

**TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

DÜZ UÇUŞ İÇİN KANAT PROFİLİ ENİYİLEMESİ



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Hakan DARAK

Makine ve Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine ve Uçak Mühendisliği Programı

ŞUBAT 2017

**TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

DÜZ UÇUŞ İÇİN KANAT PROFİLİ ENİYİLEMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Hakan DARAK

1406080031

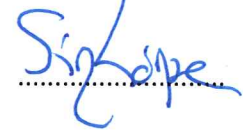
Makine ve Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine ve Uçak Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan KÖRPE

Türk Hava Kurumu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 1406080031 numaralı Yüksek Lisans öğrencisi "Hakan DARAK", ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "DÜZ UÇUŞ İÇİN KANAT PROFİLİ ENİYİLEMESİ" başlıklı tezini, aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

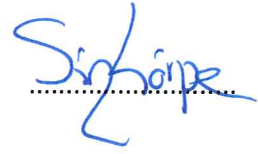
Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan Körpe
Türk Hava Kurumu Üniversitesi



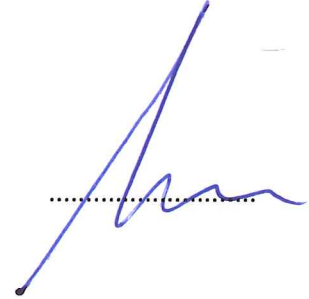
Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Tahsin Çağrı ŞİŞMAN
Türk Hava Kurumu Üniversitesi



Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan Körpe
Türk Hava Kurumu Üniversitesi



Yrd. Doç. Dr. Mustafa KAYA
Yıldırım Beyazıt Üniversitesi



Tez Savunma Tarihi: 03 Şubat 2017

**TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜ'NE**

Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum, “DÜZ UÇUŞ İÇİN KANAT PROFİLİ ENİYİLEMESİ” adlı çalışmamın, tarafımdan akademik etik ve kurallara aykırı düşecek bir yardıma başvurmaksızın yazıldığını ve yararlandığım kaynakların kaynakçada gösterilenlerden oluştuğunu, bunlara atıf yapılarak yararlanılmış olduğunu belirtir ve bunu onurumla doğrularım.

24.01.2017

Hakan DARAK



ÖNSÖZ

Gerek yüksek lisans hayatım boyunca, gerekse tez çalışmalarım esnasında benden yardımlarını esirgemeyen, her konuda fikir danışmanım sayın Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan KÖRPE'ye teşekkür ederim.

Yüksek lisans hayatım boyunca gerek okul ile ilgili gerek özel hayatımda birçok konuda yardımını dokunan değerleri dostlarım, Mehmet Samet TOPLU, Sernil Buket Ada Tunç ve Kadir Akkaya'ya teşekkürler.

Ve tabii ki tüm eğitim hayatım boyunca beni maddi, manevi her konuda destekleyen aileme teşekkürü borç bilirim.

Şubat 2017

Hakan DARAK

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	iv
İÇİNDEKİLER	v
ŞEKİL LİSTESİ.....	vi
TABLO LİSTESİ.....	viii
SEMBOLLER.....	ix
KISALTMALAR	x
ÖZET.....	xi
ABSTRACT.....	xiii
BİRİNCİ BÖLÜM	1
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	2
İKİNCİ BÖLÜM	15
2. METODOLOJİ	15
2.1 Kanat Profili Tarihçesi.....	15
2.2 NACA Ailesi	16
2.3 NACA 4 Haneli Kanat Profili Hesaplama Yöntemi	17
2.4 Xfoil Programı	19
2.5 Ardışık İkinci Derece Programlama	19
2.6 Sonlu Farklar Metodu	21
ÜÇÜNCÜ BÖLÜM	23
3. ENİYİLEME PROBLEMİ UYGULAMASI	23
3.1 Tek Kısıtlı Kanat Profili Eniyilemesi.....	23
3.2 Eniyileme Yöntemi ve Problem Çözücüsü.....	25
3.3 Geometrinin Oluşturulması ve Panel Metot ile Çözüm	26
3.4 Sonuçların Karşılaştırılması	28
3.4.1 $C_l=1,4198$ Kısıtlaması için Sonuçların Karşılaştırılması	30
3.4.2 $C_l=0,6433$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması.....	33
3.4.3 $C_l=0,4901$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması	36
3.4.4 $C_l=0,1588$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması.....	39
3.5 Birden Çok Kısıtlı Eniyileme Problemi.....	42
3.5.1 $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,6433$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması.....	42
3.5.2 $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,4901$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması.....	45
3.5.4. $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,1588$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması.....	48
DÖRDÜNCÜ BÖLÜM	52
4. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME	52
KAYNAKLAR	53
ÖZGEÇMİŞ	56

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1	: Thomas tarafından yapılan kanat profili/kanat eniyilemesi, eniyileme süreci.....	3
Şekil 1.2	: NACA 4 hane kanat profili tanımları.....	4
Şekil 1.3	: Kanat profili örneği için eniyi profil şekilleri	5
Şekil 1.4	: Birkaç kontrol noktasına bağlı olarak parametrik oluşturulmuş B-Spline eğrisi.....	5
Şekil 1.5	: 3 Boyutlu geometri oluşturma süreci	6
Şekil 1.6	: Eniyileme prosesi sonucu çıkan kanat profili şekil.....	7
Şekil 1.7	: Girdap kafes yöntemi için bölünmüş kanat ve paneller.	8
Şekil 1.8	: Visual DOC/DOT Programının diğer programlar ile olan bağlantısı	10
Şekil 1.9	: Kanat profili şekli ve tasarım değişkenleri.....	11
Şekil 1.10	: Başlangıç şekli (a) ve eniyilenmiş tasarım (b)	11
Şekil 1.11	: Dairesel kesitli S kanal.....	12
Şekil 1.12	: Kanatçık detayları	13
Şekil 1.13	: Eniyilenecek kanat geometrisi	14
Şekil 1.14	: Çalışma sonucu elde edilen en uygun kanat şekilleri.....	14
Şekil 2.1	: H.F.Phillips tarafından patentlenen kanat profili çalışması	15
Şekil 2.2	: Otto Lilienthal tarafından yapılan çalışmada, kuş kanadı üzerinde yüklerin gösterimi.....	16
Şekil 3.1	: NACA4412 Kanat profiline ait $\alpha - C_l$ eğrisi.	28
Şekil 3.2	: NACA4412 Kanat profiline ait Hız - C_l eğrisi.....	29
Şekil 3.3	: NACA4412 Kanat profiline ait $\alpha - C_d$ eğrisi.	29
Şekil 3.4	: NACA4412 Kanat profiline ait Hız - C_d eğrisi.	30
Şekil 3.5	: İterasyonlara bağlı olarak $C_l=1,4198$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.....	31
Şekil 3.6	: NACA4412 ve 1. en uygun sonuç için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.	32
Şekil 3.7	: NACA4412 ve 1. en uygun sonuç için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.....	32
Şekil 3.8	: NACA4412 Profil ile en uygun profilin karşılaştırılması.	33
Şekil 3.9	: Yinelemelere bağlı olarak $C_l =0,6433$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.....	33
Şekil 3.10	: NACA4412 ile 1. ve 2. en uygun sonuç için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.	35
Şekil 3.11	: NACA4412 ile 1. ve 2. en uygun sonuç için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.	35
Şekil 3.12	: NACA4412 Profil ile 2. en uygun profilin karşılaştırılması.	36
Şekil 3.13	: Yinelemelere bağlı olarak $C_l =0,4901$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.....	37
Şekil 3.14	: NACA4412, 1., 2. ve 3. en uygun sonuç için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.	38
Şekil 3.15	: NACA4412, 1., 2. ve 3. en uygun sonuç için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.	38

Şekil 3.16	: NACA4412 profil ile 3. en uygun profilin karşılaştırılması.	39
Şekil 3.17	: Yinelemelere bağlı olarak $C_1 = 0,4901$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.....	40
Şekil 3.18	: NACA4412, 1., 2., 3. ve 4. en uygun sonuç için $\alpha - C_1$ karşılaştırılması.	41
Şekil 3.19	: NACA4412, 1., 2., 3. ve 4. en uygun sonuç için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.	41
Şekil 3.20	: NACA4412 profil ile 4. en uygun profilin karşılaştırılması.	42
Şekil 3.21	: Yinelemelere bağlı olarak $C_1 = 1,4198$ ve $C_1 = 0,6433$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.....	43
Şekil 3.22	: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_1$ karşılaştırılması.	44
Şekil 3.23	: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.	44
Şekil 3.24	: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.	45
Şekil 3.25	: Yinelemelere bağlı olarak $C_1 = 1,4198$ ve $C_1 = 0,4901$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.....	46
Şekil 3.26	: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_1$ karşılaştırılması.	47
Şekil 3.27	: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.	47
Şekil 3.28	: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.	48
Şekil 3.29	: Yinelemelere bağlı olarak $C_1 = 1,4198$ ve $C_1 = 0,1588$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.....	49
Şekil 3.30	: NACA4412 ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_1$ karşılaştırılması.	50
Şekil 3.31	: NACA4412 ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması	50
Şekil 3.32	: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.	51

TABLO LİSTESİ

Tablo 3.3 : 300 Panel ve 350 Panel kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması.	27
Tablo 3.4 : 1. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.....	31
Tablo 3.5 : 2. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.....	34
Tablo 3.6 : 3. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.....	37
Tablo 3.7 : 4. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.....	40
Tablo 3.8 : 1. ve 2. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.	43
Tablo 3.9 : 1. ve 3. Kritik konum için eniyi profile ait hesaplanan değerler.	46
Tablo 3.10 : 1. ve 4. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler	49

SEMBOLLER

c	(m)	Veter boyu
C_i		Kanat profili için kaldırma kuvveti katsayısı
C_L		Kanat için kaldırma kuvveti katsayısı
C_d		Kanat profili için sürüklenme kuvveti katsayısı
C_D		Kanat için sürüklenme kuvveti katsayısı
C_m		Kanat profili için yunuslama momenti katsayısı
l		Lagrange çarpanı
m		Lagrange çarpanı
mc		Kanat profili için en fazla kambur
mm		Kanat profili için en fazla kambur
pc		Kanat profili için en fazla kamburun bulunduğu mesafe
pp		Kanat profili için en fazla kamburun bulunduğu mesafe
tc		Kanat profili için en fazla kalınlık
t		Kanat profili için en fazla kalınlık
p		En fazla kambur pozisyonu
M		Mach sayısı
Re		Reynolds sayısı
T		Kanat profili kalınlığı
x_u		Kanat profili üst yüzeyi x koordinatı
x_l		Kanat profili alt yüzeyi x koordinatı
y_c		Kambur eğrisi koordinatı
y_u		Kanat profili üst yüzeyi y koordinatı
y_t		Kanat profili kalınlık değerinin yarısı
y_l		Kanat profili alt yüzeyi y koordinatı
α	(°)	Hücum açısı
α	(°)	Adım büyüklüğü parametresi
β	(°)	Eğim açısı
β		Lagrange çarpanı
λ		Lagrange çarpanı
ρ	(kg/m³)	Hava yoğunluğu
v	m/s	Hız

KISALTMALAR

AİDP	Ardışık İkinci Derece Programlama
BFGS	Broydon-Fletcher-Goldfarb-Shanno
DDR	Double Data Rate
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
GHz	Gigahertz
İHA	İnsansız Hava Aracı
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MİB	Merkezi İşlemci Birimi
MPa	Mega Pascal
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OS	Operating system
RAM	Random Access Memory

ÖZET

DÜZ UÇUŞ İÇİN KANAT PROFİLİ ENİYİLEMESİ

DARAK, Hakan

Yüksek Lisans, Makine ve Uçak Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan KÖRPE

Şubat 2017, 56 Sayfa

Yapılan bu çalışmada deniz seviyesinde düz uçuş yapan bir hava aracı için, üç boyutlu panel metot ve iki boyutlu tek yönlü sınır tabakası çözücülerinden oluşan hızlı aerodinamik çözücü ile, NACA 4412 kanat profili ve dikdörtgen kanada sahip 120 N ağırlığındaki bir uçağın farklı hızlarda düz uçuşu esnasında elde edilen C_L ve C_D değerlerinden yola çıkılarak, dört farklı hücum açısı değerinde eniyileme problemleri çözülmüştür. Bu hücum açıları belirlenirken sırası ile; perdövites hızı, en uzun menzil, en uzun havada kalma süresi ve en yüksek hız dikkate alınmıştır. Eniyileme problemlerinin çözülebilmesi için MATLAB programı ve Xfoil programının bir arada çalışması sağlanmış, Xfoil programında hesaplanan kaldırma kuvveti katsayısı ve sürüklenme kuvveti katsayısı değerleri, MATLAB programında bulunan ardışık ikinci derece programlama metodunun ihtiyaç duyduğu hedef fonksiyonunun gradyan vektörler ile kısıtlamaların Jakobien matrisinin oluşturulması sağlanmıştır. İki aşamadan oluşan bu çalışmada, ilk aşamada belirlenen hücum açısında sürüklenme kuvvetinin en düşük hale getirilmesi hedef fonksiyonu olarak tanımlanırken o hücum açısında kaldırma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmıştır.

İkinci aşamada ise yukarıdaki tanımlanan problemlere ek olarak kanat profiline perdövites açısında sağladığı kaldırma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmış ve bu şekilde eniyileme problemleri çözülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Kanat profili, Eniyileme, Ardışık İkinci Derece Programlama



ABSTRACT

AIRFOIL OPTIMIZATION FOR LEVEL FLIGHT

DARAK, Hakan

Master Thesis, Department of Mechanical and Aeronautical

Thesis Supervisor: Yrd. Doç. Dr. Durmuş Sinan KÖRPE

February 2017, 56 page

In this study, the optimization problems, that are based on C_L and C_D values, which are obtained by a fast aerodynamic solver consisting of three dimensional panel method and one-way two dimensional boundary layer solver, of the wing of the aircraft, which is 120 N and has a rectangular wing and NACA4412 airfoil, on the level flight at different velocities and at four different angle of attack values. While determining these angle of attack values; stall speed, the longest range, the maximum endurance and the highest speed values area considered, respectively. In order to solve the optimization problems, the combination of MATLAB program and Xfoil program has been provided. Lift and drag force coefficients are calculated in Xfoil program for the Jacobian matrix of the constraints and the gradient vector of the objective function that are required by the sequential quadratic programming method in MATLAB. In this study consisting of two phases, in the first phase minimizing the drag force coefficient in the determined angle of attack is defined as the objective function while the lift force coefficient in that angle of attack is defined as the equality constraint. In the second phase, in addition to the above defined problem, the lift force coefficient provided by the airfoil at the stall angle of attack is defined as the equality problem and therefore the optimization problems are solved.

Key Words: Airfoil, Optimization, Sequential Quadratic Programmin

BİRİNCİ BÖLÜM

GİRİŞ

Günümüz teknolojilerinin geliştirilmesi ve iyileştirilmesi sürecinde en çok dikkat edilen hususlardan biri, yüksek performanslı, düşük maliyetli ve düşük işletim giderlerine sahip, en az hacim ile en büyük faydayı sağlayabilecek ürünlerin geliştirilmesidir. Geçmişten günümüze kadar bu gibi ihtiyaçlar devam etmiş ve en uygun tasarımın elde edilebilmesi için çeşitli eniyileme yöntemleri geliştirilmiştir.

Eniyilemenin ilk örneklerinin, milattan önce yaşamış olan Yunan filozofları Zenon, Plato, Aristoteles gibi isimler tarafından, çalışmaları esnasında oluşturulduğu bilinmektedir [1]. 17. yüzyıldan sonra Kalkülüs'ün bulunması ile eniyileme alanındaki gelişmelerde buna paralel olarak artmıştır. Bu dönemlerde yaşamış olan J.Kepler'in ikinci eş seçimini yaparken kullandığı yöntem ilk Sekreter problemi örnekleri arasında gösterilmektedir [2]. Sekreter problemi en sade hali ile tanımlanacak olursa, sekreterlik pozisyonu için bir kişi alınacaktır. Bu pozisyon için n adet başvuru yapılmıştır. Her aday sırayla rasgele olarak görüşmeye alınacak ve her görüşme eşit derecede sonuç odaklı gerçekleştirilecektir. Tüm başvuru sahipleri en iyi ya da en kötü olacak şekilde sıralanacaktır. Başvuruyu yapanı kabul etme veya reddetme kararı, şimdiye kadar görüşülen başvuru sahiplerinin sıralamasına göre yapılacaktır. Bir kere ret edilen aday tekrar görüşme için çağırılmayacaktır. Bu kurallar ile görüşülen adayların ilk %37'lik kısmı elenir. Kalan adaylardan ise, elenen adaylardan daha nitelikli olan ilk kişi işe alınır. Johann ve Jacob Bernoulli tarafından çalışılan Brachistochrone problemi [3] ise bu döneme ait bir diğer örnek olarak gösterilebilir. 1696 yılında o dönemin ünlü bilim dergilerinden olan Acta Eruditorum dergisinde yayımlanan bu probleme göre sürtünmesiz bir ortamda üzerine sadece yer çekimi etkileyen bir parçacık A noktasından B noktasına yer çekiminin etkisi ile ulaşacaktır. A noktasından B noktasına ulaşması için gerekli süreyi en kısa süreye indirecek eğrinin denklemi, Brachistochrone probleminin hedef

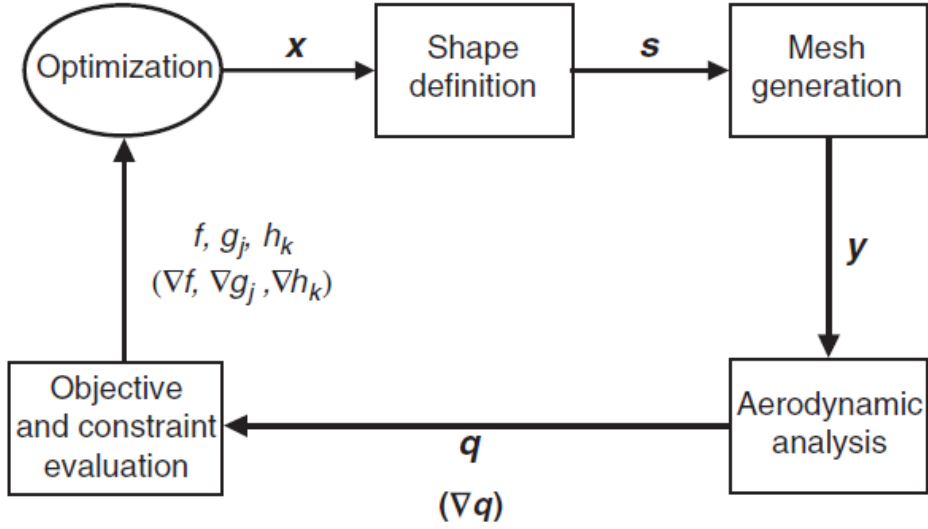
fonksiyonudur. Alt alta olmayan bu iki nokta için problem çözüldüğünde en hızlı seyahat eğrisinin iki noktayı birleştiren bir doğru değil, çözümün bir sikloit yay olduğu görülmüştür.

18. ve 19. yüzyıldan itibaren artan sanayileşme, mühendislik dalının gelişmesine sebep olmuş, artan mühendislik gereksinimleri ile, eniyileme günümüzde mühendislik dalları tarafından sıklıkla kullanılan problem çözme aracı olarak kullanılmaya başlanmıştır. Günümüzde; En Küçük Kareler Metodu, Arı Algoritması, Dik İniş Metodu, Genel İndirgenmiş Gradyan Metodu gibi eniyileme teknikleri birçok problemin çözümü için kullanılmaktadır.

Yapılan bu çalışma düz uçuş esnasında kanatta oluşan sürüklenme kuvvetini en düşük değere indirmek amaçlanmıştır. Bu kuvveti en düşük değerine indirmek için Havacılık Ulusal Danışma Kurulu'na (National Advisory Committee for Aeronautics) ait NACA4412 kod numaralı kanat profili başlangıç profili olarak kullanılmıştır. NACA profillerinde kanat bileşenlerini oluşturan kanat kalınlığı (t), kambur oranı (mm) ve kambur konumu (pp) tasarım değişkenleri olarak belirlenmiş ve en düşük sürüklenme kuvvetinin elde edilebilmesi için bu üç tasarım değişken için eniyileme yapılmıştır. İki aşamadan oluşan bu çalışmada, ilk aşamada belirlenen hücum açısında sürüklenme kuvvetinin en düşük hale getirilmesi hedef fonksiyonu olarak tanımlanırken, o hücum açısında kaldırma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmıştır. İkinci aşamada ise yukarıdaki tanımlanan probleme ek olarak kanat profilinin perdövites açısında sağladığı kaldırma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmış ve bu şekilde eniyileme problemleri çözülmüştür.

1.1 Literatür Araştırması

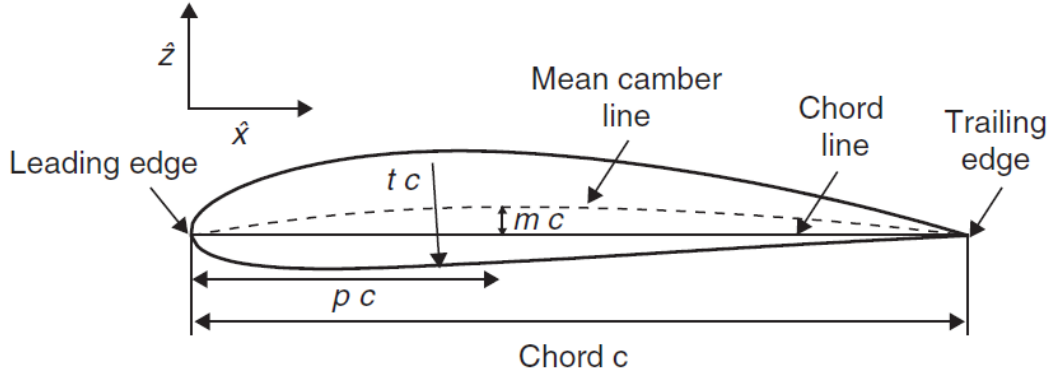
Thomas [4] tarafından yapılan Kanat Profili/Kanat Eniyilemesi, hava taşıtları üzerindeki aerodinamik karakteristiklerin, araç şeklinin iyileştirilmesi ile bu karakteristiklerin geliştirilmesine yönelik teknikler üzerinde yoğunlaşmıştır. Bu çalışma kapsamında izlenen yöntem ve tasarım değişkenleri ana hatları ile Şekil 1.1'de verilmiştir.



Şekil 1.1: Thomas tarafından yapılan kanat profili/kanat eniyilemesi, eniyileme süreci [4].

Bu çalışmada izlenen yol; eniyileme işlemcisi ile şekil belirleme bileşenine tasarım değişkenleri sağlanmakta, daha sonra sağlanan bu değişkenler ile kanat profili yüzeyinin matematiksel olarak tanımı yapılmaktadır. Yapılan yüzey tanımı aerodinamik analiz bileşeni tarafından kullanılmak üzere ağ üretim işlemcisi tarafından işlenerek çözüm ağı oluşturulmaktadır. Yapılan analiz sonucunda tasarım değişkeni ve gradyan elde edilir. Hedef ve kısıtlama fonksiyonları, eşitlik ve eşitsizlikleri ile sağlanmaktadır. Bu çalışma aerodinamik şekil eniyilemesi için HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) araçlarından yararlanmaktadır. Eniyileme işlemi hali hazırda var olan bir tasarımı iyileştirmeye yönelik olarak kısıtlanmıştır, bu sebeple eniyilemeye başlayabilmek için bu çalışmada, var olan temel bir tasarıma ihtiyaç duyulmaktadır.

Temel prensiplerin anlatılabilmesi için bu çalışmada 4 haneli NACA serileri kullanılmıştır. Bu seride bulunan kanat profilleri, en fazla kambur (mc), hücum kenarından itibaren en fazla kamburun bulunduğu mesafe (pc) ve en fazla kalınlık (tc) ile tanımlanabilir ve tüm bu bileşenler veter boyu (c) ile ilintilidir. Bu parametreler Şekil 1.2’de belirtilmiştir.

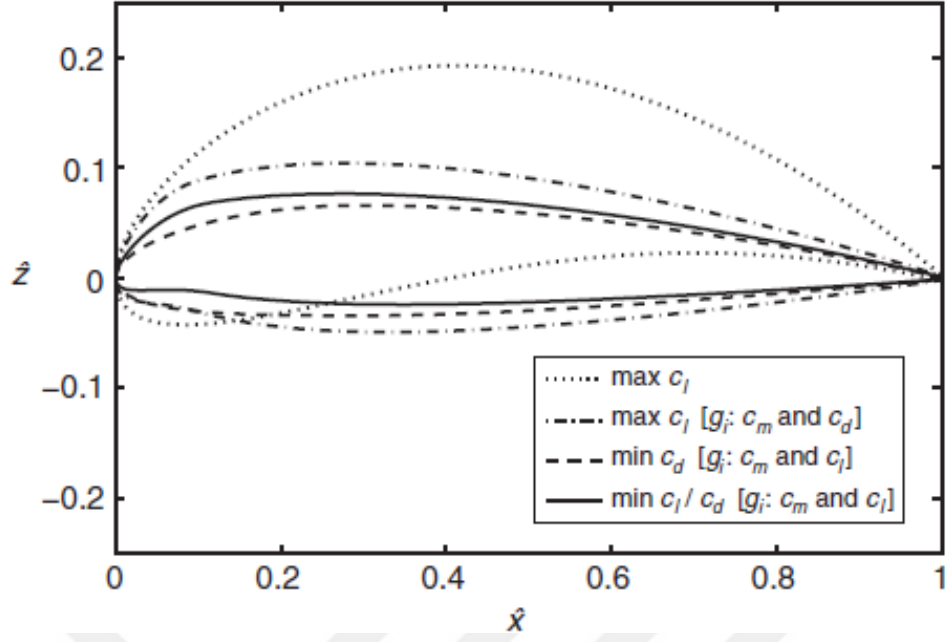


Şekil 1.2: NACA 4 hane kanat profili tanımları [4].

Kullanılan hesaplamalı metot, basitliğinden dolayı panel metot olarak seçilmiştir. Bu basit metot, viskozite, sıkıştırılabilirlik, vortisite gibi birçok önemli etkeni görmezden gelmekte fakat aerodinamik şekil eniyilemesi için yeterli sonucu sağlayabilmektedir. Yapılan bu çalışmada tasarım değişkenleri $x=(mc, pc, tc)$ olarak tanımlanmış, kanat hücum açısı ise $\alpha=1^\circ$ sabit tutulmuştur. Eniyileme sonucu anahtar çıktıları, kaldırma, sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları olan C_l , C_d ve C_m 'dir. Kanat profilinin eniyilemesi için ise 4 senaryo belirlenmiştir. Bunlar;

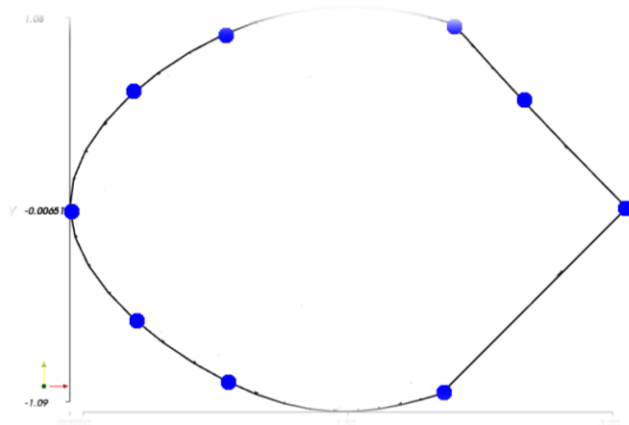
- 1- Kısıtlama olarak kaldırma kuvvetinin en yüksek değerinin elde edilmesi,
- 2- Yunuslama momenti ve sürükleme kuvveti kısıtlamaları ile kaldırma kuvvetinin en yüksek değerinin elde edilmesi,
- 3- Yunuslama momenti ve kaldırma kuvveti kısıtlamaları ile sürükleme kuvvetinin en düşük değerinin elde edilmesi,
- 4- Yunuslama momenti ve kaldırma kuvveti kısıtlamaları ile kaldırma kuvveti/sürükleme kuvveti oranının en yüksek değerinin elde edilmesi,

olarak tanımlanmıştır. Eniyileme sonucu ile elde edilen kanat profilleri, Şekil 1.3'te gösterilmiştir. Yapılan çalışmada birinci durum için $C_l= 1,529$, ikinci durum için $C_l= 0,436$, üçüncü durum için $C_d= 0,0019$ ve dördüncü durum için $C_l/C_d= 366$ olarak elde edilmiştir.



Şekil 1.3: Kanat profili örneği için eniyi profil şekilleri [4].

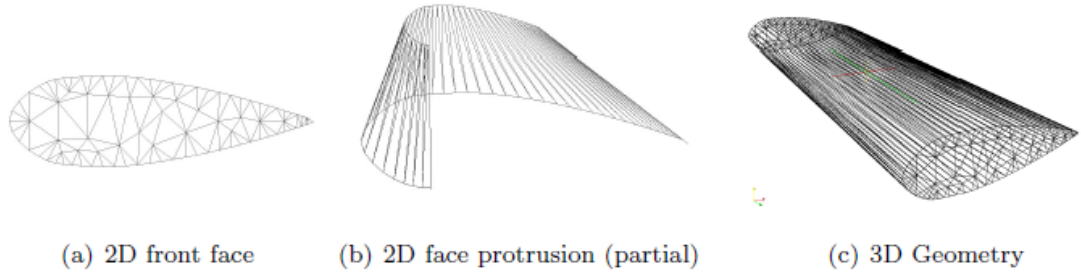
Garcia, v.d. [5] tarafından yapılan HAD Tabanlı, Gradyan Tabanlı Metot Aracılığı ile Kanat Profili Eniyilemesi çalışmasında, aerodinamik şekil eniyilemesi yapılmıştır. Yapılan bu çalışmada hedef olarak, verilen kanat profili üzerinde bulunan kaldırma kuvvetini kabul edilebilir bir aralık içerisinde tutarak sürüklenme kuvvetinin düşürülmesi amaçlanmıştır. Kanat profili geometrisinin belirlenebilmesi için bir dizi nokta kullanılarak B-spline eğrisi parametrik olarak oluşturulmuştur. Bu noktalar HAD analizleri aracılığı ile otomatik olarak yenilenmiştir.



Şekil 1.4: Birkaç kontrol noktasına bağlı olarak parametrik oluşturulmuş B-Spline eğrisi [5].

HAD analizi için kullanılacak hacimsel alan, kullanıcı tarafından tanımlanmış olan bu düzlemsel şekil kullanılarak bir dizi kullanıcı tanımlı parametre ile

oluşturulmaktadır. Tanımlama süreci 2 boyutlu ve 3 boyutlu ağ algoritmaları kullanılarak yapılmaktadır.



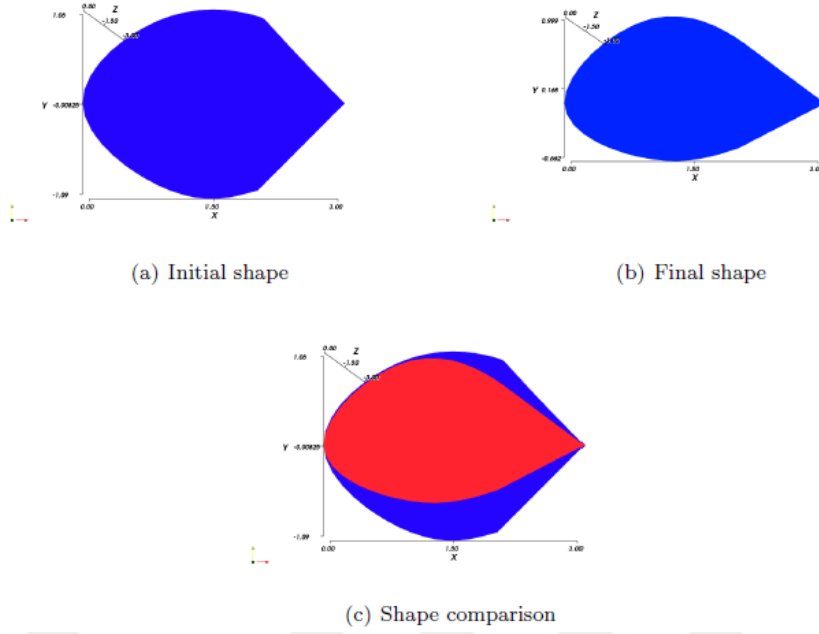
Şekil 1.5: 3 Boyutlu geometri oluşturma süreci [5].

Kanat profili etrafını sarmakta olan akış alanı da aynı zamanda kanat profilini oluşturan parametrelere bağlı olarak oluşturulmaktadır.

Navier-Stokes denklemleri, türbülanslı sıkıştırılabilir akış için, k-epsilon türbülans modeli ve SIPMLE algoritması kullanılarak çözülmüştür. Simülasyon çözüldükten sonra kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti sonuçları eniyileme sürecine aktarılmıştır. Her kontrol noktasının yön ve büyüklüğünü tanımlayabilmek için, gradyan tabanlı eniyileme metodu olan dik iniş yöntemi kullanılmıştır. Kontrol noktaları tasarım değişkenleri olarak tanımlanmış ve en uygun değere ulaşabilmek için yinelenmiştir. Eniyileme sürecinde kullanılan konfigürasyon ve sonuçlar aşağıda belirtilmiştir.

- 1- Alt ve üst yüzey için 6 adet kontrol noktası kullanılmış,
- 2- Giriş hızı için 50 m/s, kanat hücum açısı 0° , türbülans çözümleri için 0°C 'de k-epsilon türbülans modeli, giriş ve çıkış koşulu dışındaki duvarlar için ise simetri koşulu tanımlanmış,
- 3- Her HAD alanı için 4000 ile 5000 eleman arasında ağ bileşeni, tanımlanmıştır.

Yapılan analiz ve eniyileme süreci sonrasında ortaya çıkarılan en uygun kanat şekli Şekil 1.6'da belirtilmiştir. Yapılan analizler sonucunda C_d değeri yinelemelere bağlı olarak 0,3804 değerinden 0,2815 değerine kadar gerilemiş ve %26'lık bir iyileşme sağlanmıştır.



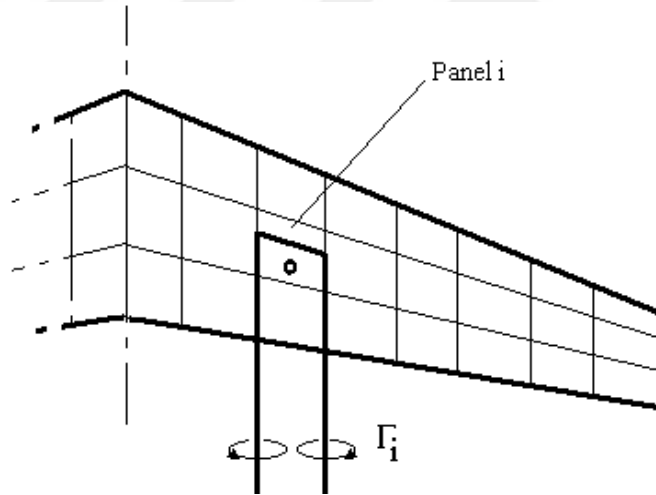
Şekil 1.6: Eniyileme prosesi sonucu çıkan kanat profili şekil [5].

Alexander v.d. [6] tarafından yapılan İHA (İnsansız Hava Aracı) Kanadı Eniyilemesi çalışmasında, İHA kanadının yapısal açıdan eniyilenmesi amaçlanmıştır. İnsansız hava aracı için 2 adet dikdörtgen kanat tipi seçilmiş ve $M=0,21$ ile $M=0,4$ hızları için dizayn edilmiştir. Kanat üzerindeki aerodinamik çalışma XFLR-HAD yazılımlarında girdap kafes yönteminin kullanılması ile, statik çalışmalar CATIA V5 paketi ile yapılmıştır. Tasarlanan kanat yapısı, içeriğinde bulundurduğu direk, kaburga ve yüzey kaplamasını, kanat ağırlığının en düşük değerini elde etmek ve kanadın taşıyabileceği kritik yükü en yüksek değerine yükseltmek amacı ile bu çalışmada eniyilemesi yapılmıştır. Tasarım değişkenleri kaburga ve direklerin konumlandırılması olarak belirlenmiştir. Tasarım yapılırken izotropik malzemeler ve kompozit malzemeler ile eniyileme yapılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Hücum açısı ile kaldırma kuvveti arasındaki bağıın neredeyse doğrusal olması nedeniyle bu çalışmada NACA0012 kanat profilinin kullanılması uygun görülmüştür. NACA0012’de sürükleme kuvveti-hücum açısı grafiğine bakıldığında, grafikteki şeklin neredeyse parabolik olduğu görülmektedir. Kanat profilinde bu özelliğin bulunması, en yüksek kaldırma kuvvetinin muhtemelen en küçük sürükleme kuvveti ile elde edilebileceğinden dolayı istenen bir durumdur. Bu çalışmada tasarlanacak olan kanat üzerinde oluşan yükler, aerodinamik yükler, yapısal yükler ve yakıt yükü olarak belirlenmiş ve statik analiz sürecinde bu yükler kanat yükü olarak tanımlanmıştır. Eniyileme süreci ise aşağıda belirtilmiştir.

- 1- Aerodinamik ağ üretimi,
- 2- XFLR yazılımını kullanarak HAD analizi,
- 3- Parametrik HAD modeli üretimi,
- 4- Yapısal ağ üretimi,
- 5- Sonlu elemanlar yöntemi ile analiz ve yapısal boyutlandırılması,

Eniyilemesi yapılacak kanat ile ilgili sınır şartları, veter uzunluğu 450 mm, serbest akış hızı 60 m/s, hava yoğunluğu 1,22 kg/m³, ortam basıncı 0,101 MPA ve mutlak viskozite 1,789x10⁻⁵ olarak belirlenmiş sıcaklık etkisi ise göz ardı edilmiştir. Reynold sayısı ise değişken olarak düşünölmüştür. Bu bilgiler doğrultusunda NACA0012 kanat üzerindeki yükler girdap kafes yöntemi ile hesaplanmıştır. Kullanılan bu yöntemde kanat birçok panele bölünmekte ve her panel bağımlı girdap olarak düşünölmektedir. Bu yöntemde her bileşke girdap üzerine yüzey akışı uygulanarak panellerdeki güç hesaplanabilmektedir.



Şekil 1.7: Girdap kafes yöntemi için bölünmüş kanat ve paneller [6].

Aerodinamik model HAD-XFLR ile geliştirilip analiz edilmiş, yapısal model ise CATIA ile hazırlanarak ANSYS ile analiz edilmiştir. Teorik aerodinamik analizi sonucunda elde edilen kanat, kanat açıklığı 3,35 metre, uç ve kök veter uzunluğu 0,45 metre olan NACA0012 olarak tespit edilmiştir. Bu veriler ile yapılan aerodinamik analiz sonucu elde edilen veriler kanat yükü olarak kullanılmıştır.

Yapısal analiz kanat üzerinde oluşan yer değiştirme, gerilme gibi kuvvetlerin statik yük altındaki oluşumlarını gözlemlemek için izotropik ve kompozit malzeme kullanılarak yapılmıştır. İlk tasarımda kanat malzemesi izotropik malzeme

kullanılmış ve kullanılacak olan direk sayısı, direk yüzey alanı, kanat yüzey kalınlığı gibi değerler incelenmiştir. İkinci tasarımda ise kaburga ve direk malzemesi olarak izotropik malzeme kullanılmış yüzey kaplaması olarak kompozit malzeme kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar karşılaştırılarak en uygun sonuç olarak yüzey kalınlığı 1 mm, kaburga ve direk sayısı 3-5 olarak, en uygun malzeme ise 7075-T6 alüminyum olarak bulunmuştur.

Yapılan bu çalışma ile;

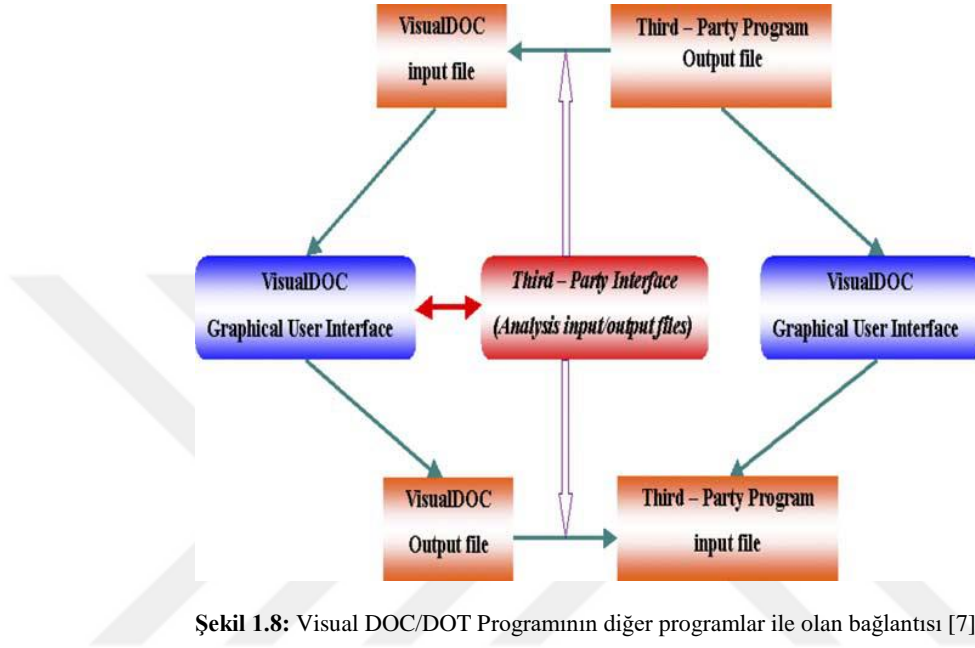
- 1- Elde edilen aerodinamik sonuçlardan, aynı hücum açısında kaldırma kuvvetinin mach sayısı ile arttığı,
- 2- Yapısal sonuçlardan, yüzey kalınlığının arttırılmasının, kompozit katman sayısının arttırılması ve direk yüzey alanının arttırılması ile kıyasla yer değiştirme ve gerilmelerde etkili olduğu,
- 3- Kaburga aralarının arttırılmasının, von-mises gerilmelerinde kayda değer bir değişime neden olmadığı,
- 4- Kompozit malzeme kullanımında izotropik malzemelere göre ağırlıkta %34 avantaj sağlandığı,
- 5- Kompozit malzemelerde yüzey kaplaması kullanmanın istenebilecek bir durum olduğu,

sonuçlarına ulaşılmıştır.

Sayed v.d. [7] tarafından yapılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile Şekil Eniyilemesi çalışmasında, nümerik eniyileme teknikleri ve HAD kullanılarak şekil eniyilemesi yapılmıştır. Ticari bir eniyileme kodu ile HAD kodu birleştirilerek, HAD şekil eniyileme aracı geliştirilmiştir. Geliştirilen bu aracın ne kadar etkili olduğunun ve kabul edilebilir MİB (Merkezi İşlemci Birimi) süresi içerisinde sonuç elde etme kapasitesinin anlaşılabilmesi için, bir kanat profilinin ve S şekilli bir kanalın farklı tasarım değişkenleri ile şekil eniyilemesi yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar ve geçen MİB süreleri bu çalışma kapsamında incelenmiştir.

Bu çalışmanın yapılabilmesi için nümerik eniyileme yazılımı VisualDOC/DOT, kısıtlamalı eniyileme problemlerinin çözülmesi için kullanılmıştır. HAD tabanlı eniyileme metodolojisi için en iyi çözüm, üç ana programın entegre edilmesi ile elde edilmiştir. Bu üç program nümerik eniyileme programı VisualDOC/DOT, eniyileme programı tarafından sağlanan değişkenler ile yüzey geometrisini oluşturan arayüz programı olan Prime ve geliştirilen Chaos isimli

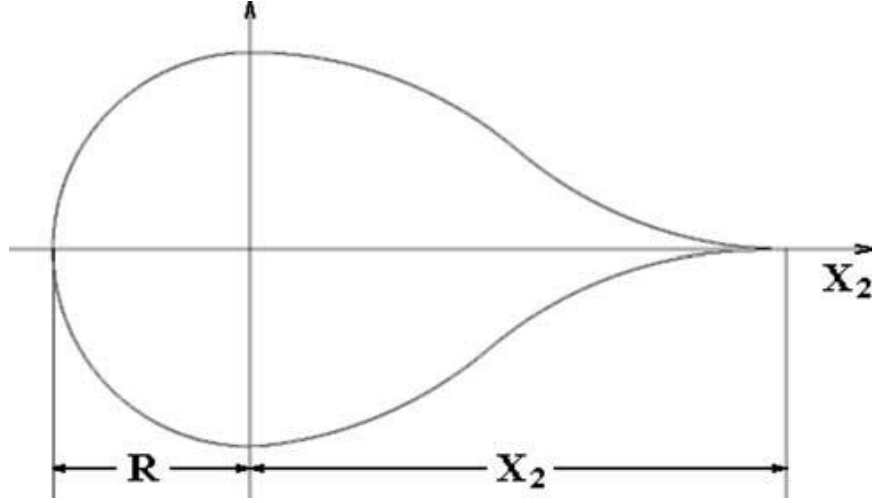
program HAD simülasyonları için kullanılmıştır. Tasarım eniyileme prosesi Şekil 1.8’de gösterildiği gibi birbirine bağlanarak, bir bilgisayar programı yardımı ile yapılmaktadır. Bu program Chaos ve Prime programlarını çağırarak hedef fonksiyonunu elde etmekte, daha sonra VisualDOC/DOT ise tasarım değişkenlerini yenileyerek en uygun sonucu aramaktadır.



Şekil 1.8: Visual DOC/DOT Programının diğer programlar ile olan bağlantısı [7].

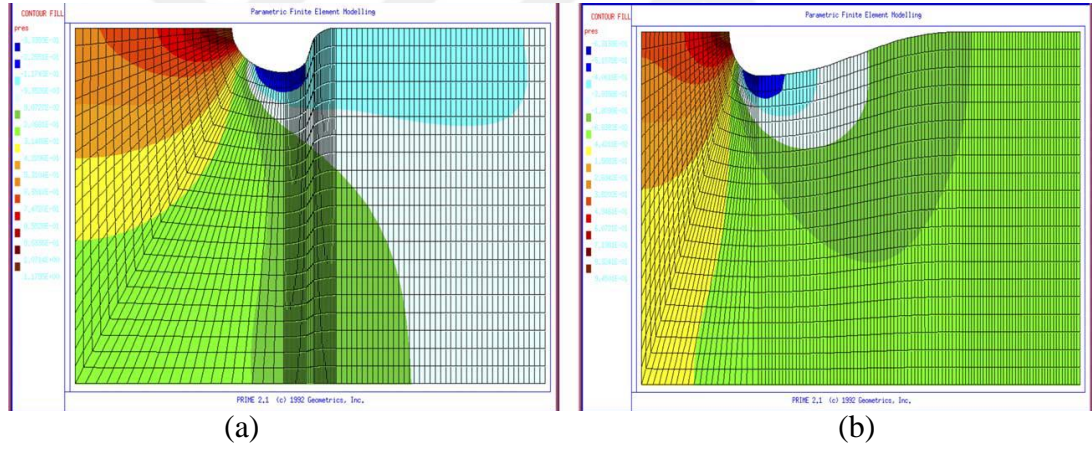
Bu döngü, başlangıç koşulları sağlanması ile başlamaktadır. Chaos ile analiz datası elde edildikten sonra bu data ile analiz çıktısı elde edilmiştir. Elde edilen çıktı VisualDOC/DOT programına girdi olarak sağlanmış, bu girdi ile VisualDOC/DOT programından elde edilen yineleme sonucu alınarak bu sonuca göre analiz datası modifiye edilmiştir. Tüm sistemde yakınsama sağlanana kadar bu süreç tekrar etmektedir.

Yapılan bu çalışma kapsamında eniyilenecek olan kanat profili ve tasarım değişkenleri Şekil 1.9’da görülmektedir. Bu şekil yüzey sürtünmeleri ve akışın yön değiştirmesi ile oluşan basınç kayıplarını en düşük seviyeye çekmektir. Tasarım değişkeni X2, profili kontrol etmek için seçilmiştir. VisualDOC/DOT programının ardışık ikinci derece programlama algoritması kullanılarak profil eniyilemesi yapılmıştır.



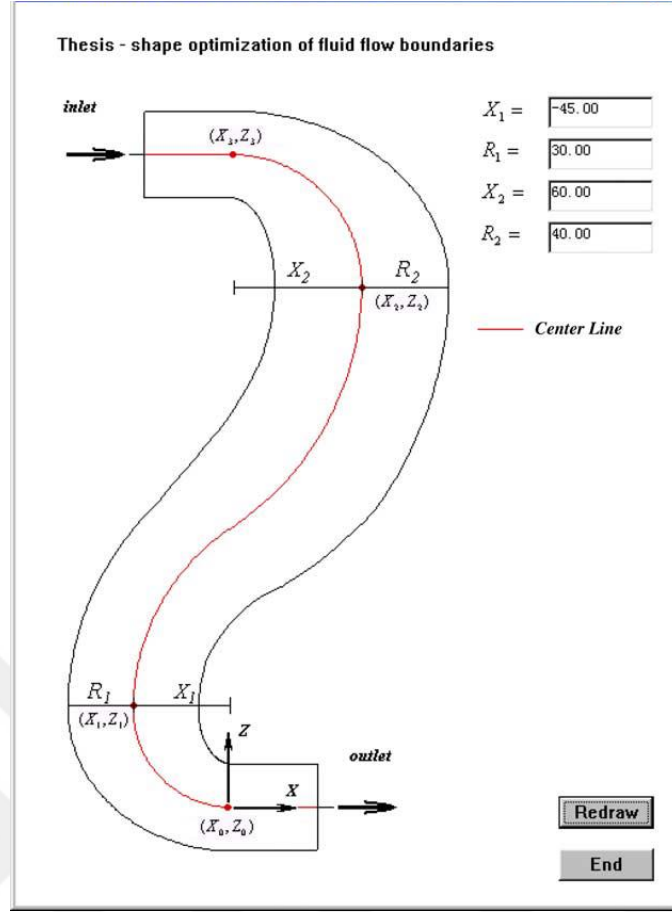
Şekil 1.9: Kanat profili şekli ve tasarım değişkenleri [7].

Elde edilen en uygun şekil ve başlangıç koşulu olarak verilen kanat profili ise Şekil 1.10'da gösterilmiştir.



Şekil 1.10: Başlangıç şekli (a) ve eniyelenmiş tasarım (b) [7].

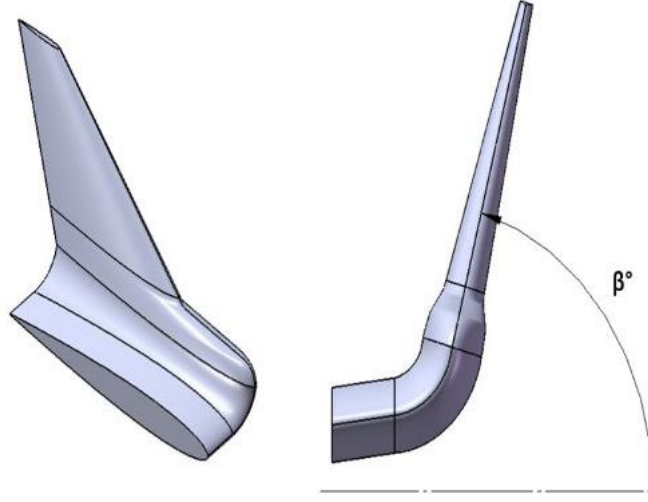
Yine bu çalışma kapsamında S kanal içerisindeki akış için, kanalın giriş ve çıkış kesitlerindeki basınç farkının en düşük olması amacı ile eniyilemesi yapılmıştır. Kanal, tek tasarım değişkeni kullanılarak, iki tasarım değişkeni kullanılarak ve dört tasarım değişkeni kullanılarak üç farklı şekilde eniyileme yapılmış ve sonuçlar incelenmiştir. Şekil 1.11'de eniyilenecek S kanal kesiti verilmiştir.



Şekil 1.11: Dairesel kesitli S kanal [7].

Yapılan bu çalışmalar sonucunda kanat profilini eniyilemek için gereken süre 110,5 saat olmuştur. Bir, iki ve dört tasarım değişkenli kanal kesitini eniyilemek ise sırası ile 8, 28, ve 72,5 saat sürmüştür. Yapılan çalışmalar ile en uygun sonuç %41,43 ile iki değişkenli tasarımda elde edilmiştir. Çalışma sonucunda en uygun şeklin elde edilebildiği görülmüş fakat hesaplama verimliliğinin artırılabilmesi için oluşturulan fonksiyon sayısının, yineleme sayısının ve MİB zamanının azaltılması gerekliliği görülmüştür.

Belferhat v.d. [8] yaptığı Kanatçık Tasarımının Aerodinamik Eniyilemesi isimli çalışmada, NACA 0012 profile sahip kanat üzerinde bulunan kanatçığın, kanadın kaldırma kuvvetine olan etkisini incelemek amacı ile farklı kanatçık tasarımlarını deneysel olarak araştırmıştır. Bu doğrultuda Şekil 1.12'de belirtilen β eğim açısı 0° , 55° , 65° , 75° olacak şekilde her bir kanatçık eğim açısı için akış hızı 20, 30 ve 40 m/s olarak rüzgar tüneline teste tabii tutulmuş ve bu farklı açı ve hızlarda ortaya çıkan sonuçlar karşılaştırılmıştır.



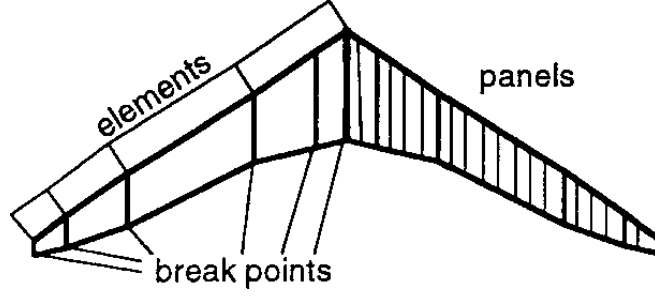
Şekil 1.12: Kanatçık detayları [8].

Farklı β açıları için sırası ile $2,35 \times 10^5$, $2,84 \times 10^5$, $3,03 \times 10^5$ Reynolds sayılarına denk gelen 20, 30 ve 40 m/s hızlarda kanat hücum açısı 0° 'den 20° 'ye kadar arttırılmış ve sonuçlar incelenmiştir.

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında, ses altı hızlarda kanatçığın, farklı β açılarında kanat performansına olan etkisi görülmüştür. Kanatçığın kanat ucunda, yukarı dönük konumlandırıldığında indüklenen sürükleme kuvvetini azaltarak, kaldırma kuvvetini arttırdığı görülmüştür. Kanatçığın, $\beta=55^\circ$ açısında iken diğer tasarımlara göre daha iyi aerodinamik performansı olduğu görülmüştür.

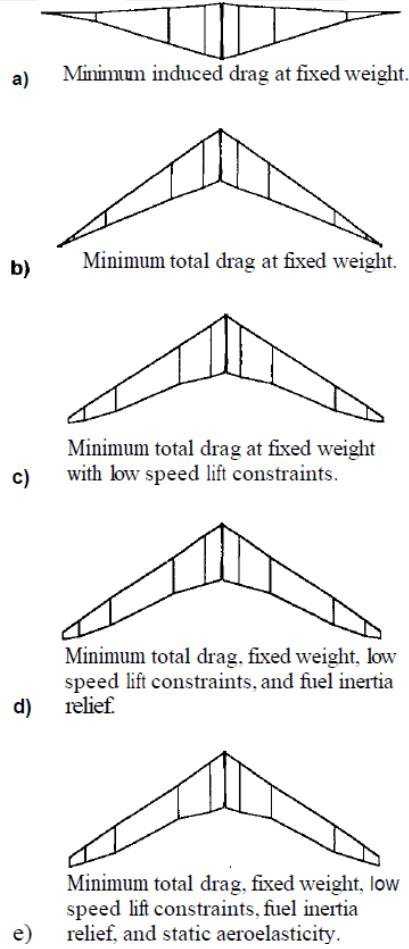
Wakayama ve Kroo [9] yaptıkları Çoklu Eniyileme ile Ses Altı Kanat Planform Tasarımı çalışmasında, kanat yapısal ağırlığını ve en yüksek kaldırma kuvvetini kısıtlama belirleyerek en düşük sürükleme kuvveti için kanat planform eniyilemesi yapmışlardır. Yapılan çalışmanın gerçekçi ve kabul edilebilir sonuçlar vermesi için, indüklenen sürükleme, profil sürüklemesi, sıkıştırılabilirlik, burkulma ve bükülme ağırlıkları, statik aeroelastisite gibi birçok etmen göz önünde bulundurulmuştur. Elde edilen sonuçlar ise sürükleme kuvveti, ağırlık ve en yüksek kaldırma kuvvetinin gerçekçi bir sonuç alınabilmesi için dikkatlice analiz edilmesi gerektiğini göstermiştir.

Yapılan çalışmada eniyilenecek kanat modeli Şekil 1.13'te gösterildiği gibi hazırlanmıştır. Aerodinamik ve yapısal modelleri çözümleyebilmek için kanat yüzeyi panellere bölünmüştür. Kırılma noktalarında kanadın açı değiştirmeleri ve veter-kambur ilişkileri tanımlanmıştır.



Şekil 1.13: Eniyilenecek kanat geometrisi [9].

Tasarımlar ardışık ikinci derece programlama yöntemi kullanan bir gradyan tabanlı eniyileme aracı ile çözülmüştür. Sonuç olarak sabit ağırlık ve en yüksek kaldırma kuvveti katsayısı ile en düşük sürüklenme kuvveti elde edilmiştir. Bu çözümlenin yanı sıra; sürüklenme kuvveti ve ağırlığın en düşük değerinin elde edilmesi ve Breguet menzil denklemi ile en uzun menzilin hesaplanması gibi çeşitli hedef fonksiyonları da ayrıca çözümlenmiştir. Şekil 1.14'te elde edilen kanat şekilleri görülmektedir.



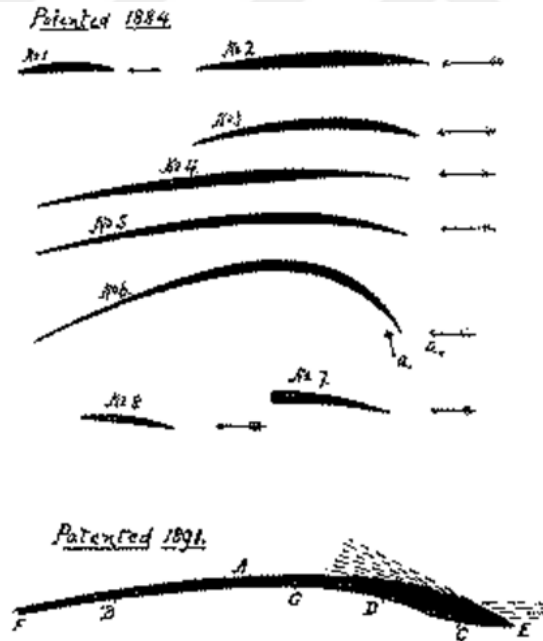
Şekil 1.14: Çalışma sonucu elde edilen en uygun kanat şekilleri [9].

İKİNCİ BÖLÜM

METODOLOJİ

2.1 Kanat Profili Tarihçesi

Havacılık tarihinde, tasarlanan kanat profili örnekleri ilk olarak 1800'lü yılların sonlarına doğru ortaya çıkmıştır. 1884 yılında H. F. Phillips tarafından ilk kanat profilinin patenti, ilk rüzgar tüneli örneklerinden birinde buluşunu test ettikten sonra alınmıştır [10].



Şekil 2.1: H.F. Phillips tarafından patentlenen kanat profili çalışması [10].

H. F. Philips ile neredeyse aynı tarihlerde Alman bilim adamı Otto Lilienthal'de benzer kanat çalışmalarına başlamıştır. Çalışmaları esnasında kuş kanatlarını inceleyerek ve üzerlerinden ölçümler alarak "whirling machine" adını verdiği 7 metre çapa sahip makinesini test etmiştir. Yaptığı çalışmalarını Havacılığın Temeli – Kuş Uçuşu isimli kitapta toplamıştır [11].

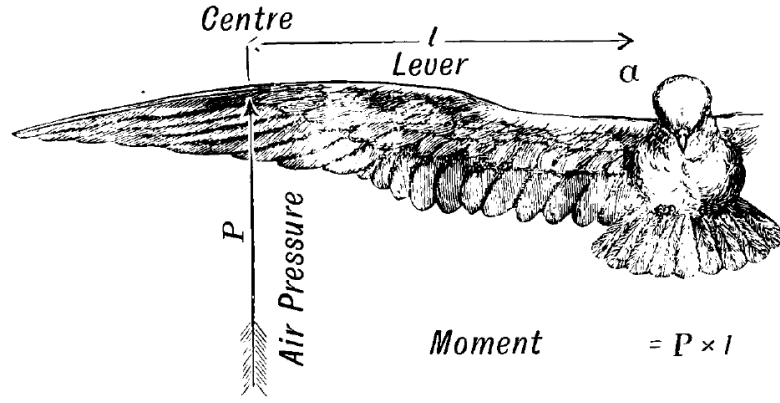


FIG. 10.

Şekil 2.2: Otto Lilienthal tarafından yapılan çalışmada, kuş kanadı üzerinde yüklerin gösterimi [11].

Tarihe ilk kontrollü ve motorize edilmiş bir araç ile yapılmış başarılı uçuş denemesi olarak geçen, Wright kardeşlere ait ilk uçak ise 17 Aralık 1903 tarihinde uçtuğunda, çok düşük reynolds sayılarında gerekli kaldırma kuvvetini sağlayabilmek adına; Lilienthal'ın çalışmalarına benzer şekilde ince fakat oldukça kamburlu olarak tasarlanmış bir kanat kullanmıştır [10]. İlk denemelerinde 12 saniye süre ve toplamda 37 metre uçan Orville Wright ve kardeşi Wilbur Wright ilk deneme günlerinde 3 uçuş daha yapmış ve en uzun uçuşlarını 59 saniye süre ve 260 metre olarak ölçmüşlerdir.

Deneme yanılma temeline dayalı olarak kanat profili çalışmaları devam etmiş ve çok geniş aralıkta kanat profilleri geliştirilmiştir. Yapılan bu çalışmalar arasında oldukça başarılı olan Clark Y ve Gottingen 398 kanat profili aileleri ortaya çıkmış ve NACA tarafından 1920'li yılların başlarında testleri yapılan profil ailesi için temel oluşturmuştur [10].

2.2 NACA Ailesi

Ulusal Havacılık Danışma Komitesi- NACA 1915 senesinde havacılık adına yapılan çalışmaların koordineli yürütülebilmesi açısından kurulmuş bir oluşumdur. Kuruluş amacında hızla ilerleyerek, döneminin en önde gelen kuruluşlarından biri olan NACA, uçuş konusundaki sınırların ses ötesine aşmaya başlaması ve uzay programlarının başlamasının ardından 1958 yılında Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi – NASA adını almıştır [13].

NACA kanat profillerine ait kanat şekilleri NACA terimini takip eden bir dizi numara ile adlandırılır. Bu sayısal kodlamadaki parametreler kanat profili şeklini

oluşturan bir dizi denklem içerisinde kullanılmaktadır. Bu kodlama, 4 haneli seride, kanat üzerinde ne kadar kambur olduğunu, bu kamburun konumunu, kanat kalınlığının veter uzunluğuna oranını belirtmektedir. Örneğin; NACA2412 kod numaralı profilde en fazla kambur miktarı %2, $m = 0.02$, kambur konumu ise hücum kenarından itibaren veterin %40'ındadır, $p = 0.4$. Kanadın en fazla kalınlığı ise veterin %12'si kadardır, $t = 0.12$.

2.3 NACA 4 Haneli Kanat Profili Hesaplama Yöntemi

NACA serisinde profil hattını oluşturmak için, NACA ifadesinin ardındaki dört sayı kullanılarak, kamburluk çizgisine dik olarak kalınlık sınırı, veter boyunca belirlenir.

Kanat profili profilindeki kalınlık dağılımı hesaplanırken;

$$y_t = \frac{t}{0.2} (a_0 x^{0.5} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4) \quad (\text{Denklem 2.1})$$

denklemini kullanılır. Bu eşitlikte $a_0 = 0,02969$, $a_1 = -0,126$, $a_2 = -0,3516$, $a_3 = -0,1015$ ve $a_4 = -0,1015$ değerlerine sahiptir. Profilin firar kenarını kapalı hale getirmek için a_4 değeri, $a_4 = -0,1036$ değeri ile değiştirilir. Bu çalışmada firar kenarı kapalıdır. a_0 ve a_4 sabitleri %20 kalınlıkta bir kanat profili için geçerlidir. Denklemde başında bulunan $t/0,2$ ifadesi bu sabitleri gerekli kalınlık için uygun değere getirir. Firar kenarında %20 kalınlığa sahip kanat profili için 0,0021 veter genişliği kadar bir açıklık kalır. Bu açıklık a_4 sabiti ayarlanarak kapatılabilir ve kapalı kanat profili elde edilebilir. y_t değeri kalınlık değerinin yarısıdır ve kamburluk hattının iki tarafına da eklenmek durumundadır. Verilen bu eşitlikler kullanılarak, verilen x değeri için kamburluk hattının pozisyonu, kamburluk hattı türevleri ve kalınlık hesaplanabilmektedir.

Kamburluk hattı, en fazla kamburun bulunduğu pozisyonun sağ ve sol tarafı için farklı denklemler kullanılarak oluşturulmaktadır [25].

Kanat profilinin ön kısmı için denklem ($0 < x < p$)

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad (\text{Denklem 2.2})$$

Kanat profilinin arka kısmı için denklem ($p < x < 1$)

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} (1 - 2p + 2px - x^2) \quad (\text{Denklem 2.3})$$

Formülleri ile kamburluk hattı oluşturulabilir. Dış geometrinin oluşturulabilmesi için bu denklemlerin türevlerine ihtiyaç vardır.

Kanat profilinin ön kısmı için denklem ($0 < x < p$)

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{p^2}(p - x) \quad (\text{Denklem 2.4})$$

Kanat profilinin arka kısmı için denklem ($p < x < 1$)

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{(1 - p)^2}(p - x) \quad (\text{Denklem 2.5})$$

Elde edilen bu türevler ile kamburluk hattı belirlenebilecektir [25].

Kanat profiline ait üst ve alt yüzeylerin konumları, kamburluk hattına dik olarak hesaplanabilir.

$$\theta = \text{atan}\left(\frac{dy_c}{dx}\right) \quad (\text{Denklem 2.6})$$

Üst yüzey

$$x_u = x_c - y_t \sin(\theta) \quad (\text{Denklem 2.7})$$

$$y_u = y_c + y_t \cos(\theta) \quad (\text{Denklem 2.8})$$

Alt yüzey

$$x_l = x_c + y_t \sin(\theta) \quad (\text{Denklem 2.9})$$

$$y_l = y_c - y_t \cos(\theta) \quad (\text{Denklem 2.10})$$

Kanat profilini oluşturmak için izlenebilecek en kolay yöntem, eşit aralıklı x değerleri ile alt ve üst yüzey koordinatlarını hesaplamaktır. Örneğin, 100 adet x değeri için 200 adet nokta oluşturularak kanat profili elde edilebilir. Fakat bu şekilde elde edilen profilde, eğriliğin fazla olduğu hücum kenarında x noktaları arası mesafeden kaynaklı olarak çözünürlük sorunları oluşabilir ve eğrilik tam elde edilemeyebilir. Bu sorunu ortadan kaldırmak için iki x noktası arası mesafenin kosinüs yerleşimi, θ açısında eşit aralıklarla yapılarak uç noktalarda sıklaşması sağlanabilir.

$$x = \frac{(1 - \cos(\theta))}{2} \quad (\text{Denklem 2.11})$$

2.4 Xfoil Programı

Xfoil programı, MIT (Massachusetts Institute of Technology) tarafından geliştirilen Genel Kamu Lisansı (General Public License) ile kullanıma sunulan interaktif ses altı hızlar için kanat profili tasarım ve analiz programıdır [14]. Program 1986 yılında Mark Drela tarafından yazılmış ve ilk sürümü çıkarılırken hedeflenen amaç yüksek dereceli panel yönteminin hız ve doğruluğunu, yine Drela ve Giles tarafından geliştirilen ISES kodunda kullanılan viskoz ve viskoz olmayan etkileşim yöntemi ile birleştirmektir. Tam olarak etkileşimli bir arayüze sahip olması sağlanarak o dönemde kullanılan HAD kodlarından daha kolay kullanılabilir olması sağlanmıştır. Son zamanlarında ise sürüm 6.8 ile kullanıcılar tarafından iletilen hata raporlarının ve geliştirme önerilerinin neredeyse sıfır olması ile birlikte, son birkaç geliştirme ile Xfoil 6.9 geliştirme süreci sonlandırılarak açık kaynaklı kod haline getirilmiştir [15].

Xfoil programı kullanıcıya hızlı bir şekilde kanat profili tasarlamayı ve bu profil üzerinde oluşan aerodinamik yüklerin hesaplanmasını sağlamaktadır. Panel metot yöntemi ile hesaplamalarını yapan bu programda viskoz veya viskoz olmayan akış koşulunda, belirlenen Reynolds ve Mach sayıları için istenilen kanat profiline ait farklı hücum açılarında kaldırma kuvveti katsayısı, sürüklenme kuvveti katsayısı, yunuslama momenti katsayısı gibi değerler elde edilebilmektedir. Program kendi içerisinde kanat profili kütüphanesine sahiptir. Çözümlenecek olan kanat profili bu kütüphaneden çağrılabilir gibi, dışarıdan uygun sıralama ile programa kanat profili koordinatları yollanabilir ve Xfoil'in tanınması sağlanabilir.

2.5 Ardışık İkinci Derece Programlama

Ardışık ikinci derece programlama, gradyan tabanlı bir eniyileme metodudur. Eniyileme prosesi sürecinde, tasarım değişkenleri hedef fonksiyonuna ait gradyan bilgilerine bağlı olarak hesaplanır [19]. Ardışık ikinci derece programlama, son dönemlerde geliştirilen ve belki de en uygun eniyileme yöntemlerinden biridir. Bu yöntem, Newton yöntemi kullanılarak doğrusal olmayan denklemlerin çözümü ve Kuhn-Tucker koşullarını kullanmaktadır [18].

Kuhn-Tucker eşitlikleri sınırlandırılmış eniyileme problemlerinde eniyileme için genel şarttır. Eğer problem konveks programlama problemi yani $f(x)$ ve

$G_i(x)$ $i = 1, \dots, m$ konveks ise Kuhn-Tucker eşitlikleri global çözüm için gerekli ve önemlidir [20].

Benligirayoğlu [21] yaptığı Minimum Yakıt Kriterine Göre Bir Dizel Motorun Kalibrasyonu çalışmasında ardışık ikinci derece programlama konusunu oldukça iyi açıklamıştır. Bu çalışmasına göre Kuhn-Tucker koşulları, kısıtlamaların doğrusal kombinasyonu ve amaç fonksiyonumuzun toplanması olarak tanımlanan Lagrangian fonksiyonunu en küçük yapma temeline dayanır. Koşullar şu şekilde tanımlanır [21];

$$F(x_1 \dots x_n, \lambda_1 \dots \lambda_l, \beta_1 \dots \beta_m) = f(x_1 \dots x_n) + \lambda_1 h_1 + \dots + \lambda_l h_l + \beta_1 g_1 + \dots + \beta_m g_m \quad (\text{Denklem 2.12})$$

İkinci derece programlama ile eniyileme problemi, ikinci derece bir amaç fonksiyonu ve doğrusal kısıtlamalardan oluşurken, AİDP metodunda amaç fonksiyonu, ikinci derece açılırken doğrusal olmayan kısıtlamalar vardır. Her adımda, bir Quasi-Newton yenilemesi ile Lagrangian fonksiyonunun Hessian'ı için yaklaşım yapılır. Bu daha sonra ikinci derece alt probleminin üretilmesinde kullanılacaktır. AİDP'nin genel ifadesi şu şekildedir [21]:

$$f(X_i) + \nabla f(X_i)^T d + \frac{1}{2} d^T \nabla^2 f(X_i) d \quad (\text{Denklem 2.13})$$

$$h_k(X_i) + \nabla h_k^T(X_i) d = 0; \quad k = 1, 2, \dots, l \quad (\text{Denklem 2.14})$$

$$g_j(X_i) + \nabla g_j(X_i)^T d \leq 0; \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (\text{Denklem 2.15})$$

İkinci derece alt probleminin çözümü ile “d” araştırma yönü elde edilecektir. İkinci derece alt probleminin çözümü için, bir Lagrangian fonksiyonu, Denklem 2.12'deki gibi oluşturularak; 1 , λ ve m β çarpanları Kuhn-Tucker koşullarını uygunluğu dikkate alınarak hesaplanır. Oluşturulan bu Lagrangian fonksiyonunun Hessianı ikinci derece alt probleminin en düşük değerinin bulunması için kullanılır. Bu çözüm, bir sonraki yeni adımın oluşturulmasında kullanılır [21].

$$x_{i+1} = x_i + \alpha \cdot d \quad (\text{Denklem 2.16})$$

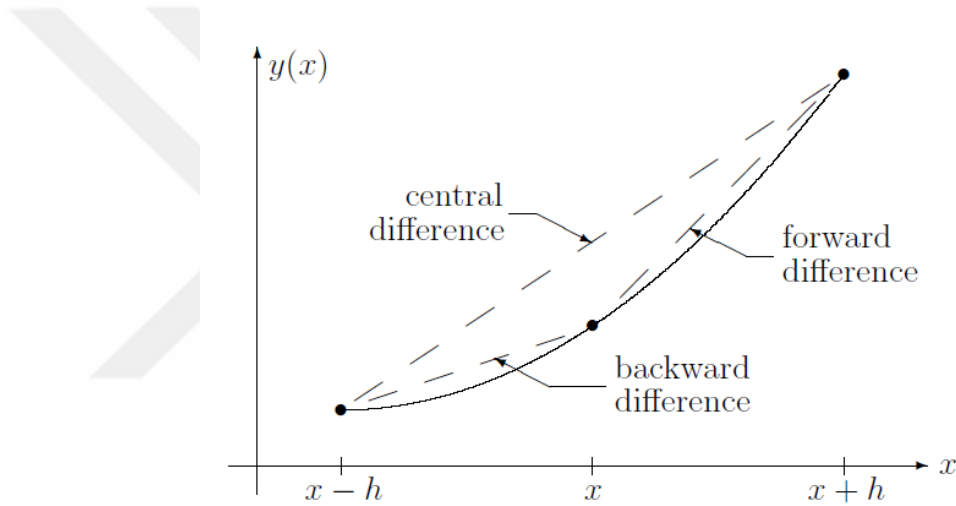
Bir sonraki uygun adımın belirlenebilmesi için α , adım büyüklüğü parametresi olarak tanımlanır ve oluşturulan bir değer fonksiyonunun en küçük yapılması ile bulunur [21]. Denklem 2.13 'deki $\nabla^2 f(X_i)$ ifadesi Hessian matrisidir ve pozitif tanımlıdır.

Lagrangian fonksiyonunun Hessian matrisinin güncellenmesi; her bir yinelemede Lagrangian fonksiyonu için Hessian pozitif tanımlı olarak quasi-Newton yaklaşımına göre BFGS yöntemi kullanılarak hesaplanır [20].

2.6 Sonlu Farklar Metodu

Bir $y(x)$ fonksiyonuna ait, $y'(x)$ türevinin x noktasında hesaplanması gerektiğinde x eksenini eşit h aralıklarına bölerek, ileri fark yöntemi ile x değerinin sağ tarafında kalan eğim ile türeve dair bir yaklaşım uygulanır [17].

$$y'(x) \approx \frac{y(x+h) - y(x)}{h} \quad (\text{Denklem 2.17})$$



Şekil 2.3: Türevlere sonlu fark yaklaşımları [17].

Aynı şekilde x değerinin sol tarafında kalan eğim ile geri fark yöntemi kullanılarak fonksiyonun türevine yaklaşım uygulanır [17].

$$y'(x) \approx \frac{y(x) - y(x-h)}{h} \quad (\text{Denklem 2.18})$$

Bu iki yaklaşımdan hangisinin daha gerçekçi olduğuna dair birbirlerine oranla daha üstün yanları bulunmamaktadır. Bu da her iki yöntemden daha iyi bir yaklaşım sunan, bu iki formül ile elde edilen sonucun ortalamasını almaya yönelir [17].

$$y'(x) \approx \frac{1}{2} \left[\frac{y(x+h) - y(x)}{h} + \frac{y(x) - y(x-h)}{h} \right] \quad (\text{Denklem 2.19})$$

Denklemin düzeltilmiş hali Denklem 2.20'de gösterilmiştir.

$$y'(x) \approx \frac{y(x+h) - y(x-h)}{2h} \quad (\text{Denklem 2.20})$$

Merkezi fark yöntemi olarak adlandırılan bu yöntem ileri ve geri fark yöntemlerine istinaden, fonksiyonun türevini alırken daha az hata oranına sahiptir [17].



ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

ENİYİLEME PROBLEMİ UYGULAMASI

3.1 Tek Kısıtlı Kanat Profili Eniyilemesi

Körpe ve Özgen tarafından şekil değiştirebilir kanat eniyileme çalışması için geliştirilen 3 boyutlu panel metot ve 2 boyutlu tek yönlü sınır tabaka çözümleri kullanılarak [22], 0,35 m. veter boyu ve 1,6 m. kanat açıklığında NACA4412 kanat profiline sahip ve 120 N ağırlığındaki İHA'nın deniz seviyesindeki düz uçuş görevini yerine getiren kanat üzerinde farklı hızlarda üzerinde oluşan sürükleme ve kaldırma kuvveti katsayıları belirlenmiş ve Tablo 3.1'de gösterilmiştir.

Tablo 3.1: NACA4412 Kanat profiline sahip İHA için hesaplanan değerler [22].

V	α	Re	Mach	C_D	C_L	C_L / C_D	$C_L^{3/2}/C_D$
17	12,92	407420	0,050	0,1125	1,211	10,76	11,83
20	7,78	479318	0,059	0,0584	0,875	14,97	14,00
23	4,74	551215	0,067	0,0357	0,661	18,54	15,08
26	2,72	623113	0,076	0,0239	0,518	21,67	15,59
29	1,30	695011	0,085	0,0172	0,416	24,20	15,61
32	0,27	766908	0,094	0,0140	0,342	24,47	14,30
35	-0,51	838806	0,103	0,0124	0,286	23,08	12,34
38	-1,11	910704	0,112	0,0111	0,242	21,83	10,74
41	-1,58	982602	0,121	0,0102	0,208	20,33	9,27
44	-1,96	1054499	0,130	0,0096	0,181	18,76	7,98
47	-2,27	1126397	0,138	0,0086	0,158	18,49	7,36
50	-2,52	1198295	0,147	0,0080	0,140	17,60	6,58
53	-2,73	1270192	0,156	0,0076	0,125	16,37	5,78
56	-2,91	1342090	0,165	0,0074	0,112	15,10	5,04

Elde edilen sonuçlardan yola çıkılarak pervaneli motora sahip bir İHA için dört kritik hücum açısı belirlenmiştir. Bu dört kritik hücum açısı, $\alpha_1 = 12,92^\circ$ perdevites açısı, $\alpha_2 = 1,31^\circ$ en uzun havada kalma süresi ($C_L^{1,5}/C_D$), $\alpha_3 = 0,26^\circ$ en uzun menzil (C_L/C_D) ve $\alpha_4 = -2,91^\circ$ ise en yüksek hıza denk gelen açılardır.

Belirtilen çalışmadaki tek yönlü sınır çözücü, çözümleri elde ederken sınır tabakayı modellemek için viskoz olmayan panel kenar hızlarını kullanır. Dolayısı ile yüksek açı değerlerinde ayrışma noktasının bulunması ve sürtünme sürüklemesi katsayısı değerlerinin doğru hesaplanması mümkün olmamaktadır.

Bu tezde 3 boyutlu panel metot ve 2 boyutlu tek yönlü sınır tabaka çözücülerinden oluşan aerodinamik akış çözücü kullanılarak yukarıda belirlenen hücum açısı, Reynolds sayısı ve Mach sayısı değerlerinde Xfoil programı ile iki yönlü sınır tabaka çözücüsü ile sonuçlar elde edilmektedir. İki yönlü çözücüde sınır tabaka modeli için, sıfır normal hız şartı sağlanana kadar viskoz olmayan panel kenar hızları sınır tabaka modeline uygulanır. Bu sayede sınır tabakası kalınlığı da hesaba katılarak hem kaldırma kuvveti katsayısı hem de sürüklenme kuvveti katsayısı değerlerinde deney sonuçları ile daha uyumlu sayısal sonuçlar elde edilir. Tablo 3.1’de gösterilen hücum açısı, Reynolds sayısı ve Mach sayısı değerlerinde NACA4412 kanat profili için elde edilen değerler Tablo 3.2’de gösterilmektedir.

Tablo 3.2: NACA4412 Kanat profili için hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,03860	1,4198
7,78	479318	0,059	0,01276	1,2477
4,74	551215	0,067	0,00901	0,9757
2,72	623113	0,076	0,00748	0,7778
1,31	695011	0,085	0,00653	0,6433
0,26	766908	0,094	0,00653	0,4901
-0,51	838806	0,103	0,00708	0,4155
-1,11	910704	0,112	0,00708	0,3527
-1,58	982602	0,121	0,00705	0,3027
-1,96	1054499	0,130	0,00703	0,2624
-2,27	1126397	0,138	0,00701	0,2292
-2,52	1198295	0,147	0,00700	0,2016
-2,73	1270192	0,156	0,00698	0,1786
-2,91	1342090	0,165	0,00696	0,1588

Tablo 3.2'deki sonuçlara göre belirtilen hücum açılarındaki tekli ve çoklu kısıtlamalı eniyileme problemleri çözülmüştür.

3.2 Eniyileme Yöntemi ve Problem Çözücüsü

Kanat profili eniyilemesi için MATLAB programı ve MATLAB programının eniyileme aracı kullanılmıştır. Bu araçta, Aktif-Kümeler yöntemi, İç Nokta Algoritması, Ardışık İkinci Derece Programlama gibi farklı teknikler ile çok değişkenli, kısıtlamalı, doğrusal olmayan eniyileme problemlerini çözebilen fmincon fonksiyonu kullanılmıştır. Problemin yapısı gereği çözücü olarak Ardışık İkinci Derece Programlama tekniği kullanılmıştır. Bu teknik bir başlangıç noktasına ihtiyaç duymasından dolayı NACA4412 profili başlangıç profili olarak belirtilmiştir. Problemin çözülebilmesi için hedef fonksiyonu ve kısıtlama fonksiyonları oluşturulmuş, kanat profiline ait aerodinamik çözümler, iki yönlü sınır tabaka çözücüsü kullanan Xfoil programı ile yapılmıştır. Xfoil ile MATLAB programının beraber çalışması sağlanarak, Xfoil programından alınan sonuçlar ile fmincon tarafından en uygun çözümün elde edilmesi amaçlanmıştır. Fmincon tarafından kullanılan Ardışık İkinci Derece Programlama tekniği en uygun çözümü ararken hedef fonksiyonunun türevine ihtiyaç duymaktadır. İhtiyaç duyulan türev MATLAB'da yazılarak, sonlu farklar metodu ile elde edilmiştir. Fark olarak $h = x * (1 \pm 0,01)$ değeri kullanılarak her değerinde, %1 fark ile türevin hesaplanması sağlanmıştır. Fmincon'un ihtiyaç duyduğu gradyan vektörü ve kısıtlamaların tasarım değişkenine göre Jakoben matrisi, Xfoil'den gelen fonksiyon ve kısıtlama sonuçlarına göre elde edilip fmincon içerisinde bulunan ardışık ikinci derece programlamaya aktarılmış ve eniyileme yapılmıştır.

Eniyileme sürecinde sonuçların daha kolay yakınsayabilmesi ve çözüm arayışının daha hızlı bir şekilde sonuç bölgesine yönlendirilebilmesi amacı ile ölçekleme yapılmıştır. Tasarım değişkenlerinde eniyileme bölgesinin alt ve üst limitleri, kalınlık için veterin %9'u ve %18'i aralığı, kamburluk oranı için veterin %0'ı ile %10 aralığı, kambur pozisyonu içinde veterin %16'sı ile %80 aralığı verilmiştir.

Eniyileme probleminde belirlenen kısıtlamalar ise; $\alpha_1 = 12,92^\circ$ açısı için eşitlik kısıtlaması $C_1=1,4198$ olarak, $\alpha_2 = 1,31^\circ$ açısı için eşitlik kısıtlaması

$C_1=0,6433$ olarak, $\alpha_3 = 0,26^\circ$ açısı için eşitlik kısıtlaması $C_1=0,4901$ olarak, $\alpha_4 = -2,91^\circ$ açısı için eşitlik kısıtlaması $C_1=0,1588$ olarak tanımlanmıştır.

3.3 Geometrinin Oluşturulması ve Panel Metot ile Çözüm

Panel metot yöntemi ile aerodinamik hesaplamaları yapabilen Xfoil programında geometriyi oluşturmanın bir yolu da programa kanat profiline ait koordinat datalarının tanıtılmasıdır. Program içerisinde NACA ailesinden profiller direk çağrılabilir gibi, hazırlanan koordinat dosyaları da programa tanıtılabilmektedir. Bu koordinatlar programa tanıtılırken dikkat edilmesi gereken husus, koordinatların hangi yönde ilerlediğidir. Programın doğru geometriyi oluşturabilmesi için verilmesi gereken koordinat sıralaması; kanat profilinin firar kenarından başlayarak, kanat profilinin üst yüzeyini takip ederek hücum kenarına ulaşmalı ve alt yüzeye geçerek tekrar firar kenarına dönmelidir. Koordinatlar bu düzende yollandığı takdirde program geometriyi tanıyacaktır. Çözümler alınırken bu çalışmada kapalı kanat profili geometrisi kullanılmıştır.

Eniyileme problemine başlangıç profili olarak verilen NACA4412 kanat profili geometrisine ait nokta koordinatları, NACA 4 Haneli daha önceki bölümlerde bahsedilen kanat profili hesaplama yönteminin MATLAB programında yazılması ile oluşturulmuştur. Oluşturulan bu kod ile, NACA 4 Hane kanat profili bileşenleri olan kalınlık, kambur ve kambur konumu tasarım değişkenleri olarak yazılan algoritma ile tanımlanmıştır. Geometri üzerinde oluşan kuvvetlerin elde edilebilmesi için Xfoil programı kullanılmış ve panel metot yöntemi ile yapılan bu çözümlerde panel sayısı 300 olarak uygulanmıştır. Oluşturulan geometrinin Xfoil programına aktarılması ve Xfoil programından elde edilen sonuçların geri MATLAB programına çağrılabilmesi için Edelman [12] tarafından hazırlanan Xfoil – MATLAB ortak ara yüz kodları kullanılmıştır. Her analizin 300 panel ile çözüme yakınsayamamasından dolayı, çözüm elde edilemediği takdirde panel sayısı 10 arttırılarak çözüm tekrarlanmış ve sonuç elde edilene kadar bu yöntem uygulanmıştır. 300 panel ile elde edilemeyen çözümler 320-330 panel ile çözüme ulaşmıştır. Panel sayısının arttırılması çözünürlüğü arttıracığı için elde edilen sonuçlarda farklılık oluşabilecektir. Bu farkın ne mertebede olduğunu görebilmek için, NACA4412 kanat profili 300 panel ve 350 panel ile çözümlenmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Tablo 3.3: 300 Panel ve 350 Panel kullanılarak elde edilen sonuçların karşılaştırılması.

	Panel 300	Panel 350			Panel 300	Panel 350	
	C _i		%fark		C _d		%fark
-5	-0,0700	-0,0713	0,56%		0,01217	0,01216	0,08%
-4	0,0373	0,0374	0,26%		0,01086	0,01087	0,09%
-3	0,1469	0,1468	0,06%		0,00990	0,00990	0,00%
-2	0,2564	0,2564	0,00%		0,00923	0,00922	0,11%
-1	0,3649	0,3649	0,00%		0,00868	0,00868	0,00%
0	0,4577	0,4577	0,00%		0,00730	0,00729	0,14%
1	0,5908	0,5908	0,00%		0,00765	0,00765	0,00%
2	0,6945	0,6945	0,00%		0,00822	0,00823	0,12%
3	0,7998	0,7998	0,00%		0,00886	0,00886	0,00%
4	0,9054	0,9053	0,01%		0,00954	0,00953	0,11%
5	1,0098	1,0097	0,00%		0,01026	0,01025	0,10%
6	1,1103	1,1102	0,00%		0,01102	0,01103	0,09%
7	1,2072	1,2070	0,02%		0,01188	0,01188	0,00%
8	1,2945	1,2944	0,01%		0,01322	0,01322	0,00%
9	1,3560	1,3558	0,01%		0,01596	0,01596	0,00%
10	1,3884	1,3885	0,01%		0,02017	0,02015	0,10%
11	1,4195	1,4191	0,03%		0,02494	0,02495	0,04%
12	1,4433	1,4420	0,09%		0,03102	0,03111	0,29%
13	1,4558	1,4573	0,10%		0,03915	0,03900	0,38%
14	1,4610	1,4603	0,05%		0,04916	0,04921	0,10%
15	1,4596	1,4596	0,00%		0,06095	0,06092	0,05%

Tablo 3.3'te 300 panel ve 350 panel ile yapılan çalışmanın sonuçları görülmektedir. Sonuçlar karşılaştırıldığında kaldırma kuvveti katsayısında %0,56, sürüklenme kuvveti kat sayısında ise %0,38 fark olduğu görülmüştür. Kimi değerlerde ise hiçbir değişiklik olmadığı görülmektedir. Elde edilen sonuçlardan 300 panel ile 350 panel çözümü arasındaki farkın göz ardı edilebilir olduğu çıkarımı yapılmıştır. Panellerin uç noktalarına ait koordinatlar kosinüs yöntemin ile elde edilerek analiz sonuçlarının daha isabetli olması amaçlanmıştır. Xfoil programından alınan aerodinamik bilgiler doğrultusunda fmincon programının kanat profili geometrisinde değişiklik yapması gerekeceğinden ve her seferinde en uygun geometriye yaklaşırken

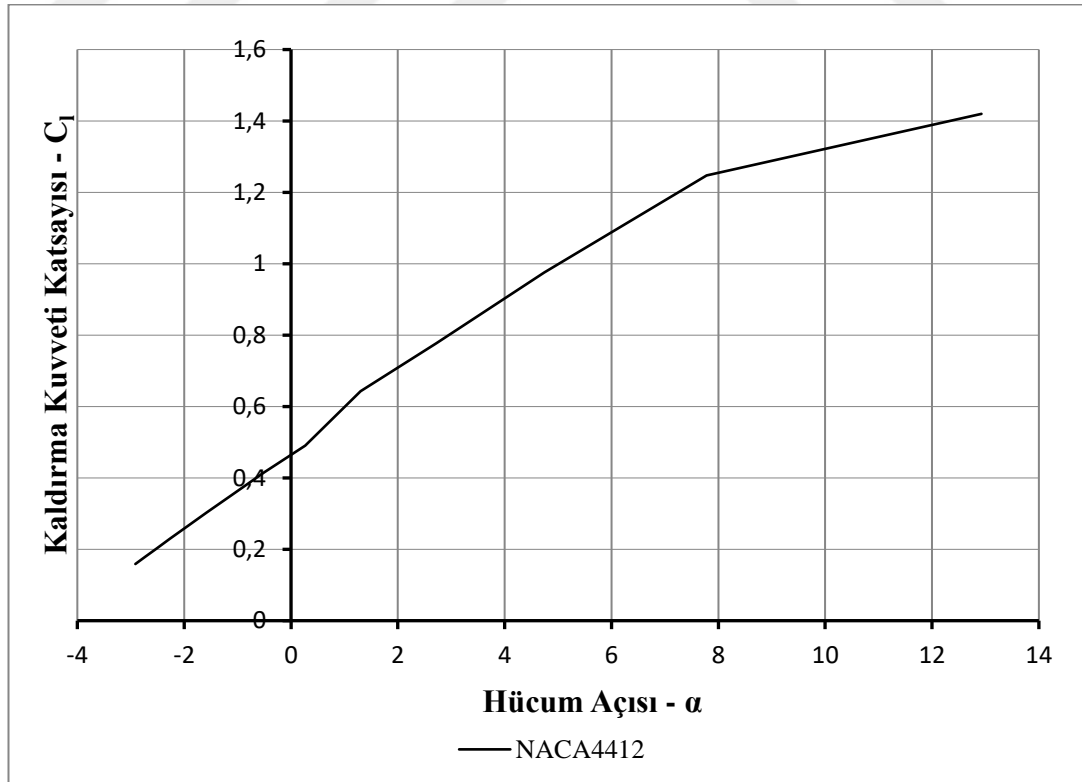
elde edeceği ara geometrileri de Xfoil programına yollaması ihtiyacından dolayı böyle bir yol izlenmiş ve sonuç alınmıştır.

3.4 Sonuçların Karşılaştırılması

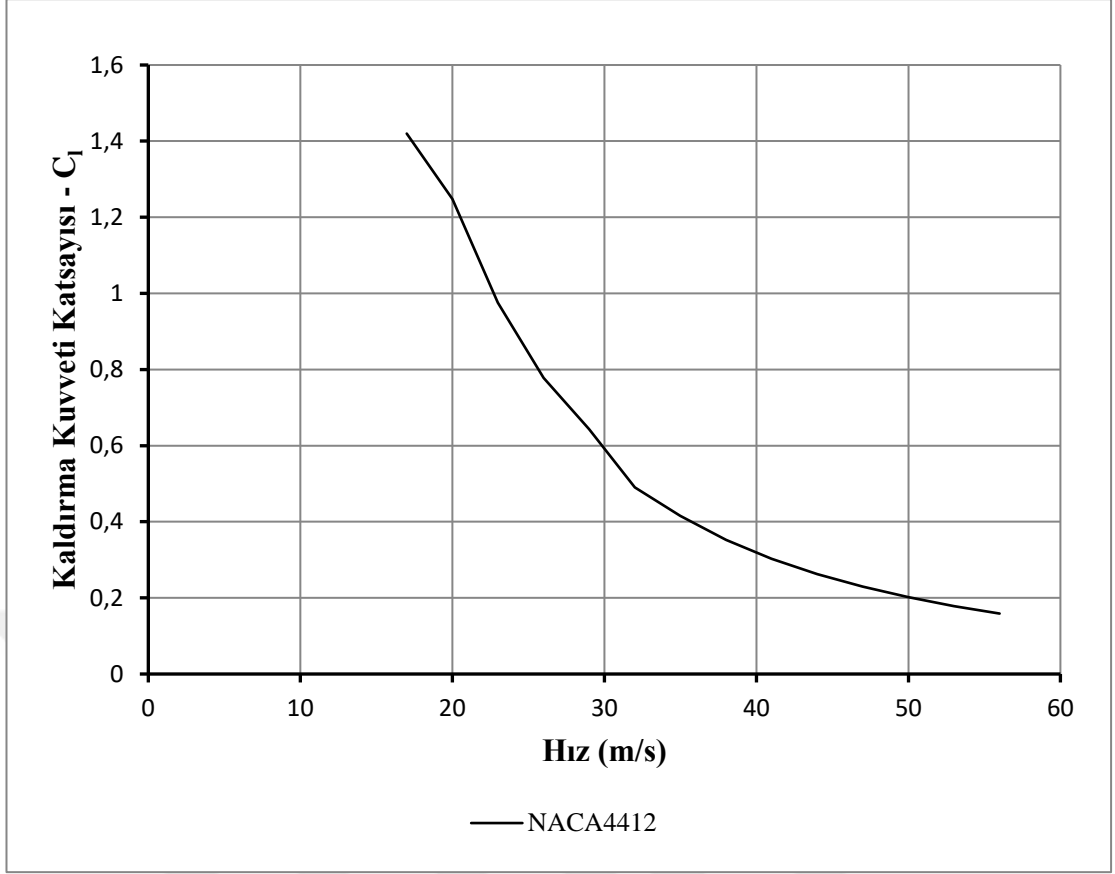
Eniyileme problemi için kodlanan program MATLAB R2014a ile çalıştırılmıştır. Aerodinamik sonuçlar ise Xfoil 6.97 ile elde edilmiştir. Eniyileme yapılırken, 2.4 GHz İ7 Intel işlemci, 8 GB 1600 MHz DDR3 RAM ve OS X El Capitan V. 10.11.6 sürümüne sahip Macintosh dizüstü bilgisayar ile kullanılmıştır.

Eniyileme probleminde başlangıç koşulu olan NACA4412 kanat profiline ait değerler ile eniyileme sonuçlarının karşılaştırılabilmesi için ilk olarak NACA 4412 kanat profiline ait değerler hesaplanarak $\alpha - C_l$, Hız- C_l , $\alpha - C_d$ ve Hız - C_d grafikleri oluşturulmuştur. Bu grafikler ile, eniyileme sonucunda elde edilen sonuçlar karşılaştırılmış ve sürüklenme kuvveti katsayısı değerini, en düşük değere indirme konusunda çözümlerin ne kadar etkili olduğu gözlenmiştir.

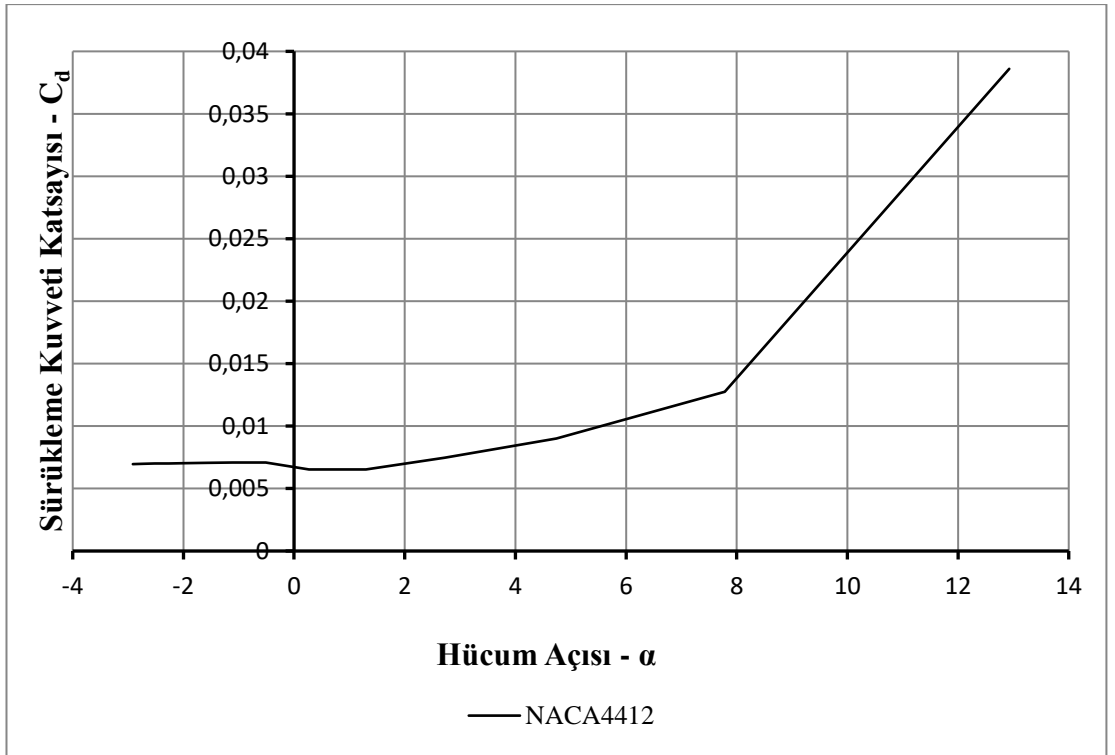
Tablo 3.2’de belirtilen NACA4412 kanat profiline ait sonuçlar ile elde edilen $\alpha - C_l$, Hız- C_l , $\alpha - C_d$ ve Hız - C_d grafikleri şu şekildedir;



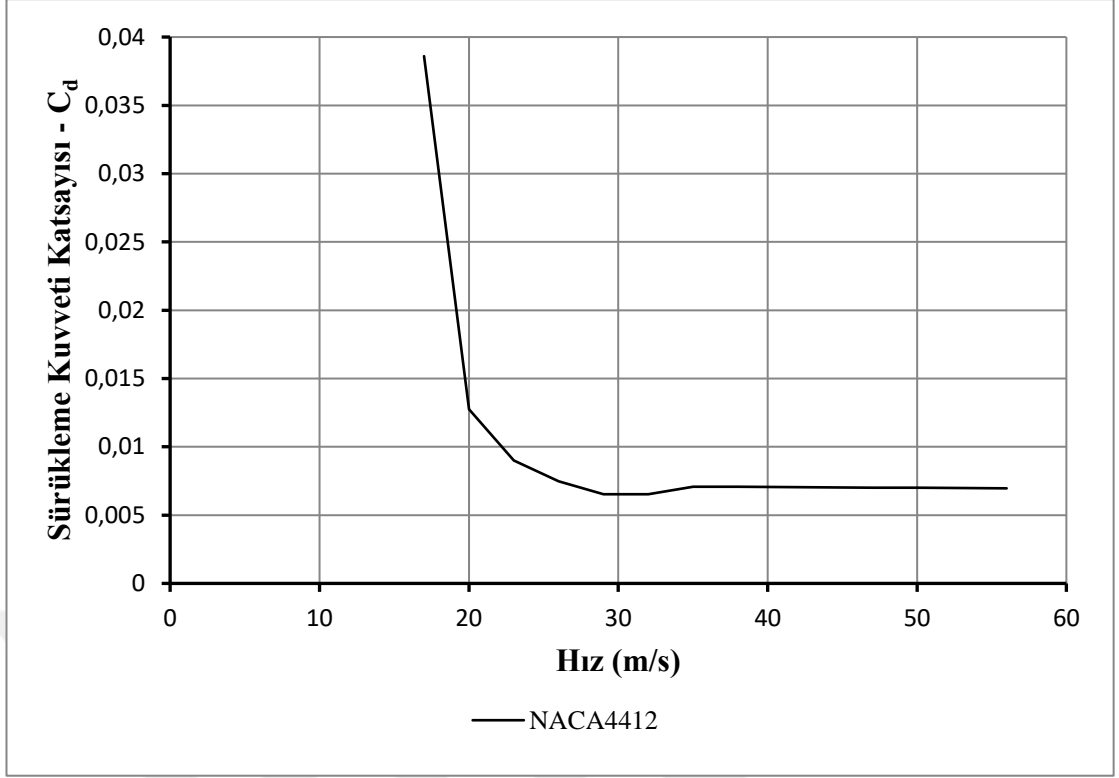
Şekil 3.1: NACA4412 Kanat profiline ait $\alpha - C_l$ eğrisi.



Şekil 3.2: NACA4412 Kanat profiline ait Hız - C_1 eğrisi.



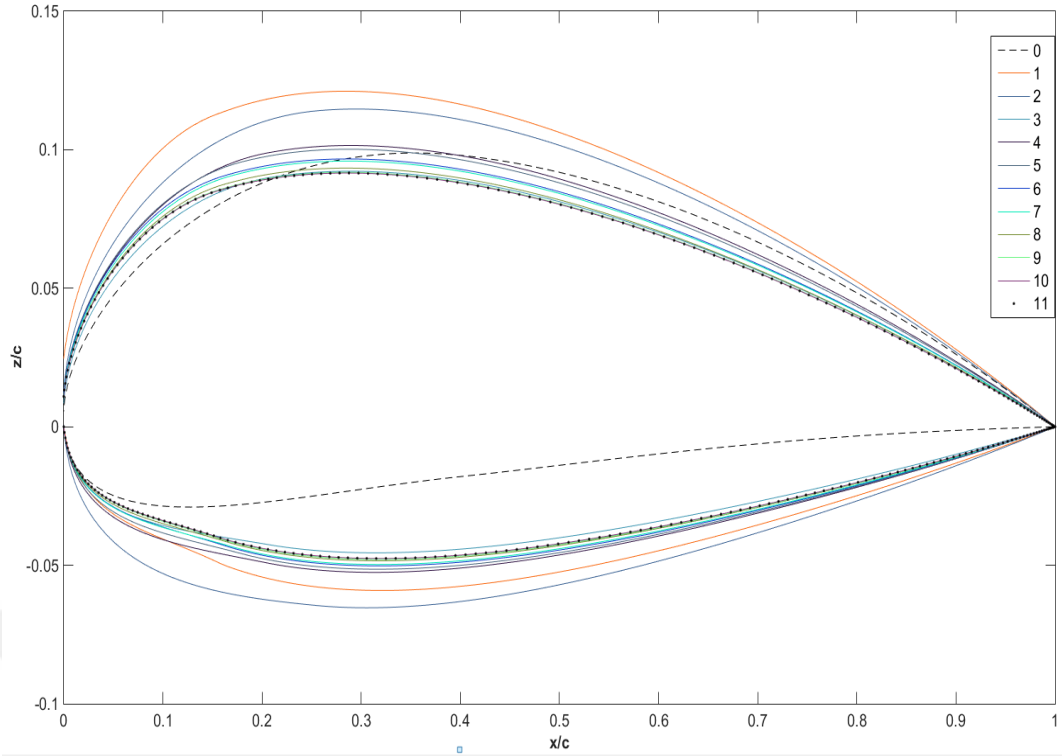
Şekil 3.3: NACA4412 Kanat profiline ait α - C_d eğrisi.



Şekil 3.4: NACA4412 Kanat profiline ait Hız - C_d eğrisi.

3.4.1 $C_l=1,4198$ Kısıtlaması için Sonuçların Karşılaştırılması

1. kritik konum olan $\alpha_1 = 12,92^\circ$ hücum açısı için eşitlik kısıtlaması, NACA4412 kanat profiline ait $\alpha_1 = 12,92^\circ$ hücum açısında elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı $C_l=1,4198$ değeri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 11 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 237 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %13,8'e çıkmış, kamburun konumu %16'ya gerilemiş, kambur miktarı ise %2,2'ye düşmüştür. Şekil 3.5'de yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.

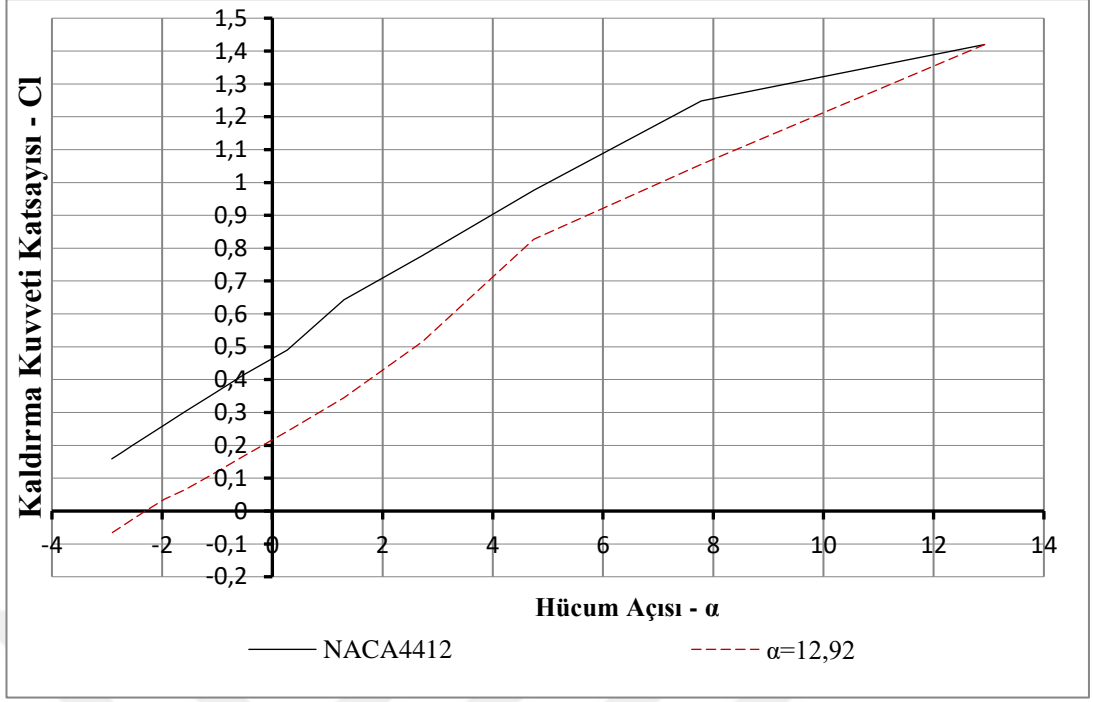


Şekil 3.5: İterasyonlara bağlı olarak $C_l=1,4198$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.

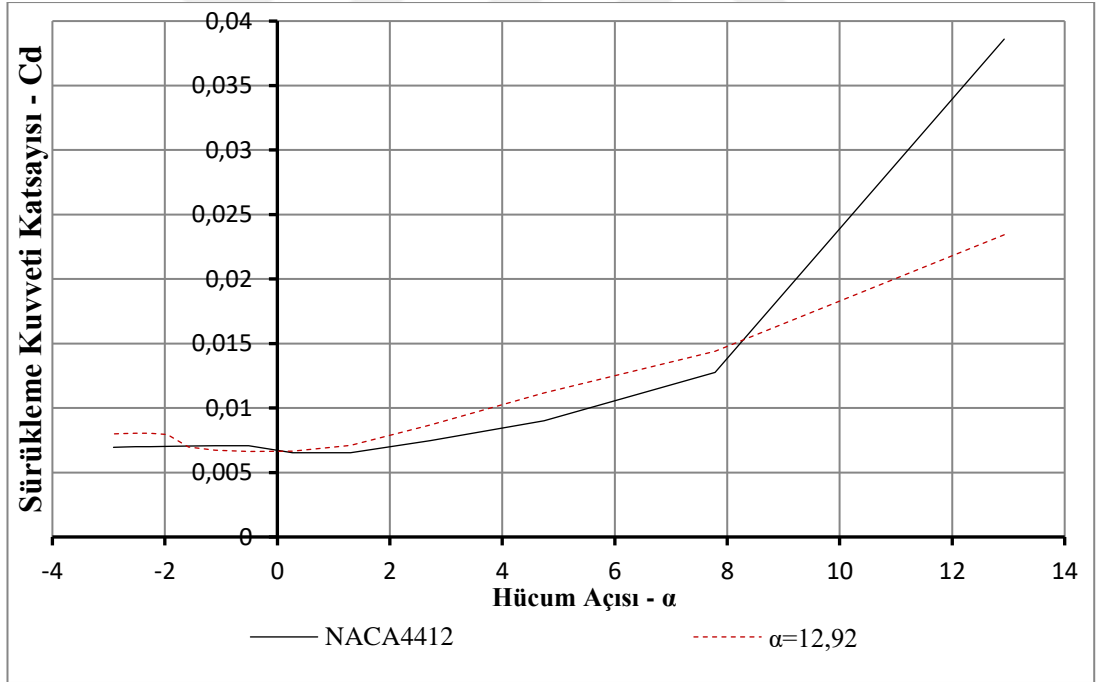
Tablo 3.4: 1. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,02343	1,4198
7,78	479318	0,059	0,01440	1,0551
4,74	551215	0,067	0,01117	0,8275
2,72	623113	0,076	0,00868	0,5151
1,31	695011	0,085	0,00709	0,3445
0,26	766908	0,094	0,00664	0,2425
-0,51	838806	0,103	0,00663	0,1685
-1,11	910704	0,112	0,00672	0,1103
-1,58	982602	0,121	0,00698	0,0655
-1,96	1054499	0,130	0,00795	0,0362
-2,27	1126397	0,138	0,00805	0,0042
-2,52	1198295	0,147	0,00804	-0,0232
-2,73	1270192	0,156	0,00801	-0,0465
-2,91	1342090	0,165	0,00798	-0,0666

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.6'da görülebileceği üzere yeni profile diğer hücum açılarında C_l 'de azalma olmasına rağmen kısıtlama değerimiz olan $\alpha_1 = 12,92^\circ$ hücum açısında C_l eşitliği sağlanmaktadır.

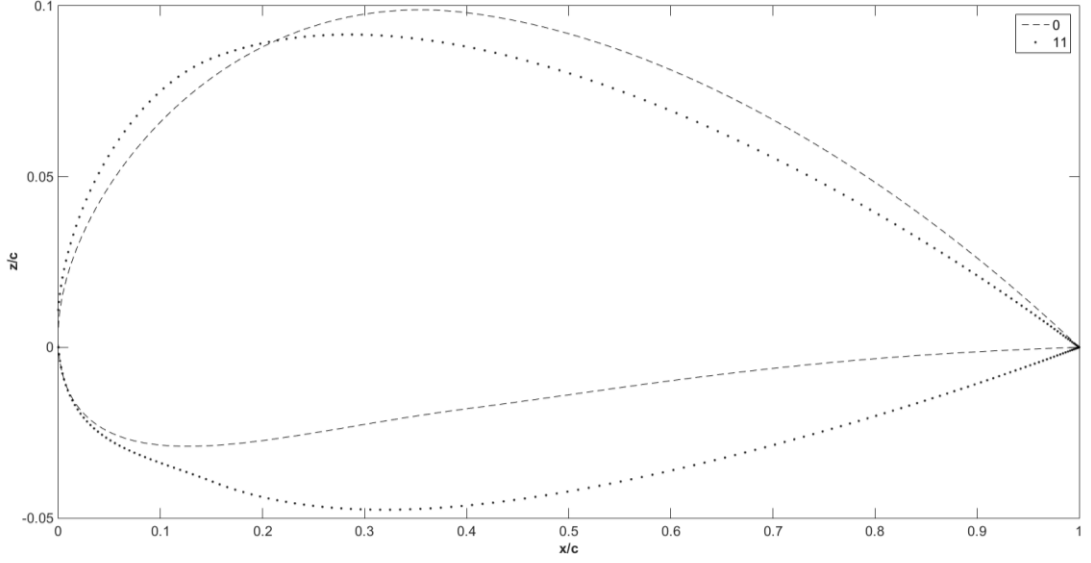


Şekil 3.6: NACA4412 ve 1. en uygun sonuç için α - C_l karşılaştırılması.



Şekil 3.7: NACA4412 ve 1. en uygun sonuç için α - C_d karşılaştırılması.

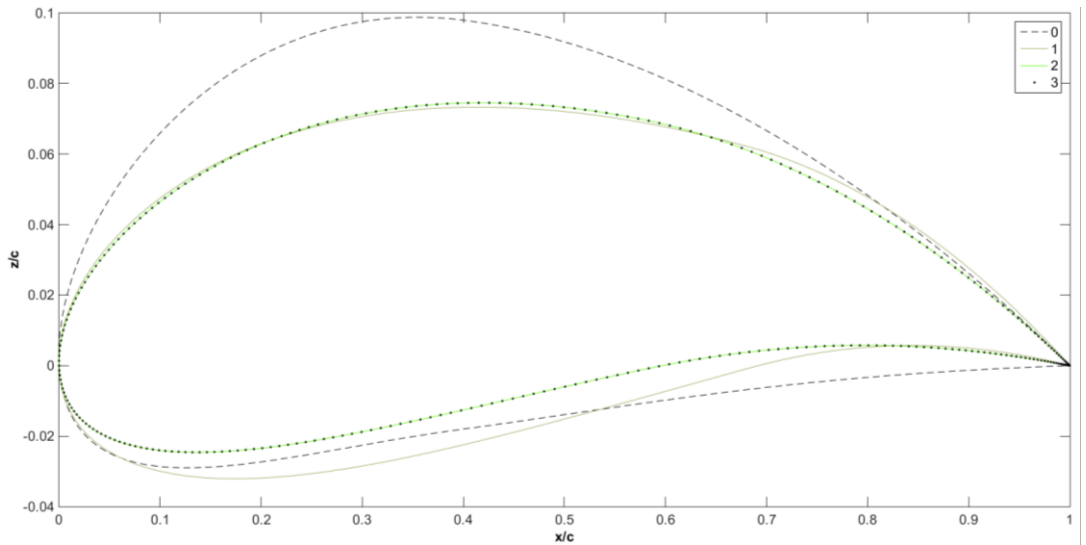
Nihai sonuç olarak Şekil 3.7'de görülebileceği gibi $\alpha_1 = 12,92^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,0386 değerinden 0,02343 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d 'de %39'luk iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.8'de NACA4412 ve en uygun profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.8: NACA4412 Profil ile en uygun profilin karşılaştırılması.

3.4.2 $C_l=0,6433$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması

2. kritik konum olan $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açısı için eşitlik kısıtlaması, NACA4412 kanat profiline ait $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açısında elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı $C_l=0,6433$ değeri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 3 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 386 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %9'a gerilemiş, kamburun konumu %58'e ilerlemiş, kambur miktarı ise %3,4'ye düşmüştür. Şekil 3.9'da yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.



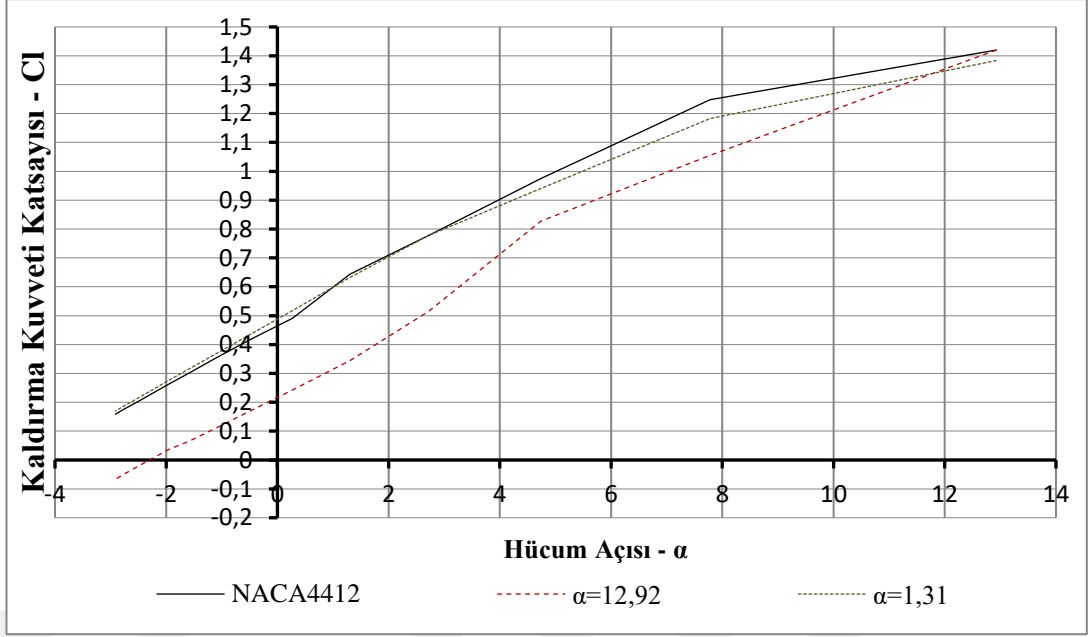
Şekil 3.9: Yinelemelere bağlı olarak $C_l=0,6433$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.

Nihai olarak bu durum incelendiğinde en uygun kanat profili yapısının, NACA4412 kanat profiline göre belirtilen koşullar altında daha ince yapılı olduğu görülmüştür.

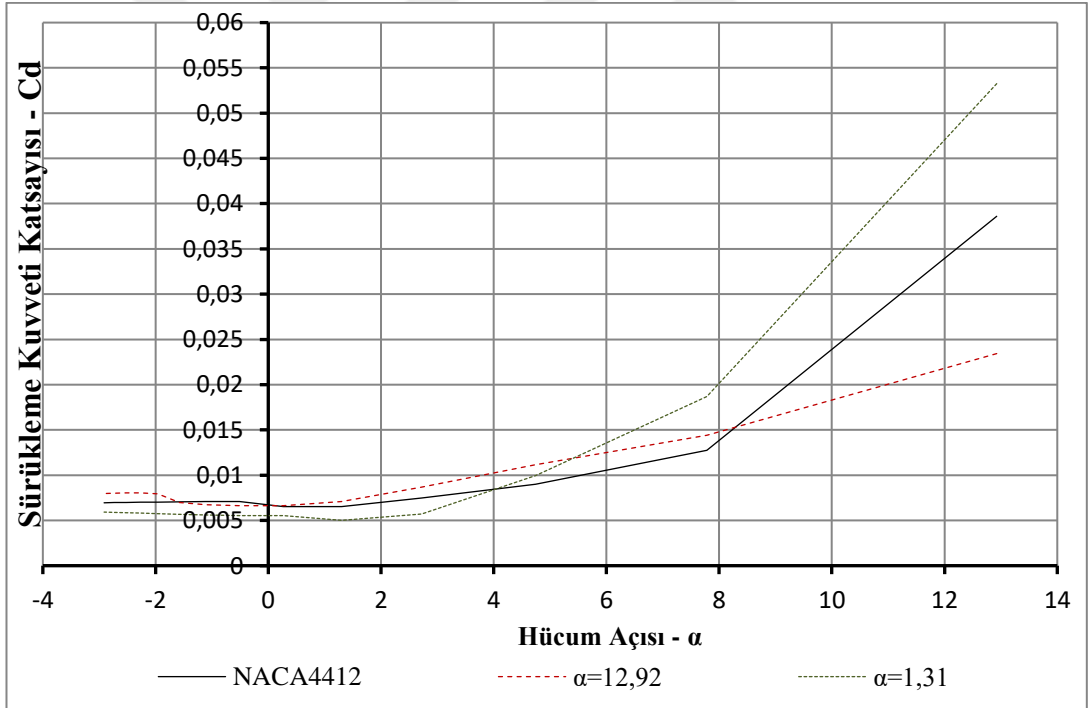
Tablo 3.5: 2. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,05325	1,3835
7,78	479318	0,059	0,01869	1,1827
4,74	551215	0,067	0,00997	0,9412
2,72	623113	0,076	0,00571	0,7782
1,31	695011	0,085	0,00501	0,6329
0,26	766908	0,094	0,00552	0,5173
-0,51	838806	0,103	0,00553	0,4335
-1,11	910704	0,112	0,00560	0,3681
-1,58	982602	0,121	0,00567	0,3166
-1,96	1054499	0,130	0,00574	0,2753
-2,27	1126397	0,138	0,00580	0,2412
-2,52	1198295	0,147	0,00586	0,2131
-2,73	1270192	0,156	0,00590	0,1897
-2,91	1342090	0,165	0,00593	0,1698

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.10'da görülebileceği üzere yeni profilde $\alpha_2 = 4^\circ$ hücum açısına kadar kaldırma kuvveti katsayıları neredeyse aynı değerleri izlerken, $\alpha_2 = 4^\circ$ hücum açısından itibaren C_l 'de azalma olduğu görülmektedir. Kısıtlama değerini belirleyen $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açısında ise C_l eşitliği %1,6 fark ile sağlanmıştır.

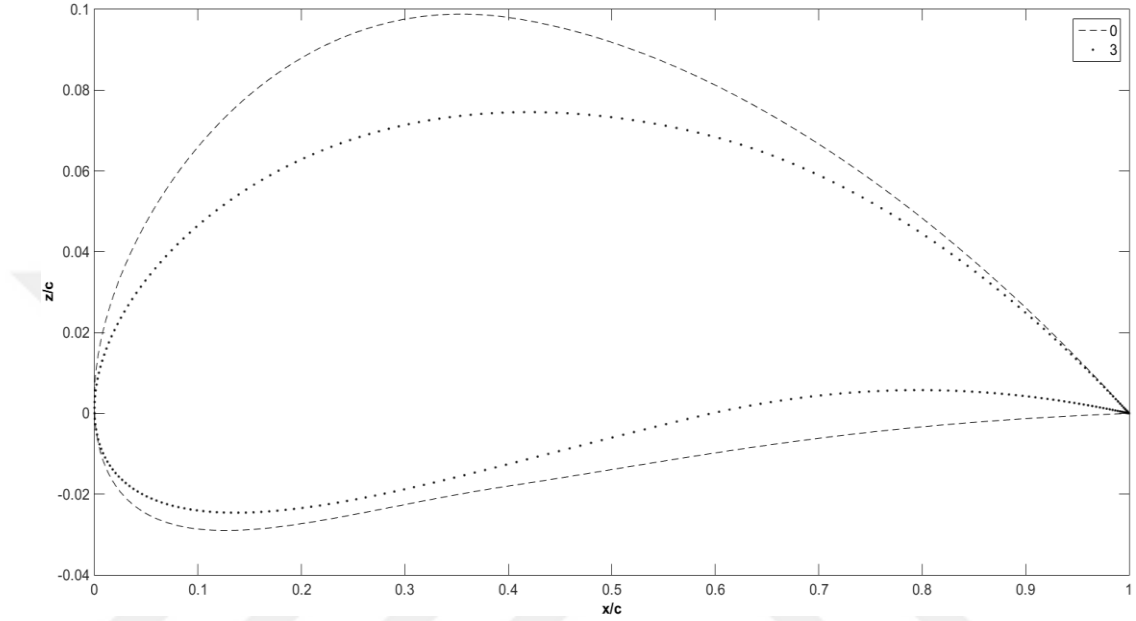


Şekil 3.10: NACA4412 ile 1. ve 2. en uygun sonuç için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.



Şekil 3.11: NACA4412 ile 1. ve 2. en uygun sonuç için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.

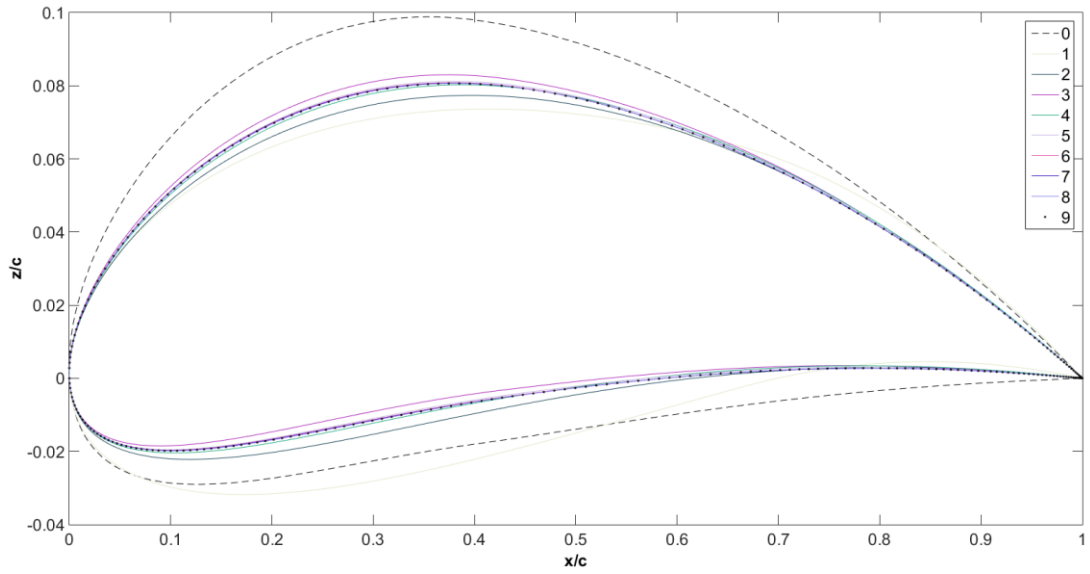
Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.11’de görülebileceği gibi 2. en uygun sonuçta $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00653 değerinden 0,00501 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d ’de %23’lük iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.12’de NACA4412 ve en uygun profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.12: NACA4412 Profil ile 2. en uygun profilin karşılaştırılması.

3.4.3 $C_1=0,4901$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması

3. kritik konum olan $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açısı için eşitlik kısıtlaması, NACA4412 kanat profiline ait $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açısında elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı $C_l=0,4901$ değeri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 9 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 192 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %9'a gerilemiş, kamburun konumu %44'e ilerlemiş, kambur miktarı ise %3,7'ye düşmüştür. Şekil 3.13’de yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.

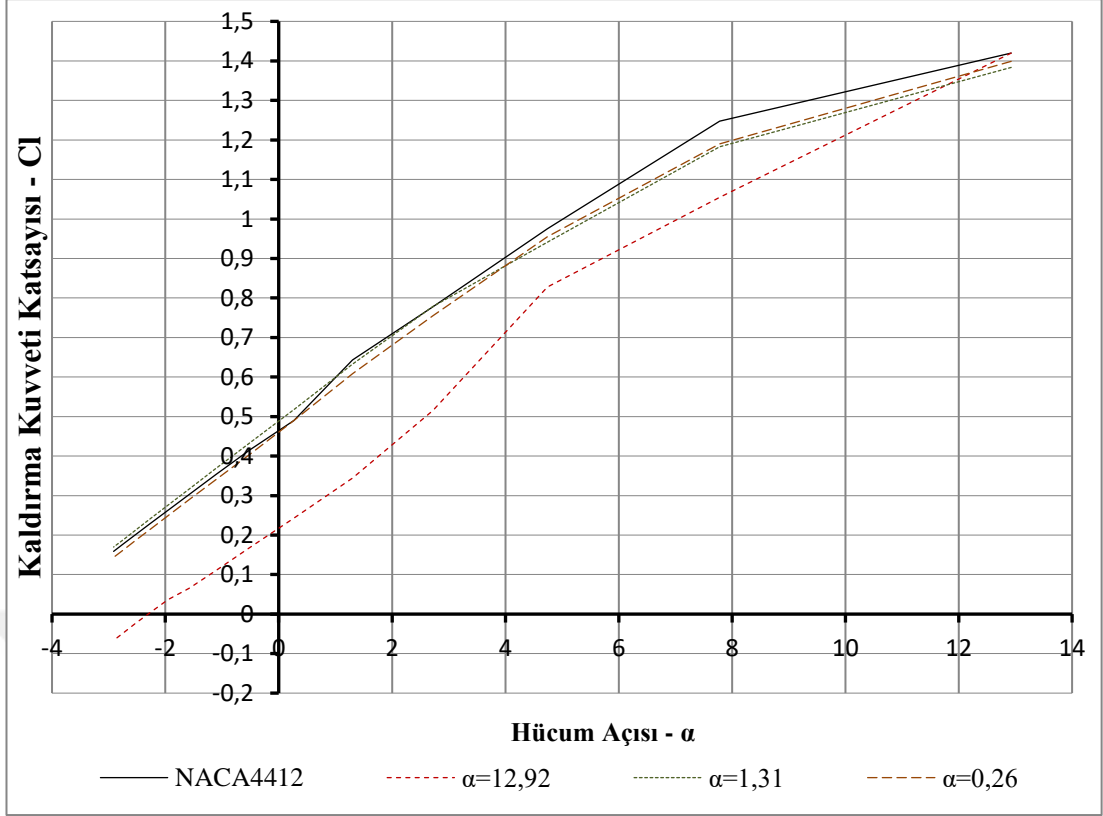


Şekil 3.13: Yinelemelere bağlı olarak $C_1 = 0,4901$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.

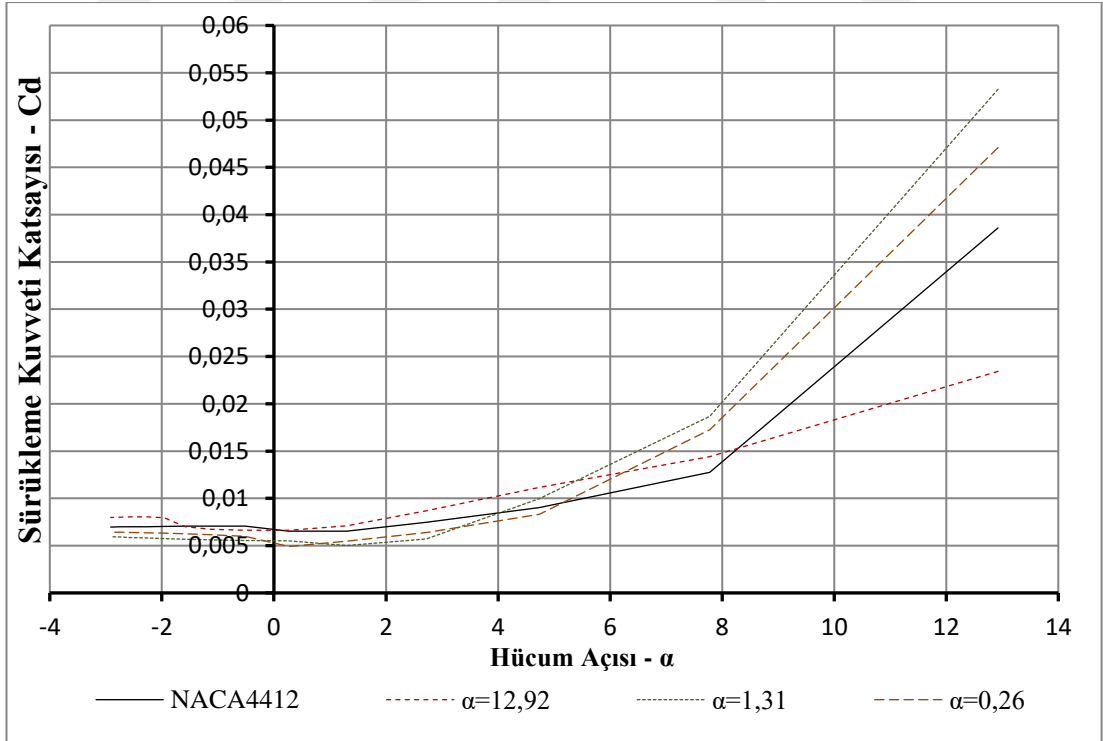
Tablo 3.6: 3. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,04709	1,3989
7,78	479318	0,059	0,01726	1,1904
4,74	551215	0,067	0,00830	0,9550
2,72	623113	0,076	0,00638	0,7547
1,31	695011	0,085	0,00546	0,6079
0,26	766908	0,094	0,00491	0,4901
-0,51	838806	0,103	0,00599	0,4043
-1,11	910704	0,112	0,00615	0,3405
-1,58	982602	0,121	0,00624	0,2897
-1,96	1054499	0,130	0,00631	0,2486
-2,27	1126397	0,138	0,00635	0,2149
-2,52	1198295	0,147	0,00639	0,1870
-2,73	1270192	0,156	0,00641	0,1636
-2,91	1342090	0,165	0,00642	0,1436

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.14'te görülebileceği üzere yeni profile 2. En uygun değerleri ile neredeyse aynı kaldırma kuvveti katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Kısıtlama değerini belirleyen $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açısında ise C_l eşitliği sağlanmaktadır.

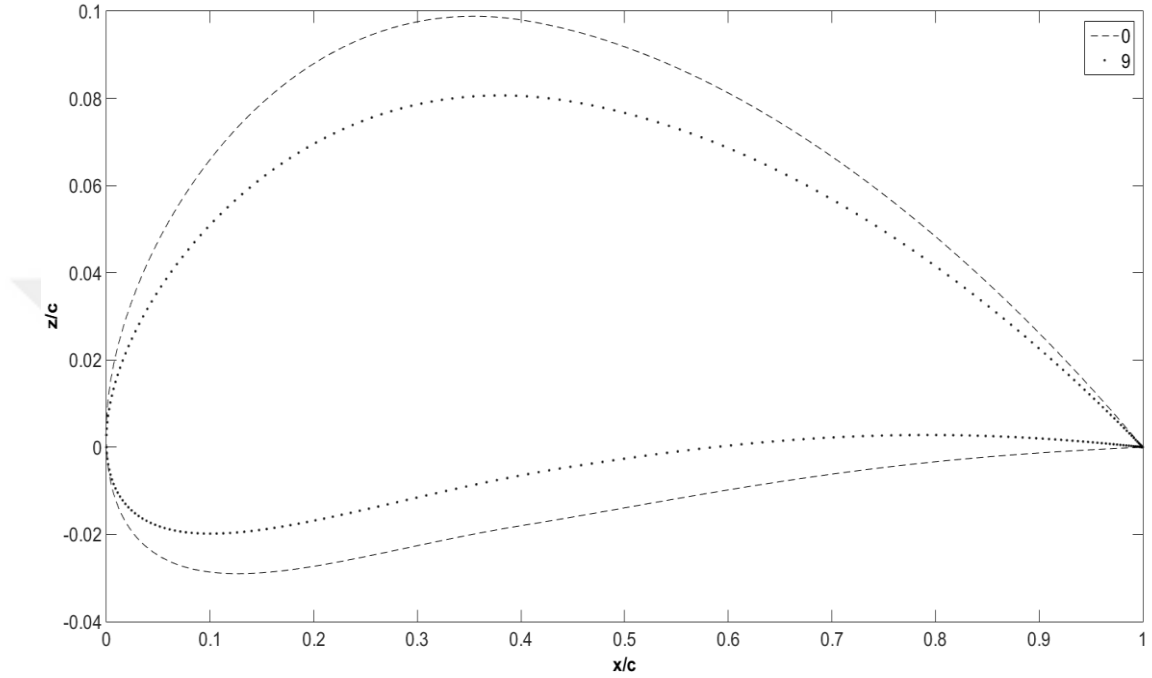


Şekil 3.14: NACA4412, 1., 2. ve 3. en uygun sonuç için α - C_l karşılaştırılması.



Şekil 3.15: NACA4412, 1., 2. ve 3. en uygun sonuç için α - C_d karşılaştırılması.

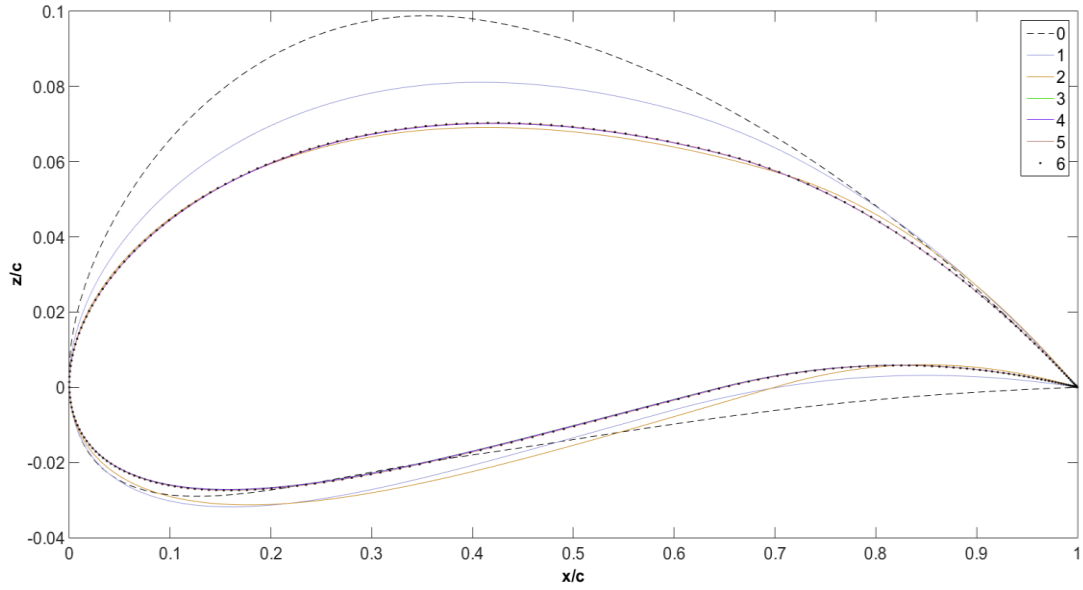
Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.15’de görülebileceği gibi 3. en uygun sonuçta $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00653 değerinden 0,00491 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d ’de %24’lük iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.16’da NACA4412 ve en uygun profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.16: NACA4412 profil ile 3. en uygun profilin karşılaştırılması.

3.4.4 $C_l=0,1588$ Kısıtlaması İçin Sonuçların Karşılaştırılması

4. kritik konum olan $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açısı için eşitlik kısıtlaması, NACA4412 kanat profiline ait $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açısında elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı $C_l=0,1588$ değeri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 6 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 595 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %9’a gerilemiş, kamburun konumu %64’e ilerlemiş, kambur miktarı ise %3,1’e düşmüştür. Şekil 3.17’de yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.

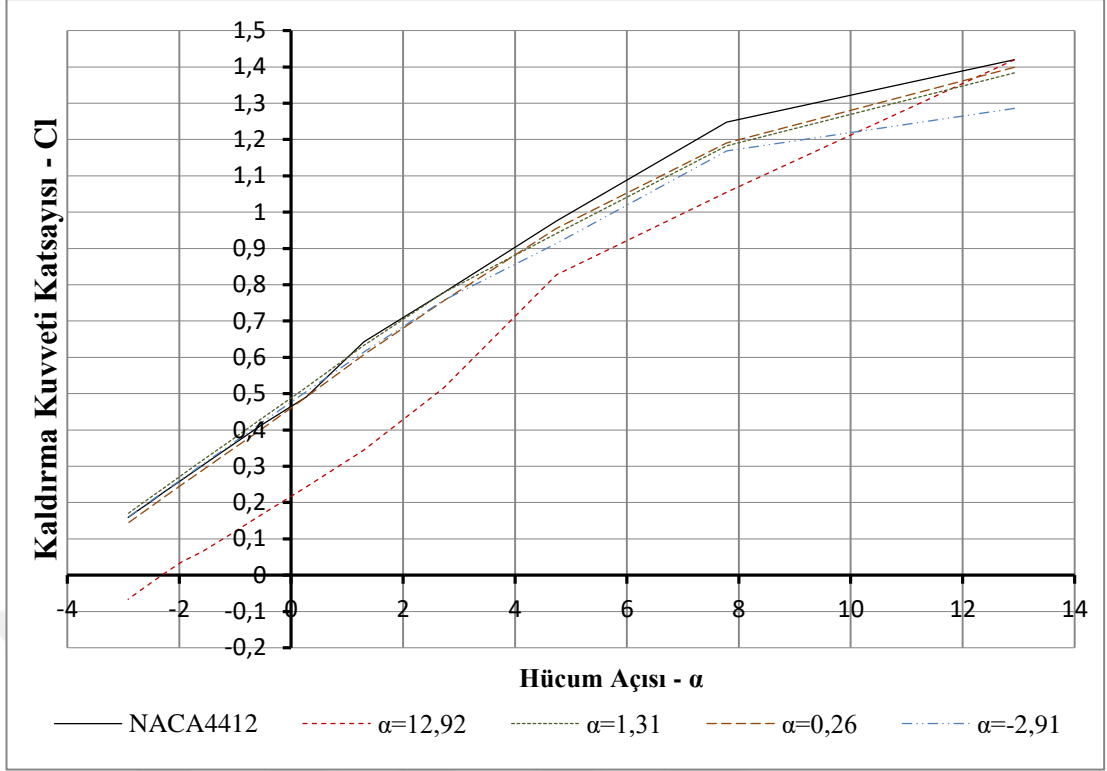


Şekil 3.17: Yinelemelere bağlı olarak $C_1=0,4901$ kısıtlaması için kanat profili şekil değişimi.

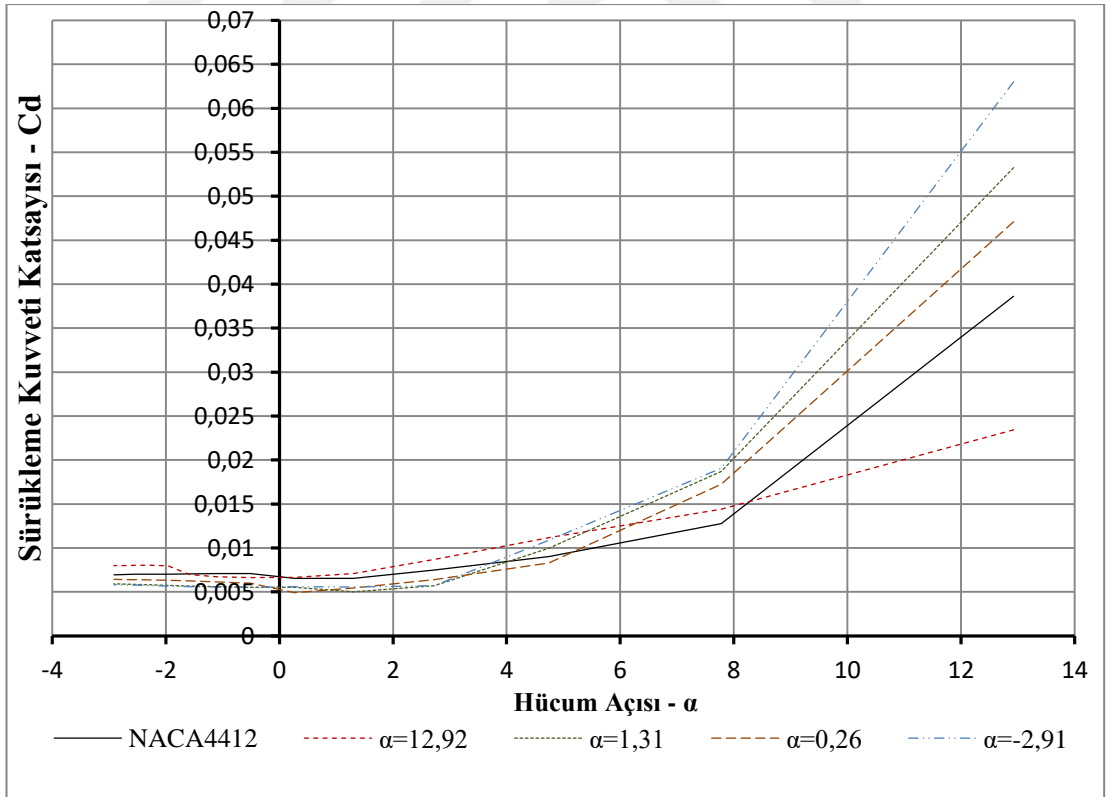
Tablo 3.7: 4. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,06300	1,2857
7,78	479318	0,059	0,01905	1,1688
4,74	551215	0,067	0,01086	0,9135
2,72	623113	0,076	0,00571	0,7571
1,31	695011	0,085	0,00556	0,6148
0,26	766908	0,094	0,00558	0,5054
-0,51	838806	0,103	0,00554	0,4215
-1,11	910704	0,112	0,00557	0,3563
-1,58	982602	0,121	0,00561	0,3053
-1,96	1054499	0,130	0,00567	0,2637
-2,27	1126397	0,138	0,00571	0,2308
-2,52	1198295	0,147	0,00576	0,2026
-2,73	1270192	0,156	0,00579	0,1792
-2,91	1342090	0,165	0,00582	0,1594

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.18 de görülebileceği üzere yeni profilin 2. ve 3. en uygun kanat profilleri ile $\alpha = 7^\circ$ hücum açısına kadar neredeyse aynı kaldırma kuvveti katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Kısıtlama değerini belirleyen $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açısında ise C_l eşitliği %0,37 fark ile sağlanmıştır.

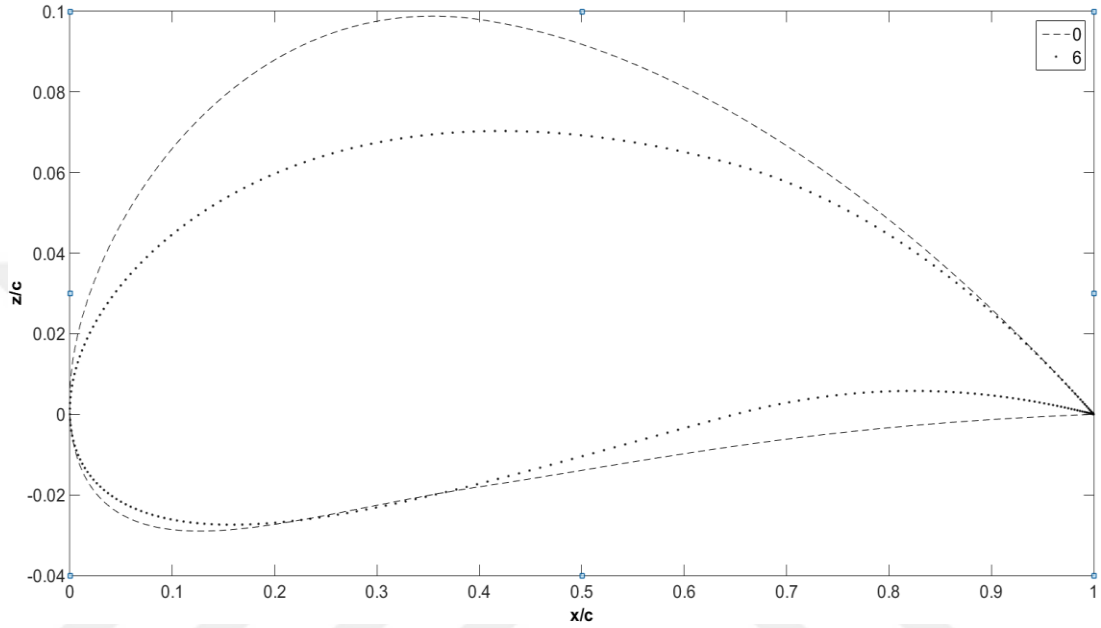


Şekil 3.18: NACA4412, 1., 2., 3. ve 4. en uygun sonuç için α - C_l karşılaştırılması.



Şekil 3.19: NACA4412, 1., 2., 3. ve 4. en uygun sonuç için α - C_d karşılaştırılması.

Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.19’da görülebileceği gibi 4. en uygun sonuçta $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00696 değerinden 0,00582 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d ’de %16’lık iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.20’de NACA4412 ve en uygun profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.20: NACA4412 profil ile 4. en uygun profilin karşılaştırılması.

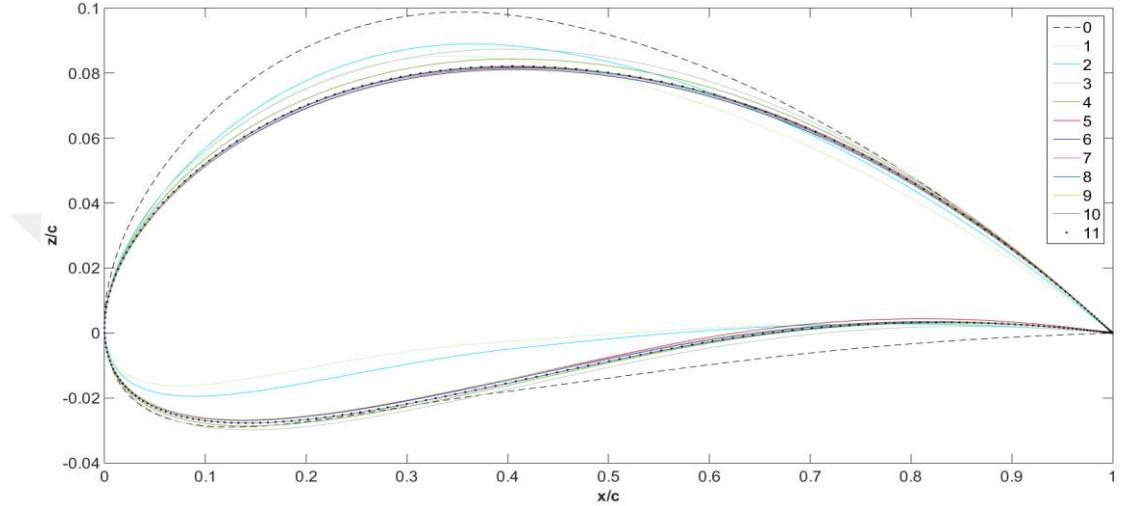
3.5 Birden Çok Kısıtlamalı Eniyileme Problemi

Çalışmanın ikinci bölümünü oluşturan birden çok kısıtlamalı eniyileme probleminde ise $\alpha_1 = 12,92^\circ$ hücum açısında elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı $C_l=1,4198$ birinci kısıtlama olarak verilmiş ve her problem çözümü için sabit kısıtlama olarak tutulmuştur. Diğer üç kritik hücum açısına karşılık gelen kaldırma kuvvetleri ise teker teker kısıtlama olarak verilmiş ve iki kısıtlamalı olarak problem çözülmüştür.

3.5.1 $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,6433$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması

1. ve 2. kritik konum olan $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açıları için eşitlik kısıtlamaları, sırası ile NACA4412 kanat profiline ait bu hücum açılarında

elde edilen kaldırma kuvveti katsayıları $C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,6433$ değerleri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 11 yinelemenin ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 765 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %10'a gerilemiş, kamburun konumu %54'e ilerlemiş, kambur miktarı ise %3,5'e düşmüştür. Şekil 3.21'de yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.

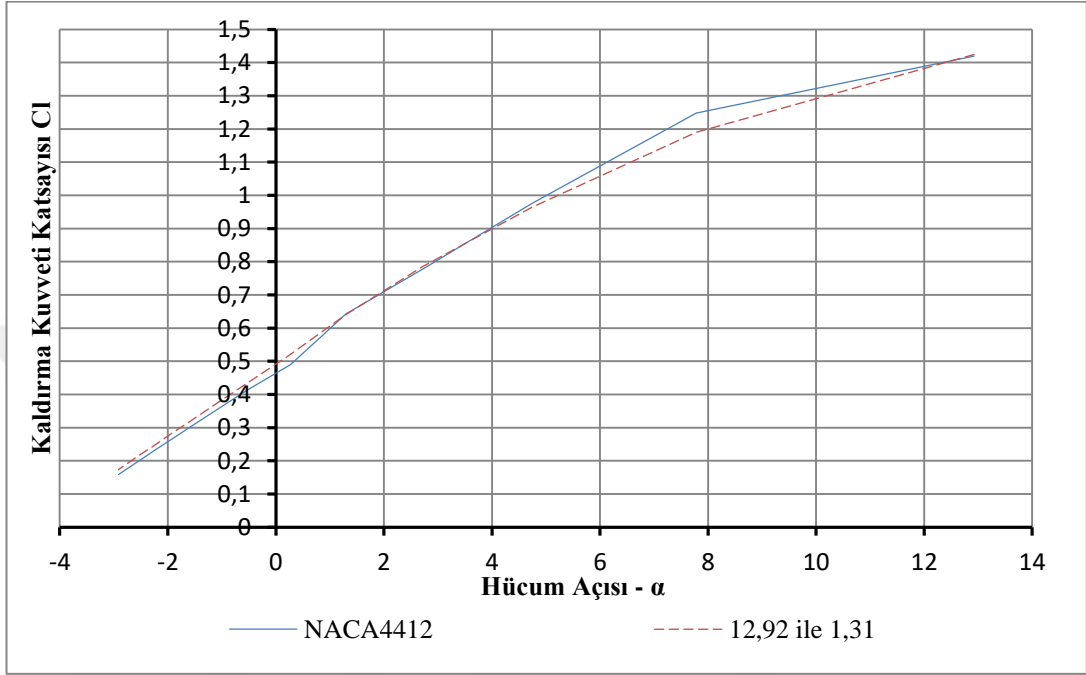


Şekil 3.21: Yinelemelere bağlı olarak $C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,6433$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.

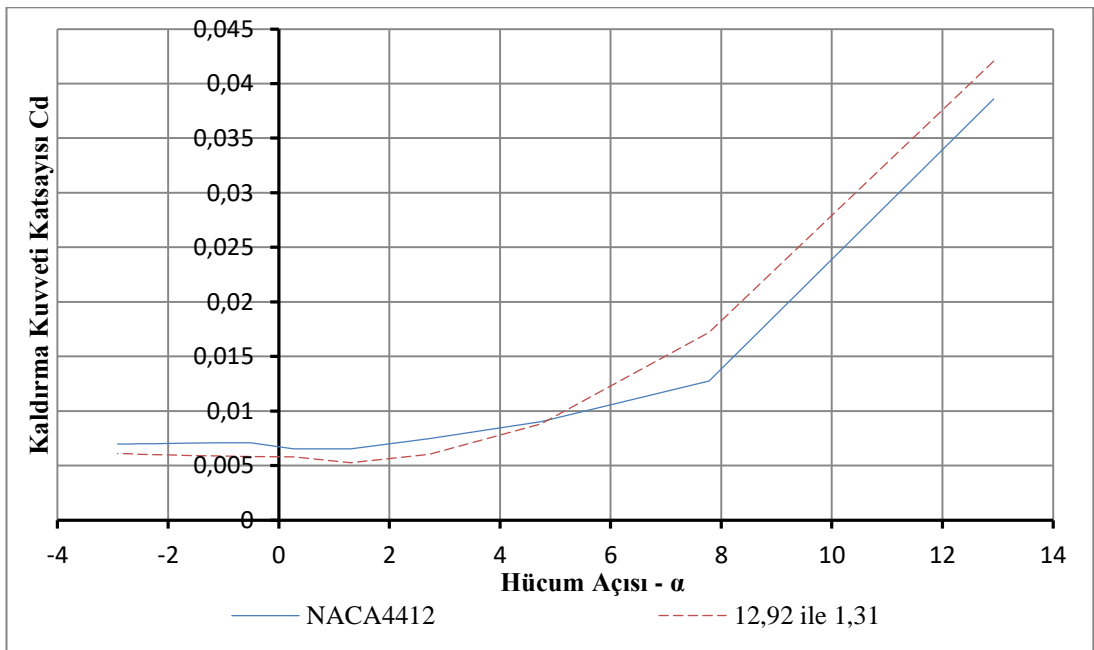
Tablo 3.8: 1. ve 2. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,04205	1,4244
7,78	479318	0,059	0,01721	1,1899
4,74	551215	0,067	0,00882	0,9639
2,72	623113	0,076	0,00604	0,7860
1,31	695011	0,085	0,00526	0,6415
0,26	766908	0,094	0,00578	0,5203
-0,51	838806	0,103	0,00582	0,4370
-1,11	910704	0,112	0,00587	0,3718
-1,58	982602	0,121	0,00592	0,3204
-1,96	1054499	0,130	0,00597	0,2792
-2,27	1126397	0,138	0,00601	0,2452
-2,52	1198295	0,147	0,00604	0,2173
-2,73	1270192	0,156	0,00608	0,1939
-2,91	1342090	0,165	0,00609	0,1739

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.22 de görülebileceği üzere yeni profil ile NACA4412 kanat profilinin neredeyse aynı kaldırma kuvveti katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Kısıtlama değerini belirleyen $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açılarında ise C_l eşitliği sırası ile %0,45 ve %0,61 fark ile sağlanmıştır.

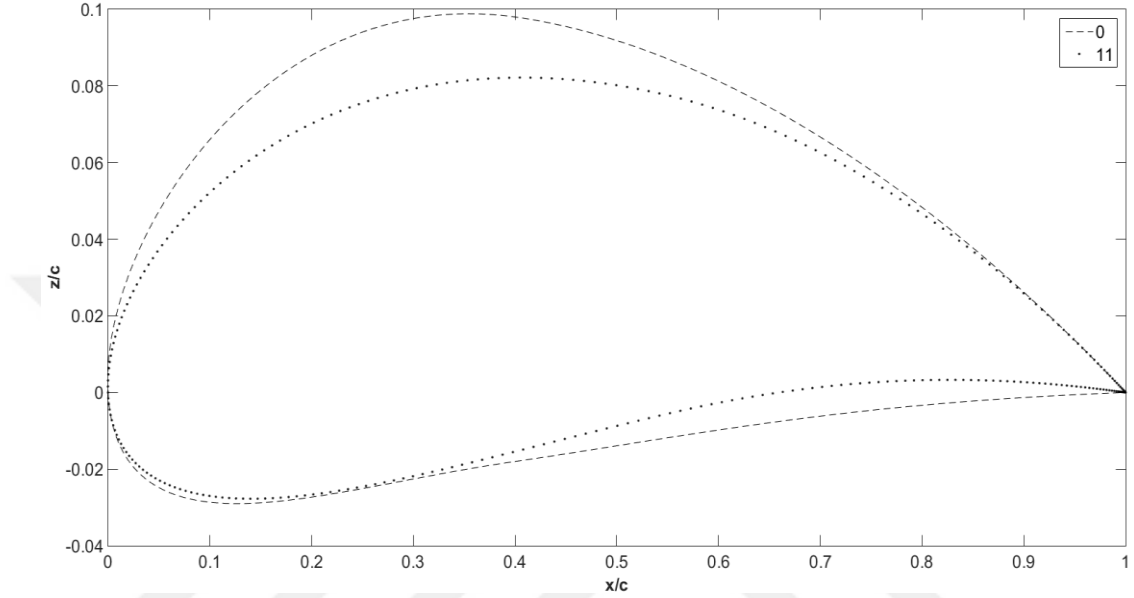


Şekil 3.22: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.



Şekil 3.23: NACA4412, ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.

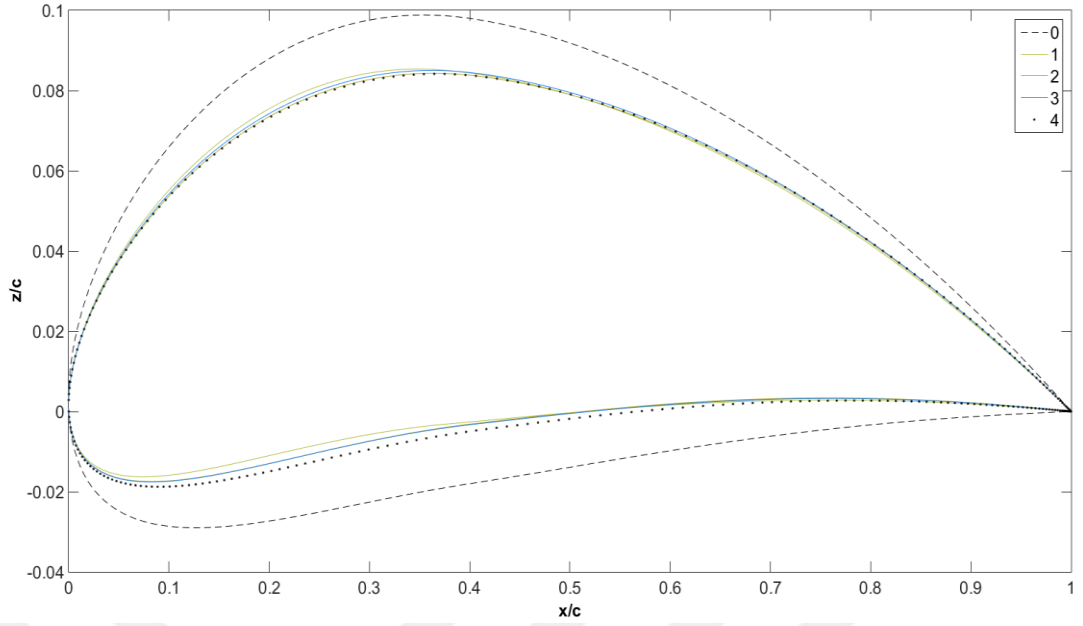
Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.23'te görülebileceği gibi eniyilenmiş kanat profilinde $\alpha_2 = 1,31^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00653 değerinden 0,00526 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d 'de %19'luk iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.24'te NACA4412 ve eniyilenmiş profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.24: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.

3.5.2 $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,4901$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması

1. ve 2. kritik konum olan $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açıları için eşitlik kısıtlamaları, sırası ile NACA4412 kanat profiline ait bu hücum açılarında elde edilen kaldırma kuvveti katsayıları $C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,4901$ değerleri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 4 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 80 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %9'a gerilemiş, kamburun konumu %41'e ilerlemiş, kambur miktarı ise %3,9'a düşmüştür. Şekil 3.25'te yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişimi görülmektedir.

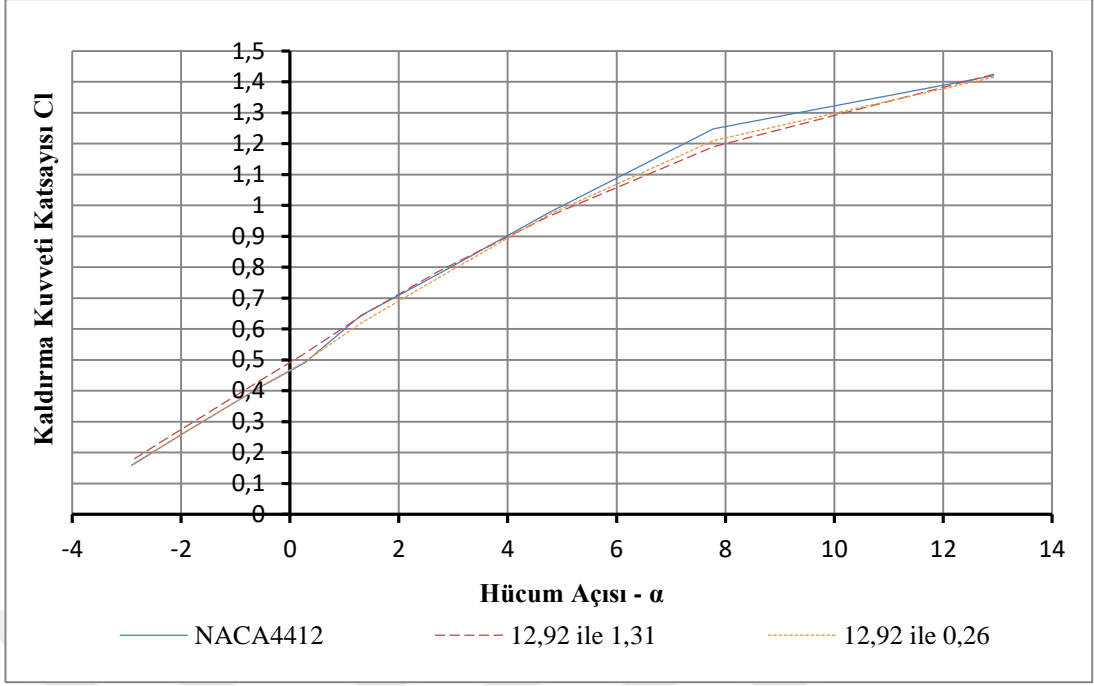


Şekil 3.25: Yinelemelere bağlı olarak $C_1=1,4198$ ve $C_1=0,4901$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.

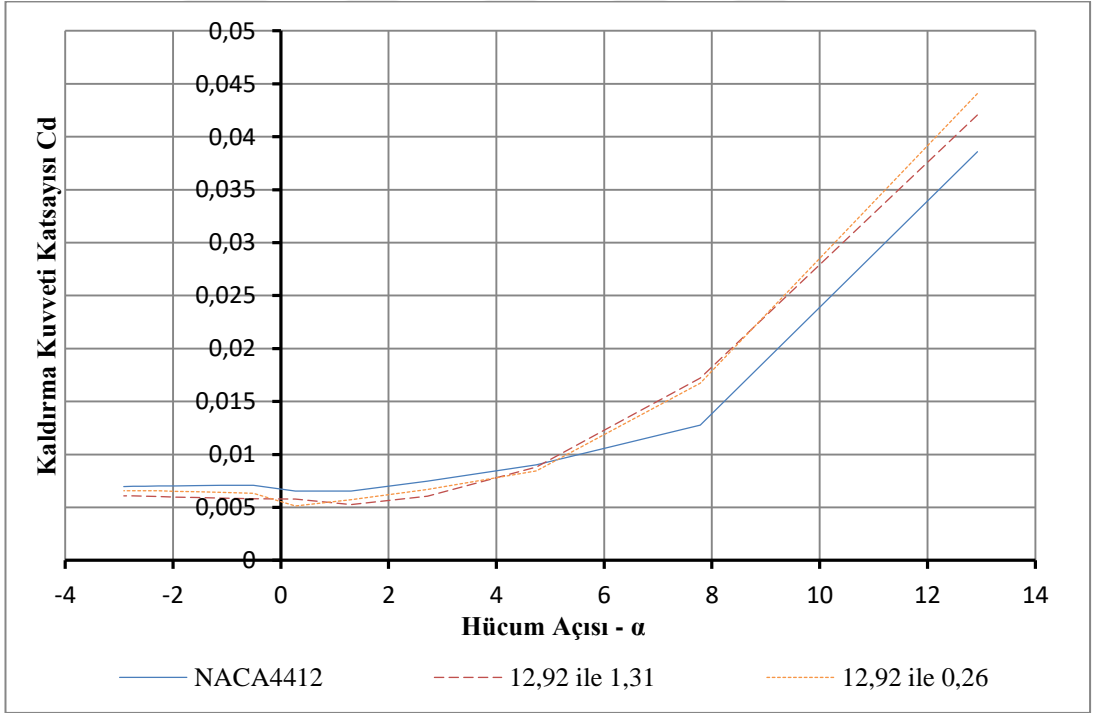
Tablo 3.9: 1. ve 3. Kritik konum için eniyi profile ait hesaplanan değerler.

α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,04407	1,4146
7,78	479318	0,059	0,01673	1,2093
4,74	551215	0,067	0,00843	0,9693
2,72	623113	0,076	0,00670	0,7651
1,31	695011	0,085	0,00571	0,6188
0,26	766908	0,094	0,00513	0,4929
-0,51	838806	0,103	0,00633	0,4165
-1,11	910704	0,112	0,00643	0,3528
-1,58	982602	0,121	0,00649	0,3021
-1,96	1054499	0,130	0,00652	0,2611
-2,27	1126397	0,138	0,00656	0,2276
-2,52	1198295	0,147	0,00657	0,1997
-2,73	1270192	0,156	0,00657	0,1763
-2,91	1342090	0,165	0,00658	0,1564

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.26'da görülebileceği üzere yeni profil ile bir önceki kanat profili ile neredeyse aynı kaldırma kuvveti katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Kısıtlama değerini belirleyen $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açılarında ise C_l eşitliği sırası ile %0,36 ve %0,57 fark ile sağlanmıştır.

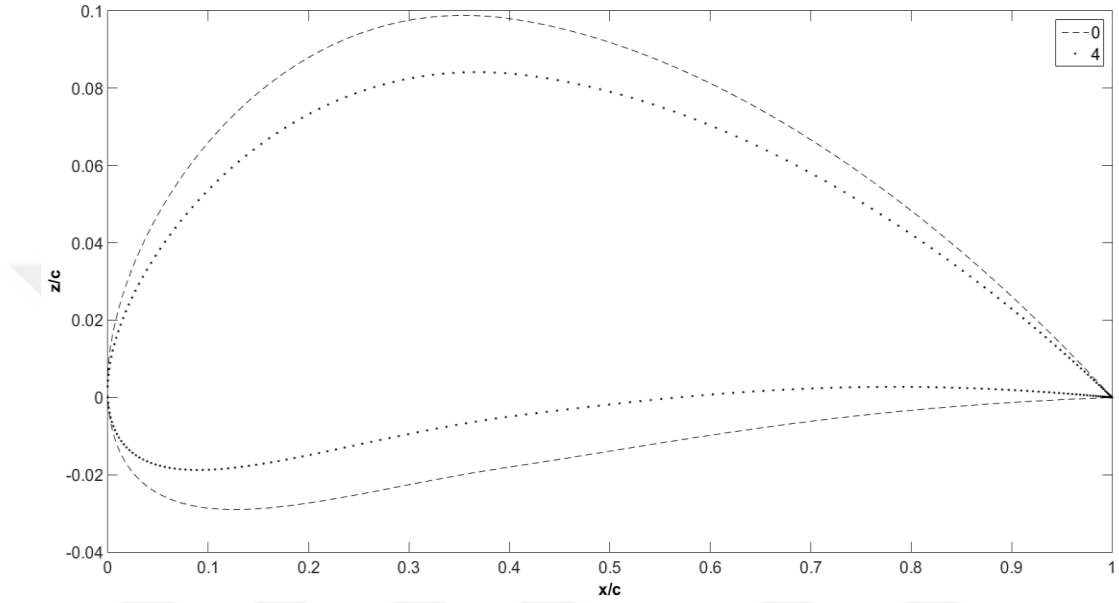


Şekil 3.26: NACA4412, ve eniylenmiş kanat profili için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.



Şekil 3.27: NACA4412, ve eniylenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.

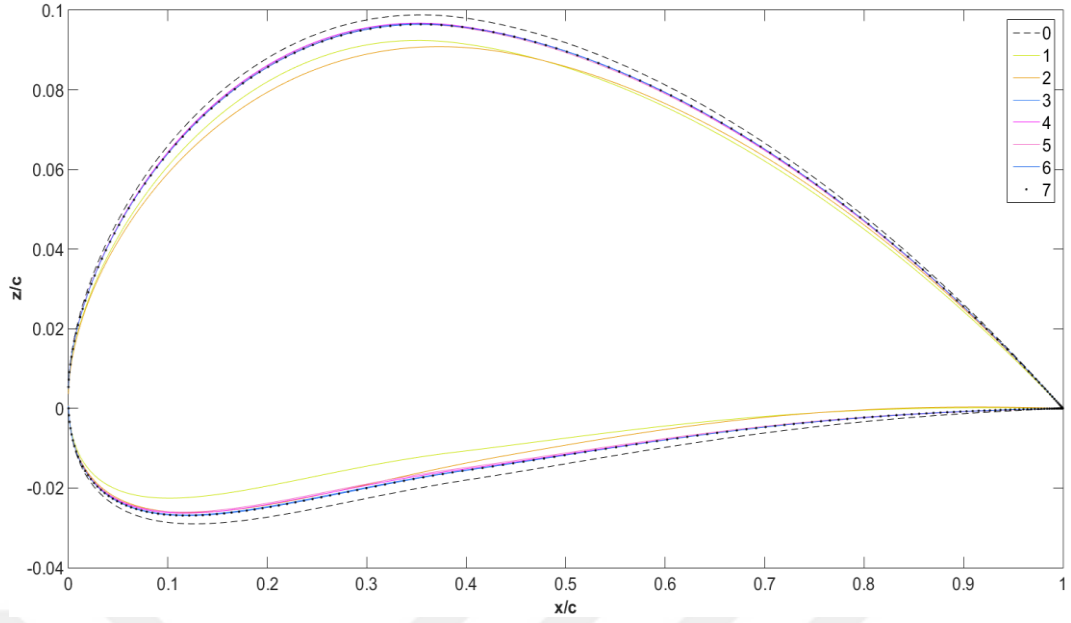
Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.27’de görülebileceği gibi eniyilenmiş kanat profilinde $\alpha_3 = 0,26^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00653 değerinden 0,00513 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d ’de %21’lik iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.28’de NACA4412 ve eniyilenmiş profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.28: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.

3.5.4. $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,1588$ Kısıtlamaları İçin Sonuçların Karşılaştırılması

1. ve 2. kritik konum olan $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açıları için eşitlik kısıtlamaları, sırası ile NACA4412 kanat profiline ait bu hücum açılarında elde edilen kaldırma kuvveti katsayıları $C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,1588$ değerleri verilmiştir. Bu koşul için eniyileme yapılmış ve 7 yineleme ardından sonuç elde edilmiştir. Çözüm süresi 928 saniye sürmüştür ve en uygun durumda kanat kalınlığı %11,5’e gerilemiş, kamburun konumu %40’da sabit kalmış, kambur miktarı ise %3,98’e düşmüştür. Şekil 3.29’da yinelemelere bağlı olarak kanat profil şeklinin değişiminde de görüldüğü gibi başlangıç profiline çok yakın bir profil elde edilmiştir.



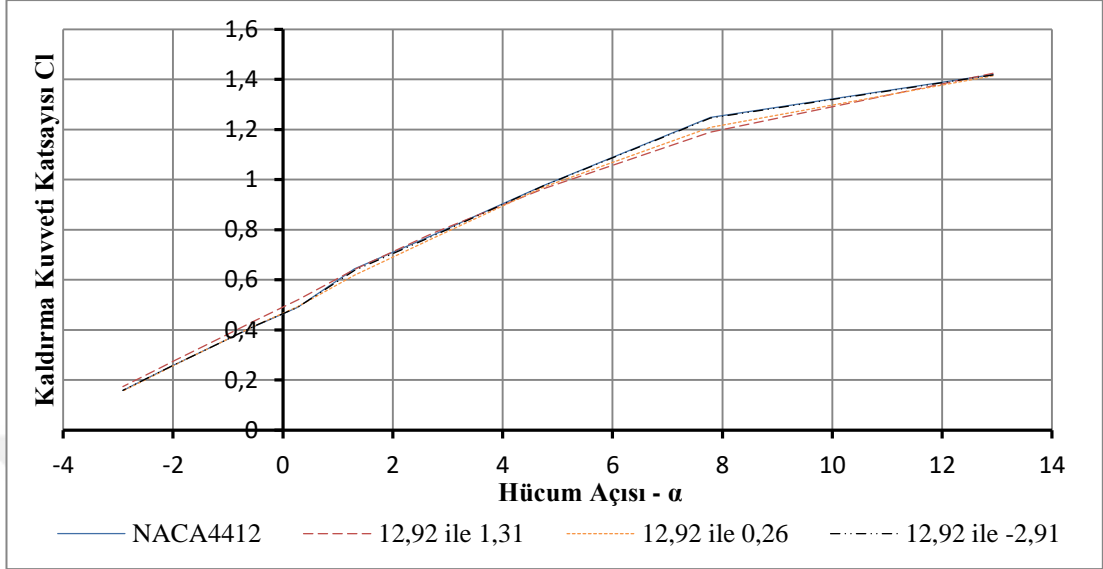
Şekil 3.29: Yinelemelere bağlı olarak $C_l=1,4198$ ve $C_l=0,1588$ kısıtlamaları için kanat profili şekil değişimi.

Tablo 3.10: 1. ve 4. Kritik konum için en uygun profile ait hesaplanan değerler.

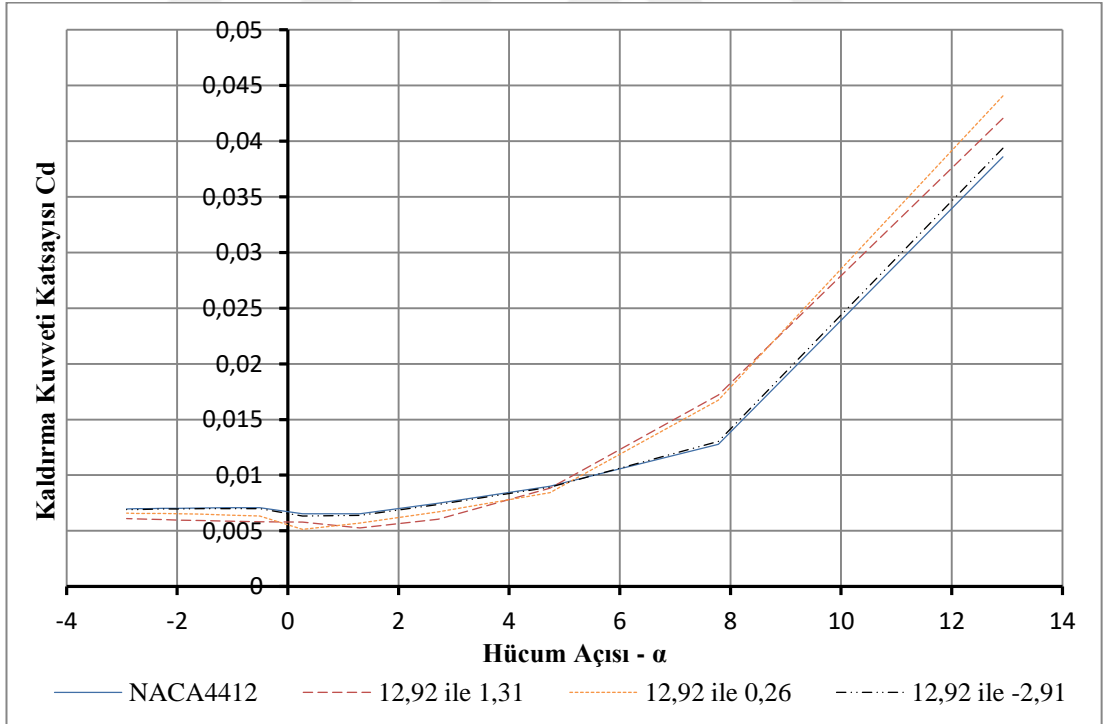
α	Re	Mach	C_d	C_l
12,92	407420	0,050	0,03937	1,4179
7,78	479318	0,059	0,01303	1,2457
4,74	551215	0,067	0,00892	0,9751
2,72	623113	0,076	0,00737	0,7748
1,31	695011	0,085	0,00640	0,6376
0,26	766908	0,094	0,00633	0,4899
-0,51	838806	0,103	0,00698	0,4161
-1,11	910704	0,112	0,00699	0,3531
-1,58	982602	0,121	0,00698	0,3030
-1,96	1054499	0,130	0,00696	0,2626
-2,27	1126397	0,138	0,00695	0,2294
-2,52	1198295	0,147	0,00694	0,2018
-2,73	1270192	0,156	0,00692	0,1786
-2,91	1342090	0,165	0,00691	0,1589

Elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında Şekil 3.30'da görülebileceği üzere yeni profil ile başlangıç kanat profilinin neredeyse aynı kaldırma kuvveti katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Bunun sebebi iki uç noktadan verilen kısıtlama değerleri karşısında daha uygun bir geometri kullanılan metot ile elde edilememiştir. Kısıtlama

değerini belirleyen $\alpha_1 = 12,92^\circ$ ve $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açılarında, C_l eşitliği sırası ile %0,13 ve %0,06 fark ile sağlanmıştır.

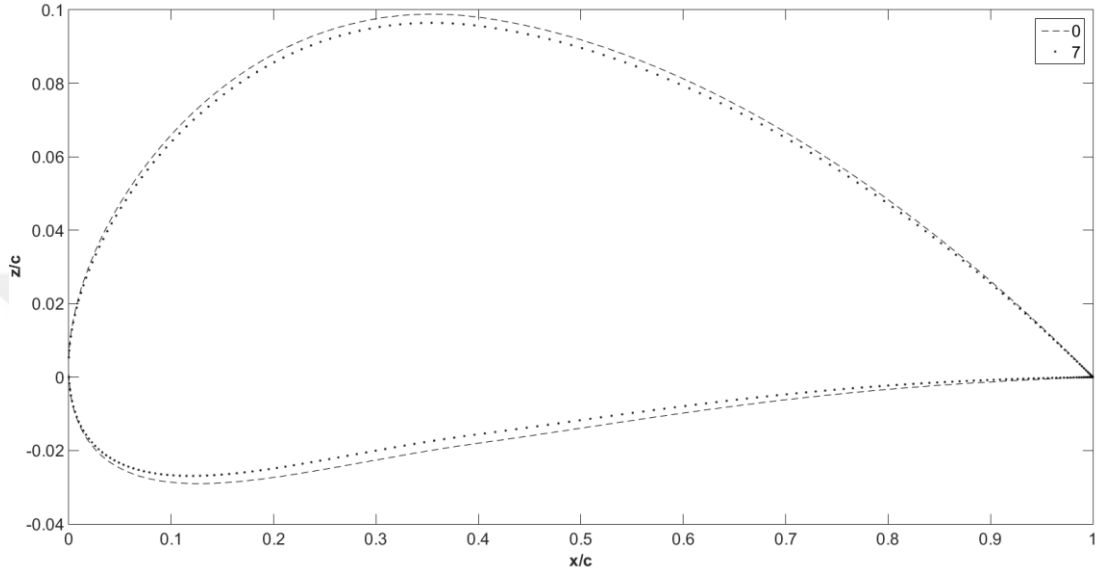


Şekil 3.30: NACA4412 ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_l$ karşılaştırılması.



Şekil 3.31: NACA4412 ve eniyilenmiş kanat profili için $\alpha - C_d$ karşılaştırılması.

Eniyileme sonucu olarak Şekil 3.31’de görülebileceği gibi eniyilenmiş kanat profilinde $\alpha_4 = -2,91^\circ$ hücum açısında C_d değeri 0,00696 değerinden 0,00691 değerine gerilemiştir. Bu konum için sürüklenme kuvveti katsayısı C_d ’de %0,72’lik iyileşme oluşmuştur. Şekil 3.32’de NACA4412 ve eniyilenmiş profilin karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 3.32: NACA4412 profil ile eniyilenmiş profilin karşılaştırılması.

DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

Elde edilen tüm sonuçlar beraber incelenerek, tek kısıtlamalı eniyileme problemlerinde elde edilen kanat profillerinin NACA4412 ile karşılaştırıldığı durumda, genel olarak kısıtlama verilmeyen hücum açılarında da kaldırma kuvveti katsayılarının NACA4412 kanat profiline yakın olduğu görülmektedir. Eniyileme problemlerinin amacı olan sürüklenme kuvvetinin en düşük değerine indirgenmesi durumu incelenir ve sonuçlar karşılaştırılır ise, tek kısıtlamalı eniyileme problemlerinde perdövites açısında yapılan eniyilemede sürüklenme kuvveti katsayısında %39 azalma ile en başarılı sonucun elde edildiği görülmektedir. Bu değeri ise sırası ile, %24 iyileşme bulunan en uzun menzilin olduğu açı değerine ait C_1 kısıtlaması ile yapılan eniyileme, %23 iyileşme elde edilen en uzun havada kalma süresinin sağlandığı açı değerine ait C_1 kısıtlaması ile yapılan eniyileme, ve en az iyileşmenin olduğu %16 iyileşme ile en yüksek hıza çıkılabilen açı değerine ait C_1 kısıtlaması ile yapılan eniyileme sonucu izlemektedir. Birden çok kısıtlamanın aynı anda uygulandığı eniyileme problemlerinde ise, uygulanan kısıtlamalara ait C_1 değerlerinin birbirine yakınlık durumuna göre, eniyilemesi yapılan kanat profilinde oluşan geometri değişim miktarlarında farklılıklar gözlenmiştir. Yakın C_1 değerlerinin kısıtlama olarak uygulandığı durumda kanat profilinde ilk duruma göre büyük değişiklikler oluşurken, iki uç C_1 değeri kısıtlama olarak uygulandığında elde edilen geometrinin başlangıç koşuluna çok yakın bir geometri ile sonuç verdiği görülmüştür. Perdövites açısında elde edilen C_1 değeri sabit tutularak yapılan birden çok kısıtlamalı eniyileme problemlerinde, ikinci kısıtlama olarak belirlenen en uzun havada kalma süresini sağlayan açı değerinde elde edilen C_1 değerinin uygulandığı problemde sürüklenme kuvveti katsayısında %21 azalma sağlanarak en başarılı sonuç elde edilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] Kiranyaz, S., İnce, T., Gabbouj, M. (2014) *Multidimensional Particle Swarm Optimization for Machine Learning and Pattern Recognition* ISBN 978-3-642-37846-1
- [2] Ferguson, T. (1989) *Statistical Science* Erişim tarihi: 19.12.2016 <http://www.jstor.org/stable/2245639>
- [3] Parnovsky, A.S. Some Generalisations of Brachistochrone Problem. Erişim tarihi: 27.12.2016 <http://www.ifpan.edu.pl/firststep/aw-works/fsV/parnovsky/parnovsky.pdf>
- [4] Zang, T.A. (2010) "Airfoil/Wing Optimization." *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. Online Publication DOI: 10.1002/9780470686652.eae500
- [5] Garcia, M.J., Boulanger, P., Giraldo, S. "CFD Based Wing Shape Optimization Through Gradient-Based Method" *EngOpt 2008 - International Conference on Engineering Optimization* Rio de Janeiro, Brazil, 01 - 05 June 2008
- [6] Alexander, J., S. Prakash, and Dr BSM Augustine. (2002). Optimization of the Design of UAV Wing. *AIAA Journal*
- [7] El-Sayed, M., T. Sun, and J. Berry. (2005) *Shape Optimization With Computational Fluid Dynamics*. *Advances in Engineering Software* 36.9: 607-613.
- [8] Belferhat, S. Meftah, S.M.A., Yahiaoui, T., Imine, B. Aerodynamic Optimization of a Winglet Design DOI:10.1051/epjconf/20134501010

- [9] Wakayama, S., Kroo, I. (1995) *Subsonic Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization* Journal Of Aircraft Vol. 32, NO. 4, July-August
- [10] History of Airfoil Development Erişim Tarihi: 28.11.2016 <http://adg.stanford.edu/aa241/airfoils/airfoilhistory.html>
- [11] Lilienthal, O. (1911) *Birdflight As The Basis Of Aviation* New York, Bombay, And Calcutta
- [12] Edelman, L. Xfoil-MATLAB ortak arayüzü Erişim Tarihi: 10.11.2016 <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/49706-xfoil-interface-updated>
- [13] NASA History Erişim Tarihi: 03.01.2017 <https://history.nasa.gov/naca/>
- [14] Xfoil Airfoil Development Systems Erişim Tarihi: 13.12.2016 <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [15] Xfoil kullanım klavuzu Erişim Tarihi: 13.12.2016 http://web.mit.edu/aeroutil_v1.0/xfoil_doc.txt
- [16] Engin, T ve Çengel, Y.A. (2008). *Mühendisler İçin Diferansiyel Denklemler* Sakarya
- [17] Everstine, G.C. (2010) *Numerical Solution of Partial Differential Equations* Erişim Tarihi: 05.01.2016 <http://gwu.geverstine.com/pdenum.pdf>
- [18] RAO, S.S. (2009) *Engineering Optimization Theory and Practice* New Jersey: John Wiley & Sons, Inc.
- [19] Arslan, K. (2014) Aerodynamic Optimization Of Missile External Configurations (Yüksek Lisans Tezi) Orta Doğu Teknik Üniversitesi/Havacılık ve Uzay Bölümü, Ankara
- [20] Yüceer, A.M. (2005) Akarsularda Su Kalitesinin İzlenmesine Yönelik Yeni Bir Dinamik Benzetim Yazılımı (Doktora Tezi) Ankara Üniversitesi/Kimya Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Ankara
- [21] Benligirayoğlu, H. B. (2007) Minimum Yakıt Kriterine Göre Bir Dizel Motorun Kalibrasyonu (Yüksek Lisans Tezi) İstanbul Teknik Üniversitesi / Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul

- [22] Körpe, S.D. ve Özgen S (2016) “Morphing Wing Optimization for Steady Level Flight” Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering DOI: 10.1177/0954410016662063
- [23] Körpe, S.D. (2014) Aerodynamic Modelling And Optimization Of Morphing Wings (Doktora Tezi) Orta Doğu Teknik Üniversitesi / Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara
- [24] Bektaş, E. (2008) Kara Ulaşım Araçlarının Aerodinamik İncelenmesi (Yüksek Lisans Tezi) İstanbul Teknik Üniversitesi / Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- [25] NACA 4 Hane hesaplama yöntemi, Erişim tarihi: 29.12.2016 <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>
- [26] M.A. Yükselen, UCK 419 Hesaplamalı Aerodinamik 2007-2008 Güz dönemi ders notları Erişim Tarihi: 03.01.2017 <http://web.itu.edu.tr/yukselen/UCK419/11-%20DDki-boyutlu%20panel%20y%F6ntemleri.pdf>

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Hakan DARAK
Uyruğu : T.C.
Doğum Yeri ve Tarihi : Erzincan/ 1989
Adres : İlk Yerleşim Mh. 2112-1 Sk No:4 Daire:24
Batıkent / ANKARA
E-Posta Adresi : darakhakan@gmail.com
İletişim (Telefon) : 0555 432 84 80

EĞİTİM

Lise : 2006 Kayabayazıtöğlu Lisesi
Lisans : 2013 Dokuz Eylül Üniversitesi Müh. Fak. Makine
Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM

2013 – 2013 Galen Group, Ankara, Atölye Şefi
2014 – 2017 Alfer Mühendislik, Ankara, Ar-Ge Mühendisi
2017 – Anova Mühendislik, Ankara, Mekanik Tasarım Mühendisi