DÖRT BASAMAKLI NACA KANAT PROFILININ AERODINAMIK KISITLAMALAR ALTINDA ENIYILEMESI

Murat Kaya¹, İbrahim Ethem Karakuş², Furkan Koray İsli³, Baran Ormancı⁴ ve Durmuş Sinan Körpe⁵ Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, dört basamaklı NACA kanat profilinin, taşıma kuvveti katsayısı eşitlik kısıtlaması ve yunuslama momenti katsayısı eşitsizlik kısıtlamaları altında en düşük sürükleme kuvveti katsayısının elde edilmesi incelenmiştir. Çözülen üç farklı eniyileme probleminde, ilk olarak yukarıda belirtilen kısıtlamaları uygulanmadan eniyileme problemi çözülmüştür. İkinci eniyileme probleminde, istenilen taşıma kuvveti katsayısı eşitlik kısıtlaması olarak eklenmiştir. Üçüncü eniyileme problemi ise, ikinci eniyileme problemine istenilen yunuslama momenti katsayısı eşitlik kısıtlaması eklenerek elde edilmiştir. Tasarım değişkenleri, en yüksek kamburluk, en yüksek kamburluk konumu, en yüksek kalınlık ve hücum açısıdır. Aerodinamik çözücü olarak XFOIL programı, eniyileme algoritması olarak ise MATLAB programının içinde bulunan sıralı ikilenik programlama algoritması kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, üçüncü eniyileme probleminin çözümü sonrasında istenilen kısıtlamaları sağlayarak taşıma kuvveti katsayısının sürükleme kuvveti katsayısına oranında yaklaşık yüzde sekizlik bir artış sağlanmıştır.

GİRİŞ

Bilgisayarların hesaplama gücünde görülen dikkat çekici artış ve açık kaynaklı aerodinamik çözücülerin ortaya çıkması, son yıllarda aerodinamik eniyileme problemlerinin çözümüne yönelik bilimsel çalışmaların artışına sebep olmuştur. Bu açık kaynaklı aerodinamik çözücülerden biri olan XFOIL programı, Mark Drela tarafından geliştirilmiş ve panel metot ile integral momentum ve kinetik enerji şekil parametresi denklemlerinin bir arada çözüldüğü sınır tabaka çözücüsünün birleştirilmiş bir çözücüdür [Drela,1987-Drela,1989]. Geçiş bölgesinin tahmini, eⁿ metodu ile yapılır. Literatürde, bu çözücü kullanılarak birçok aerodinamik analiz ve eniyileme çalışması yapılmıştır.

Koreanschi ve diğerleri, XFOIL programını, uyarlanabilir bir üst yüzey ve rijit bir kanatçık ile donatılmış değişken kanat ucunun eniyilemesini ve deneysel rüzgâr tüneli testini sunan çalışmalarında temel kanat profili performansının değerlendirilmesi için kullanmıştır [Koreanschi, 2016]. Gabor ve diğerleri, değişken kanat profilin yüksek hücum açısı (α) eniyilemesinde XFOIL

¹ Uçak Mühendisi, E-posta: murat.kaya811@gmail.com

² Uçak Mühendisi, E-posta: iethem6@gmail.com

³ Uçak Mühendisi, E-posta: fkislii@gmail.com

⁴ Uçak Mühendisi, E-posta: ormancibaran@gmail.com

⁵ Dr. Öğr. Üyesi, Uçak Müh. Böl., E-posta: dskorpe@thk.edu.tr

programını fonksiyon değerlendirici olarak kullanmıştır [Gabor, 2016]. Della Vecchia ve diğerleri, firar kenarının, hava araçlarının yüksek irtifada havada kalış süresi etkisini araştırmıştır. Kanat profilinin taşıma kuvveti katsayısının (C_1) ve profil sürükleme kuvveti katsayısının (C_d) değişken firar kenarıyla birlikte değişimlerini XFOIL programını yardımıyla elde etmiştir [Della Vecchia, 2017]. Magrini ve Benini değişken hücum kenarı olan kanat profilinin eniyilemesini araştırmıştır [Magrini, 2017]. Eniyileme problemi SST geçiş modeli, Spalart-Allmaras modeli ve XFOIL programını ile çözülmüştür. Liu ve diğerleri, nano pervane performansı için çok düşük Reynolds sayısında (Re) kanat profili eniyilemesi çalışmıştır [Liu-2014]. Bu çalışmada, XFOIL programını sonuçları, sıkıştırılamaz akışla başa çıkmak için yapay sıkıştırılabilirlik yönteminin kullanıldığı iki boyutlu sıkıştırılamaz Navier-Stokes çözücüsünün sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Bu doğrulama çalışmasında, Ulusal Havacılık Danışma Komitesi (NACA) 0006 kanat profili kullanılmış ve Re değeri 6000 olarak alınmıştır. XFOIL programı, C_1 ve C_d değerlerini perdövites açısına kadar doğru hesaplamıştır. Silvestre ve diğerleri, bıçak elemanı momentum teorisini XFOIL programı ile birleştirmiş ve JBLADE adında yeni bir pervane tasarım çözücüsü geliştirmiştir [Silvestre, 2013].

Çalışmada kullanılan eniyileme algoritması olan sıralı ikilenik programlama algoritması, gradyan temelli eniyileme algoritmaları arasında, her bir yinelemede kısıtlamaları sağlamak zorunda olmadan eniyileme problemi çözmesi sebebi ile en hızlı olan ve en az sayıda fonksiyon çağırarak çözümü elde eden algoritmadır [Körpe, 2019]. Vanderplaats bir çalışmasında, genetik arama yöntemi ve aralarında sıralı ikilenik programlama algoritmasının da bulunduğu beş farklı gradyan temelli eniyileme algoritması, bir yapısal eniyileme problemi çözerek karşılaştırmıştır [Vanderplaats, 2019]. Elde edilen sonuçlara göre, yeterli sayıda kısıtlama tanımlandığında hem genetik arama yöntemi hem de gradyan temelli eniyileme algoritmaları neredeyse aynı sonuçlara ulaşmaktadır. Buna karşın, genetik arama metodu, yaklaşık olarak 10⁶ kez fonksiyon hesaplaması yaparken, gradyan temelli algoritmalar arasında en az sayıda fonksiyon hesaplamasına ihtiyaç duyan sıralı ikilenik programlama algoritması 125 kez fonksiyon hesaplamıştır [Vanderplaats, 1984].

Bu çalışmada, en yüksek kamburluk (m), en yüksek kamburluk konumu (p), en yüksek kalınlık (t) ve α 'yı tasarım değişkenleri olarak tanımlayarak, C_d katsayısının en düşük hale getirilmesinin hedef fonksiyon olarak tanımlandığı üç farklı eniyileme problemi çözülmüştür. Birinci problemde, herhangi bir kısıtlama tanımlanmamıştır. İkinci problemde ise birinci probleme, C_l katsayısını istenen değerde tutan eşitlik kısıtlaması eklenmiştir. Üçüncü ve son problemde ise çeyrek veter noktasındaki yunuslama momenti (C_m) katsayısını istenilen değerde tutan bir eşitlik kısıtlaması, ikinci probleme eklenmiştir. Sonuçlar, elde edilen katsayıların ve tasarım değişkenlerinin değişimi yönünden incelenmiştir.

YÖNTEM

XFOIL program

m, p ve t tasarım değişkenlerini kullanarak dört basamaklı NACA kanat profilinin şeklinin oluşturulması için gereken yarım kalınlık (z_t) ve kamburluk dağılımı (z_c), Denklem 1 ve Denklem 2'de gösterilmiştir.

$$z_{t}(x) = \frac{t}{0.2}(0.2969x^{0.5} - 0.126x - 0.3516x^{2} + 0.2843x^{3} - 0.1036x^{4})$$
(1)

$$z_{c}(x) = \frac{m}{p^{2}}(2px - x^{2}) \qquad \text{eğer } 0 \le x < p$$

$$z_{c}(x) = \frac{m}{(1 - p^{2})}(1 - 2p + 2px - x^{2}) \qquad \text{eğer } p \le x \le 1$$
(2)

Yukarıdaki denklemlerde, x ekseni değerleri (x) kosinüs dağılımı ile elde edilmiştir. XFOIL programının NACA kanat profili oluşturulmasını sağlayan altyordamında yapıldığı şekilde, kanat profilini üst yüzeyi Denklem 1 ve Denklem 2'nin toplanması ile alt yüzeyi ise Denklem 1'in Denklem 2'den çıkarılması ile elde edilmiştir [Körpe, 2019].

Hava yoğunluğu (ρ_{∞}) 1.225 kg/m³, dinamik viskozite (μ_{∞}) 1.7974 \cdot 10⁻⁵ Ns/m² ve sıcaklık (T) 20 °C olarak alınmıştır. Hız değeri (V_{∞}) 90 m/s ve referans uzunluk (c) 1.5 m'dir. Bu değerlere karşılık gelen Re yaklaşık 9,24 milyon ve ses hızı (M) 0,264'tür. Türbülans yoğunluğu (T_i) %1 olarak alınmış ve bu değerin eⁿ geçiş tahmin metodunda bulunan n değerine etkisi, Denklem 3'te

gösterilen Mack'ın korelasyon formülü kullanılarak hesaplanmıştır ve n değeri 2,62 olarak bulunmuştur [Mack, 1977-Lian, 2007].

$$n = -8.43 - 2.4\ln(T_i)$$
 eğer $0 \le x < p$ (3)

XFOIL programının MATLAB programı içinde çalışmasını sağlayan bir ara yüz, MACOS işletim sisteminde çalışacak şekilde değiştirilerek, belirtilen iki program arasında bağlantı kurulmuştur [Brown, 2020]. XFOIL programının analiz sırasında kesinlikle sonuca yakınsamasını sağlamak için iki farklı yöntem ara yüze eklenmiştir. Birincisinde, başlangıç panel sayısı olan 240'de sonuç alamadığında ara yüz sırası ile 230, 250, 220 ve 260 panel için analiz yapmaktadır. Birinci durumda sonuç alınmadığında ise, analizde kullanılan α , pozitif ise daha düşük α değerlerinden, negatif ise daha yüksek α değerlerinden analiz başlatılarak, istenilen α değerinde oluşan sınır tabakasına yaklaşık başlangıç bir sınır tabakası elde edilerek α için tekrar analiz yapılır.

Sıralı İkilenik Programlama Algoritması

Eniyileme akış diyagramı Şekil 1'de gösterilmektedir. Tasarım değişkenleri dizisine göre (**X**), hedef fonksiyon (**F**(**X**)) gradyan dizisinin (∇ **F**(**X**)) ve kısıtlamaların (**G**(**X**)) Jacobi matrisinin (**J**_G(**X**)) hesaplamaları için merkezi fark yöntemi kullanılmaktadır. **X** dizisindeki her bir eleman için değişkenlik değeri (**h**), o elemanın %1'i olarak alınmıştır [Körpe, 2019].



Şekil 1: Eniyileme Akış Diyagramı

Eniyileme işlemi, kısıtlamalardaki ihlal değeri (**TolCon**) **10**⁻³ olması kaydı ile, X dizisindeki değişiklik (**TolX**) veya **F** değerinde değişlik (**TolFUN**) **10**⁻⁶ değerinin altında olması ile duracaktır. Çözülen eniyileme problemlerinde ölçeklendirme, tasarım değişkenleri için, bu değişkenlerin üst limitlerine göre, hedef fonksiyon ve kısıtlamalar için ise başlangıç değerlerine göre yapılmaktadır. Çalışmada kullanılan XFOIL programının versiyonu 6.97, MATLAB programın versiyonu ise R2014b'dir.

Başlangıç noktası NACA 4412 kanat profili

Bu çalışmada, gradyan temelli eniyileme problemlerinin ihtiyaç duyduğu başlangıç noktası, dört basamaklı NACA kanat profili olan NACA 4412'dir. Bu kanat profiline ait C_d , C_l , C_l/C_d ve C_m katsayılarının α ile değişimi Şekil 2'de gösterilmiştir. Şekil 2'de görüldüğü üzere, NACA 4412 kanat profili $\alpha = 8^{\circ}$ olduğunda, C_l/C_d değeri en yüksek değerine ulaşmaktadır. Bu hücum açısında, C_d , C_l , C_l/C_d ve C_m değerleri sırası ile 0,01012, 1,3484, 133,24 ve -0,0894'tür. Eniyileme problemlerinin başlangıç noktası, NACA 4412 ve $\alpha = 8^{\circ}$ 'dir.

(9)



Şekil 2: NACA 4412 Kanat Profili için sol üst: $C_d - \alpha$ grafiği, sağ üst: $C_l - \alpha$ grafiği, sol alt: $C_l/C_d - \alpha$ α grafiği ve sağ alt: $C_m - \alpha$ grafiği, Re = 9,24 milyon, M = 0,264

UYGULAMALAR ve DEĞERLENDİRMELER

Özet kısmında belirtilen birinci eniyileme probleminin matematiksel olarak ifade ediliş hali Denklem 4 ve Denklem 8 arasında belirtilen denklemlerde gösterilmiştir.

min C _d	(4)
$0 \le m \le 0,08$	(5)
$0,2 \le p \le 0,8$	(6)
$0,06 \le t \le 0,18$	(7)
$-8^{\circ} \le \alpha \le 16^{\circ}$	(8)

Bu eniyileme probleminde hedef fonksiyon Denklem 4'te gösterildiği gibi C_d değerinin en düşük hale getirilmesidir. Diğer denklemler sırası ile m, p, t ve α tasarım değişkenlerinin üst ve alt limitlerini göstermektedir. İkinci eniyileme problemi birinci eniyileme problemine aşağıdaki eşitlik kısıtlamasının eklenmesi ile elde edilmiştir.

 $C_1 = 1,348$

Tanımlanan son eniyileme problemi olan üçüncü eniyileme problemi, ikinci eniyileme problemine Denklem 10'da gösterilen C_m değeri ile ilgili eşitlik kısıtlamasının eklenmesi ile elde edilir. (10)

 $C_{\rm m} = -0,0894$

Tablo 1'de, eniyileme problemlerinin çözülmesi ile elde edilen sonuçların yineleme sayısı (i), hedef fonksiyon çağırma sayısı (fc), çözüm süresi (st) ve Eniyilenmiş sonuçlardaki C_d , C_l , C_l/C_d , C_m , m, p, t ve α değerleri verilmiştir.

	1. Problem	2. Problem	3. Problem
i	6	7	4
fc	7	101	43
<i>st</i> (<i>s</i>)	14,58	228,26	56,66
C _d	0,00587	0,0066	0,0093
C_l	-0,1217	1,3425	1,3485
C_l/C_d	-20,488	202,79	144,07
C _m	-0,009	-0,1908	-0,0893
m	0,0015	0,0795	0,0523
p	0,8	0,3462	0,2
t	0,06	0,0649	0,06
α (°)	-1,337	3,8425	7,1732

Tablo 1: Eniyileme Problemi Sonuçlarının Karşılaştırılması

Elde edilen sonuçlarda, C_l eşitlik kısıtlamasının kesinlikle tanımlanması gerektiği görülmektedir. Bütün eniyileme problemleri sonuçlarında t değeri alt limitine yaklaşmaktadır. İkinci problemde, m değeri üst limitine ulaşmıştır. Pozitif olan C_l/C_d sonuçlarına göre, başlangıç noktasına göre m değerinin arttığı ve p değerinin azaldığı görülmektedir. C_m eşitlik kısıtlamasının tanımlanmadığı ikinci problemde, C_l/C_d değerindeki artış, yaklaşık %52,2 civarında iken, C_m mutlak değerindeki artış, %213,4 civarındadır. C_m eşitlik kısıtlamasının tanımlanmadığı ise C_l/C_d değerindeki artış, %8,1 civarındadır. Çözüm süresi incelendiğinde, en uzun çözüm süresinin ikinci eniyileme probleminin çözümünde oluştuğu gözlenmektedir. İkinci problem, üçüncü probleme göre yaklaşık 2,3 kat daha fazla fonksiyon çağırmasına rağmen, çözüm süresi yaklaşık 4,05 katıdır. Bunu sebebi ise ikinci problemde maksimum kamburluk değerinin çok yüksek olması sebebi ile XFOIL programından çözüm elde etme süresinin uzamasıdır.

Şekil 3 ve Şekil 8 arasında, eniyileme problemlerinin çözümü ile elde edilen kanat profillerinin yineleme sayısı ile değişimi ve ilk ve son halleri görülmektedir.



Şekil 3: Birinci Eniyileme Probleminde Kanat Profilinin Yineleme Sayısı ile Değişimi



Şekil 4: Birinci Eniyileme Probleminde Başlangıç ve Eniyilenmiş Kanat Profilleri



Şekil 5: İkinci Eniyileme Probleminde Kanat Profilinin Yineleme Sayısı ile Değişimi



Şekil 6: İkinci Eniyileme Probleminde Başlangıç ve Eniyilenmiş Kanat Profilleri



Şekil 7: Üçüncü Eniyileme Probleminde Kanat Profilinin Yineleme Sayısı ile Değişimi



Şekil 8: Üçüncü Eniyileme Probleminde Başlangıç ve Eniyilenmiş Kanat Profilleri

Yukarıdaki şekillerde görüldüğü üzere, birinci problem sonucunda elde edilen kanat profili neredeyse simetrik bir kanat profilidir. İkinci problem sonucunda elde edilen kanat profili veterin yaklaşık olarak 1/3'ünde en yüksek kamburluk değerine sahiptir. Son problemde ise kanat profilinin hücum kenarı bölgesinde, hücum kenarı flap yapısına benzer bir yapı oluşmuştur.

SONUÇ

Bu çalışmada Xfoil programı ve MATLAB programı içerisinde yer alan sıralı ikilenik programlama algoritması kullanılarak kanat profili eniyilemesi yapılmıştır. Çözülen üç eniyileme probleminin birincisinde kısıtlama konulmamış, ikincisi ve üçüncüsünde ise sırası ile taşıma kuvveti katsayısı ve yunuslama momenti katsayısı eşitlik kısıtlaması olarak eklenmiştir. Elde edilen en önemli sonuçlar; kanat profili kalınlık değerinin bütün eniyileme problemlerinde neredeyse alt limitine ulaşması ve üçüncü eniyileme probleminin çözümü sonunda taşıma kuvveti katsayısının sürükleme kuvveti katsayısına oranında yaklaşık yüzde sekizlik bir artış sağlanmasıdır.

Elde edilecek sonuçların daha gerçekçi olabilmesi için, kanat profilin düşük hücum açılarına sürükleme kuvveti katsayısının istenilen değerden daha az olması ve yüksek hücum açılarında istenilen taşıma kuvveti katsayısından daha yüksek olması ile ilgili kısıtlamalar eklenebilir. Aynı problemin, genetik algoritma eniyileme çözücüsü ile çözülmesi ileride yapılması planlanan bir çalışmadır.

Kaynaklar

Brown G., 2020. *XFOIL interface*, MATLAB Central File Exchange. "https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/30446-xfoil-interface" 20 Haziran 2020.

Della Vecchia P., Corcione S., Pecora R., Nicolosi F., Dimino I., ve Concilio A., 2017. *Design and integration sensitivity of a morphing trailing edge on a reference airfoil: the effect on high-altitude long-endurance aircraft performance*, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Cilt.28, No.20, s.2933–2946

Drela M. ve Giles M. B., 1987. *Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils*, AIAA Journal, Cilt.25, s.1347–1355

Drela M., 1989. XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils, Low Reynolds number aerodynamics, Springer, Berlin, Heidelberg

Gabor O. Ş., Simon A., Koreanschi A., ve Botez R. M., 2016. *Improving the UAS-S4 Éhecal airfoil high angles-of-attack performance characteristics using a morphing wing approach*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Cilt.230, s.118–131

Koreanschi A., Oliviu S. G., Ayrault T., Botez R. M., Mamou M., ve Mebarki Y., 2016. *Numerical optimization and experimental testing of a morphing wing with aileron system*, 24. AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, San Diego, CA, USA, 4-8 Ocak

Körpe D.S. ve Kanat Ö. Ö., 2019. Aerodynamic optimization of a uav wing subject to weight, geometric, root bending moment, and performance constraints, Hindawi International Journal of Aerospace Engineering, Cilt. 2019, makale 3050824

Lian, Y., ve Shyy, W., 2007. *Laminar-turbulent transition of a low Reynolds number rigid or flexible airfoil*, AIAA journal, Cilt.45, No.7, s.1501-1513

Liu Z., Dong L., Moschetta J. M., Zhao J., ve Yan G., 2014. *Optimization of nano-rotor blade airfoil using controlled elitist NSGA-II*, International Journal of Micro Air Vehicles, Cilt.6, s.29–42

Mack, L. M., 1977. *Transition Prediction and Linear Stability Theory*, AGARD Conference Proceedings, CP-224, AGARD, Londra, s.1-1–1-22

Magrini A. ve Benini E., 2017. Aerodynamic optimization of a morphing leading edge airfoil with a constant arc length parameterization, Journal of Aerospace Engineering, Cilt.31, makale 04017093

Silvestre M. A., Morgado J. P., ve Pascoa J., 2013. *JBLADE: a propeller design and analysis code*, 2013 International Powered Lift Conference, Los Angeles, CA, 12-14 Ağustos

Vanderplaats G. N.,1984. *Numerical optimization techniques for engineering design*, Vanderplaats R&D, Cilt.1999