



## Düz Uçuş için Kanat Profili Eniyilemesi

Hakan Darak<sup>1</sup>, Durmuş Sinan Körpe<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Anova Proje ve Danışmanlık Tic. Ltd. Şti.

<sup>2</sup> Uçak Mühendisliği Bölümü, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Türk Hava Kurumu Üniversitesi

### Özet

Yapılan bu çalışmada, deniz seviyesinde düz uçuş yapan bir hava aracının kanat profili için üç boyutlu panel metot ve iki boyutlu tek yönlü sınır tabakası çözücülerinden oluşan hızlı aerodinamik çözücü ile dört farklı hız değeri için elde edilen taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvveti değerlerinden yola çıkılarak, eniyileme problemleri çözülmüştür. Bu hız değerleri sırası ile; perdövites hızı, en uzun menzil hızı, en uzun havada kalma süresi hızı ve en yüksek hızdır. Eniyileme problemlerinin çözülebilmesi için MATLAB programı ve Xfoil programının bir arada çalışması sağlanmış, Xfoil programında hesaplanan taşıma kuvveti katsayısı ve sürüklenme kuvveti katsayısı değerleri, MATLAB programında bulunan ardışık ikinci derece programlama metodunun ihtiyaç duyduğu hedef fonksiyonunun gradyan vektörler ile kısıtlamaların Jakoben matrisinin oluşturulması sağlanmıştır. İlk aşamada, belirtilen hızda düz uçuşu sağlayan hücum açısında sürüklenme kuvvetinin en düşük hale getirilmesi hedef fonksiyon olarak tanımlanırken o hücum açısında taşıma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmıştır. İkinci aşamada ise yukarıdaki tanımlanan problemlere ek olarak kanat profilinin perdövites açısında sağladığı taşıma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmış ve bu şekilde eniyileme problemleri çözülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Kanat profili, Eniyileme, Ardışık İkinci Derece Programlama, Xfoil, MATLAB

## Airfoil Optimization for Level Flight

### Abstract

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, are solved for four different speed values in level flight. These values are stall speed, the highest range speed, the highest endurance speed and the maximum speed. 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 the first phase, minimization the drag coefficient at the determined angle of attack is defined as the objective function while the lift coefficient at that angle of attack is defined as the equality constraint. In the second phase, in addition to the above defined problem, the lift coefficient provided by the airfoil at the stall angle of attack is defined as the equality problem and the optimization problems are solved.

**Keywords:** Airfoil, Optimization, Sequential Quadratic Programming, Xfoil, MATLAB

## 1. Giriş

Thomas [1] tarafından yapılan Kanat Profili/Kanat Eniyilemesi çalışması, hava taşıtları üzerindeki aerodinamik karakteristiklerin, araç şeklinin iyileştirilmesi ile bu karakteristiklerin geliştirilmesine yönelik teknikler üzerinde yoğunlaşmıştır. 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 hedef fonksiyonun gradyanları elde edilir. 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. 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 en fazla kambur, hücum kenarından itibaren en fazla kamburun bulunduğu mesafe ve en fazla kalınlık ile tanımlanmış, kanat hücum açısı ise  $\alpha = 1^\circ$  sabit tutulmuştur. Kanat profili eniyileme çalışmaları taşıma kuvveti katsayısı ( $C_l$ ), sürüklenme kuvveti katsayısı ( $C_d$ ) ve yunuslama momenti katsayısı ( $C_m$ ) değerlerinin değişimi üzerinedir. Kanat profilinin eniyilemesi için ise 4 senaryo belirlenmiştir. Bunlar; taşıma kuvvetinin en yüksek değerinin elde edilmesi, yunuslama momenti ve sürüklenme kuvveti kısıtlamaları ile taşıma kuvvetinin en yüksek değerinin elde edilmesi, yunuslama momenti ve taşıma kuvveti kısıtlamaları ile sürüklenme kuvvetinin en düşük değerinin elde edilmesi ve Yunuslama momenti ve taşıma kuvveti kısıtlamaları ile taşıma kuvveti/sürüklenme kuvveti oranının en yüksek değerinin elde edilmesi olarak tanımlanmıştır. Eniyileme problemi çözümlerinin sonucunda elde edilen kanat profilleri, 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  $\frac{C_l}{C_d} = 366$  sonuçlarını sağlamıştır.

Garcia, v.d. [2] 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 taşıma 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. 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. 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 taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvveti sonuçları eniyileme çözücüsüne 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. Alt ve üst yüzey için 6 adet kontrol noktası kullanılmıştır. Giriş hızı için  $50 \text{ m/s}$ , kanat hücum açısı  $0^\circ$ , türbülans çözümleri için  $0^\circ\text{C}$ 'de k-epsilon türbülans modeli, giriş ve çıkış koşulu dışındaki duvarlar için ise simetri koşulu ve her HAD alanı için 4000 ile 5000 eleman arasında ağ bileşeni tanımlanmıştır. Yapılan analizler sonucunda sürüklenme kuvveti değeri yinelenmelere bağlı olarak 0,3804 değerinden 0,2815 değerine kadar gerilemiş ve %26'lık bir iyileşme sağlanmıştır.

Bu çalışmada düz uçuş esnasında kanat profilinde oluşan sürükleme 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 kanat profili başlangıç profili olarak kullanılmıştır. NACA profillerinde kanat profilini oluşturan en yüksek kanat kalınlığı, en yüksek kambur oranı ve en yüksek kambur konumu tasarım değişkenleri olarak belirlenmiş ve en düşük sürükleme kuvvetinin elde edilebilmesi için bu üç tasarım değişkeni kullanılarak eniyileme problemleri çözülmüştür. İki aşamadan oluşan bu çalışmada, ilk aşamada belirlenen hız değerinde düz uçuşu sağlayan hücum açısında sürükleme kuvvetinin en düşük hale getirilmesi hedef fonksiyonu olarak tanımlanırken, o hücum açısında taşıma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmıştır. İkinci aşamada ise yukarıdaki tanımlanan probleme ek olarak kanat profilinin perdövites açısında sağladığı taşıma kuvvetinin değişmemesi eşitlik kısıtlaması olarak tanımlanmış ve bu şekilde eniyileme problemleri çözülmüştür.

## 2. Materyal ve Yöntem

NACA serisinde profil hattını oluşturmak için ilk önce kamburluk çizgisine dik olarak kalınlık sınırı, veter boyunca belirlenir. Kanat profili kalınlık dağılımı hesaplanırken Denklem 1 kullanılır.

$$y_t = \frac{t}{0.2} (a_0 x^{0.5} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4) \quad (1)$$

Bu denklemde  $t$  değeri en yüksek kalınlık oranını ifade eder.  $a_0 = 0,02969$ ,  $a_1 = -0,126$ ,  $a_2 = -0,3516$ ,  $a_3 = -0,1015$  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.  $y_t$  değeri kalınlık değerinin yarısıdır ve kanat profilinin oluşturulabilmesi için bu değerlerin veter göre simetriğine de ihtiyaç duyulmaktadır. Kamburluk hattı, en fazla kamburun bulunduğu pozisyonun sağ ve sol tarafı için farklı denklemler kullanılarak oluşturulmaktadır [3].

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

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

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

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2} (1 - 2p + 2px - x^2) \quad (3)$$

Yukarıdaki denklemlerde  $m$  değeri en yüksek kamburluk oranını,  $p$  değeri ise en yüksek kamburluk oranının veter üzerindeki yerin ifade eder. Dış geometrinin oluşturulabilmesi için bu denklemlerin türevlerine ihtiyaç vardır.

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

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{p^2} (p - x) \quad (4)$$

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

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{(1-p)^2} (p - x) \quad (5)$$

Kanat profiline ait üst ve alt yüzeylerin konumları, kamburluk hattına dik olarak hesaplanabilmesi için kamburluk eğiminin açı değerlerine ihtiyaç duyulmaktadır.

$$\theta = \text{atan} \left( \frac{dy_c}{dx} \right) \quad (6)$$

Denklem 1, Denklem 2, Denklem 3 ve Denklem 6 kullanılarak kanat profilinin dış geometrisi elde edilir.

Üst yüzey

$$x_u = x_c - y_t \sin(\theta) \quad (7)$$

$$y_u = y_c + y_t \cos(\theta) \quad (8)$$

Alt yüzey

$$x_l = x_c + y_t \sin(\theta) \quad (9)$$

$$y_l = y_c - y_t \cos(\theta) \quad (10)$$

Veter boyunca  $x$  noktalarının dağılımı,  $\beta$  açısında eşit aralıklarla kosinüs yerleşimi yapılarak sağlanır. Bu sayede hücum ve firar kenarlarındaki  $x$  noktaları birbirine daha yakın olur ve bu sayede kanat profili geometrik olarak daha düzgün bir şekilde tanımlanabilir.

$$x = \frac{(1 - \cos(\beta))}{2} \quad 0 \leq \beta \leq \pi \quad (11)$$

Yapılan çalışmada eniyileme metodu olarak gradyan tabanlı bir eniyileme metodu olan ardışık ikinci derece programlama metodu kullanılmıştır. Bu metotta, hedef fonksiyonun ve kısıtlamaların tasarım değişkenlerine göre kısmi türevlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu türevlerin hesaplanabilmesi için sonlu farklar yöntemi

kullanılmıştır. Bu metot; 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 uygular.

$$y'(x_i) \approx \frac{y(x_i + 0,01x_i) - y(x_i)}{0,01x_i} \quad (12)$$

Aynı şekilde geri fark yöntemi ile  $x$  değerinin sol tarafında bulunan eğim kullanılarak fonksiyonun türevine yaklaşım uygulanır.

$$y'(x_i) \approx \frac{y(x_i) - y(x_i - 0,01x_i)}{x_i + 0,01x_i} \quad (13)$$

Bu iki formül ile elde edilen sonucun ortalaması alınarak, bu iki yöntemden daha az hata oranı ile sonuç elde eden merkezi fark yöntemi elde edilir [4].

$$y'(x_i) \approx \frac{1}{2} \left[ \frac{y(x_i + 0,01x_i) - y(x_i)}{0,01x_i} + \frac{y(x_i) - y(x_i - 0,01x_i)}{0,01x_i} \right] \quad (14)$$

Denklemin düzeltilmiş hali Denklem 15'de gösterilmiştir.

$$y'(x_i) \approx \frac{y(x_i + 0,01x_i)}{0,002x_i} - \frac{y(x_i - 0,01x_i)}{0,002x_i} \quad (15)$$

Körpe ve Özgen tarafından şekil değiştirebilen kanat eniyileme çalışması için geliştirilen 3 boyutlu panel metot ve 2 boyutlu tek yönlü sınır tabaka çözümleri kullanılarak [5], 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 taşıma ve sürüklenme kuvveti katsayıları belirlenmiş, bu sonuçlardan yola çıkılarak pervaneli motora sahip bir İHA için dört kritik hücum açısı belirlenmiştir. Bu dört kritik hücum açısı, perdövites hızı ile uçuş esnasındaki hücum açısı,  $\alpha_1$ , en uzun havada kalma süresi (maksimum  $C_l^{1.5}/C_d$ ) uçuşu esnasındaki hücum açısı,  $\alpha_2$ , en uzun menzil (maksimum  $C_l/C_d$ ) uçuşu esnasındaki hücum açısı,  $\alpha_3$ , ve en yüksek hızla uçuş esnasındaki hücum açısıdır,  $\alpha_4$ . Bu değerler sırası ile  $12,92^\circ$ ,  $1,31^\circ$ ,  $0,26^\circ$  ve  $-2,91^\circ$ 'dir [6].

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 sürüklenmesi katsayısı değerlerinin doğru hesaplanması mümkün olmamaktadır. Bu çalışmada Xfoil programında 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 taşıma kuvveti katsayısı hem de sürüklenme kuvveti katsayısı değerlerinde deney sonuçları ile daha uyumlu sayısal sonuçlar elde edilir. Tablo 1'deki sonuçlara göre belirtilen hücum açılarındaki tekli ve çoklu kısıtlanmalı eniyileme problemleri çözülmüştür.

**Tablo 1.** NACA4412 Kanat profili için hesaplanan değerler.

$\alpha$	Re	Mach	$C_d$	$C_l$
12,92	407420	0,050	0,03860	1,4198
1,31	695011	0,085	0,00653	0,6433
0,26	766908	0,094	0,00653	0,4901
-2,91	1342090	0,165	0,00696	0,1588

Kanat profili eniyilemesi için problemin yapısı gereği çözücü olarak MATLAB programının Ardışık İkinci Derece Programlama tekniği kullanılmıştır. Bu teknik bir başlangıç noktasına ihtiyaç duymasından dolayı NACA4412 profili, başlangıç profili olarak belirtilmiştir. tek kısıtlanmalı kanat profili eniyilemesi çalışması için Denklem 16 ve Denklem 17 tanımlanmıştır.

$$\min C_d \quad (16)$$

$$C_{l_{ist}} = C_{l_{4412}} \quad (17)$$

Bu problem, Reynolds ve Mach sayıları dikkate alınarak sırası  $12,92^\circ$ ,  $1,31^\circ$ ,  $0,26^\circ$  ve  $-2,91^\circ$  hücum açıları için çözülmüştür. Denklem 16 eniyileme probleminin çözüldüğü hücum açısındaki  $C_d$  değerinin en düşük hale getirilmesini hedeflerken, Denklem 17 o hücum açısında eniyilenmiş kanat profili taşıma kuvveti katsayı değerinin ( $C_{l_{ist}}$ ) NACA4412 kanat profilindeki taşıma kuvveti katsayı değeri ile ( $C_{l_{4412}}$ ) eşit olmasını sağlar.

İkinci aşamadaki eniyileme probleminin çözümü için Denklem 18, Denklem 19 ve Denklem 20 kullanılır.

$$\min C_d \quad (18)$$

$$C_{l_{ist}} = C_{l_{4412}} \quad (19)$$

$$C_{l_{ist\alpha_1}} = C_{l_{4412\alpha_1}} \quad (20)$$

Bu aşamada, ilk aşamadan farklı olarak problemin çözüldüğü hücum açısındaki taşıma kuvveti katsayısı eşitlik kısıtlamasına ek olarak  $12,92^\circ$ 'de elde edilen taşıma kuvveti katsayısı değerinin ( $C_{l_{ist\alpha=12,92^\circ}}$ ), aynı hücum açısında NACA4412 kanat profili taşıma kuvveti katsayı değerine ( $C_{l_{4412\alpha=12,92^\circ}}$ ) eşit olması sağlanmıştır.

Ardışık İkinci Derece Programlama tekniği en uygun çözümü ararken hedef fonksiyonunun türevine ihtiyaç duymaktadır. İhtiyaç duyulan türev MATLAB'da sonlu farklar metodu ile elde edilmiştir. Fark olarak  $h = x * (1 \pm 0,01)$  değeri kullanılarak her değerde, %1 fark ile türevin hesaplanması sağlanmıştır. 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 başlangıç profili olarak NACA4412 kanat profili kullanılmıştır. NACA 4 haneli kanat profili, hesaplama yönteminin MATLAB programında yazılması ile oluşturulmuştur. Oluşturulan bu kod ile, NACA 4 haneli kanat profili bileşenleri olan kalınlık, kambur ve kambur konumu tasarım değişkenleri olarak yazılan algoritma ile tanımlanmıştır. Geometri üzerinde oluşan kuvvetlerin elde edilebilmesi için panel metot yöntemi ile aerodinamik hesaplamaları yapabilen Xfoil programı kullanılmış, yapılan bu çözümlerde panel sayısı 300 olarak uygulanmıştır. Oluşturulan geometrinin Xfoil programına aktarılması ve Xfoil programından elde edilen sonuçların geri MATLAB programına çağırılabilmesi için Edelman [7] tarafından hazırlanan Xfoil-MATLAB ortak ara yüz kodları

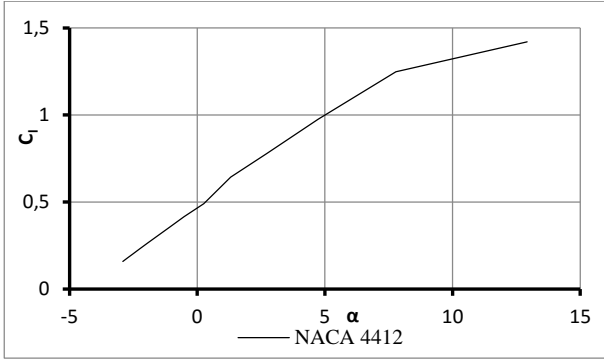
kullanılmıştır. Her analizin 300 panel ile çözüme yakınsayamamasından dolayı, çözüm elde edilemediği takdirde panel sayısı 10 arttırılarak çözüm tekrarlanmış ve sonuç elde edilene kadar bu yöntem uygulanmıştır. 300 panel ile elde edilemeyen çözümler 320-330 panel ile çözüme ulaşmıştır. Panel sayısının arttırılması çözümlüğü 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. Elde edilen sonuçlardan 300 panel ile 350 panel çözümü arasındaki farkın göz ardı edilebilir olduğu çıkarımı yapılmıştır [6].

### 3. Bulgular ve Tartışmalar

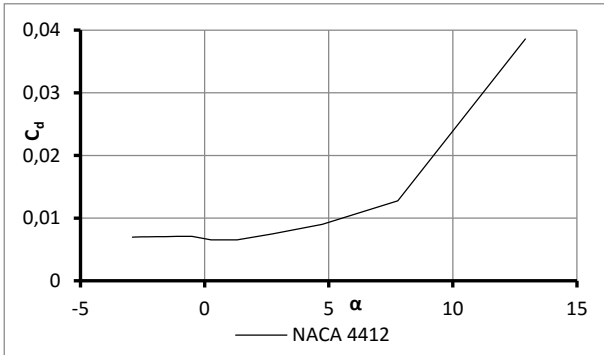
Eniyileme problemi için kodlanan program MATLAB R2014a ile çalıştırılmıştır. Aerodinamik sonuçlar ise Xfoil 6.97 ile elde edilmiştir. Eniyileme yapılırken, 2.4 GHz İ7 İntel işlemci, 8 GB 1600 MHz DDR3 RAM ve OS X El Capitan V. 10.11.6 sürümüne sahip Macintosh dizüstü bilgisayar kullanılmıştır. Eşitlik sağlama ve durma değerleri olarak MATLAB R2014a programında daha önceden tanımlanan değerler 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  $\alpha - C_l$  ve  $\alpha - C_d$  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. NACA4412 kanat profiline ait sonuçlar ile elde edilen  $\alpha - C_l$ , ve  $\alpha - C_d$  grafikleri Şekil 1 ve Şekil 2'de gösterilmiştir.

İlk aşamadaki tek kısıtlamalı kanat profili eniyilemesinde, belirtilen hücum açıları için çözümler yapılmış ve sonuçlar Tablo 2, Tablo3, Şekil 3 ve Şekil 4'te gösterilmiştir.



Şekil 1. NACA4412 Kanat profiline ait  $\alpha - C_l$  eğrisi



Şekil 2. NACA4412 Kanat profiline ait  $\alpha - C_d$  eğrisi.

Sonuçlar incelendiğinde,  $C_l$  değeri için eşitlik kısıtlamasının  $1,31^\circ$  değeri için oluşan %1.6'lık fark haricinde sağlandığı görülmektedir. Bu fark

MATLAB R2014a programında daha önceden tanımlanan değerler içerisinde.  $C_d$  değerindeki azalma %39 ile %16 arasında değişmektedir. Tek kısıtlanmalı eniyileme problemlerinin çözüm süresi yaklaşık olarak üç dakika ile 10 dakika arasındadır.

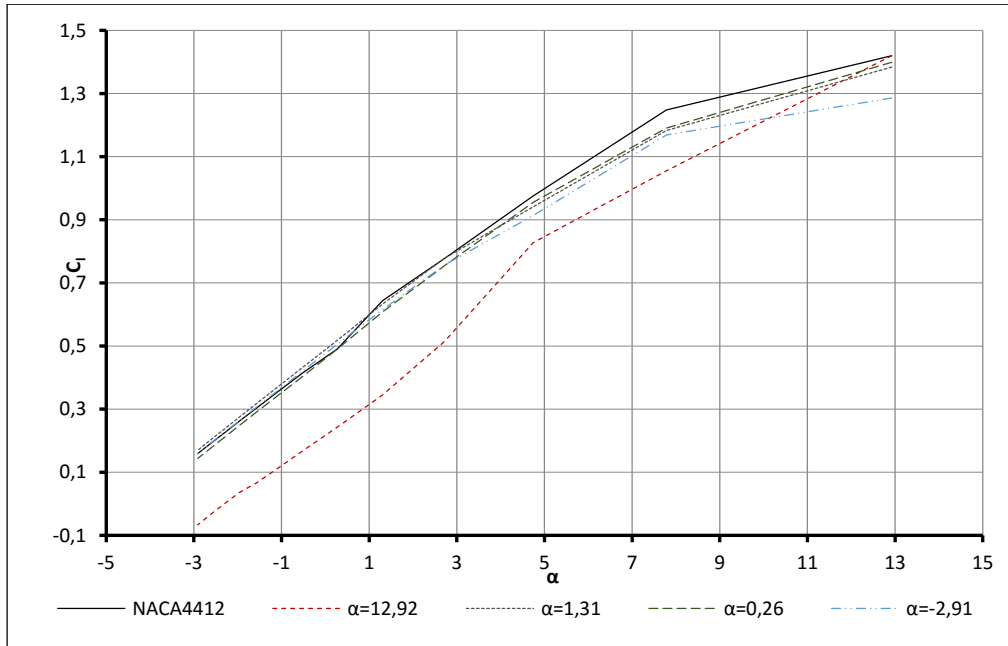
Elde edilen eniyilenmiş kanat profillerinin farklı hücum açılarında sahip olduğu  $C_l$  ve  $C_d$  sonuçları incelendiğinde,  $12,92^\circ$  için eniyilenen kanat profiline daha yüksek hücum açısında kaldırma kuvveti katsayısının sıfır olduğu ve kaldırma kuvveti katsayısının farklı hücum açılarındaki değerinin NACA4412 kanat profili ve diğer hücum açılarındaki çözümlen eniyileme problemleri sonucunda elde edilen kanat profilleri ile elde edilen değerlerden farklı olduğu gözlenmektedir. Fakat hücum açısı arttıkça bu fark azalmaktadır. Bunun sebebi ise bu kanat profiline en yüksek kamburluk konumunun hücum kenarına yakın olmasıdır.  $-2,91^\circ$ 'de eniyilenmiş kanat profiline yüksek hücum açılarındaki daha az kaldırma kuvveti ve en yüksek sürüklenme kuvvetini ürettiği görülmektedir. Bunun sebebi ise bu kanat profiline en yüksek kamburluk konumunun firar kenarına yakın olması sebebiyle yüksek hücum açılarındaki bu bölgede ayrışmanın gözlenmeye başlamasıdır. Eniyilenmiş kanat profilleri Şekil 5 ve Şekil 8 arasındaki şekillerde gösterilmektedir.

Tablo 2. Tek kısıtlanmalı kanat profili eniyilemesinde elde edilen sonuçlar

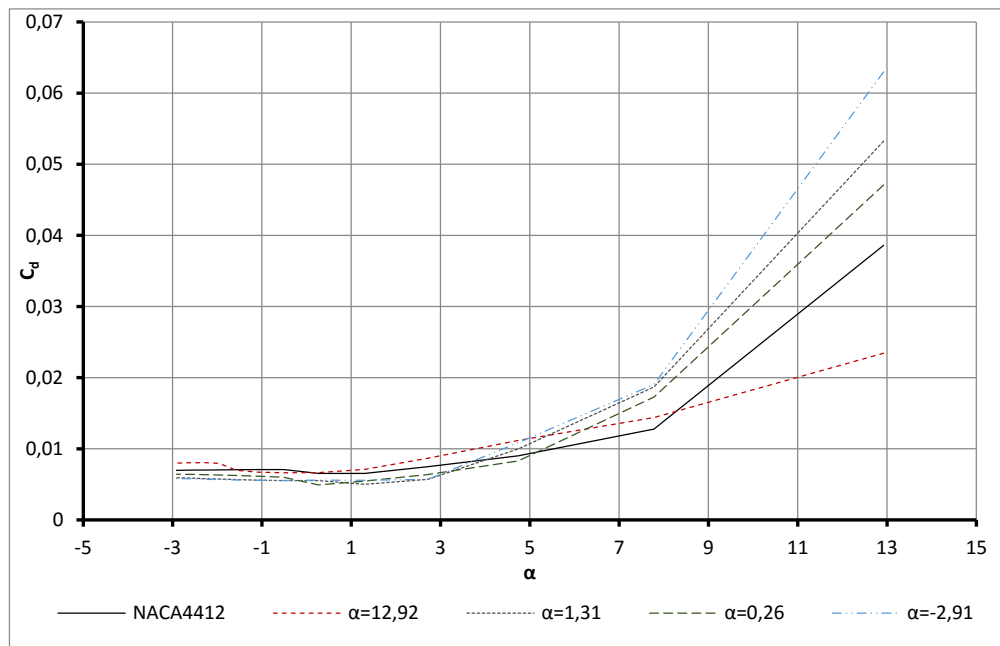
Kısıt	$\alpha$	$C_{l_{ist}}$	NACA4412 $C_d$	Eniyilenmiş $C_d$	$C_d$ Azalma (%)	Çözüm Süresi (s)	Yineleme Sayısı
$C_l = 1,4198$	$12,92^\circ$	1,4198	0,03860	0,02343	39	237	11
$C_l = 0,6433$	$1,31^\circ$	0,6329	0,00653	0,00501	23	386	3
$C_l = 0,4901$	$0,26^\circ$	0,4901	0,00653	0,00491	24	192	9
$C_l = 0,1588$	$-2,91^\circ$	0,1594	0,00696	0,00582	16	595	6

Tablo 3. Tek kısıtlanmalı kanat profili eniyilemesi için profil değişimi

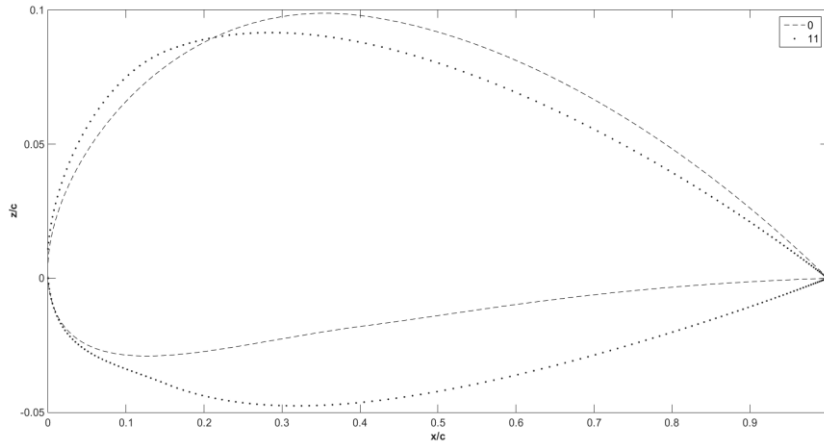
Değişken	NACA4412	$C_l = 1,4198$ Eniyilenmiş Kanat	$C_l = 0,6433$ Eniyilenmiş Kanat	$C_l = 0,4901$ Eniyilenmiş Kanat	$C_l = 0,1588$ Eniyilenmiş Kanat
Kambur Konumu	%40	%16	%58	%44	%64
Kambur Miktarı	%4	%2,2	%3,4	%3,7	%3,1
Kanat Kalınlığı	%12	%13,8	%9	%9	%9



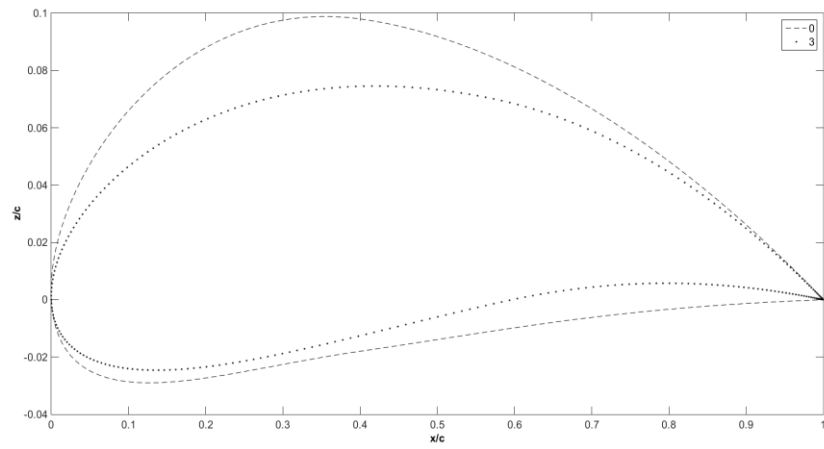
Şekil 3. NACA4412 ve tek kısıtlımalı eniyileme probleminin çözümü sonrasında elde edilen eniyilenmiş kanat profilleri için  $\alpha - C_l$  karşılaştırılması



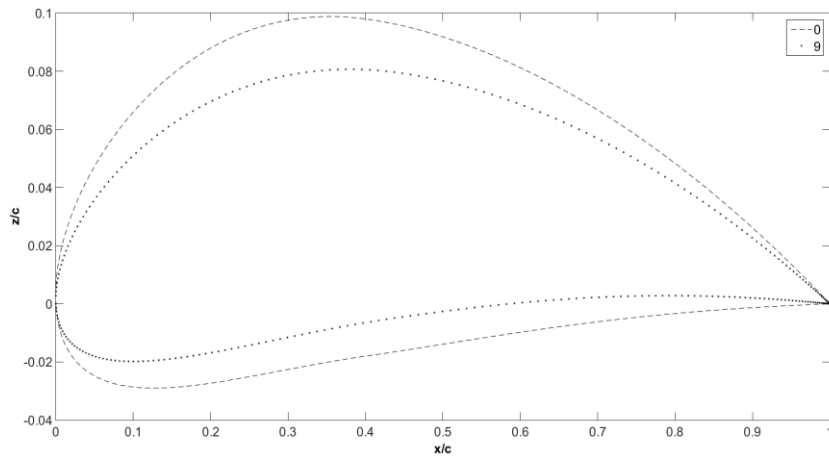
Şekil 4. NACA4412 ve tek kısıtlımalı eniyileme probleminin çözümü sonrasında elde edilen eniyilenmiş kanat profilleri için  $\alpha - C_d$  karşılaştırılması



Şekil 5. NACA4412 profili ile  $C_l = 1,4198$  kısıtlaması için eniyilenmiş kanat profilin karşılaştırılması

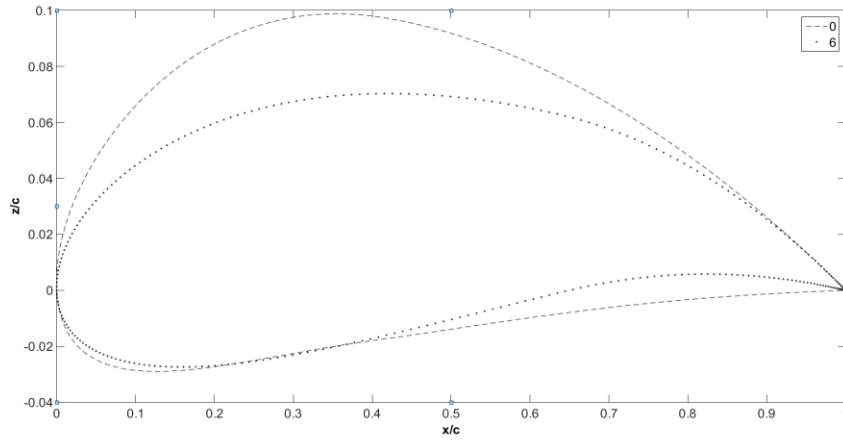


Şekil 6. NACA4412 profili ile  $C_l = 0,6433$  kısıtlaması için eniyilenmiş kanat profilin karşılaştırılması



Şekil 7. NACA4412 profili ile  $C_l = 0,4901$  kısıtlaması için eniyilenmiş kanat profilin karşılaştırılması





Şekil 8. NACA4412 Profil ile  $C_l = 0,1588$  kısıtlaması için eniyilenmiş kanat profilin karşılaştırılması

Çalışmanın ikinci bölümünü oluşturan iki kısıtlamalı eniyileme probleminde ise  $\alpha_1 = 12,92^\circ$  hücum açısında elde edilen taşıma 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 taşıma kuvvetleri ise teker teker kısıtlama olarak verilmiş ve iki kısıtlamalı olarak problem çözülmüştür. Yapılan çözümlerde elde edilen sonuçlar Tablo 4, Tablo 5, Şekil 9 ve Şekil 10’da gösterilmektedir.

Elde edilen sonuçlara göre, en düşük eniyileme oranı  $-2,91^\circ$  hücum açısı değeri için çözülen eniyileme probleminde elde edilmiştir.  $0,26^\circ$  hücum açısı değeri için çözüm süresi 80 saniye iken

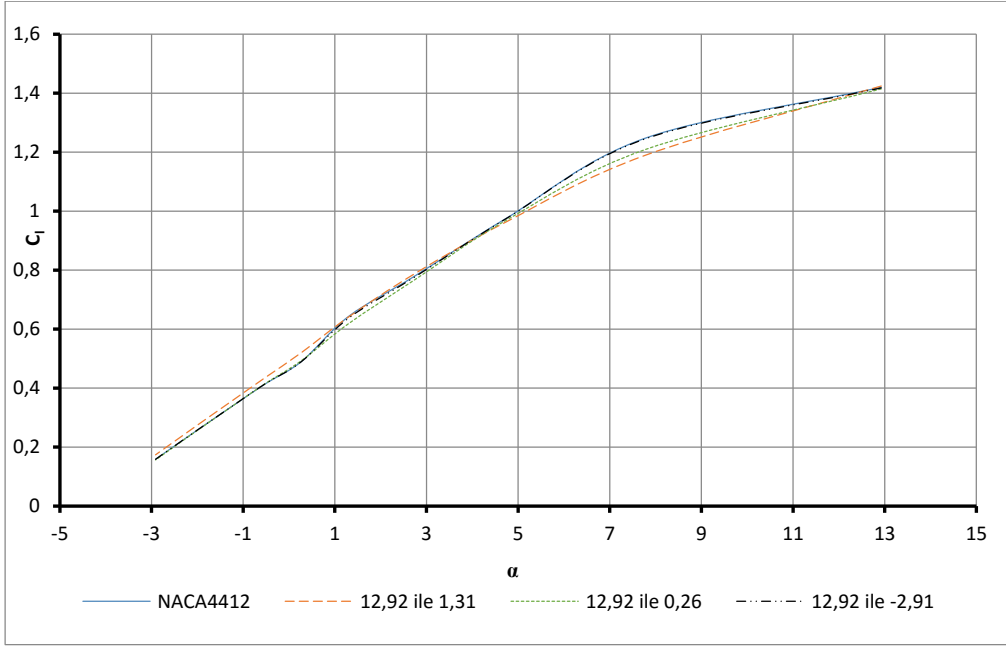
diğer eniyileme problemlerinin çözüm süresi bu sürenin ortalama 10 katı kadar daha uzundur. Eniyileme probleminin çözüldüğü hücum açısı azaldıkça, en yüksek kambur oranı ve en yüksek kamburunun bulunduğu konumdaki değişim azalmaktadır. Eniyilenmiş kanat profillerinin kaldırma kuvveti katsayısı eğrilerinin eğimleri birbirlerine oldukça yakındır. Ayrıca  $-2,91^\circ$  hücum açısı için eniyilenmiş kanat profili ile NACA4412 kanat profilinin sürüklenme kuvveti katsayısı eğrisinin birbirine oldukça benzediği ve bu durumun  $0,26^\circ$  ile  $1,31^\circ$  hücum açıları için eniyilenmiş kanat profilleri için de geçerli olduğu görülmektedir. Şekil 11, Şekil 12 ve Şekil 13’te eniyilenmiş kanat profilleri görülmektedir.

Tablo 4. Birden çok kısıtlamalı kanat profili en iyilemesinde elde edilen sonuçlar.

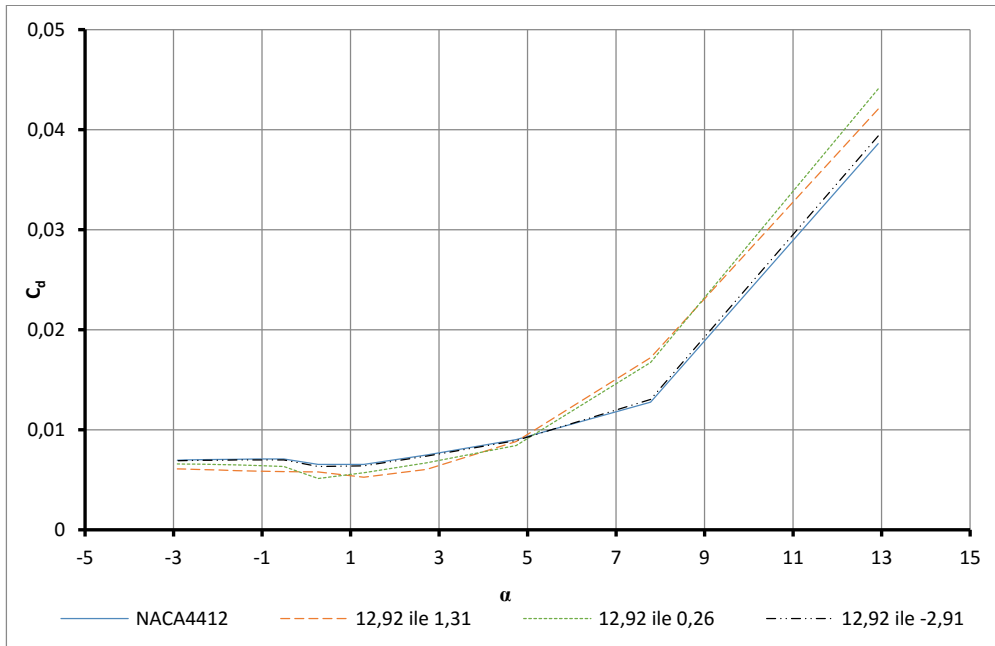
Kısıt	$C_{l_{ist\alpha_1}}$	$\alpha$	$C_{l_{ist}}$	NACA4412 $C_d$	Eniyilenmiş $C_d$	$C_d$ Azalma (%)	Çözüm Süresi (s)	Yineleme Sayısı
$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,6433$	1,4244	$1,31^\circ$	0,6415	0,00653	0,00526	19	765	11
$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,4901$	1,4146	$0,26^\circ$	0,4929	0,00653	0,00513	21	80	4
$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,1588$	1,4179	$-2,91^\circ$	0,1589	0,00696	0,00691	0,729	929	7

Tablo5. Birden çok kısıtlamalı kanat profili en iyilemesi için, profil değişimi.

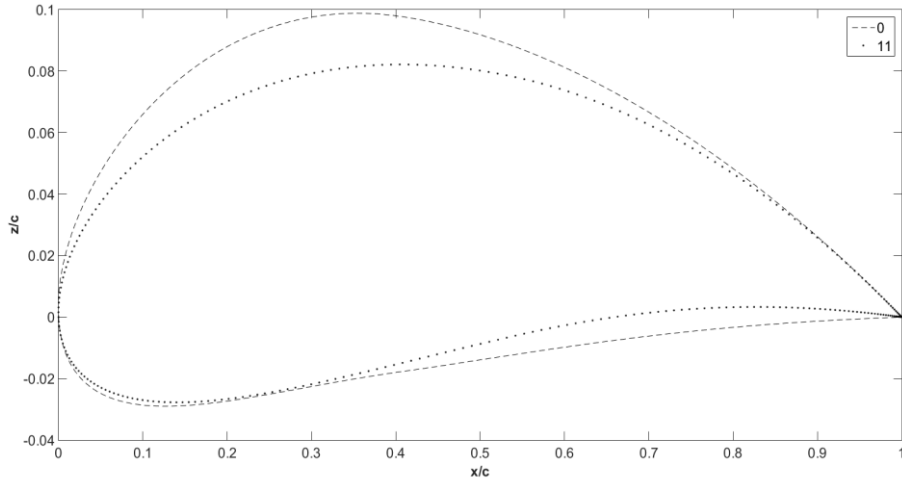
Değişken	NACA4412	$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,6433$ için Eniyilenmiş Kanat	$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,4901$ için Eniyilenmiş Kanat	$C_l = 1,4198$ ve $C_l = 0,1588$ için Eniyilenmiş Kanat
Kambur Konumu	%40	%54	%41	%40
Kambur Miktarı	%4	%3,5	%3,9	%3,98
Kanat Kalınlığı	%12	%10	%9	%11,5



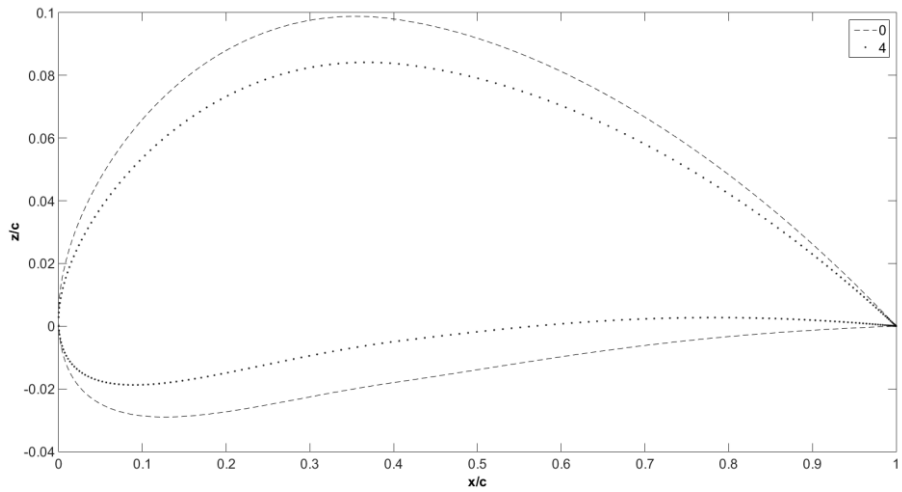
Şekil 9. NACA4412 ve iki kısıtlamalı eniyileme probleminin çözümü sonrasında elde edilen eniyilenmiş kanat profilleri için  $\alpha - C_l$  karşılaştırılması



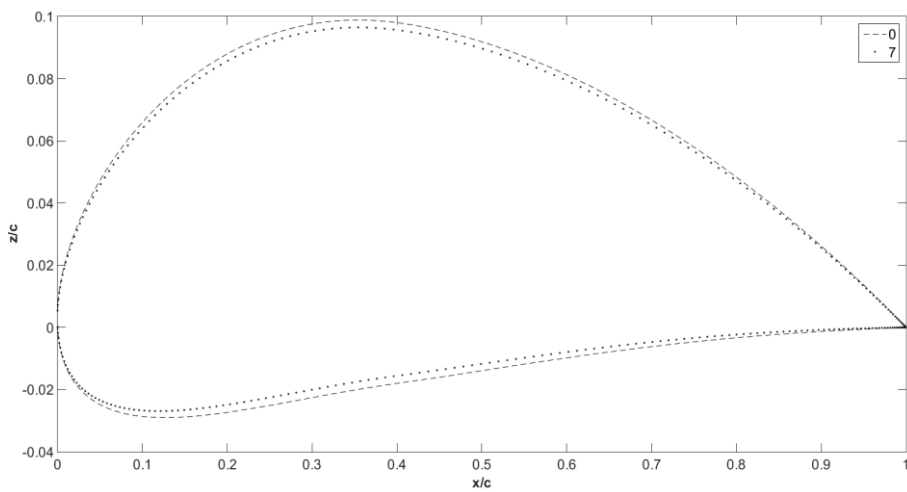
Şekil 10. NACA4412 ve tek kısıtlamalı eniyileme probleminin çözümü sonrasında elde edilen eniyilenmiş kanat profilleri için  $\alpha - C_d$  karşılaştırılması



**Şekil 11.** NACA4412 Profili ile  $C_l = 1,4198$  ve  $C_l = 0,6433$  kısıtlamaları için eniyenmiş kanat profilin karşılaştırılması



**Şekil 12.** NACA4412 Profili ile  $C_l = 1,4198$  ve  $C_l = 0,4901$  kısıtlamaları için eniyenmiş kanat profilin karşılaştırılması



**Şekil 13.** NACA4412 Profili ile  $C_l = 1,4198$  ve  $C_l = 0,1588$  kısıtlamaları için eniyenmiş kanat profilin karşılaştırılması

#### 4. Sonuçlar

Eniyileme problemlerinin amacı olan sürüklenme kuvvetinin en düşük değerine indirgenmesi durumu incelenir ve sonuçlar karşılaştırılır ise, tek kısıtlamalı eniyileme problemlerinde perdövites açısında yapılan eniyileme probleminin çözümü sonunda, 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  $C_l$  kısıtlaması ile yapılan eniyileme, %23 iyileşme elde edilen en uzun havada kalma süresinin sağlandığı açı değerine ait  $C_l$  kısıtlaması ile yapılan eniyileme ve en az iyileşmenin olduğu %16 iyileşme ile en yüksek hıza çıkılabilen açı değerine ait  $C_l$  kısıtlaması ile yapılan eniyileme sonucu izlemektedir. Birden çok kısıtlamanın aynı anda uygulandığı eniyileme problemlerinde ise, uygulanan kısıtlamalara ait  $C_l$  değerlerinin birbirine yakınlık durumuna göre, eniyilemesi yapılan kanat profilinde oluşan geometri değişim miktarlarında farklılıklar gözlenmiştir. Yakın  $C_l$  değerlerinin kısıtlama olarak uygulandığı durumda kanat profilinde ilk duruma göre büyük değişiklikler oluşurken, iki uç  $C_l$  değeri kısıtlama olarak uygulandığında elde edilen geometrinin başlangıç koşuluna çok yakın bir geometri ile sonuç verdiği görülmüştür. Perdövites açısında elde edilen  $C_l$  değeri sabit tutularak yapılan birden çok kısıtlamalı eniyileme problemlerinde, ikinci kısıtlama olarak belirlenen en uzun havada kalma süresini sağlayan açı değerinde elde edilen  $C_l$  değerinin uygulandığı problemde sürüklenme kuvveti katsayısında %21 azalma sağlanarak en başarılı sonuç elde edilmiştir. Kanat profili eniyileme problemlerinin çözümünde kanat profilin geometrisini yaratan tasarım değişkeni sayısı arttıkça sürüklenme kuvvetindeki azalma oranının daha da artacağı ön görülmektedir.

#### 5. Simgeler

- $C_l$ : Kanat profili için taşıma kuvveti katsayısı  
 $C_d$ : Kanat profili için sürüklenme kuvveti katsayısı  
 $C_{l4412}$ : NACA 4412 için kaldırma kuvveti katsayısı değeri  
 $C_{l4412\alpha_1}$ : NACA 4412 için  $12,92^\circ$  hücum açısında taşıma kuvveti katsayısı değeri

- $C_{l_{ist}}$ : İstenen taşıma kuvveti katsayısı değeri  
 $C_m$ : Kanat profili için yunuslama momenti katsayısı  
h: Fark değeri  
m: En yüksek kamburluk oranı  
p: En yüksek kamburluk oranının veter üzerindeki yeri  
Re: Reynolds Sayısı  
t: En yüksek kalınlık oranı  
 $x_u$ : 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  
 $\alpha$ : Hücum açısı  
 $\alpha_1$ : Perdövites hızı ile uçuş esnasındaki hücum açısı  
 $\alpha_2$ : En uzun havada kalma süresi uçuşu esnasındaki hücum açısı  
 $\alpha_3$ : En uzun menzil uçuşu esnasındaki hücum açısı  
 $\alpha_4$ : En yüksek hızla uçuş esnasındaki hücum açısı  
 $\beta$ : Kosinüs dağılımı açısı

#### Kaynaklar

- [1] T. A. Zang, "Airfoil/Wing Optimization," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. Wiley Online Library, DOI: 10.1002/9780470686652.eae500, 2010.  
[2] M. J. Garcia, P. Boulanger, ve S. Giraldo, "CFD Based Wing Shape Optimization Through Gradient-Based Method," *EngOpt 2008 - International Conference on Engineering Optimization*, Rio de Janeiro, Brazil, 01 - 05 June 2008.

- [3] "AirfoilTools.",  
<http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>,  
[Eriřim tarihi: 29.12.2016].
- [4] G. C. Everstine, "gwu.geverstine.com.",  
<http://gwu.geverstine.com/pdenum.pdf>,  
[Eriřim tarihi: 05.01.2016].
- [5] D. S. K rpe, ve S.  zgen, "Morphing Wing Optimization for Steady Level Flight", Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering, 231(13) 2317–2330, 2017.
- [6] H. Darak, "Düz Uçuř için Kanat Profili Eniyilemesi", Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, 2017.
- [7] L. Edelman, "MathWorks",  
<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/49706-xfoil-interface-updated>  
[Eriřim tarihi: 10.11.2016].