

10. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI

UHUK-2024-1131

18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

BİR KANAT PROFİLİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ VE MAKİNE ÖĞRENMESİ TABANLI ENİYİLEŞTİRİLMESİ

İmdat ÖZDAĞCI¹, Teslime SARIKAYA² ve Mustafa KAYA³
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Ankara

Görkem DEMİR⁴
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii
Ankara

ÖZET

Bu çalışmanın amacı, çeşitli amaç fonksiyonları için kanat kesiti geometrisini eniyileştirmektir. Kaldırma ve sürükleme katsayıları gibi aerodinamik yüklerin temel alındığı amaç fonksiyonları göz önünde bulundurulur. Aerodinamik yükler, sıkıştırılmaz Navier-Stokes denklemlerinin çözülmesiyle hesaplanmaktadır. Kanat kesiti geometrisi, üst ve alt yüzey için toplamda 6 parametre gerektiren CST parametreleme yöntemi kullanılarak tanımlanır. Eniyileştirme, Navier-Stokes çözümlerine dayalı olarak oluşturulan metamodeller üzerinden yapılır. Hesaplanan tüm çözüm durumları, bir deney tasarımına göre belirlenir. Sıkıştırılmaz Navier-Stokes çözümleri, Stanford Üniversitesi'nin açık kaynaklı CFD çözücüsü SU2 kullanılarak hesaplanır. Tüm sonuçlar, MATLAB betikleri kullanılarak toplanır. Bu çalışmanın ikincil amacı, HAD çözümlerine dayalı metamodellerin eniyileştirme problemleri için kullanılabilirliğini ve tasarım süresinin azaltılmasını göstermektir.

GİRİŞ

Havacılık uygulamalarında, uçak performansı için kritik olan kanat tasarımı, önemli bir araştırma alanı haline gelmiştir. Bu tasarım, bir dizi gereksinimi karşılamak için karmaşık bir problemdir ve hesaplama maliyetlerini artırabilir. Bu nedenle, araştırmacılar optimizasyon yöntemleri geliştirmiştir. Kanat tasarımında, maksimum dayanıklılık, minimal şekil değişikliği ve düşük ağırlık istenir. Bu hedeflere ulaşmak için hem aerodinamik davranışı hem de yapısal dayanımı göz önünde bulundurmaktır önemlidir. Ayrıca, üretim ve montaj süreçlerinden kaynaklanan belirsizliklerin de dikkate alınması gerekmektedir. Tüm bu faktörler, kanat tasarımını karmaşık hale getirir ve hesaplama yükünü artırır. Dolayısıyla, karmaşıklığı azaltmak için farklı disiplinlerin ve belirsizliklerin hesaba katılması önemlidir.

Karmaşık ve yüksek hesaplama sürelerine sahip disiplinlerarası kanat tasarım problemleri için belirsizlikleri içeren bir optimizasyon yönteminin kullanıldığı doktora tezinde [Demir, 2023] tasarım girdi ve çıktıları arasındaki ilişkiyi yüksek doğruluk seviyesine sahip yöntemlerle gerçekleştirerek hesaplama yükünün azaltılması hedeflenir. Bu tezde tasarım uzayındaki yüksek değişken sayısını azaltmak için uygun dikgen ayrıklaştırma yöntemi kullanılarak tasarım alternatiflerinin incelenmesi sağlanır. Ayrıca, aerodinamik ve yapısal analizlerin

¹ Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, E-posta: imdat.ozdagci.01@gmail.com

² Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, E-posta: teslimesarikaya885@gmail.com

³ Doçent Dr., Havacılık ve Uzay Mühendisliği, E-posta: mkaya@aybu.edu.tr

⁴ Şef Mühendis, E-posta: gorkem.demir@tai.com.tr

entegre edildiği ve belirsizliklerin hesaba katıldığı disiplinlerarası bir gürbüz optimizasyon yöntemi sunulur.

Kaya, eniyi rüzgâr türbini kanat geometrisini belirlemek için Destek Vektör Regresyon (SVR) yöntemi ve CFD aracını birlikte kullanmıştır [Kaya, 2019]. Bu çalışmada, kanat kesiti geometrisinin burulma açısı dağılımı kübik eğri ile tanımlanmış ve eğri parametreleri ile CFD çözümleri SVR ile ilişkilendirilmiştir.

Kulfan, CST yöntemiyle süpersonik uçakların aerodinamik yüzeylerini nasıl modelleyebileceğimizi ve bu yöntemin farklı alanlardaki uygulamalarını anlatır.

Kanat profillerinin analizi ve şekil optimizasyonu için genetik algoritma kullanılması da literatürde yer almaktadır. [Akram ve Kim, 2021].

[Martín vd., 2012], CAD tabanlı aerodinamik tasarım için verimli bir şekil optimizasyon aracını tanıtır. NURBS kontrol noktalarını ve TAU kodu entegrasyonunu kullanarak transonik akışlarda sürüklemeyi önemli ölçüde azaltır.

[Pérez vd., 2021], aerodinamik katsayıların tahmininde destek vektör regresyonu ve sinir ağı modellerinin etkinliğini vurgulayarak, aerodinamik tasarımda hesaplama zamanını azaltma potansiyellerini gösterir.

[Economon vd., 2016], SU2 adı verilen hesaplamalı analiz ve tasarım paketinin ana amaçlarını ve özelliklerini özetler. SU2, yapısal olmayan ağ topolojileri kullanarak çoklu fizik analizi ve optimizasyon görevlerini çözmek üzere geliştirir.

[Dręzek vd., 2023], Kriging metamodelinin, ağ şekil değiştirme tekniğinin ve gelişmiş amaçlar skalasını birleştiren bir optimizasyon şeması tasarımı üzerinde çalışır.

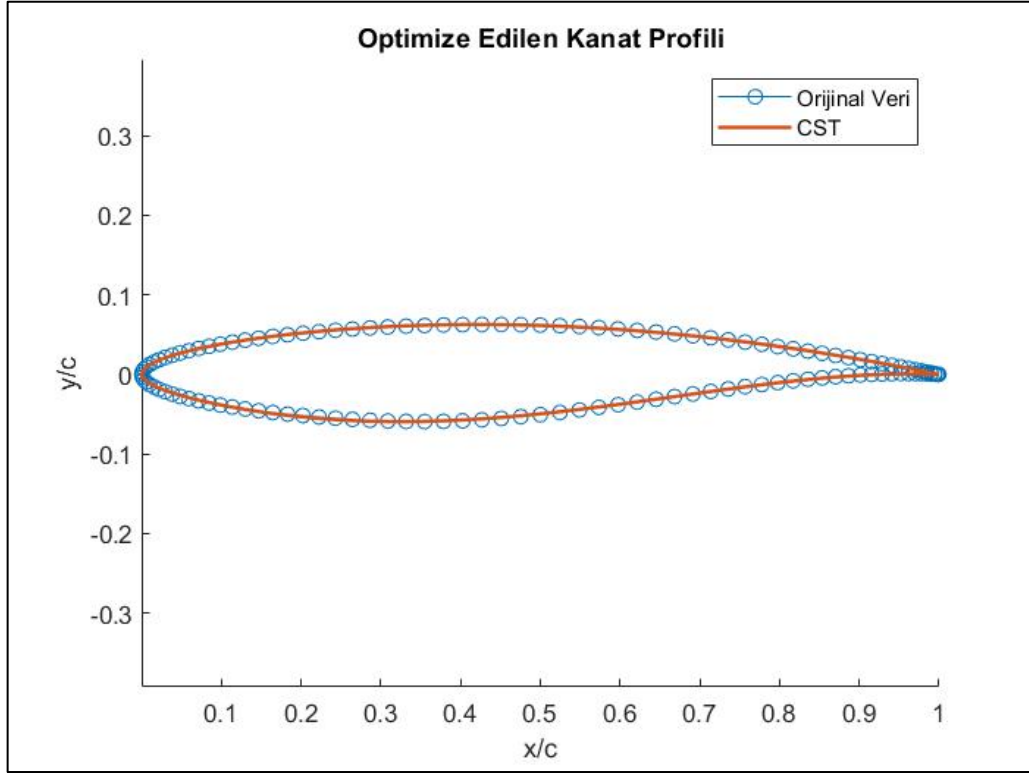
Bu çalışmamızın odak noktası, açık kaynaklı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) çözücüsü SU2 ile entegre edilmiş aerodinamik şekil optimizasyon çerçevesinin oluşturulması ve geliştirilmesidir. Böylelikle, makine öğrenmesi ve CFD çözümlerinin birleştirilmesiyle hesaplama süresinde önemli bir azalma sağlamaktır.

YÖNTEM

Kanat parametreleme, kanat geometrisini analitik bir fonksiyon ile tanımlamak için belli sayıda parametre kullanmaya dayalıdır. Bu çalışmada, kanat profili optimizasyonu için CST (*Ing.* Class Shape Transformation) metodu kullanılmıştır. CST parametreleme yöntemi kullanılarak 3 parametre kanat profili üst yüzeyi için, 3 parametre kanat profili alt yüzeyi için olmak üzere toplam 6 parametre ile kanat profili oluşturulur. Referans kanat kesiti olarak RAE2822 seçilmiştir. Bu kanat profilinin CST parametreleri ile çizimi Şekil-1'de görünmektedir.

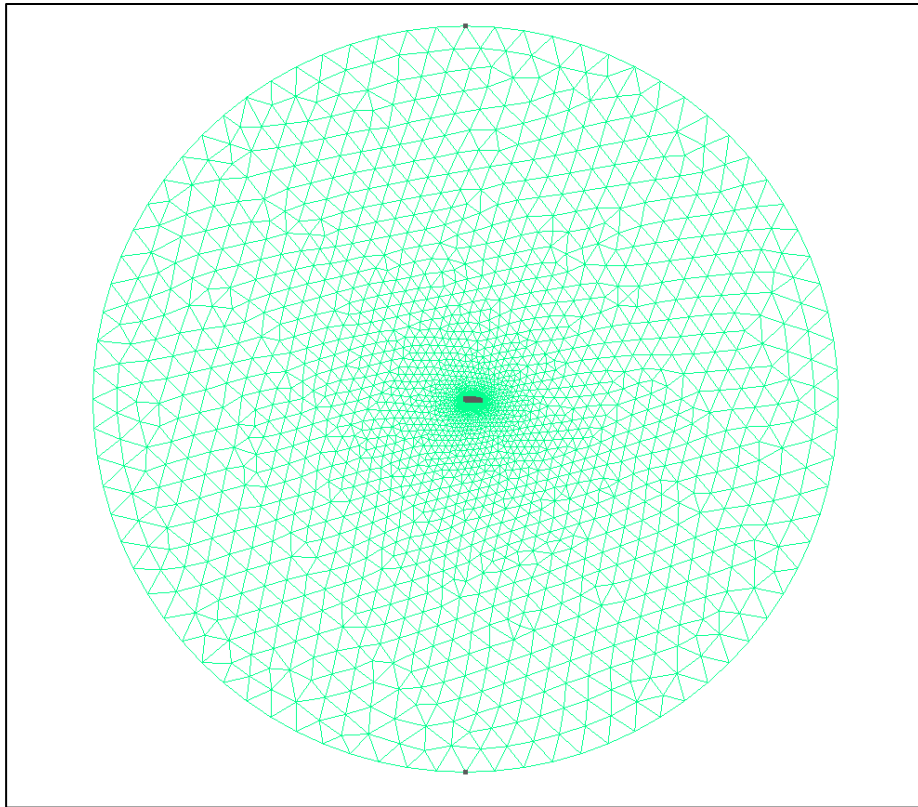
Deney tasarımı kapsamında çeşitli kanat kesit geometrileri oluşturmak için Box-Behnken yaklaşımı kullanılır. Bu yaklaşımda 0 (ortalama) değerleri için RAE2822 kanat profilinin parametrik katsayıları kullanılmakla birlikte 1 (maksimum) ve -1 (minimum) değerleri NACA0015 kanat profili referans alınarak belirlenir. Oluşturulan bütün kanat profillerinin veter uzunluğu 1 metre ve firar kenarı kalınlığı olmayacak şekilde tasarlanır. Sonuç olarak 49 farklı kanat profili geometrisi oluşturulur.

SU2 çözümlerinde kullanılan kanat kesitleri etrafındaki ağlar, açık kaynaklı Gmsh programı ile oluşturulur. Sınır büyüklüğü yarıçapı kanat profili veter uzunluğunun 20 katı olacak şekilde belirlenir. Oluşturulan ağ 2 boyutlu ve yapısızdır. Her bir kanat profili için oluşturulan ağ



Şekil 1: Orijinal RAE2822 ve CST Yöntemiyle oluşturulan kanat profili karşılaştırması

yaklaşık 5000-6000 hücre içermektedir. Geometri etrafında oluşturulan örnek bir ağ Şekil-2'de görünmektedir.



Şekil 2: Kanat profili etrafındaki örnek ağ

Bu çalışmada deney tasarımında yer alan kanat profillerinin etrafındaki hava akışının çözülmesi için Stanford Üniversitesi'nde geliştirilen açık kaynaklı bir HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) programı olan SU2 yazılımının sıkıştırılmaz, Navier-Stokes modülü kullanılır. Deney tasarımında yer alan 49 farklı kanat kesiti geometrisi için 0° , 5° ve 12° olmak üzere, 3 farklı hücum açısı senaryosu üzerinden 147 farklı SU2 çözümü elde edilir.

Kanat kesiti yüzeyinde kaymazlık sınır şartı uygulanırken, ağın dış çevresinde uzakalan (İng. farfield) sınır koşulu uygulanır. Akış hızı 30 m/s 'dir. Bu durumda, Reynolds Sayısı, yaklaşık 2 milyon mertebesindedir.

Metamodel, basitleştirilmiş ve hesaplama açısından verimli bir yaklaşım kullanarak sonuçları tahmin etmek için tasarlanmış bir fonksiyonu, bağlantıyı veya modeli temsil eder. Analizlerin ardından deney tasarımı kapsamında elde edilen çözümlerden kaldırma, sürüklenme ve moment katsayıları için SVR tabanlı metamodel, cevap yüzeyleri oluşturulur.

SVR'nin $y = y(\vec{x})$ fonksiyonuna yaklaşmak için genel formu şu şekildedir.

$$y^*(\vec{x}) = \langle \vec{\omega}, \vec{\phi}(\vec{x}) \rangle + b \quad (1)$$

Burada $\langle ., . \rangle$ iç çarpımı, \vec{x} giriş değişkenlerinin vektörü, y^* hedef fonksiyon y 'yi yakınsayan bir fonksiyon, $\vec{\omega}$ ağırlık vektörü, $\phi \rightarrow x \rightarrow$ 'in vektör değerli bir fonksiyonu ve b sabit bir değerdir. Literatürde, $\vec{\phi}$ ve b sırasıyla (doğrusal olmayan) özellik eşlemesi fonksiyonu ve sapma olarak adlandırılır.

SVR modelinin oluşturulmasında iki amaç vardır. İlk amaç, gerçek hedef $y(\vec{x})$ ile en fazla ε sapma gösteren yaklaşık fonksiyon $y^*(\vec{x})$ 'u belirlemektir. İkinci amaç ise $y^*(\vec{x})$ 'u mümkün olduğunca düz hale getirmektir. Böylece, aşağıdaki optimizasyon problemi çözülür:

$$\text{Bul } \vec{\omega}, \xi_i^+, \xi_i^- \quad \min \frac{1}{2} \|\vec{\omega}\|^2 + C \sum_{i=1}^m (\xi_i^+ + \xi_i^-) \quad (2)$$

$$\langle \vec{\omega}, \vec{\phi}(\vec{x}_i) \rangle + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^+$$

$$y_i - \langle \vec{\omega}, \vec{\phi}(\vec{x}_i) \rangle - b \leq \varepsilon + \xi_i^-$$

$$\xi_i^+, \xi_i^- \geq 0, \quad i = 1, \dots, m \text{ ile ilişkilendirilir.}$$

Burada \vec{x}_i ve y_i , eğitim veri setindeki i 'inci giriş-çıkış çiftini temsil eder. m , eğitim algoritmasına bağlı olarak tüm sette veya tüm setin bir alt kümesindeki veri çiftlerinin sayısıdır. ε , kayıp fonksiyonu olarak adlandırılır ve denklem (2)'deki minimizasyon problemi çözülmeden önce sağlanması gereken bir model parametresidir. $C > 0$ olan ceza parametresi de önceden belirlenmiş bir model parametresidir ve $y^*(\vec{x})$ 'un düzleşine ve ε 'den büyük sapmaların ne kadarına kadar hoş görüldüğüne ilişkin dengeyi belirler. Son olarak, ξ_i^+ ve ξ_i^- , ε kısıtlamasıyla başa çıkmak için Denklem (2)'ye uygun bir çözüm sağlamak için kullanılan kayma değişkenleridir.

Çözülen eniyileştirme problemi aşağıda verilmiştir:

$$\text{Bul maksimum } f = \frac{C_l^3}{C_d^2},$$

$$C_{l@5^\circ} \geq 0.4,$$

$$C_{d@5^\circ} \leq 0.1,$$

$$C_{m@0^\circ} > 0.1,$$

$$C_{m\alpha} < 0.$$

Bu problemde enyileştirme değişkenleri, CST parametreleridir. Amaç fonksiyon ve kısıtlar, SVR'den gelen metamodel ile hesaplanır.

SONUÇLAR

Çözümün sıralı yürütülmesi ve sonuçların saklanması ile metamodel oluşturulması işlemleri için betikler oluşturulur ve süreç otomatikleştirilir.

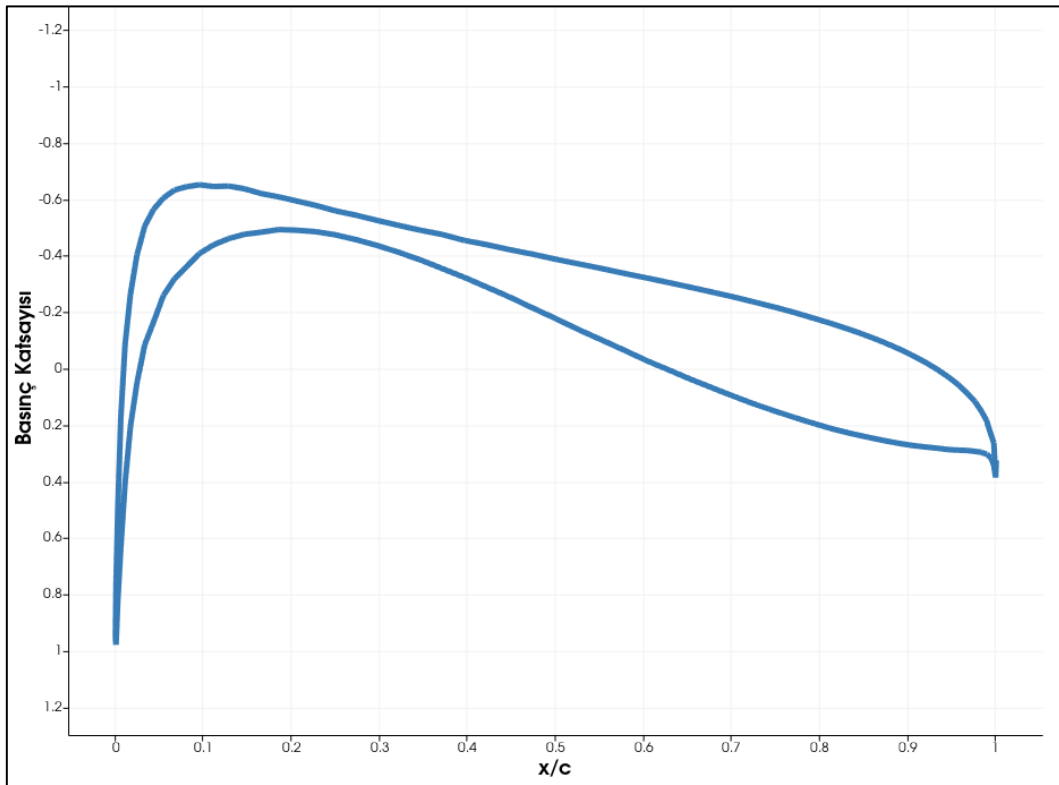
Kanat kesiti üzerindeki örnek bir basınç katsayısı dağılımı Şekil 3'te verilmektedir. Bu çözüme ait sonuca yaklaşma grafiği ise Şekil-4'te gösterilmektedir. Her bir çözüm, Intel(R) Core(TM) i5-10210U CPU @ 1.60GHz (8 CPU), ~2.1GHz ve 8192MB RAM özelliklerine sahip bir bilgisayarda, yaklaşık olarak 3 dakikada hesaplanır.

Bu çalışmada, oluşturulan metamodeller kullanılarak 5° hücum açısı için amaç fonksiyonu eniyenmek istenmiştir. Bulunan optimum kanat profili Şekil 5'te gösterilmektedir. Şekil 6 ve 7, kanat üzerindeki basınç konturları ve hız dağılımlarını vermektedir.

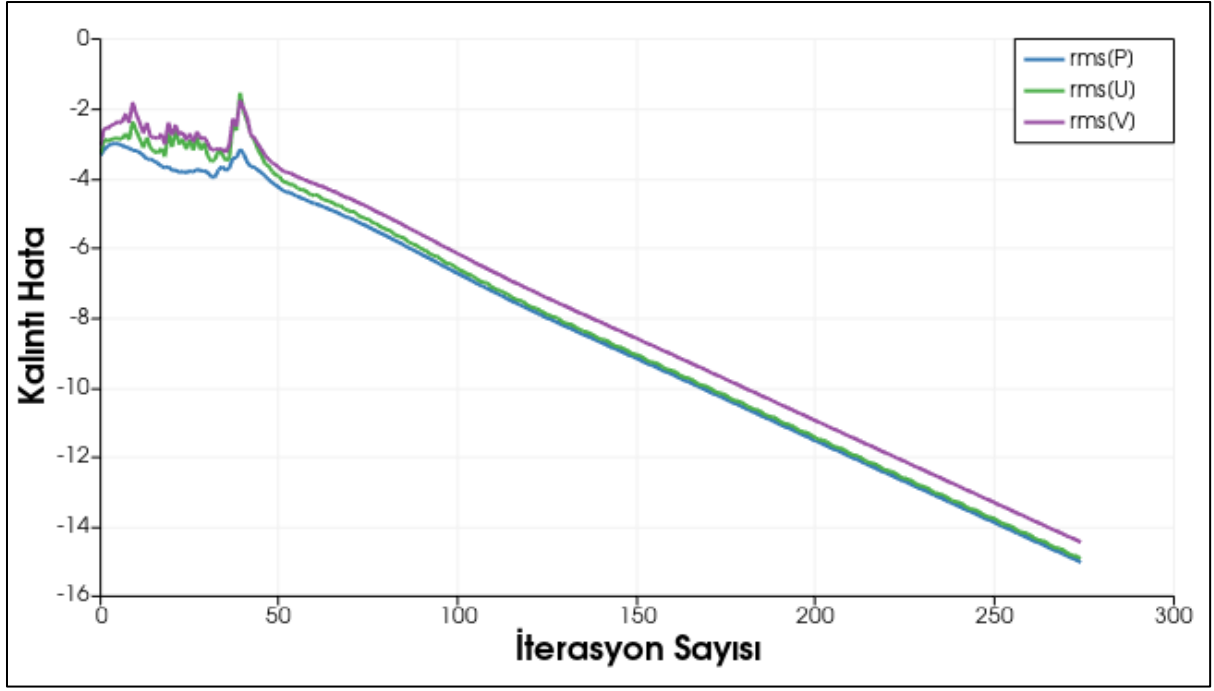
Bu optimum kanat profili, aynı koşullarda SU2 çözücüsü ile ayrıca analiz edilmiştir. Metamodelin tahmin ettiği aerodinamik katsayılar ile CFD yöntemiyle hesaplanan katsayıların karşılaştırması Tablo 1'de sunulmaktadır.

Tablo 1 – Metamodel ve CFD Sonuçlarının Karşılaştırılması

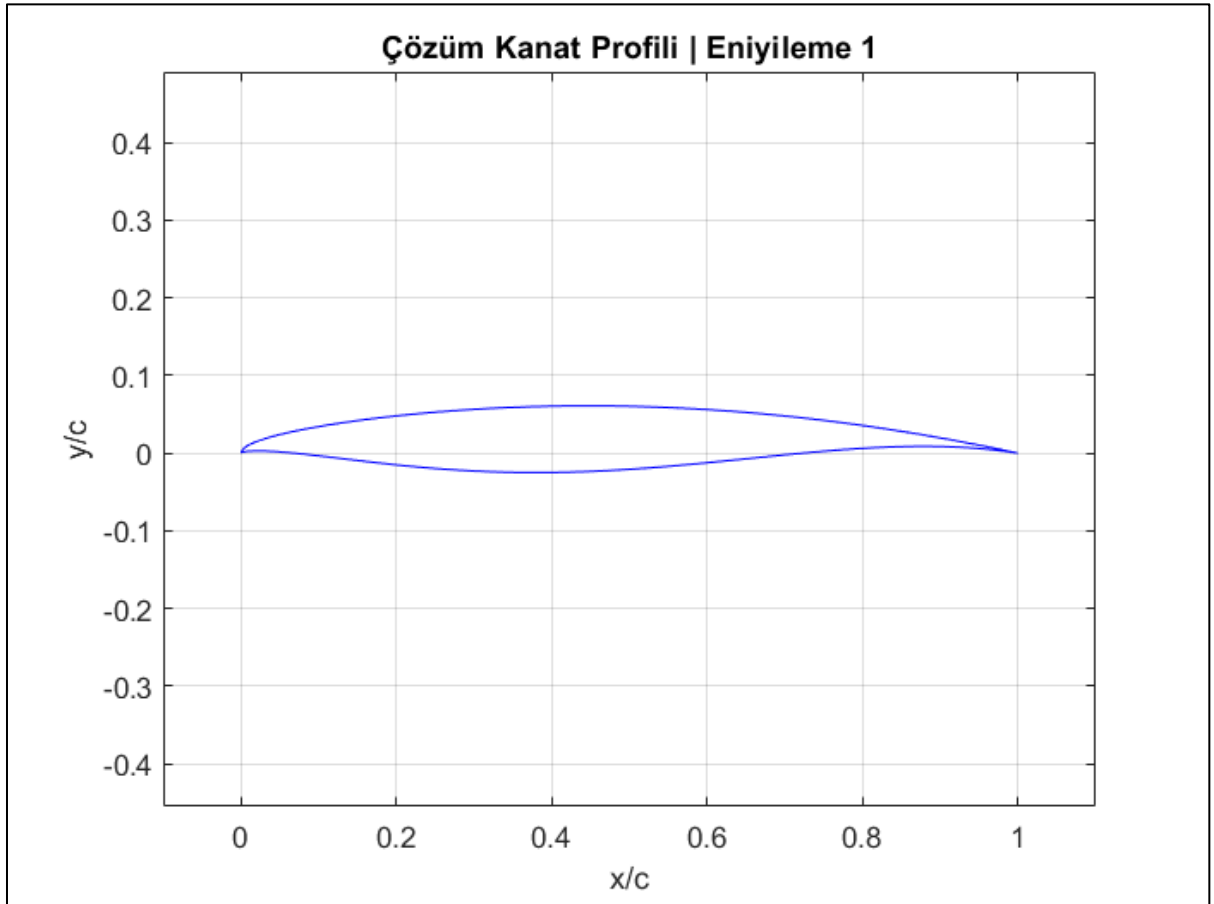
	METAMODEL TAHMİNİ	CFD ÇÖZÜMÜ	YÜZDE HATA
$\sqrt{\frac{C_L^3}{C_D^2}}$	12.8131	12.857	0.3414



Şekil 3: Örnek çözüm – Basınç katsayısı dağılımı

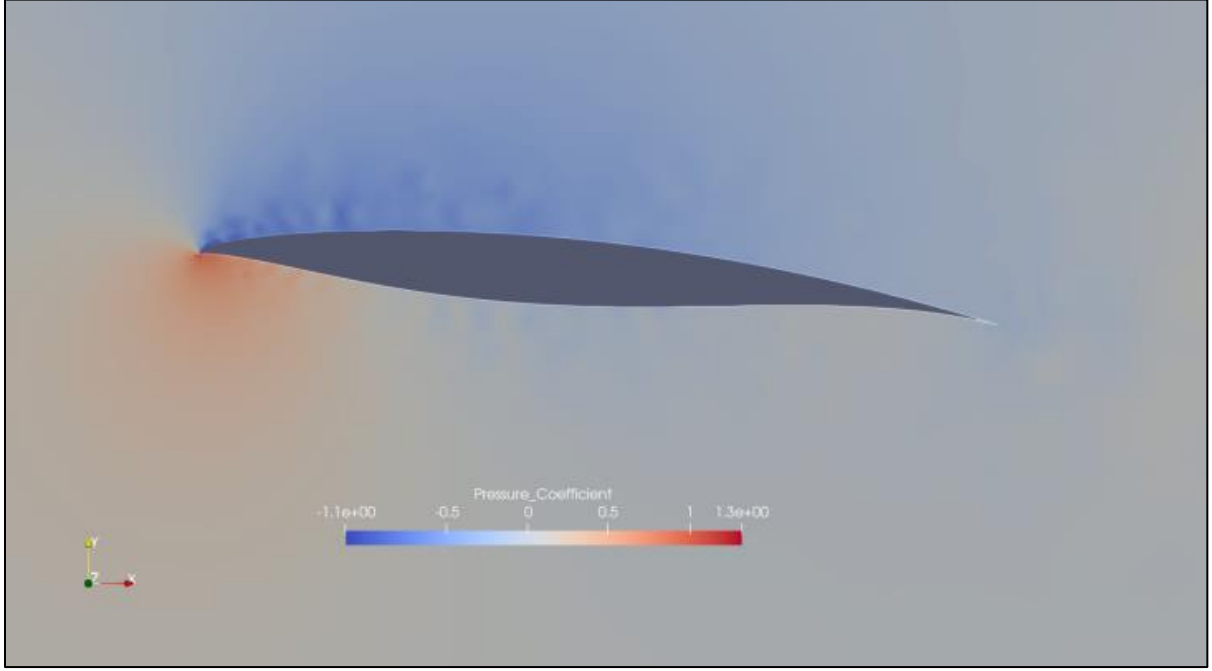


Şekil 4: Yakınsama iterasyonları

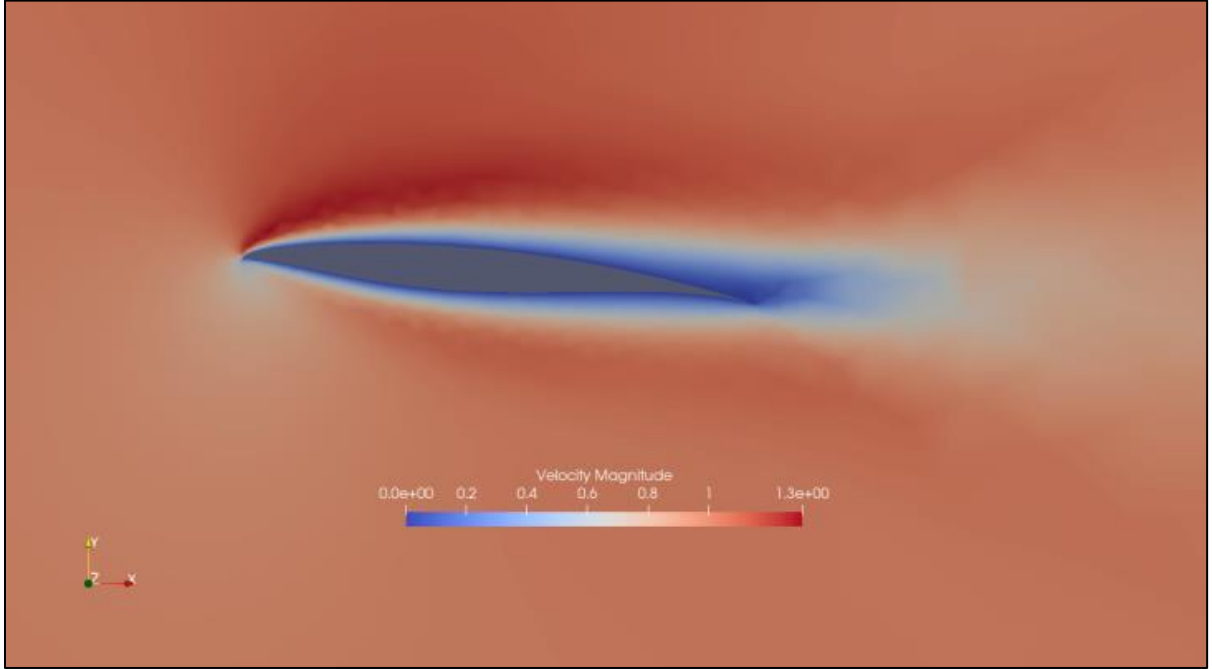


Şekil 5: Eniyileme Sonucunda Metamodelin Oluşturduğu Çözüm Kanat Profili

Bu çalışmada, oluşturulan metamodeller kullanılarak 5° hücum açısı için amaç fonksiyonu eniyilenmek istenir. Bulunan optimum kanat profili Şekil 5'te gösterilmektedir. Şekil 6 ve 7, kanat profili üzerindeki basınç konturları ve hız dağılımlarını verir.



Şekil 6: Kanat Profili Üzerindeki Basınç Katsayısı (C_p) Dağılımı



Şekil 7: Kanat Profili Üzerindeki Hız Dağılımı

KAYNAKÇA

- [1] Akram, M. T., & Kim, M. H. (2021). *CFD analysis and shape optimization of airfoils using class shape transformation and genetic algorithm—Part I*. Applied Sciences, 11(9), 3791.
- [2] Andrés-Pérez, E., & Paulete-Periáñez, C. (2021). *On the application of surrogate regression models for aerodynamic coefficient prediction*. Complex & Intelligent Systems, 7(4), 1991-2021.
- [3] Demir, G., Gorguluarslan, R. M., & Aradag, S. (2023). *Robust shape optimization under model uncertainty of an aircraft wing using proper orthogonal decomposition and inductive design exploration method*. Structural and Multidisciplinary Optimization, 66(4), 93.
- [4] Drężek, P. S., Kubacki, S., & Żóltak, J. (2023). *Kriging-based framework applied to a multi-point, multi-objective engine air-intake duct aerodynamic optimization problem*. Aerospace, 10(3), 266.
- [5] Economon, T. D., Palacios, F., Copeland, S. R., Lukaczyk, T. W., & Alonso, J. J. (2016). *SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design*. Aiaa Journal, 54(3), 828-846.
- [6] Kaya, M. (2019). *A CFD based application of support vector regression to determine the optimum smooth twist for wind turbine blades*. Sustainability, 11(16), 4502.
- [7] Kulfan, Brenda M. "Recent extensions and applications of the 'CST' universal parametric geometry representation method." *The Aeronautical Journal* 114.1153 (2010): 157-176.
- [8] Martín, M. J., Andres, E., Widhalm, M., Bitrian, P., & Lozano, C. (2012). *Non-uniform rational B-splines-based aerodynamic shape design optimization with the DLR TAU code*. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 226(10), 1225-1242.