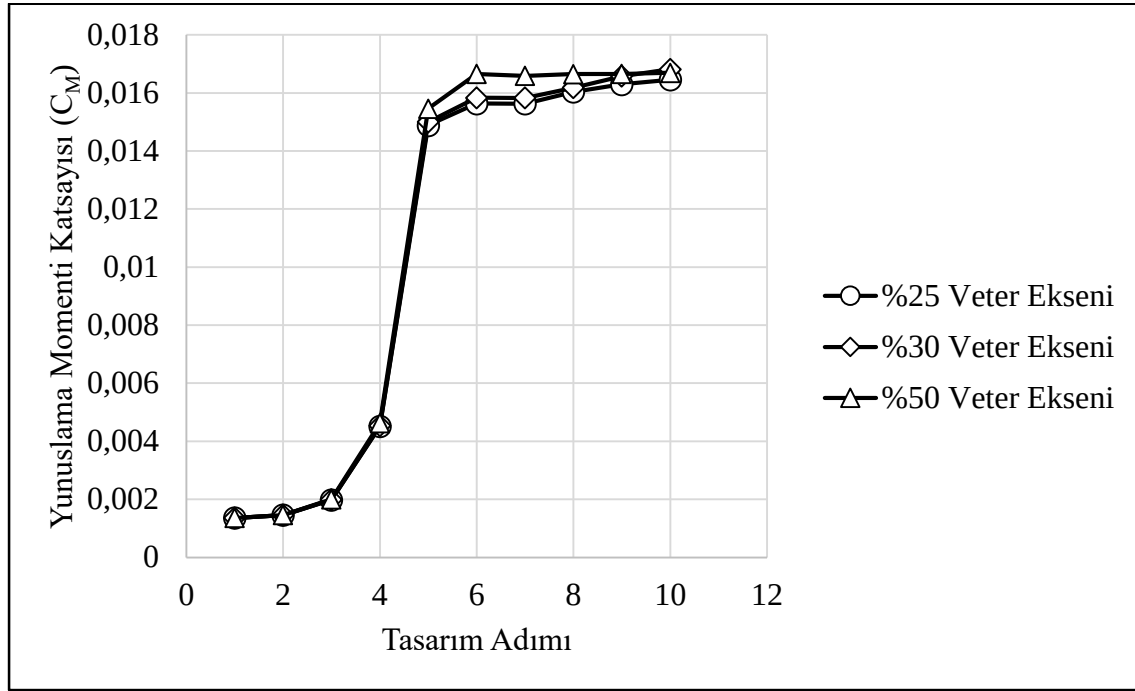
Şekil 8.47. Sürüklenme katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Başlangıçtaki 121 olan sürüklenme indeksi burulma açısının %25 ve %30 veter eksenlerine göre optimize edildiğinde 112 sürüklenme indeksine düşmüştüken, %50 veter eksenine göre optimize edildiğinde yaklaşık 111 sürüklenme indeksine düşmüştür.



Şekil 8.48. Taşıma / sürüklenme oranının tasarım adımına göre değişimi

Taşıma katsayısı / sürükleme katsayısı oranı başlangıçta 23,6 iken %25 ve %30 veter eksenlerine göre yapılmış optimizasyon çalışmaları ile %8,2 artarak 25,53 değerine, %50 veter eksenine göre yapılmış optimizasyon çalışması ile %9 artarak 25,73 değerine yükselmiştir.



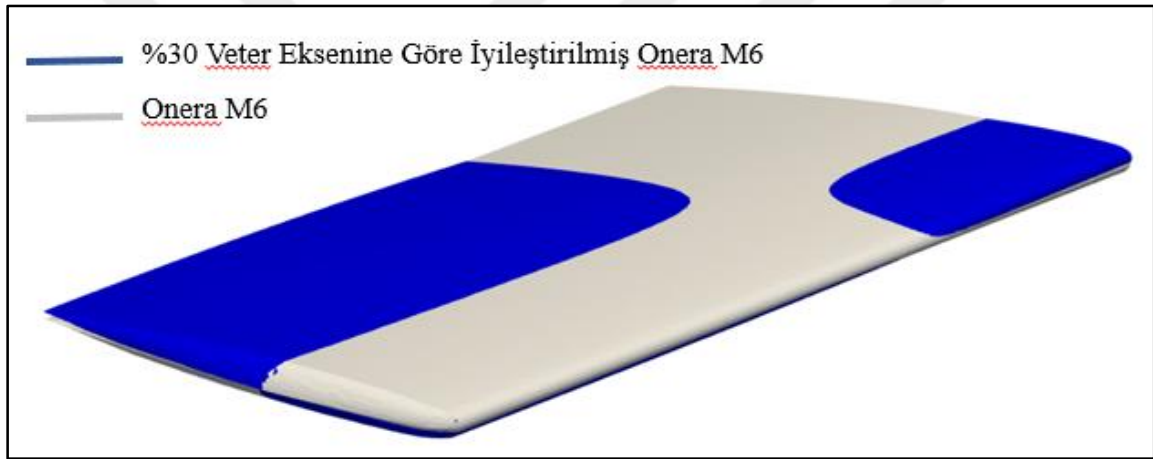
Şekil 8.49. Yunuslama momenti katsayısının tasarım adımına göre değişimi

Başlangıçta yaklaşık 0,001 olan yunuslama momenti katsayısı bütün veter eksenlerine göre gerçekleştirilen optimizasyon çalışmaları için son durumda yaklaşık 0,0165 değerine yükselmiştir.

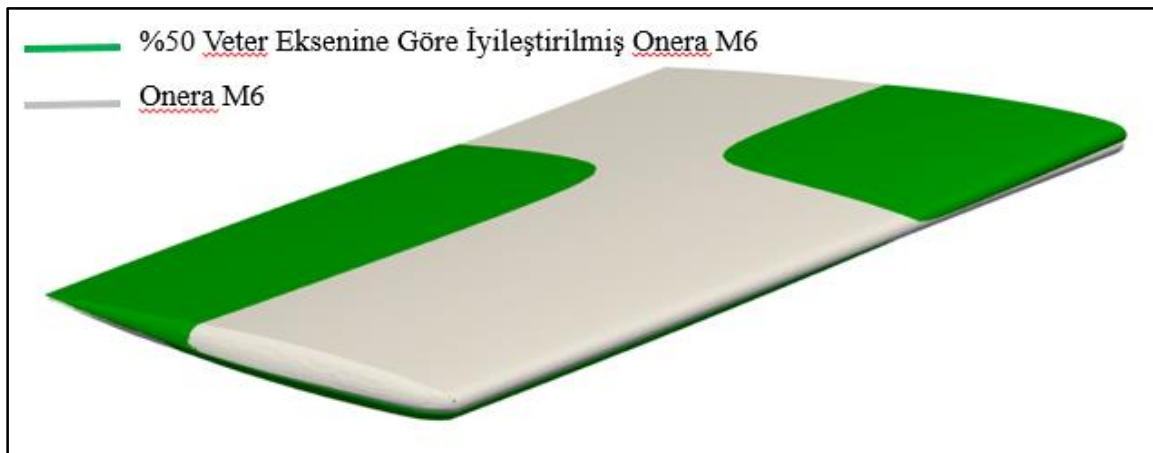
Farklı eksenlere göre iyileştirilmiş kanat geometrileri başlangıç geometrisi ile beraber aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



Şekil 8.50. %25 veter eksenine göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması

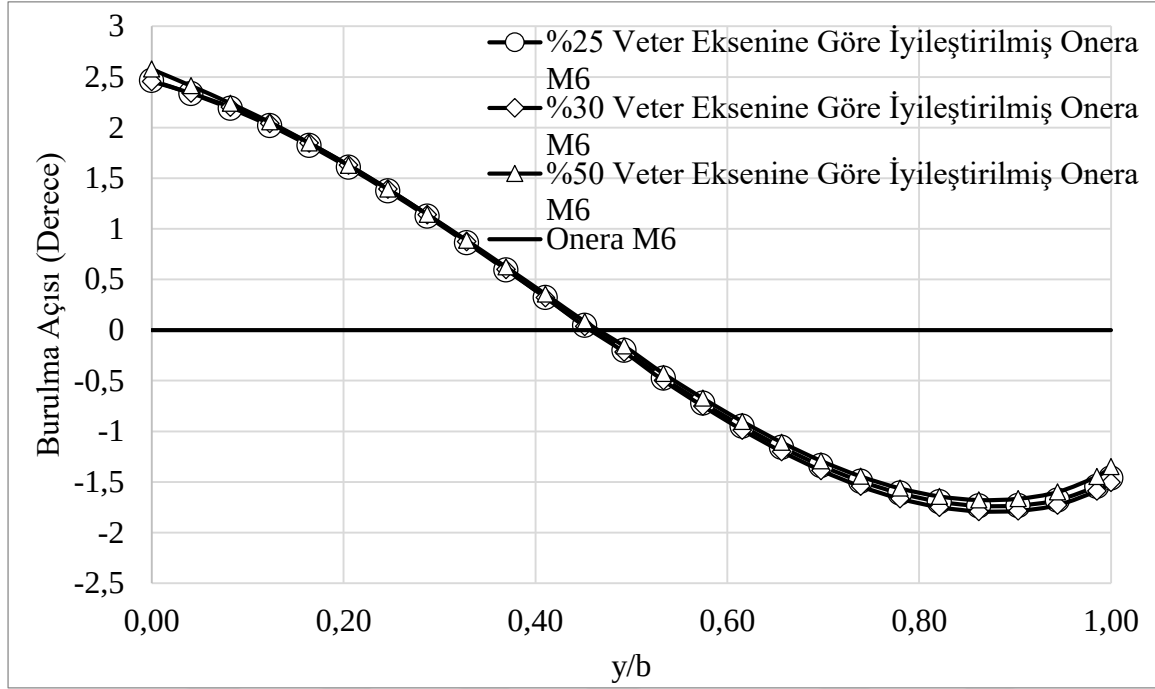


Şekil 8.51. %30 veter eksenine göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması



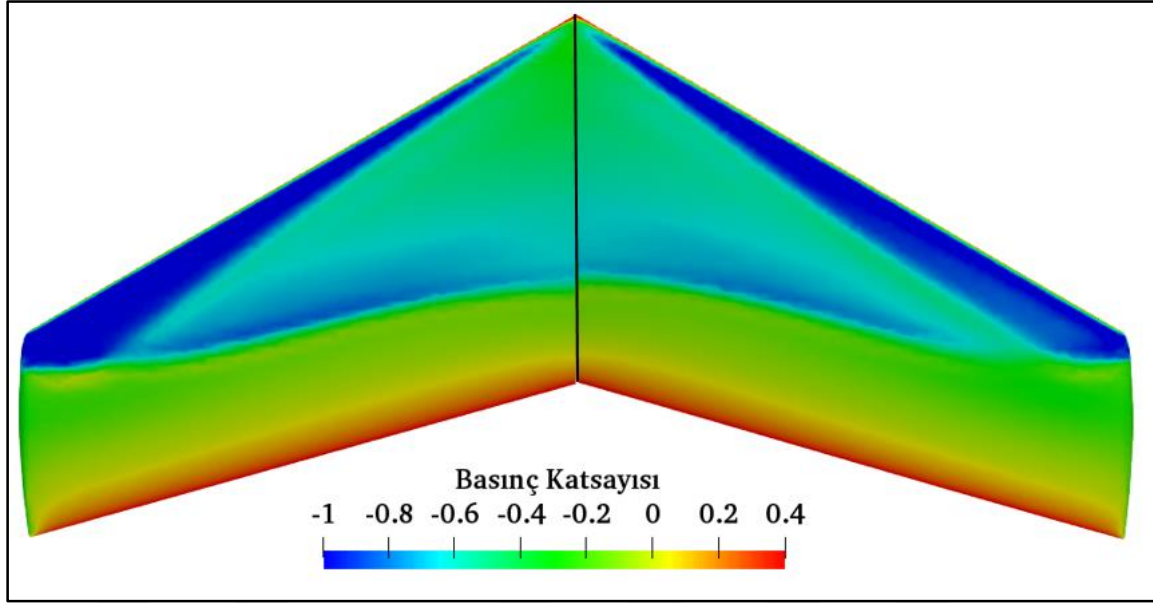
Şekil 8.52. %50 veter eksenine göre iyileştirilmiş kanat geometrisinin karşılaştırması

Üç farklı eksene göre iyileştirilmiş kanat geometrilerinin ve başlangıçta kullanılan Onera M6 kanat geometrisinin kanat açıklığı boyunca burulma açısı dağılımları aşağıdaki çizelgede gösterilmiştir.

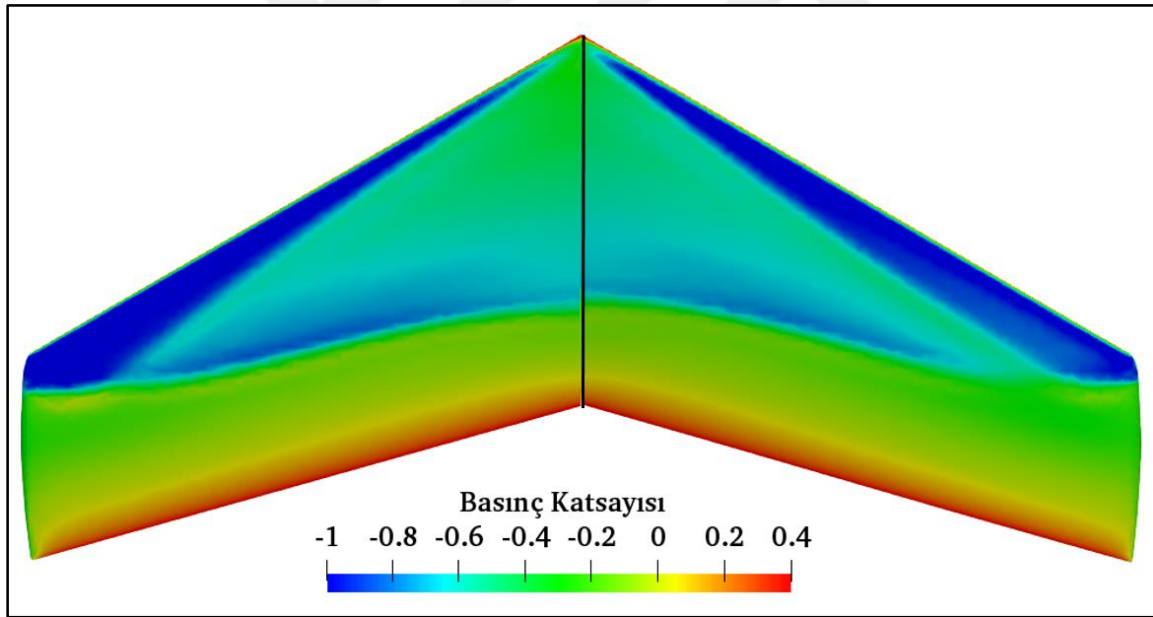


Şekil 8.53. Onera M6 ve iyileştirilmiş kanat geometrilerinin burulma açısı dağılımları

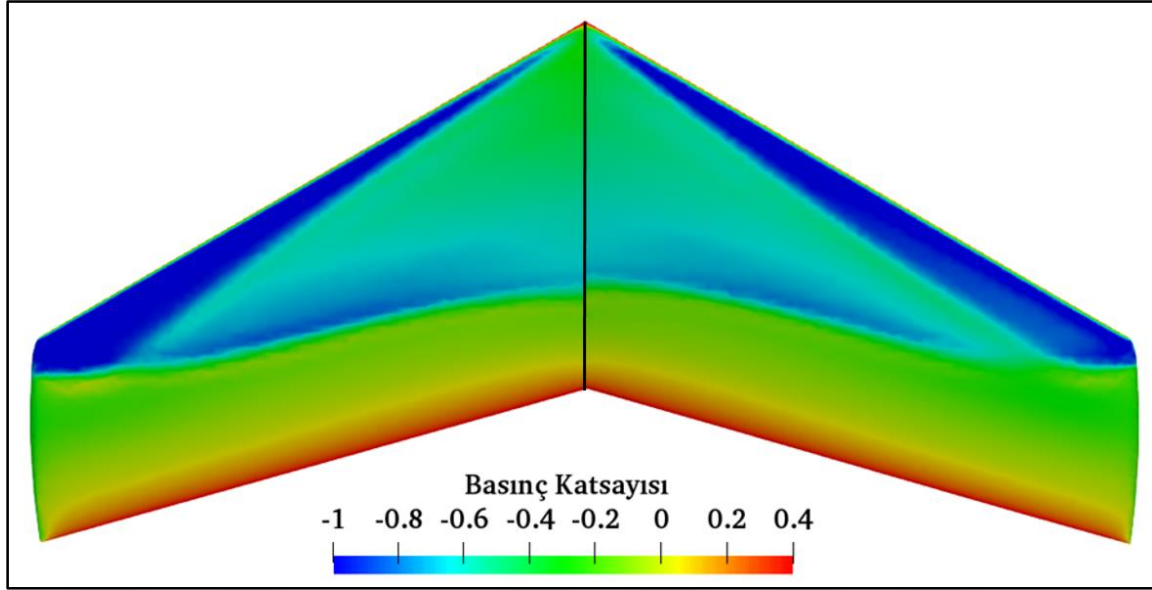
Başlangıçta kullanılan Onera M6 kanat geometrisinde burulma açısı 0 iken farklı eksenlere göre gerçekleştirilen burulma açısı optimizasyonları ile burulma açısı kök bölgede yaklaşık 2,5 derece ve uç bölgede yaklaşık -1,5 derece olacak şekilde elde edilmiştir. Optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen 3 farklı kanat geometrisinin burulma açısı dağılımları kanat açıklığı boyunca benzerdir. Optimize burulma açısı dağılımının farklı eksenlere göre önemli bir fark yaratmadığı gözlemlenmiştir. Optimizasyon koşulunda gerçekleştirilmiş HAD analizlerinin yüzey üzerindeki basınç katsayısı sonuçları aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



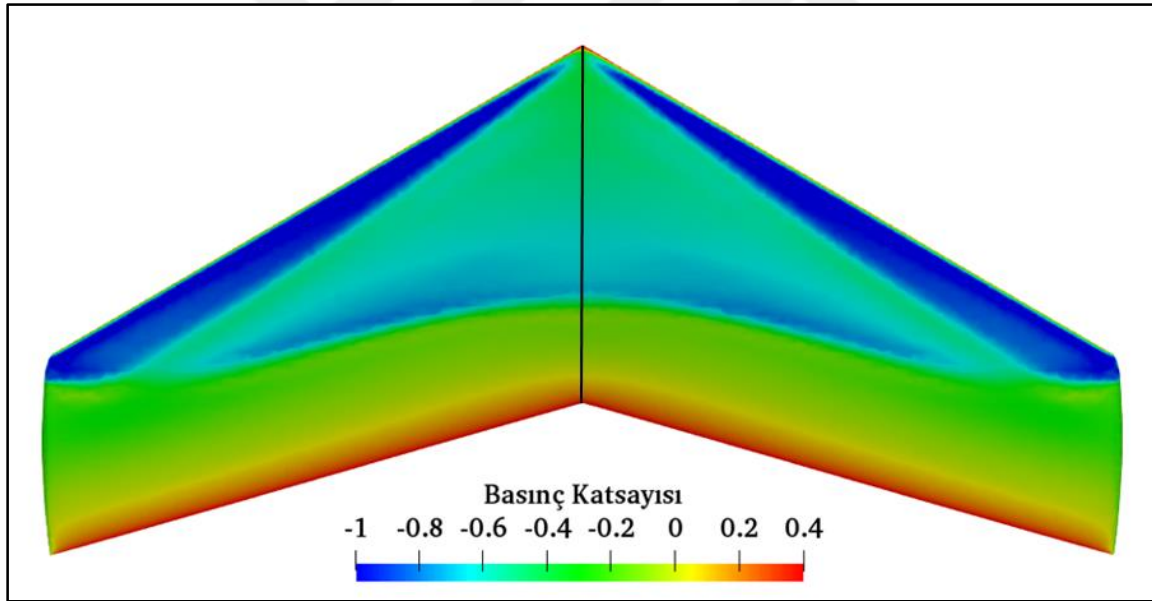
Şekil 8.54. Onera M6 (sol) ve %25 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları



Şekil 8.55. Onera M6 (sol) ve %30 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları

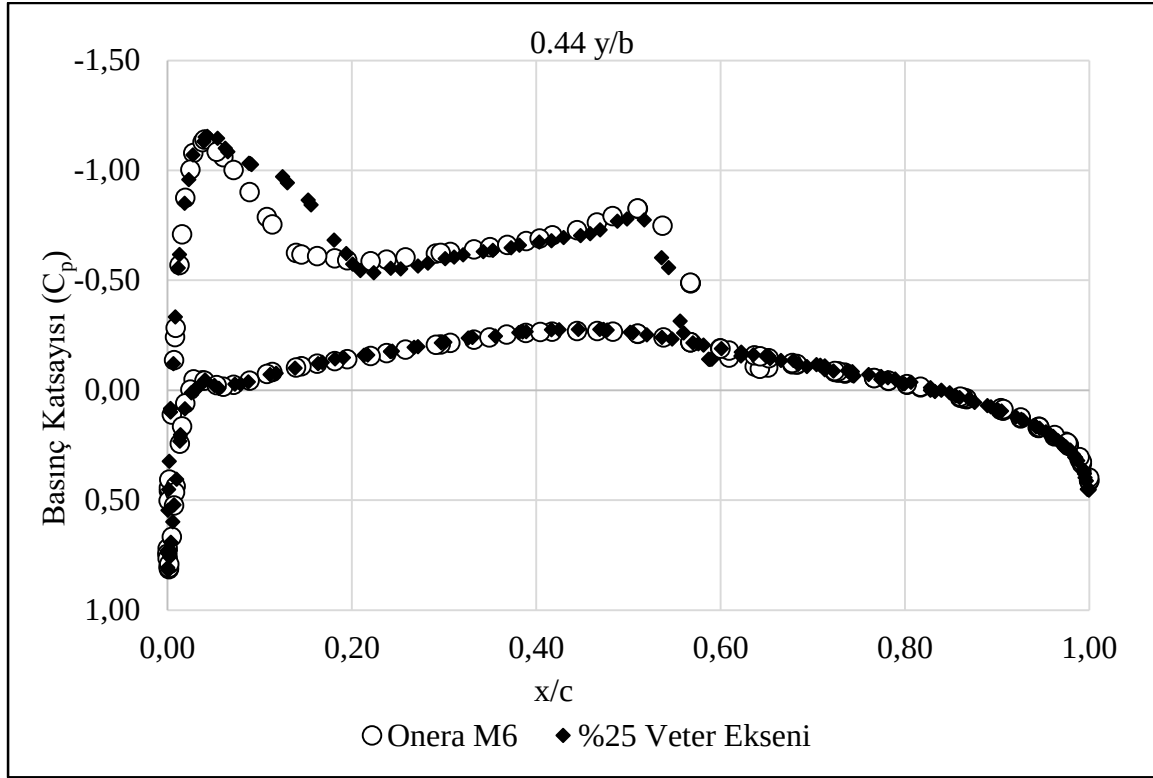


Şekil 8.56. Onera M6 (sol) ve %50 veter eksenine göre iyileştirilmiş (sağ) kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları

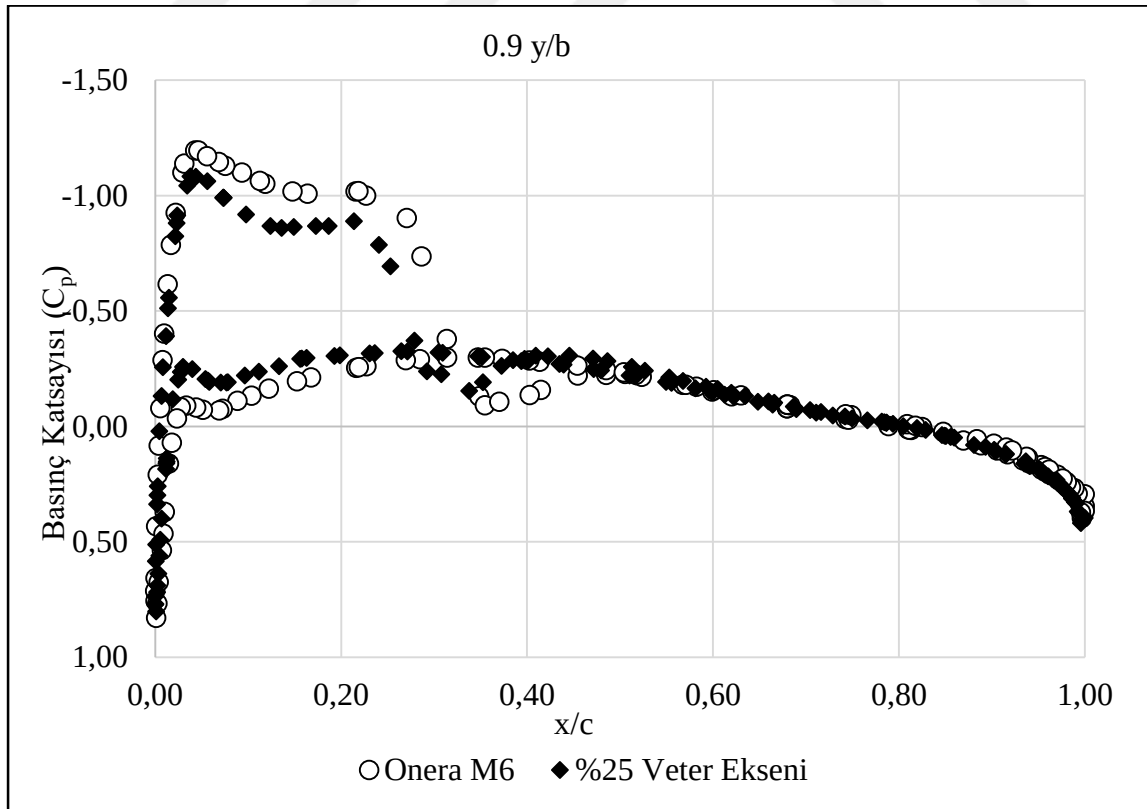


Şekil 8.57. %25 (sol) ve %50 (sağ) veter eksenlerine göre iyileştirilmiş kanat geometrilerinin basınç katsayısı konturları

Burulma açısı optimizasyonu ile baz Onera M6 kanat geometrisi üzerindeki şok dalgalarının etkisi azaltılmıştır. Farklı eksenlere göre burulma açısı optimize edilmiş kanat geometrileri arasında önemli bir fark gözlemlenmemiştir. Önemli bir fark görülmediğinden dolayı deney verilerinin elde edildiği kesitler üzerindeki basınç katsayısı dağılımları %25 veter eksenine göre optimize edilmiş kanat üzerinden alınmıştır ve karşılaştırılmıştır.



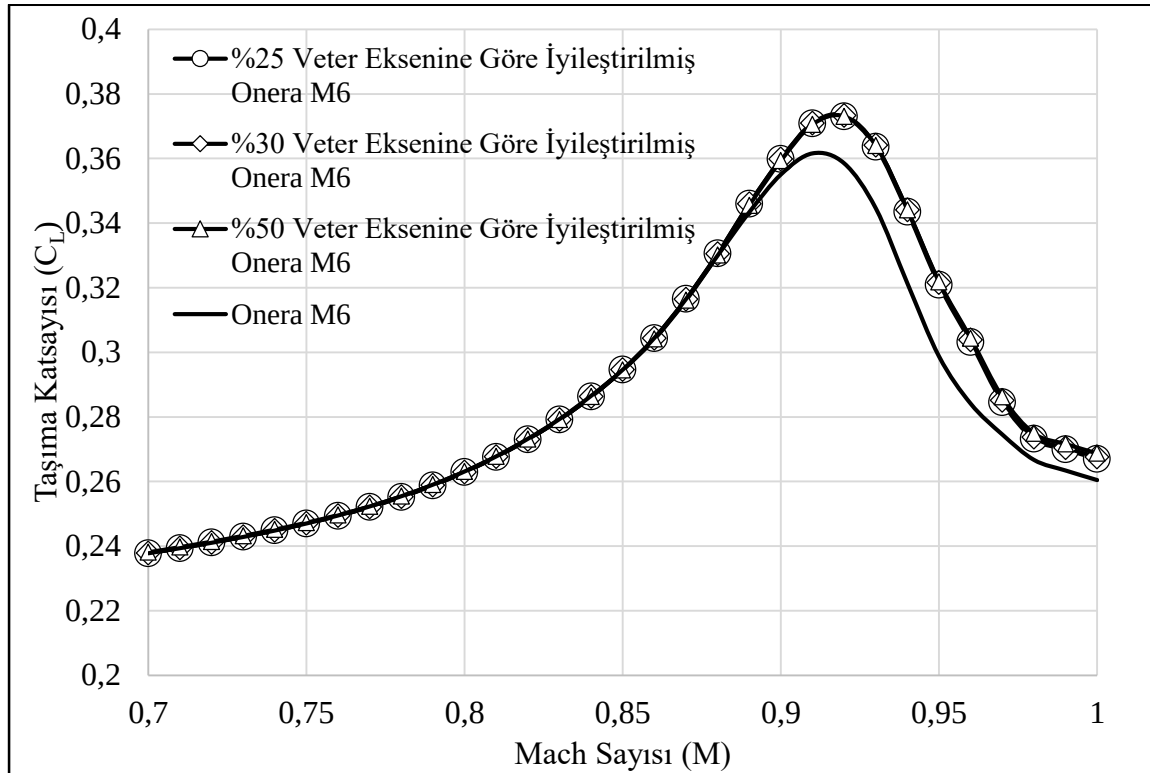
Şekil 8.58. 0,44 y/b kesitinde elde edilen basınç katsayısı dağılımları



Şekil 8.59. 0,9 y/b kesitinde elde edilen basınç katsayısı dağılımları

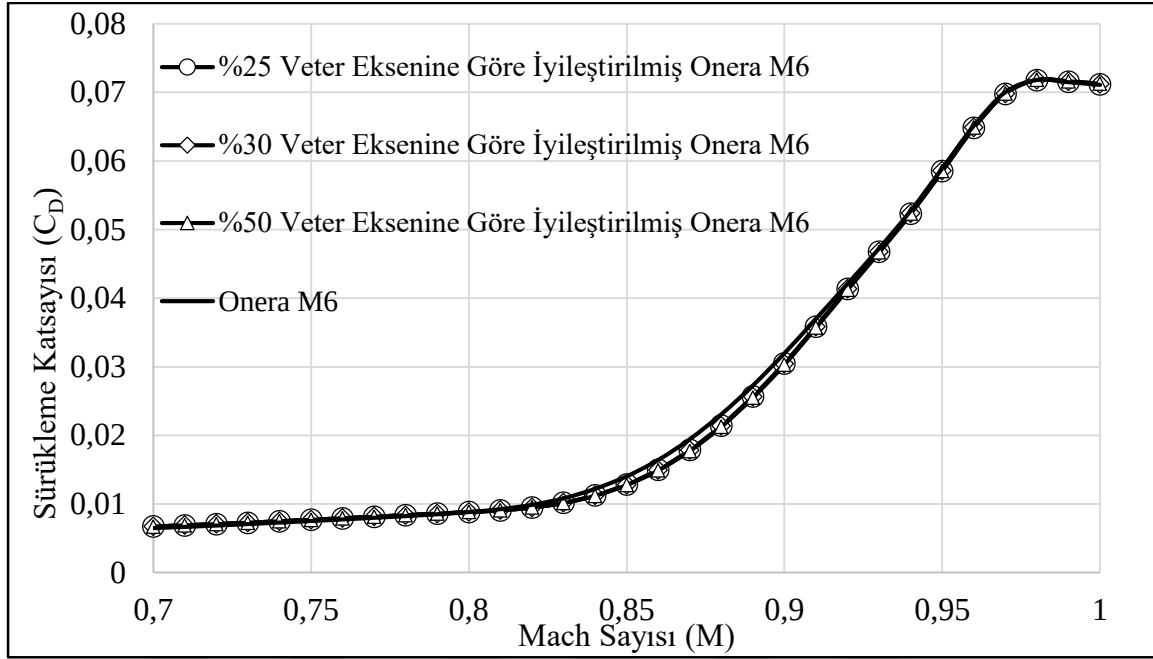
Kesitlerden alınan basınç dağılımlarından da gözlemlenebileceği üzere burulma açısı optimizasyonu ile şok dalgası etkileri azalmıştır.

Bu optimizasyon çalışması transonik akış bölgesinde gerçekleştirildiğinden dolayı kanat geometrileri farklı hücum açıları yerine farklı hızlarda kıyaslanarak akış üzerindeki sıkıştırılabilirlik etkilerinden kaynaklanan sürüklenme katsayısındaki ani artış ve moment katsayısındaki ani değişimler incelenmiştir.



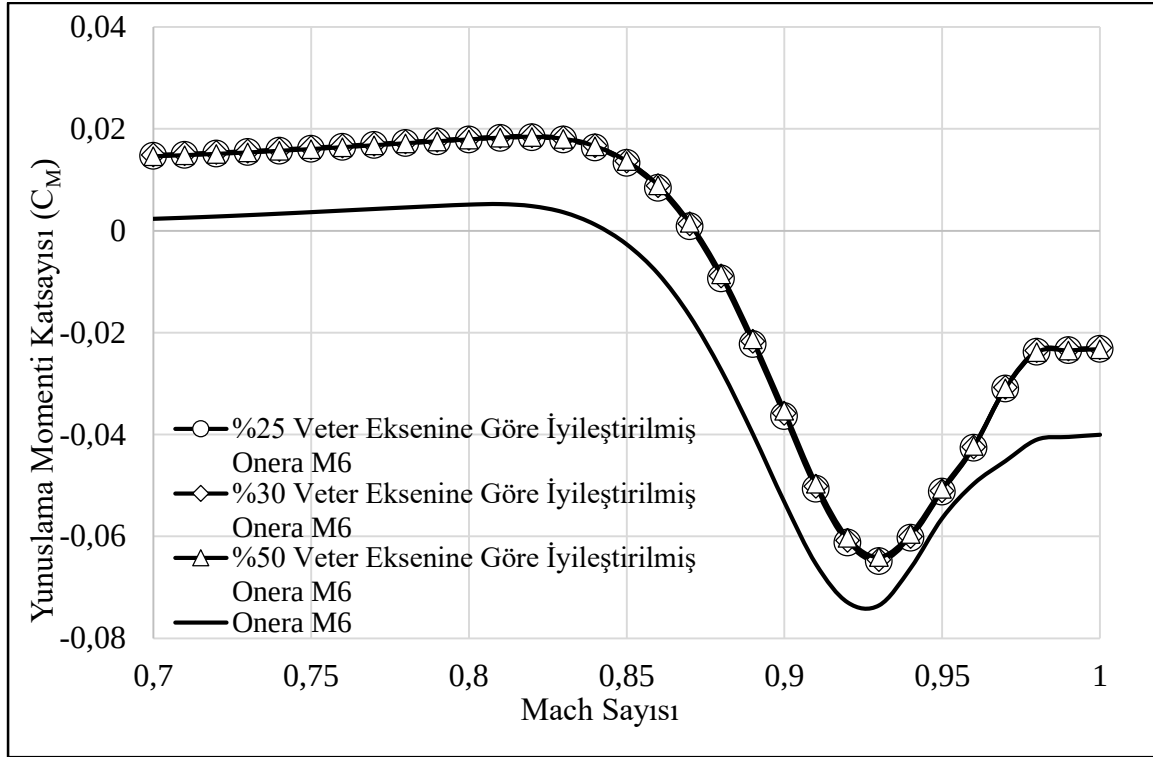
Şekil 8.60. Taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Burulma açısı optimize edilmiş kanat geometrileri 0,88 Mach sayısından sonra baz Onera M6 kanat geometrisinde göre daha yüksek taşıma katsayıları sağlamışlardır. Optimize kanat geometrileri arasında önemli bir fark görülmemiştir. Maksimum taşıma katsayısı optimizasyon çalışması ile %3,2 artmıştır.



Şekil 8.61. Sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Farklı Mach sayılarında sürüklenme katsayısı incelendiğinde baz Onera M6 kanat geometrisi için optimizasyon koşulu olarak belirlenen 0,8395 Mach hızının sürüklenme katsayısında ani artışın başladığı nokta olduğu görülmüştür. Bu durum 0,84 Mach sayısının Onera M6 kanat geometrisi için Mach sürüklenme ıraksama noktası olduğunu göstermektedir. Burulma açısı optimizasyonu ile 0,84 ve 0,92 Mach aralığında sürüklenme katsayısında baz Onera M6 kanat geometrisine göre avantaj sağlanmıştır. Sürüklenme katsayısındaki maksimum iyileşme 0,86 Mach sayısında 20 sürüklenme indeksi yani yaklaşık olarak %11 kadardır.

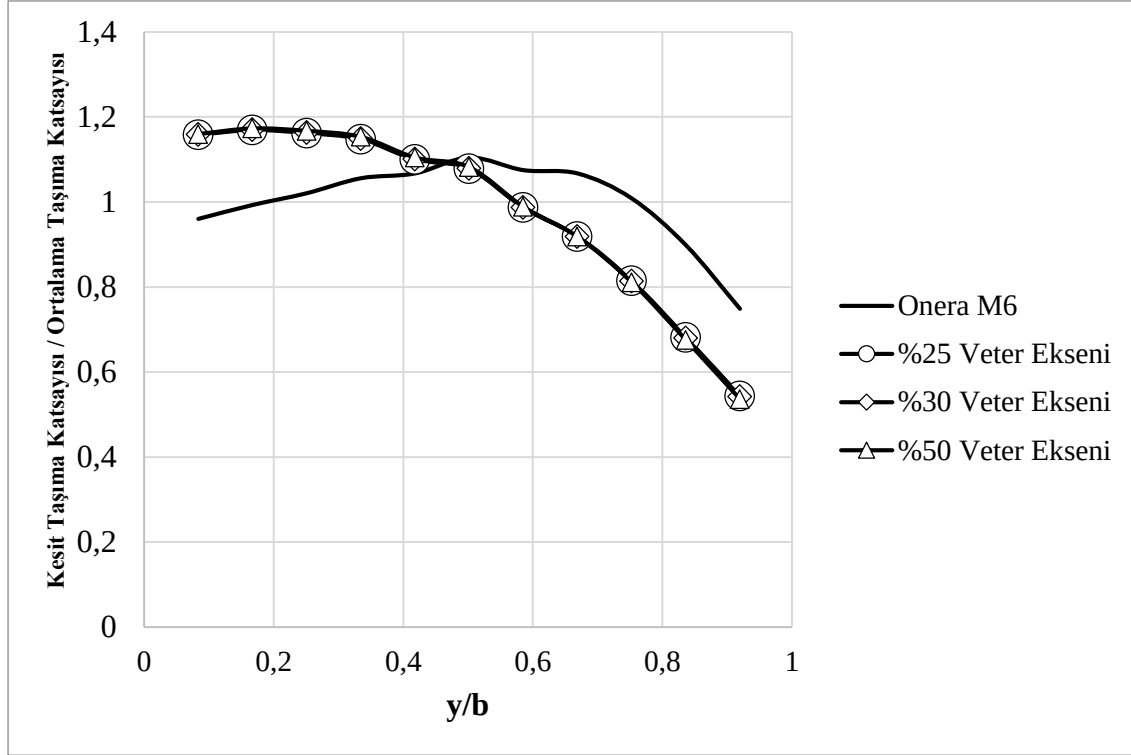


Şekil 8.62. Yunuslama momenti katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Burulma açısı optimizasyonu ile Mach sayısına göre yunuslama momenti katsayısı pozitif bölgeye doğru kaymıştır. Yunuslama momenti katsayısının pozitif değerlerden negatif değere geçtiği Mach sayısı ötelenmiştir.

Akış üzerindeki sıkıştırılabilir etkilerden kaynaklı kanat üzerinde aerodinamik merkezin geri kaymasından dolayı yunuslama momenti değerleri ani bir şekilde negatif değerlere ulaşmaktadır. Baz Onera M6 kanat geometrisi ve burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilmiş kanat geometrilerinin Mach sayısına göre yunuslama momenti değişimleri benzer olduğu görülmüştür.

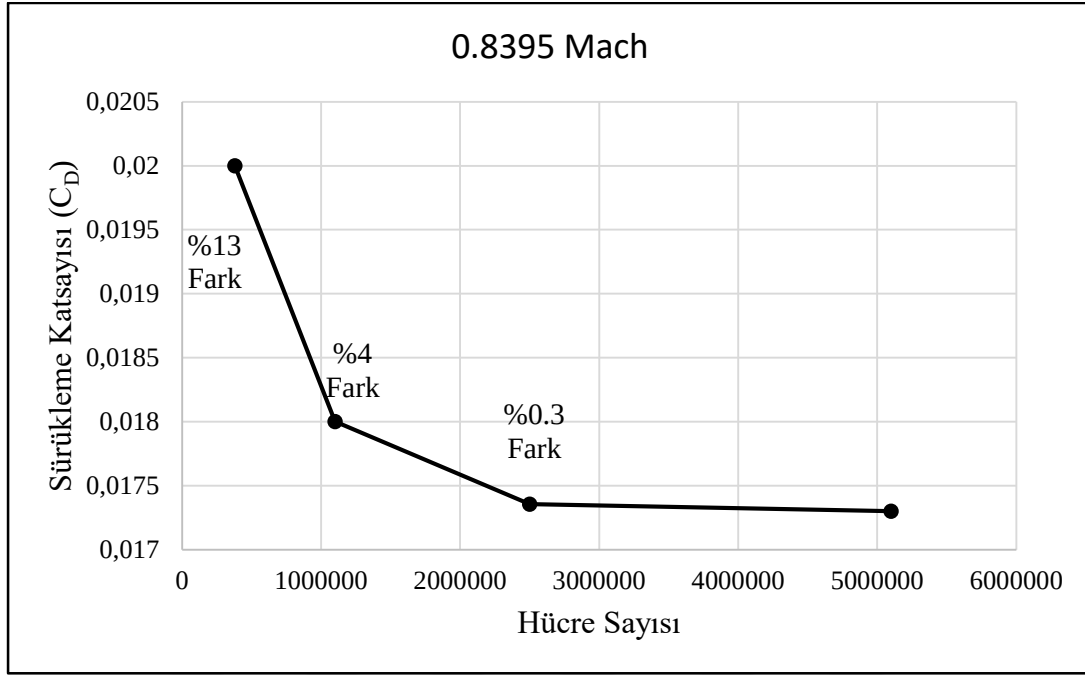
Optimizasyon koşulunda baz ve iyileştirilmiş kanat geometrilerinin kesit taşıma katsayısı / ortalama taşıma katsayısı oranının kanat açıklığına göre değişimi Şekil 8.63'da gösterilmiştir.



Şekil 8.63. Kanat açıklığı boyunca taşıma katsayısı dağılımı

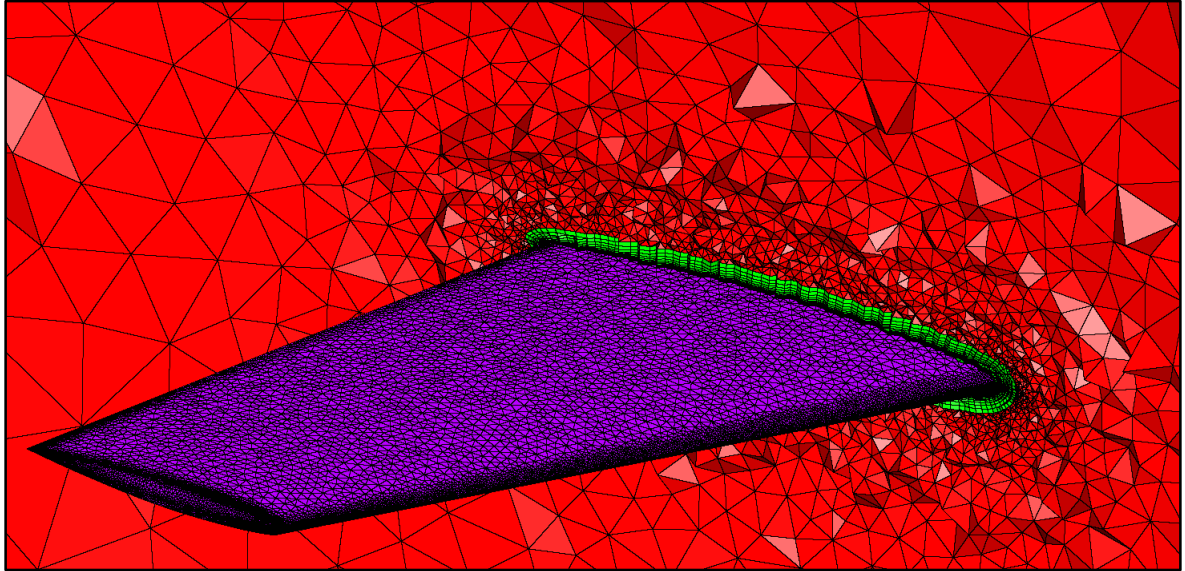
Kanat açıklığı boyunca taşıma dağılımına bakıldığında burulma açısı optimizasyonu ile eliptik kanat geometrisinin sahip olduğu taşıma dağılımına yakın bir taşıma dağılımı elde edilmiştir. Akış üzerindeki şok dalgası etkileri taşıma dağılımı üzerinde düzensizliklere sebep olabilmektedir.

Üç Boyutlu EULER HAD modeli denklemleri ile gerçekleştirilen optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen kanat geometrisinin viskoz etkiler ve türbülans modeli ile sonuçlarını gözlemlemek amacıyla üç boyutlu RANS HAD modeli denklemleri ile de farklı Mach sayılarında HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Üç boyutlu RANS HAD analizleri gerçekleştirilmeden önce çözüm açısından bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir.



Şekil 8.64. RANS HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için gerçekleştirilmiş çözüm ağından bağımsızlık çalışması

Gerçekleştirilen çözüm ağından bağımsızlık çalışması sonucunda 2,5 hücre sayısına sahip çözüm ağı HAD analizlerinde kullanılmıştır. Çözüm ağı Şekil 8.65'te gösterilmiştir.



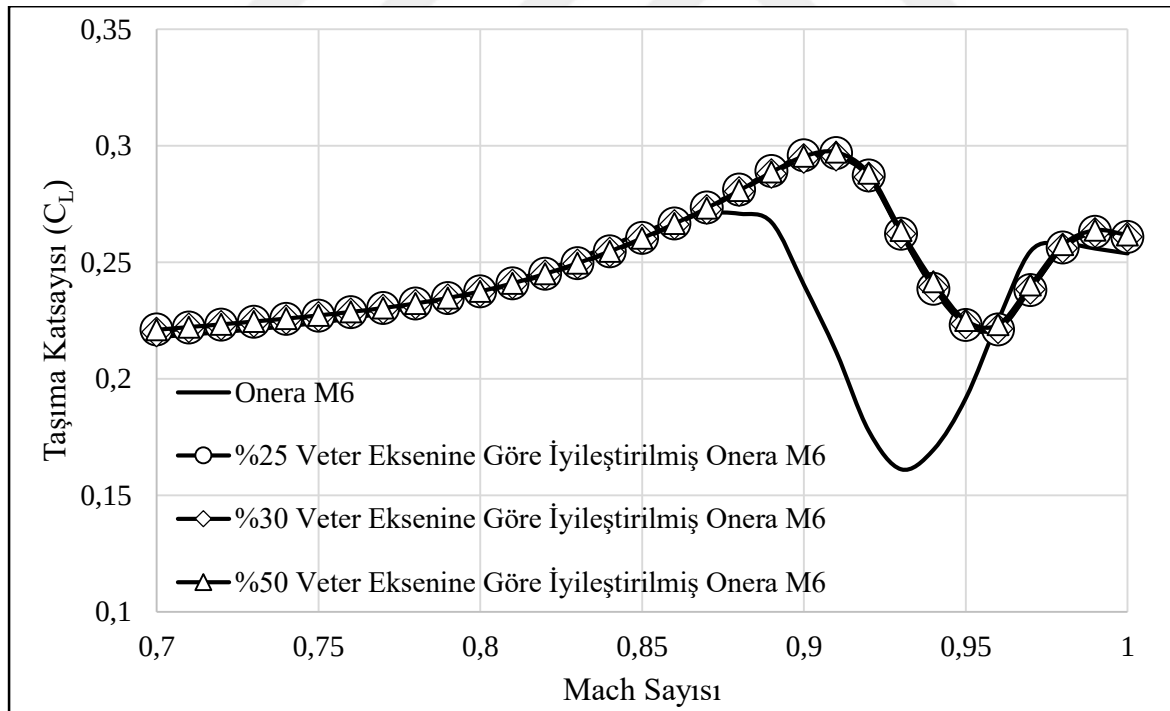
Şekil 8.65. RANS denklemleri ile gerçekleştirilen HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı

RANS HAD analizi sonucunda elde edilen aerodinamik katsayılar Çizelge 8.3'te gösterilmiştir. Sonuçlar Kim ve Rho tarafından gerçekleştirilmiş çalışma sonuçları ile kıyaslanmıştır [64].

Çizelge 8.3. RANS HAD modeli ile Onera M6 kanat geometrisi için elde edilmiş aerodinamik katsayılar [64]

	Mach	Hücum Açısı (Derece)	RANS HAD Modeli	Kim & Rho (1998)	Fark
C_L	0,8395	3,06	0,2571	0,2695	4,8%
C_D	0,8395	3,06	0,01735	0,01817	4,7%

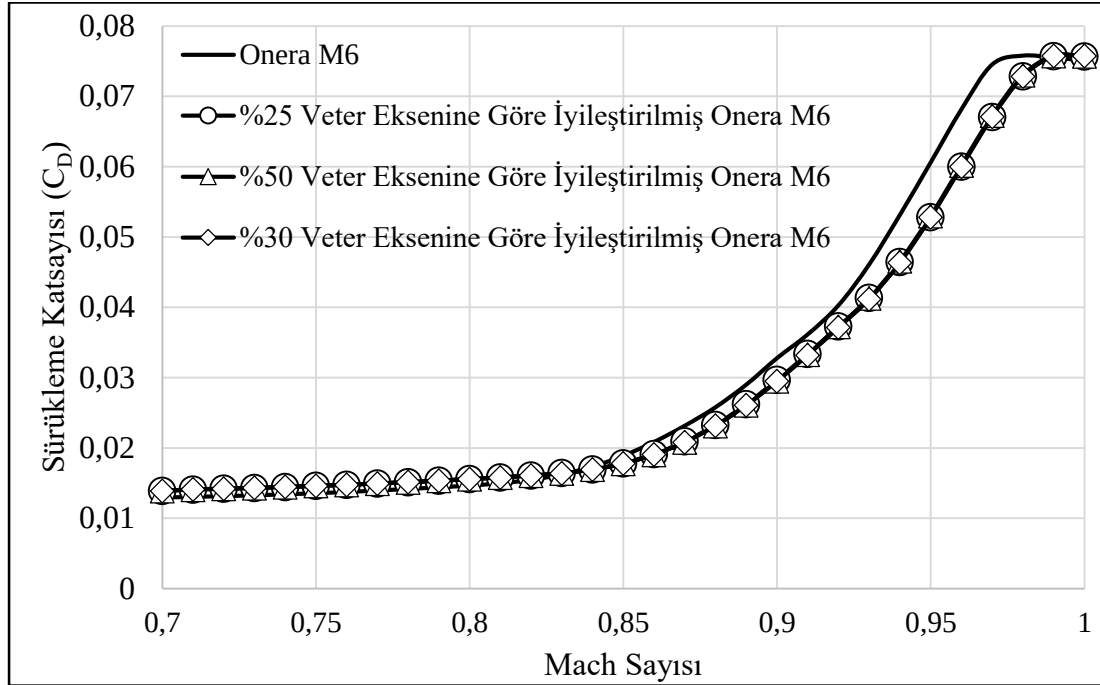
RANS denklemleri ile farklı Mach sayılarında gerçekleştirilmiş HAD analizi sonuçları aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir.



Şekil 8.66. RANS HAD modeli ile taşıma katsayısının Mach sayısına göre değişimi

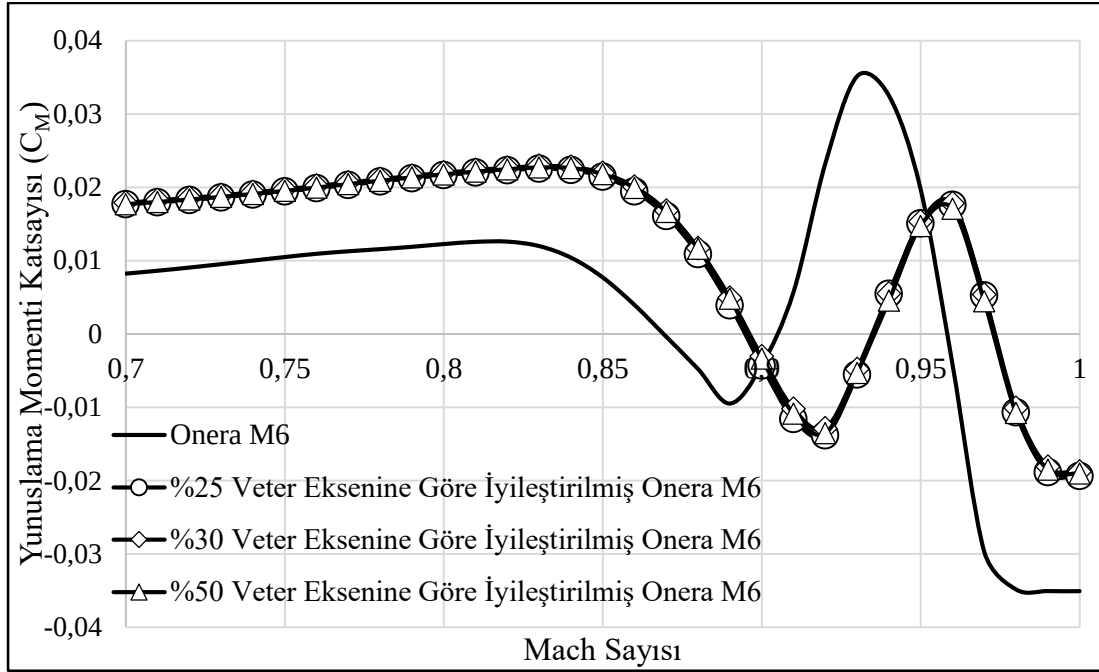
RANS HAD model denklemleri ile gerçekleştirilen analizler sonucunda maksimum taşıma katsayısında iyileştirilmiş burulma açısı dağılımları ile iyileştirmenin daha fazla olduğu

görülmüştür. Maksimum taşıma katsayısında iyileştirilmiş kanat geometrileri ile yaklaşık %9 artış elde edilmiştir.



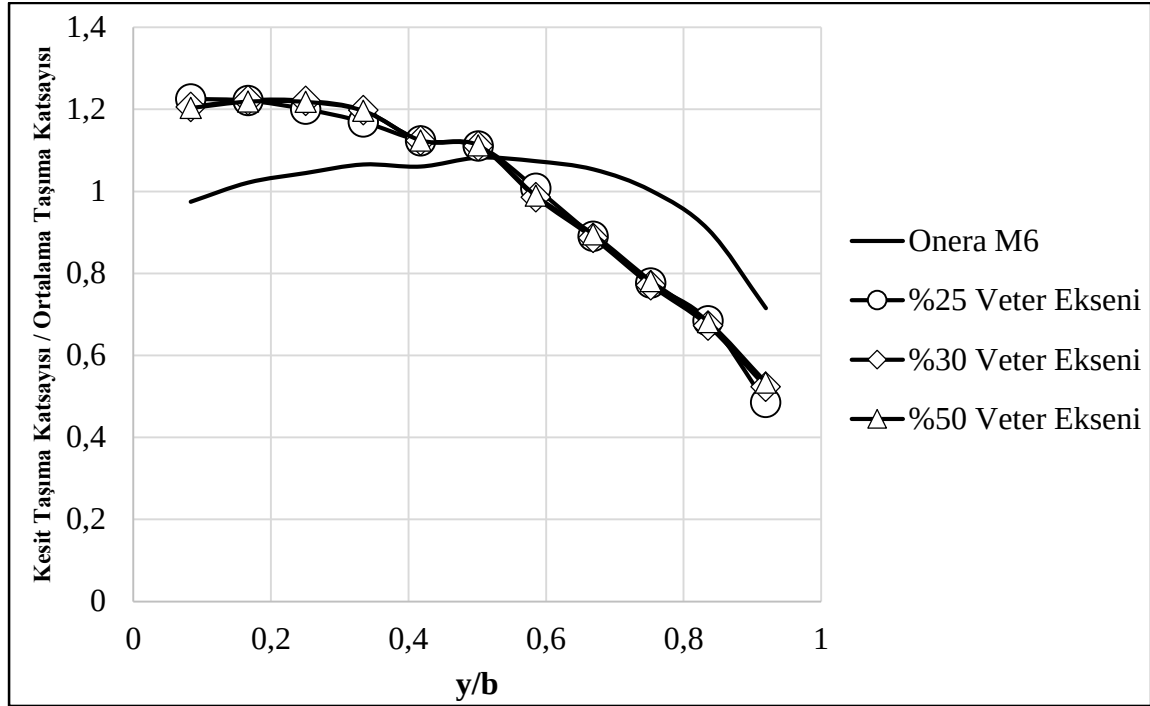
Şekil 8.67. RANS HAD modeli ile sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi

RANS model denklemleri ile elde edilen sonuçlarda optimizasyon koşulu olan 0,8395 Mach sayısında sürüklenme katsayısında 5 sürüklenme indeksi kadar yaklaşık %4 iyileşme sağlandığı görülmüştür. Mach ıraksama noktasından sonra Euler denklemleri ile elde edilen sonuçlara göre iyileştirilmiş kanat geometrileri ile daha fazla avantaj elde edilmiştir. Maksimum avantaj 0,95 Mach sayısında 88 sürüklenme indeksi yani yaklaşık %14 kadardır.



Şekil 8.68. RANS HAD modeli ile sürüklenme katsayısının Mach sayısına göre değişimi

Yunuslama momenti katsayısının pozitif değerlerden negatif değerlere geçiş yaptığı Mach sayısı dikkate alındığında Euler ve RANS model denklemlerinin sonuçları uyumlu görünmektedir. Ancak, daha yüksek Mach sayıları dikkate alındığında RANS çözümleri ile elde edilen davranış Euler denklemleri ile elde edilememiştir.



Şekil 8.69. RANS HAD modeli ile elde edilen taşıma dağılımları

RANS denklemleri ile elde edilen taşıma dağılımlarının Euler denklemleri ile elde edilen taşıma dağılımları ile oldukça benzer olduğu görülmüştür. RANS ve EULER denklemleri ile elde edilen ortalama taşıma katsayıları arasında yaklaşık %10 fark olduğu görülmüştür.

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, üç farklı aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon çalışmalarında akış çözümü zamandan bağımsız şekilde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

İlk çalışmada temel bir eğitim uçağı için NACA 64(2)-415 kanat profili baz alınarak viskoz akış ile çok noktalı kanat profili optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Seçilen iki optimizasyon koşulundan biri manevra diğeri yüksek hızı temsil etmektedir. Optimizasyon koşullarında taşıma katsayısı korunurken sürüklenme katsayısını düşürmek amaç fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Gerçekleştirilen bu çalışmada temel eğitim uçaklarında kullanılabilecek özgün bir kanat profili elde edilmiştir. Optimizasyon çalışması ile elde edilen kanat profili literatürde bulunan kanat profillerine göre eğitim uçağının manevra performansını artırmıştır. Manevra performansında artış gerçekleştirilirken yüksek hız performansında da kayıp yaşanmamıştır. Bunların dışında hava aracının maksimum taşıma katsayısında yaklaşık %10 artış ile hava aracının perdövites hızı iyileştirilmiştir. Özgün kanat profilinin manevra koşulundaki perdövites açısı da daha yüksektir ve hava aracı için daha güvenli bir seçenek olmaktadır.

İkinci optimizasyon çalışması olarak temel eğitim uçakları için oluşturulmuş ortalama bir kanat geometrisi baz alınarak viskoz akış ile burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada kanat geometrisi oluşturulurken ilk çalışmada elde edilen optimum kanat profili kullanılmıştır. Bu çalışmada karşılaşılan zorluklardan biri sabit taşıma katsayısında sürüklenme katsayısında iyileşme sağlayamamak oldu. Kanat burulma açısı dağılımı kanat üzerindeki taşımayı değiştirdiğinden aynı koşulda aynı taşıma katsayısını sağlamak optimizasyon döngüsü içerisinde gerçekleştirilemedi. Bu nedenle yeni amaç fonksiyonu olarak temel eğitim uçağının süzülme, tırmanma gibi manevra performanslarını iyileştirecek taşıma / sürüklenme oranını maksimum değerine taşımak hedeflenmiştir. Gerçekleştirilen bu çalışmada başlangıçtaki taşıma katsayısı sabit tutulmadı fakat farklı hücum açılarında HAD analizleri gerçekleştirilerek benzer durumlar karşılaştırıldı. Yeni bir burulma açısı dağılımı ile başlangıçtaki koşulda sağlanan taşıma katsayısı değerinde taşıma / sürüklenme oranında %1 iyileşme sağlanmıştır. Elde edilen

optimum burulma açısı dağılımı dalgalı olduğundan dolayı gerçek hayatta kullanımı mümkün görünmemektedir. Bu durum serbest şekil deformasyonu kutusu içerisinde daha az kesit kullanılarak çözülebilir düşüncesi ile 3 burulma açısı kesiti kullanılarak yeni bir optimizasyon çalışması gerçekleştirildi ve gerçek hayatta kullanıma uygun bir kanat geometrisi elde edildi. Fakat elde edilen bu kanat ile maksimum taşıma / sürüklenme oranında düşüş gözlemlendi.

Gerçekleştirilen son optimizasyon çalışmasında Onera M6 kanat geometrisinin viskoz olmayan akış ile burulma açısı optimizasyonunun burulma açısı optimizasyonu gerçekleştirildi. Optimizasyon koşulu olarak literatürde de çokça bulunan ve deney verilerinin de mevcut olduğu koşul seçilmiştir. Optimizasyon koşulunda amaç fonksiyonu sürüklenme katsayısını düşürmek iken taşıma katsayısını korumak eşitlik kısıt fonksiyonu olarak tanımlandı. Bu çalışma sonucunda Onera M6 kanat geometrisi üzerinde optimum burulma açısı dağılımı ile eliptik taşıma dağılımına benzer bir taşıma dağılımı elde edilmiştir. Bu sayede şok dalgası etkileri de azaltılarak aynı taşıma katsayısında 9 sürüklenme indeksi kadar avantaj elde edilmiştir. EULER HAD model denklemleri ile gerçekleştirilen optimizasyon çalışmasının güvenilirlik seviyesini gözlemlemek adına elde edilen optimum kanat geometrisinin RANS HAD model denklemleri ile de analizleri gerçekleştirilmiştir ve başlangıç kanat geometrisine kıyasla iyileşme sağlandığı teyid edilmiştir.

Gelecek çalışmalarda, kanat geometrisinin geri ok açısı (sweep angle), dihedral açısı üzerinde optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilebilir. Ayrıca serbest şekil deformasyonu kutusu ile hava araçları üzerindeki kontrol yüzeyleri (aileron, flap, rudder elevator) için de tasarım optimizasyonları gerçekleştirilebilir. Bu çalışma ile SU2 yazılımı kullanılarak doğru optimizasyon koşullarının belirlendiği taktirde verimli bir şekilde aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirilebileceği gösterilmiştir.

KAYNAKLAR

1. İnternet: Pushing the Aircraft and Engine Technology Envelope to Reduce CO2 Emissions. URL: https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/EnvironmentalReports/2016/ENVReport2016_pg115-118.pdf, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
2. Lilienthal, O., Lilienthal, G., & Markowski, M. A. (2018). *Birdflight As the Basis of Aviation: A Contribution Towards a System of Aviation* (Markowski ed.). Hummelstown: Markowski International Publishers.
3. Winslow, J., Otsuka, H., Govindarajan, B. and Chopra, I. (2017). Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers. *Journal of Aircraft*, 55(3), 104-105.
4. Jacobs, E. and Anderson, F. (1929). Large-scale aerodynamic characteristics of airfoils as tested in the variable density wind tunnel report. *NACA Report No:352*. Langley Memorial Aeronautical Laboratory
5. İnternet: History of airfoil development. URL: <http://aerodesign.stanford.edu/aircraftdesign/airfoils/airfoilhistory.html>, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
6. Gudmundsson, S. (2013). *General aviation aircraft design: applied methods and procedures* (1st ed.). Oxford: Butterworth-Heinemann.
7. İnternet: Kanat Profili Etrafında Sıkıştırılmaz Akış. Yüceil, B. URL: <https://web.itu.edu.tr/~yuceil/teaching/HHO/ince-kanat.pdf?q=kanat>, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
8. Raymer, D. (1989). *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington, D.C., American Institute of Aeronautics and Astronautics
9. Kroo I. (2001). Drag due to lift: concepts for prediction and reduction. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 33(1), 587-617
10. Sadraey, M. (2013). *Aircraft design: a systems engineering approach*, Chichester: Wiley.
11. Ackroyd, J. (2016). The aerodynamic of the spitfire, *Journal of Aeronautical History*, 3(2), 59-86
12. İnternet: Raf Fighter Command. Imperial War Museum. URL: <https://www.iwm.org.uk/collections/item/object/205210904>, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
13. Philips, W. and Douglas, H. (2019). Designing wing twist or planform distributions for specific lift distributions, *Journal of Aircraft*, 56(2), 847-849
14. İnternet: Chapter3 Aerodynamics. Kimerius Aircraft. URL: <https://www.kimerius.com/app/download/5784131104/Aerodynamics.pdf>, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.

15. İnternet: Wainfan, B. (2020). Design process: twist effects. URL: www.kitplanes.com/design-process-twist-effects, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
16. İnternet: Why does the US Air Force's F-22 stealth fighter have noticeably arched wings with drooping wing tips? URL: <https://www.quora.com/Why-does-the-US-Air-Forces-F-22-stealth-fighter-have-noticeably-arched-wings-with-drooping-wing-tips>, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
17. Roskam, J. (1977). *Airplane design*, Lawrence: DARcorporation.
18. İnternet: Cutler, C. (2020). How Wing Washout Makes Your Airplane More Stable, www.boltmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-wing-wahout-makes-your-airplane-and-wings-more-stable-in-flight, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021.
19. İnternet: Mason, W. (2015). Some transonic aerodynamics. URL: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/BasicTransonics.pdf, Son Erişim Tarihi: 25.01.2021
20. United States. National Transportation Safety Board. (1980). *Aircraft accident report: Transamerica Airlines*. Washington: Springfield
21. Gen, M. and Cheng, R. (2000). *Genetic algorithm and engineering optimization*. New York: John Wily and Sons
22. Hicks, R., Murman, E. and Vanderplaats, G. (1974). *An assessment of airfoil design by numerical optimization*, Washington: Springfield
23. Mircaeı, M., Roshanian, J. and Hosseini, S. (2006). Aerodynamic optimization of an airfoil using gradient based method. European Conference on Computational Fluid Dynamics
24. Fletcher, R. (1987). *Practical methods of optimization*. New York: John Wiley and Sons
25. Carrier, G., Destarac, D., Dumont, A., Meheut, M. and Salah D. (2014) Gradient-based aerodynamic optimization with the elsA Software. 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting AIAA Science and Technology Forum and Exposition.
26. Meheut, M., Destarac, D. and Carrier, G. (2015). Gradient-based single and multi-point aerodynamic pptimizations with the elsA Software. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting
27. Buckley, H., Zhou, B. and Zingg, D. (2010). Airfoil optimization using practical aerodynamic design requirements. *Journal of Aircraft*. 47(5), 1707
28. Yang, G., Ronch, A., Kharlamov, D. and Drofelnik, J. (2018). Wing twist optimization using aerodynamic solvers of different fidelity. 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences
29. Lane, K., Marshall, D. and McDonald, R. (2010), Lift superposition and aerodynamic twist optimization for achieving desired lift distributions, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting

30. Yıldırım, B. ve Tuncer, İ. (2020). Hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve cevap yüzey yöntemi kullanılarak kanat tasarım eniyilemesi, Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ankara
31. Abbott, I. and Doenhoff, A. (1949). *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*, New York: McGraw-Hill
32. İnternet: "AirfoilTools.", URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca642415-il>, Son Erişim tarihi: 03.02.2021.
33. Schmitt, V. and Charpin, F. (1979). Pressure distributions on the onera-m6-wing at transonic mach numbers, "experimental data base for computer program assessment". *Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04*. AGARD AR 138
34. Zhang, T., Wang, Z., Huang, W. and Yan, L. (2018). A Review of Parametric Approach Specific to Aerodynamic Design Process, *Acta Astronautica*, 145(1), 319-331
35. Yicheng S. and Howard S. (2017). Review and prospect of supersonic business jet design. *Aerospace Sciences*, 90(1), 12-38
36. Skinner S. and Behtash H. (2017). State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods. *Applied Soft Computing*, 62(1), 933-962
37. Zhang, T. (2018). A review of parametric approaches specific to aerodynamic design process. *Acta Astronautica*, 145(1), 319-331
38. Kenway, G., Kennedy, G. and Martins, J. (2010). A CAD-free approach to high-fidelity aerostructural optimization. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, FortWorth
39. Burdette, D. and Martins, J. (2019) Impact of morphing trailing edge on mission performance for the common research model. *Journal of Aircraft*, 56(1), 369–384.
40. Burdette, D. (2015). Aerostructural design optimization of an adaptive morphing trailing edge wing. AIAA Science and Technology Forum and Exposition (SciTech), Kissimmee,
41. Yang, G., Ronch, D., Jernej, D. and Zheng, X. (2018). Sensitivity assessment of optimal solution in aerodynamic design optimization using SU2. *Aerospace Science and Technology*, 81(1), 362-374
42. Cengel, Y. and Cimbala, J. M. (2017). *Fluid mechanics: fundamentals and applications (4th ed.)*. Boston: McGraw-Hill Education
43. Anderson J. D. (1995). *Computational fluid dynamics - the basics with applications (1st ed.)* New York: McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering.
44. Çengel, Y. and Boles, M. (2001). *Thermodynamics: an engineering approach*. Boston: McGraw-Hill

45. Economon, T., Palacios, F., Copeland, S. Lukaczyk, T. and Alonso, J. (2016) SU2: an open-source suite for multiphysics simulation and design, *AIAA Journal*, 54(3), 828-846
46. Leer, B. (1989). Euler solvers for transonic applications. NASA Langley Research Center Transonic Symposium, Hampton
47. Demir G., (2017). Computational Fluid Dynamics Modelling of the Store Separation Using Grid Method, Master's Thesis, METU, Ankara
48. Spalart, P.R. and Allmaras, S.R. (1992). A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. 30th American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno
49. Dussauge, J.P. (1998). Computation and comparison of efficient turbulence models for aeronautics (1st ed). New York: Springer
50. Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E. (1981). Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge kutta time stepping schemes, 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Palo Alto
51. Singh, J., (1999). Accelerated and robust finite volume Navier-Stokes solver for all speeds. *SADHANA*, 24(1), 121-145
52. Albring, T., Sagebaum, M. and Gauger, N. (2016). Efficient aerodynamic design using the discrete adjoint method in SU2. 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Washington, D.C.
53. Praveen, C. (2009). Airfoil shape optimization using adjoint method and automatic differentiation. 11th Annual AeSI CFD Symposium, Bangalore
54. SciPy 1.0 Contributors. (2020). SciPy 1.0: Fundamental algorithms for scientific computing in python. *Nature Methods*. 17(3). 261-272
55. Nocedal, J. Wright, S. (1999) *Numerical optimization*, New York: Springer
56. Kline, H. L. (2017). The continuous adjoint method for multi-fidelity hypersonic inlet design. Doctoral Thesis, Stanford University, Stanford
57. Duffy, A. C. (2009) An introduction to gradient computation by the discrete adjoint method. *A Technical Report*, Florida State University
58. Pointwise (Bilgisayar Yazılımı). (2018).
59. Palacios, F. and Economon, T. (2014). Stanford university unstructured: open-source analysis and design technology for turbulent flows, 52nd Aerospace Sciences Meeting, Maryland
60. Cook, P.H., McDonald, M.A. and Firmin, M.C.P. (1979). Aerofoil RAE 2822 – pressure distributions and boundary layer and wake measurements, “experimental data base for computer program assessment. *AGARD Report*, AR 138.
61. Liu, Z., Zha, G., (2016). Transonic airfoil performance enhancement using co-flow jet active flow control. 8th AIAA Flow Control Conference, Washington, D.C.

62. Wang, J. and Zheng, Y., (2019). Single / two objective aerodynamic shape optimization by a stackelberg / adjoint method. *Engineering Optimization*, 52(5), 753-776
63. Cangul, M. and Bıyıkoglu, A. (2020). Temel eğitim uçağı için gradyan tabanlı çok noktalı kanat profili eniyilemesi. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ankara
64. Kim, H. and Rho, O., (1998). Aerodynamic design of transonic wings using the target pressure optimization approach. *Journal of Aircraft*, 35(5), 671-677







EKLER

EK-1. SU2 Yazılımı ve Modülleri

SU2 açık kaynak kodlu çözücü C++ ve Python yazılım dillerinde kodlanmıştır. Kısmi diferansiyel denklemlerin çözümü ve yapısal olmayan çözüm ağlarında kısmi diferansiyel denklemlerin kısıtlamalı eniyileme problemlerinin çözümü ana kabiliyetleridir. Eniyileme algoritmalarının kullanımı için ise Scipy kütüphanesi kullanılmaktadır. SU2 kendi içerisinde farklı işlevleri gerçekleştiren birçok C++ modülü barındırmaktadır. Bu modüller sırayla açıklanmıştır.

SU2 CFD

Bu modül EULER, Navier –Stokes, and Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklem setlerinin doğrudan ve adjoint çözümlerini gerçekleştirmektedir. Hesaplamalarda Sonlu Hacim Metodu (FVM) kullanılmaktadır ve çözücü kenar tabanlı bir yapıya sahiptir.

SU2 DOT

Bu modül aerodinamik yüzeyin tanımında kullanılan tasarım değişkenlerinin değişimine göre fonksiyonların kısmi türevlerini hesaplar. Söz konusu fonksiyonlar yazılımın yapılandırma dosyasında tanımlanan amaç ve kısıt fonksiyonlarıdır. Bu fonksiyonlar taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı, moment katsayısı, taşıma / sürüklenme oranı, itki, tork, toplam ısı akısı, maksimum ısı akısı, yüzey basıncı, yüzey kütle akısı, yüzey Mach sayısı olabilmektedir. Bu fonksiyonların türevinin hesaplanabilmesi için yüzey hassasiyeti, doğrudan akış çözüm sonuçları ve geometrinin tasarım değişkenleri kullanılır. Fonksiyonun türevinin hesaplanma aşamasında adjoint ve geometri hassasiyetleri arasında çok büyük bir iç çarpıma dayanmaktadır.

SU2 DEF

Bu modül yüzey ve hacim çözüm ağlarının deformasyonlarının hesaplanmasını sağlar. Çözüm ağı deformasyonunun sağlanabilmesi için üç boyutlu yüzeyler serbest form deformasyonu, iki boyutlu yüzeyler serbest form deformasyonu veya Hicks-Henne tümsek fonksiyonları ile parametrik hale getirilir. Çözüm ağı deformasyonu hacim çözüm ağındaki doğrusal elastisite denklemlerinin çözümüyle gerçekleştirilir.

EK-1 (devam). SU2 Yazılımı ve Modülleri

SU2 MSH

Bu modül çözüm ağı adaptasyonu gerçekleştirir. Bu adaptasyon gerçekleştirilirken akış çözümü veya adjoint çözüm kullanılır.

SU2 SOL

Bu modül çözüm dosyalarının yüzey veya hacim şeklinde Tecplot, Paraview veya CSV formatlarında yazdırılmasını sağlar.

SU2 GEO

Bu modül çözüm ağında yer alan geometrinin bazı geometrik özelliklerini hesaplar. Aerodinamik tasarım optimizasyonu çalışmalarında geometrik bir amaç veya kısıt fonksiyonu yer alırsa hesaplanan geometrik özellikler kullanılarak eniyileme çalışması devam eder.

SU2 CFD AD

Bu modül ayırık adjoint denklemlerinin akış çözücüsünün doğrusallaştırılması ile çözülmesini sağlar. Bu işlem için otomatik türevleme (AD) modülünün olması gereklidir.

SU2 DOT AD

Ayrık adjoint formülasyonu çözüm ağı deformasyonundaki etkileri içermemektedir. Bu nedenle bu modül amaç ve kısıt fonksiyonlarının çözüm ağındaki değişime bağlı olan kısmi türevlerini hesaplar. Türevlerin hesaplanmasında SU2 DOT modülünün aksine hacim hassasiyetleri kullanılır. Aerodinamik yüzey üzerindeki bileşke hassasiyetler tasarımı parametrik hale getiren belirli yöntemler tarafından kullanılır. Bu işlem için de otomatik türevleme (AD) modülünün olması gerekmektedir.

EK-1 (devam). SU2 Yazılımı ve Modülleri

Yüksek uygunluk analizi komut dosyaları

SU2 yazılımı içerisinde yukarıda açıklanan C++ modüllerin yanı sıra bu modüllerin paralel çalışmasını veya modüllerin kendi arasında çalışmasını sağlayan bazı Python komut dosyaları bulunur. Bu komut dosyaları SU2 sistemi içerisinde bulunan modüllerin birbiri arasında esnek bir şekilde çalışabilmesini sağlamaktadır.

Parallel_computation.py

SU2_CFD modülünün çok çekirdekli olarak paralel bir şekilde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerini yürüterek hesaplamının ardından SU2_SOL modülü ile çözüm dosyalarının istenilen programın formatında yazdırılmasını sağlar.

Mesh_deformation.py

SU2_DEF modülünün çok çekirdekli bilgisayar ortamında paralel bir şekilde çalışmasını sağlar.

Optimum şekil tasarımı komut dosyaları

Bu başlık altında SU2 yazılımı içerisinde yer alan aerodinamik şekil eniyilemesi döngüsünü gerçekleştiren komutlar açıklanmıştır.

Continuous_adjoint.py

Tasarım değişkenlerinin değişimine göre fonksiyonel hassasiyetleri devamlı adjoint yöntemi ile hesaplar. SU2_CFD ve SU2_DOT modülleri kullanılır.

Discrete_adjoint.py

Tasarım değişkenlerinin değişimine göre fonksiyonel hassasiyetleri ayrık adjoint yöntemi ile hesaplar. SU2_CFD_AD ve SU2_DOT_AD modülleri kullanılır.

EK-1 (devam). SU2 Yazılımı ve Modülleri

Finite_difference.py

Tasarım değişkenlerinin değişimine göre fonksiyonel hassasiyetleri adjoint yöntemi yerine sonlu farklar yöntemi ile hesaplar. Her bir tasarım değişkeni için SU2_CFD modülünün kullanılması gerekir.

Shape_optimization.py

SU2 yazılımındaki bütün modülleri kullanarak döngü halinde aerodinamik tasarım optimizasyonu gerçekleştirir.

EK-2. İki boyutlu kanat profili optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% SU2 configuration file                                           %
% Case description: Shape design of an NACA64(2)-415 (RANS)       %
% Author: Mert Cangul                                           %
% Institution: Gazi University                                    %
% Date: 01/01/2020                                              %
% File Version 7.1.0 "Blackbird"                                  %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

PHYSICAL_PROBLEM=NAVIER_STOKES
KIND_TURB_MODEL=SA
MATH_PROBLEM=DIRECT
RESTART_SOL=YES
MACH_NUMBER=0.35
AOA=5.0
FREESTREAM_TEMPERATURE= 288.15
REYNOLDS_NUMBER= 8.0267E6
REYNOLDS_LENGTH= 1.0
FIXED_CL_MODE=YES
TARGET_CL=0.96
DCL_DALPHA=0.1
UPDATE_ALPHA=5
ITER_DCL_DALPHA=500
EVAL_DOF_DCX=NO
REF_ORIGIN_MOMENT_X =0.25
REF_ORIGIN_MOMENT_Y =0.00
REF_ORIGIN_MOMENT_Z =0.00
REF_LENGTH=1.0
REF_AREA=1.0
MARKER_HEATFLUX=( AIRFOIL, 0.0 )
MARKER_FAR=( FARFIELD )
MARKER_PLOTTING=( AIRFOIL )
MARKER_MONITORING=( AIRFOIL )

```

EK-2 (devam). İki boyutlu kanat profili optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
NUM_METHOD_GRAD=WEIGHTED_LEAST_SQUARES
CFL_NUMBER=10.0
EXT_ITER=10000
OBJECTIVE_FUNCTION=DRAG
MUSCL_FLOW=YES
SLOPE_LIMITER_FLOW=VENKATAKRISHNAN
MUSCL_TURB=NO
SLOPE_LIMITER_TURB=VENKATAKRISHNAN
MUSCL_ADJFLOW=YES
SLOPE_LIMITER_ADJFLOW=VENKATAKRISHNAN
MUSCL_ADJTURB=NO
SLOPE_LIMITER_ADJTURB=VENKATAKRISHNAN
VENKAT_LIMITER_COEFF=0.05
ADJ_SHARP_LIMITER_COEFF=3.0
LIMITER_ITER=999999
JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
ADJ_JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
CONV_NUM_METHOD_FLOW=JST
ENTROPY_FIX_COEFF=0.001
TIME_DISCRE_FLOW=EULER_IMPLICIT
CONV_NUM_METHOD_TURB=SCALAR_UPWIND
TIME_DISCRE_TURB=EULER_IMPLICIT
CFL_REDUCTION_TURB=1.0
CONV_NUM_METHOD_ADJFLOW=JST
TIME_DISCRE_ADJFLOW=EULER_IMPLICIT
RELAXATION_FACTOR_ADJFLOW=0.5
CFL_REDUCTION_ADJFLOW=0.5
LIMIT_ADJFLOW=1E6
GEO_MARKER=( AIRFOIL )
GEO_DESCRIPTION=AIRFOIL
GEO_MODE=FUNCTION
```

EK-2 (devam). İki boyutlu kanat profili optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
CONV_CRITERIA=CAUCHY
RESIDUAL_REDUCTION=6
RESIDUAL_MINVAL=-6
STARTCONV_ITER=10
CAUCHY_ELEMS=100
CAUCHY_EPS=1E-5
CAUCHY_FUNC_FLOW=DRAG
CAUCHY_FUNC_ADJFLOW=SENS_GEOMETRY
MESH_FILENAME=64415.su2
MESH_FORMAT=SU2
MESH_OUT_FILENAME=mesh_out.su2
SOLUTION_FLOW_FILENAME=solution_flow.dat
SOLUTION_ADJ_FILENAME=solution_adj.dat
OUTPUT_FORMAT=TECPLOT
CONV_FILENAME=history
RESTART_FLOW_FILENAME=restart_flow.dat
RESTART_ADJ_FILENAME=restart_adj.dat
VOLUME_FLOW_FILENAME=flow
VOLUME_ADJ_FILENAME=adjoint
GRAD_OBJFUNC_FILENAME=of_grad.dat
SURFACE_FLOW_FILENAME=surface_flow
SURFACE_ADJ_FILENAME=surface_adjoint
WRT_SOL_FREQ=10000
WRT_CON_FREQ=1
DV_KIND=HICKS_HENNE
DV_MARKER=( AIRFOIL )
DV_PARAM=( 1, 0.5 )
DV_VALUE=0.01
OPT_OBJECTIVE=MULTIPOINT_DRAG
MULTIPOINT_MACH_NUMBER=(0.35, 0.5)
MULTIPOINT_AOA=(5, 0)
```

EK-2 (devam). İki boyutlu kanat profili optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```

MULTIPOINT_SIDESLIP_ANGLE=(0.0, 0.0)
MULTIPOINT_TARGET_CL=(0.96, 0.38)
MULTIPOINT_REYNOLDS_NUMBER=(8.0267E6, 11.47E6)
MULTIPOINT_FREESTREAM_PRESSURE=(101325.0, 101325.0)
MULTIPOINT_FREESTREAM_TEMPERATURE=(288.15, 288.15)
MULTIPOINT_WEIGHT=(0.5, 0.5)
OPT_CONSTRAINT=( MOMENT_Z < 0.1 ) * 0.001; ( AIRFOIL_THICKNESS > 0.12 )
* 0.001; ( AIRFOIL_AREA > 0.093 ) * 0.001
OPT_GRADIENT_FACTOR=1E-6
OPT_RELAX_FACTOR=1E2
OPT_ITERATIONS=5000
OPT_ACCURACY=1E-10
OPT_LINE_SEARCH_BOUND=1E6
OPT_BOUND_UPPER=1E10
OPT_BOUND_LOWER=-1E10
DEFINITION_DV=( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.05 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.10 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.15 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.20 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.25 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.30 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.35 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.40 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.45 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.50 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.55 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.60 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.65 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.70 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.75 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.80 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.85 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 0, 0.90 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 0, 0.95 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.05 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.10 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.15 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.20 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.25 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.30 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.35 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.40 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.45 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.50 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.55 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.60 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.65 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.70 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.75 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.80 ); ( 1, 1.0 |
AIRFOIL | 1, 0.85 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.90 ); ( 1, 1.0 | AIRFOIL | 1, 0.95 )

```

EK-3. Viskoz kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%                                                                    %
% SU2 configuration file                                           %
% Case description: Optimization case for the wing twist angle in viscous flow %
% Author: Mert Cangul                                             %
% Institution: Gazi University                                     %
% Date: 01.01.2020                                                %
% File Version 7.1.0 "Blackbird"                                  %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
SOLVER=RANS
KIND_TURB_MODEL=SA
MATH_PROBLEM=DISCRETE_ADJOINT
RESTART_SOL=YES
MACH_NUMBER=0.35
AOA=5.0
FREESTREAM_PRESSURE=101325.0
FREESTREAM_TEMPERATURE=288.15
REYNOLDS_NUMBER=13805866.6667
REYNOLDS_LENGTH=1.7200
FREESTREAM_DENSITY=1.225
FIXED_CL_MODE=NO
REF_ORIGIN_MOMENT_X =0.747
REF_ORIGIN_MOMENT_Y =0.00
REF_ORIGIN_MOMENT_Z =0.00
REF_LENGTH=1.7200
REF_AREA=8.1600
REF_DIMENSIONALIZATION=FREESTREAM_PRESS_EQ_ONE
MARKER_HEATFLUX=(WING,0)
MARKER_FAR=(PFF )
MARKER_SYM=(SYMMETRY,SYMMETRY-QUAD_57)
MARKER_PLOTTING=( WING )

```

EK-3 (devam). Viskoz kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```

MARKER_INTERNAL=(PRISM-CELLS-11,PRISM-CAP-56,FLUID-74,INTERIOR-
13,INTERIOR-75)
MARKER_MONITORING=( WING )
NUM_METHOD_GRAD=WEIGHTED_LEAST_SQUARES
OBJECTIVE_FUNCTION=EFFICIENCY
CFL_NUMBER=15
ITER=1000
LINEAR_SOLVER=FGMRES
LINEAR_SOLVER_PREC=ILU
LINEAR_SOLVER_ERROR=1E-6
LINEAR_SOLVER_ITER=2
CONV_NUM_METHOD_TURB=SCALAR_UPWIND
TIME_DISCRE_TURB=EULER_IMPLICIT
CFL_REDUCTION_TURB=1.0
CONV_NUM_METHOD_FLOW=JST
%JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
TIME_DISCRE_FLOW=EULER_IMPLICIT
CONV_NUM_METHOD_ADJFLOW=JST
%ADJ_JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
CFL_REDUCTION_ADJFLOW=0.75
TIME_DISCRE_ADJFLOW=EULER_IMPLICIT
GEO_MARKER=( WING )
GEO_DESCRIPTION=WING
GEO_LOCATION_STATIONS=(0.0,0.1,1.0,2.0,3.0,4.0,4.8)
GEO_BOUNDS=(0.0, 5.0)
GEO_PLOT_STATIONS=YES
GEO_NUMBER_STATIONS=25
GEO_MODE=FUNCTION
CONV_CRITERIA=RESIDUAL
CONV_RESIDUAL_MINVAL=-12
CONV_STARTITER=25

```

EK-3 (devam). Viskoz kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
CONV_CAUCHY_EPS=1E-10
MESH_FILENAME=wing.su2
MESH_OUT_FILENAME=mesh_out.su2
SOLUTION_FILENAME=solution_flow.dat
SOLUTION_ADJ_FILENAME=solution_adj.dat
MESH_FORMAT=SU2
TABULAR_FORMAT=CSV
CONV_FILENAME=history
RESTART_FILENAME=restart_flow.dat
RESTART_ADJ_FILENAME=restart_adj.dat
VOLUME_FILENAME=flow
VOLUME_ADJ_FILENAME=adjoint
GRAD_OBJFUNC_FILENAME=of_grad.dat
SURFACE_FILENAME=surface_flow
SURFACE_ADJ_FILENAME=surface_adjoint
WRT_SOL_FREQ=100
WRT_CON_FREQ=1
SCREEN_OUTPUT=(INNER_ITER, RMS_DENSITY, RMS_ENERGY, LIFT, DRAG)
FFD_TOLERANCE=1E-10
FFD_ITERATIONS=500
FFD_DEFINITION=(WING,-0.1, 0.0, -0.4, 2.4,0.0, -0.4, 1.9,5.0,-0.4 , 0.6,5.0, -0.4, -0.1,
0.0, 0.8, 2.4,0.0, 0.8, 1.9,5.0,0.8 , 0.6,5.0, 0.8)
FFD_DEGREE=(1, 8, 1)
FFD_CONTINUITY=2ND_DERIVATIVE
FFD_SYMMETRY_PLANE=YES
DV_KIND=FFD_SETTING
DV_MARKER=( WING )
DV_PARAM=( WING, 0.55, 0, 0, 30.0, 30.0, 30.0 )
DV_VALUE=0.0
DEFORM_LINEAR_SOLVER=FGMRES
```

EK-3 (devam). Viskoz kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
DEFORM_LINEAR_SOLVER_ITER=500
DEFORM_LINEAR_SOLVER_ERROR=1E-14
DEFORM_STIFFNESS_TYPE=WALL_DISTANCE
OPT_OBJECTIVE=EFFICIENCY
OPT_GRADIENT_FACTOR=1E-5
OPT_RELAX_FACTOR=1E3
OPT_ITERATIONS=100
OPT_ACCURACY=1E-10
OPT_BOUND_UPPER=1E6
OPT_BOUND_LOWER=-1E6
DEFINITION_DV= ( 15, 1.0 | WING | WING, 0, 0.553,0,0,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING |
WING, 1, 0.606,0.612,0.054,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING | WING, 2,
0.66,1.224,0.107,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING | WING, 3, 0.714,1.836,0.161,30,30,30 ); (
15, 1.0 | WING | WING, 4, 0.768,2.448,0.214,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING | WING, 5,
0.821,3.060,0.268,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING | WING, 6, 0.875,3.673,0.321,30,30,30 ); (
15, 1.0 | WING | WING, 7, 0.929,4.285,0.375,30,30,30 ); ( 15, 1.0 | WING | WING, 8,
0.983,4.897,0.428,30,30,30 );
```

EK-4. Viskoz olmayan akış ile kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% SU2 configuration file                                           %
% Case description: Optimization case for the wing twist angle in inviscid flow %
% Author: Mert Cangul                                           %
% Institution: Gazi University                                    %
% Date: 01.17.2017                                              %
% File Version 7.1.0 "Blackbird"                                %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
SOLVER=EULER
MATH_PROBLEM=DISCRETE_ADJOINT
RESTART_SOL=YES
MACH_NUMBER=0.8395
AOA=3.06
FREESTREAM_PRESSURE=101325.0
FREESTREAM_TEMPERATURE=288.15
FIXED_CL_MODE=YES
TARGET_CL=0.286
DCL_DALPHA=0.1
UPDATE_AOA_ITER_LIMIT=150
ITER_DCL_DALPHA=500
REF_ORIGIN_MOMENT_X =0.47466
REF_ORIGIN_MOMENT_Y =0.54239
REF_ORIGIN_MOMENT_Z =0.00
REF_LENGTH=0.64607
REF_AREA=0
REF_DIMENSIONALIZATION=FREESTREAM_PRESS_EQ_ONE
MARKER_EULER=( WING )
MARKER_FAR=( PFF )
MARKER_SYM=( SYMMETRY )
MARKER_PLOTTING=( WING )
MARKER_MONITORING=( WING )

```

EK-4 (devam). Viskoz olmayan akış ile kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
NUM_METHOD_GRAD=WEIGHTED_LEAST_SQUARES
OBJECTIVE_FUNCTION=DRAG
CFL_NUMBER=7.5
ITER=2500
LINEAR_SOLVER=FGMRES
LINEAR_SOLVER_PREC=ILU
LINEAR_SOLVER_ERROR=1E-6
LINEAR_SOLVER_ITER=2
CONV_NUM_METHOD_FLOW=JST
JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
TIME_DISCRE_FLOW=EULER_IMPLICIT
CONV_NUM_METHOD_ADJFLOW=JST
ADJ_JST_SENSOR_COEFF=( 0.5, 0.02 )
CFL_REDUCTION_ADJFLOW=0.75
TIME_DISCRE_ADJFLOW=EULER_IMPLICIT
GEO_MARKER=( WING )
GEO_DESCRIPTION=WING
GEO_LOCATION_STATIONS=(0.0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8)
GEO_BOUNDS=(0, 0.8)
GEO_PLOT_STATIONS=YES
GEO_NUMBER_STATIONS=25
GEO_MODE=FUNCTION
CONV_CRITERIA=RESIDUAL
CONV_RESIDUAL_MINVAL=-12
CONV_STARTITER=25
CONV_CAUCHY_ELEMS=100
CONV_CAUCHY_EPS=1E-10
MESH_FILENAME=ONERA.su2
MESH_OUT_FILENAME=mesh_out.su2
SOLUTION_FILENAME=solution_flow.dat
SOLUTION_ADJ_FILENAME=solution_adj.dat
```

EK-4 (devam). Viskoz olmayan akış ile kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

```
MESH_FORMAT=SU2
TABULAR_FORMAT=CSV
CONV_FILENAME=history
RESTART_FILENAME=restart_flow.dat
RESTART_ADJ_FILENAME=restart_adj.dat
VOLUME_FILENAME=flow
VOLUME_ADJ_FILENAME=adjoint
GRAD_OBJFUNC_FILENAME=of_grad.dat
SURFACE_FILENAME=surface_flow
SURFACE_ADJ_FILENAME=surface_adjoint
WRT_SOL_FREQ=100
WRT_SOL_FREQ_DUALTIME=1
WRT_CON_FREQ=1
WRT_CON_FREQ_DUALTIME=10
SCREEN_OUTPUT=(INNER_ITER, RMS_DENSITY, RMS_ENERGY, LIFT, DRAG)
FFD_TOLERANCE=1E-10
FFD_ITERATIONS=500
FFD_DEFINITION=(WING,-0.0403, 0, -0.04836,0.8463,0, -0.04836,1.209,1.2896, -
0.04836,0.6851,1.2896, -0.04836,-0.0403,0, 0.04836,0.8463,0, 0.04836,1.209,1.2896,
0.04836,0.6851,1.2896, 0.04836)
FFD_DEGREE=(1, 8, 1)
FFD_CONTINUITY=2ND_DERIVATIVE
FFD_SYMMETRY_PLANE=YES
DV_KIND=FFD_SETTING
DV_MARKER=( WING )
DV_PARAM=( WING, 0.2015, 0, 0, 30.0, 30.0, 30.0 )
DV_VALUE=0.0
DEFORM_LINEAR_SOLVER=FGMRES
DEFORM_LINEAR_SOLVER_ITER=500
DEFORM_LINEAR_SOLVER_ERROR=1E-14
DEFORM_STIFFNESS_TYPE=WALL_DISTANCE
```

EK-4 (devam). Viskoz olmayan akış ile kanat burulma açısı optimizasyonunda kullanılan SU2 konfigürasyon dosyası

OPT_OBJECTIVE=DRAG

OPT_GRADIENT_FACTOR=1E-5

OPT_RELAX_FACTOR=1E3

OPT_ITERATIONS=100

OPT_ACCURACY=1E-10

OPT_BOUND_UPPER=1E6

OPT_BOUND_LOWER=-1E6

DEFINITION_DV=(15, 1.0 | WING | WING, 0, 0.2015, 0, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 1, 0.277, 0.15, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 2, 0.352, 0.299, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 3, 0.427, 0.4486, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 4, 0.503, 0.598, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 5, 0.578, 0.748, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 6, 0.653, 0.897, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 7, 0.729, 1.046, 0.0, 30.0, 30.0,30); (15, 1.0 | WING | WING, 8, 0.804, 1.196, 0.0, 30.0, 30.0,30);



GAZİ GELECEKTİR...