

ADJOINT TABANLI YÖNTEMLER VE CST PARAMETRİZASYONU KULLANILARAK AERODİNAMİK TASARIM ENİYİLEMESİ

Atakan Öncül¹

Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

İsmail H. Tuncer²

Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmada SU2 ile adjoint tabanlı eniyileme yapılmıştır. Eniyileme yüzeyleri, son zamanlarda aerodinamik tasarım alanında oldukça yaygın halde kullanılmaya başlanan CST yöntemi ile tanımlanmıştır. Ancak Adjoint tabanlı metotlardan yararlanabilmek için, bu tekniğin SU2 eniyileme altyapısıyla birleştirilmesi gerekmektedir. Bunun için parametrizasyonun geometrik hassasiyet türevleri, otomatik türev yazılımları yardımıyla elde edilmiştir. Sonrasında SU2 ile hesaplanan yüzey hassaslıklarının CST parametrelerine olan gradyan izdüşümü hesaplanmıştır. Elde edilen bu gradyanlar sonlu farklar yöntemi ile doğrulanmıştır. Ek olarak parametrizasyonun efektifliğini ve uygulamanın doğruluğunu test etmek adına 2 boyutlu kanat profilleri üzerinde belirli kısıtlamalar dahilinde iyileştirme çalışmaları yürütülmüştür. Problemlerde hedef fonksiyonun başarılı bir şekilde azaltıldığı görülmüştür. Ayrıca herhangi bir istenilen parametrizasyon tekniğinin Adjoint ile nasıl kullanılabileceğini yönelik bir çalışma ortaya konulmuştur.

GİRİŞ

Aerodinamik şekil eniyilemesi literatürde birçok çalışmanın odak noktası olmuştur. Ancak günümüzde hala aerodinamik tasarım alanında bazı zorluklar bulunmaktadır. Analizlerinin nispeten uzun sayılabilecek çözüm süreleri ve aerodinamik olarak efektif şekillerin oldukça fazla tasarım değişkenine ihtiyaç duyabilmesi örnek olarak verilebilir. Sonuç olarak aerodinamik şekil parametrizasyonuna yönelik de literatürde çeşitli teknikler geliştirilmiş ve uygulamaya konulmuştur. Bu tekniklerin bir çoğu amaca hizmet edecek yeterlilikte olsa da yapılan çalışmaya bağlı olarak bazı özel karakteristikler tercih sebebi olabilmektedir. Örnek olarak en etkili olduğu düşünülen parametrelerin (azami kambur veya kalınlık vb.) tasarım değişkeni olarak seçilmesi ve eniyilemenin limitli tasarım değişkenleri ile yapılması istenebilir. Başka bir seçenek ise Adjoint yaklaşımları gibi tasarım değişkeni sayısından etkilenmeyen bir yöntem kullanmaktır. Adjoint yöntemi ve

¹Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh., E-posta: e194337@metu.edu.tr

²Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr

uygulamaları Jameson(1988) tarafından [Referans-3] yaygınlaştırılmıştır. Bu çalışmada da Adjoint yönteminden yararlanılmıştır. Eniyileme yüzeyleri ise Kulfan(2008)[Referans-5] tarafından geliştirilen ve son zamanlarda aerodinamik şekil tasarımlarında sıkça kullanılmaya başlanan CST metodu ile tarif edilmiştir. Adjoint çözücü olarak ise SU2 [Referans-8] kullanılmıştır. Ancak Adjoint tabanlı metotlardan yararlanabilmek için, bu tekniğin SU2 altyapısına eklenmesi gerekmektedir. Bu noktada SU2 çözücüler ve bazı araçları DAKOTA[Referans-1] yazılımının altyapısı ile birlikte kullanılması için gerekli eklemeler yapılmıştır. CST parametrizasyonun geometrik hassasiyet türevleri otomatik türev yazılımlarının yardımıyla kolaylıkla elde edilmiştir. CST katsayılarının doğrusal davranışları sebebiyle sonlu farklar ve türevlenmiş kod ile elde edilen hassaslıklar arasında fark gözlemlenmemiştir. SU2 Adjoint çözücüsü ile hesaplanan yüzey hassaslıklarının CST parametrelere olan gradyen izdüşümü alınmıştır. Burdan elde edilen gradyanlar sonlu farklar yöntemiyle doğrulanmıştır. Sonrasında gradyanlar DAKOTA içindeki bir gradyan tabanlı eniyileyici olan Quasi-Newton algoritmasına beslenmiştir. Metodolojiyi test etmek amacıyla 2 boyutlu kanat profilleri üzerinde eniyileme çalışmaları yürütülmüştür. Öncelikle RAE2822 profili literatürde yaygın olarak doğrulama çalışmalarında kullanıldığı ve mevcut deneysel verileri bulunduğu için seçilmiştir. SU2 çözümleri deneysel veriler ile doğrulanmış olup iyileştirme çalışmalarında da aynı çözücü/çözüm ağı pratikleri ve ayarları kullanılmıştır. İlk uygulamada RAE2822 profilinin sesötesi koşulda sürtünme katsayısı düşürülmeye çalışılmıştır. İkinci uygulamada ise 6 Haneli NACA ailesinden 64A005'in istenilen tasarım CL'ine göre de kambur tasarımı/iyileştirmesi yapılmıştır. İki problemde de uygulanan kısıtlamalar dahilinde başarı ile iyileştirmeler gözlemlenmiştir.

YÖNTEM

CST parametrizasyonu

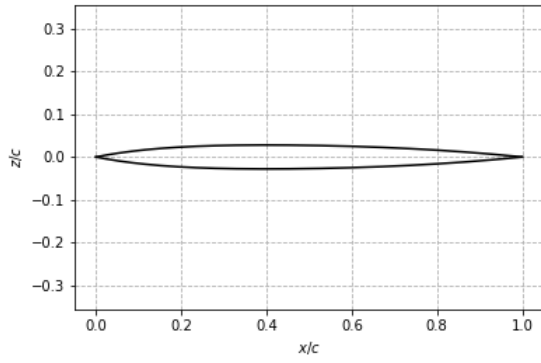
Aerodinamik eniyileme çalışmalarında şekillerin fiziksel olarak kabul edilebilir şekiller elde edebilmek için çeşitli geometrik tanımlama teknikleri kullanılmaktadır. Hick-Henne fonksiyonları, PARSEC ve NURBS eğrileri gibi farklı alternatifler örnek olarak verilebilir. Bu çalışmada Kulfan(2007) tarafından öne sürülen ve havacılık sektöründe son zamanlarda sıkça kullanılmaya başlayan CST methodu kullanılmıştır. Bu parametrizasyon şekli matematiksel olarak düzgün davranışlara sahip sınıf ve şekil fonksiyonlarına dayanmaktadır. Sınıf fonksiyonları geniş çeşitlilikte geometriyi ifade etmek için kullanılırken, geometrinin ince detay ayarlamaları şekil fonksiyonu ile sağlanmaktadır. Bu kombine yaklaşım sayesinde geniş çeşitlilikte ve fiziksel olarak uygun şekiller elde edilebilmektedir.

$$C\left(\frac{x}{c}\right) = \left(\frac{x}{c}\right)^{n_1} \times \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{n_2} \quad (1)$$

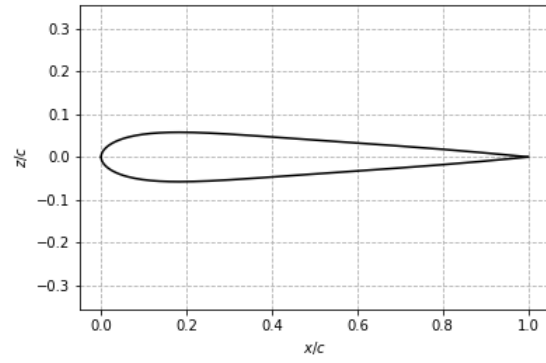
Denklem-1'de verilen sınıf fonksiyonu tanımı ile farklı çeşitlilikteki profiller elde edilebilmektedir. Diğer kombinasyonlarda mümkün olup örnek olarak yaygın kullanılan sınıflar verilmiştir.

$n_1 = 0.5$ ve $n_2 = 1.0$ ile Yuvarlak Hücüm Kenarı ve Keskin Firar Kenarı

$n_1 = 1.0$ ve $n_2 = 1.0$ ile Keskin Hücüm ve Firar Kenarları elde edilebilir.



(a) Keskin Hücüm ve Fırar Kenarları



(b) Yuvarlak Hücüm Kenarı ve Keskin Fırar Kenarı

Şekil 1: Farklı sınıf fonksiyonlarına ait profiller

$$z\left(\frac{x}{c}\right) = C\left(\frac{x}{c}\right) \times \sum_{i=0}^N A_i S_i\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \times \frac{\Delta Z_{TE}}{c} \quad (2)$$

Parametrizasyonun genel formülasyonu Denklem-2 de verilmiştir. A_i CST katsayıları olup Sınıf fonksiyonuna karar verildikten sonra ile profillerin ince ayarları yapılabilir. Haliyle eniyileme sürecinde tasarım değişkenleri olmaktadır.

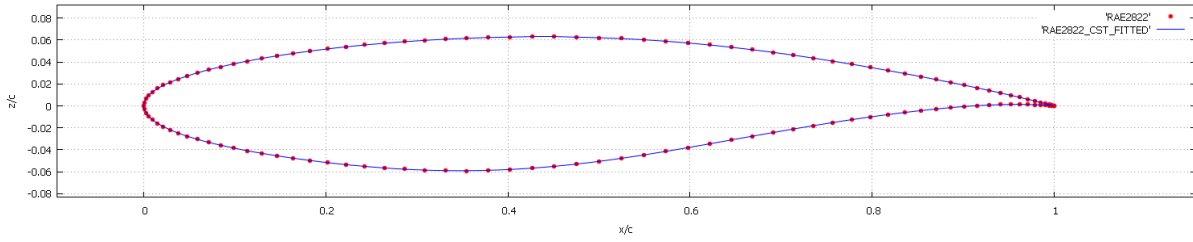
Bernstein fonksiyonlarının 0 ve 1 noktalarında gösterdiği karakteristikler sayesinde parametrizasyon profillerin bazı kritik parametreleri kontrol edebilmektedir. Hücüm kenarındaki yarıçap ve fırar kenarının açısı bunlardan bazılarıdır.

Eniyileme sürecinin başlatılabilmesi için hali hazırda bulunan şekillerin veya profillerin bu metot ile ifade edilmesi gerekmektedir. Kanat profillerinin karşılıkları olan CST katsayılarının bulunmasını sağlayan bir kabiliyete ihtiyaç duyulmaktadır. (N-1)'inci dereceden CST tanımlanmasına oturtulmak istenen herhangi bir M nokta ile tanımlanan şekil $M \times N$ olan bir sistemin çözümünü gerektirmektedir.

$$L_i(\psi_i) = C(\psi_i) \binom{n}{i} \psi_i^i (1 - \psi_j)^{n-i} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} L_0(\psi_0) & \cdots & \cdots & \cdots & L_m(\psi_0) \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ L_0(\psi_n) & \cdots & \cdots & \cdots & L_m(\psi_n) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_0 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ A_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z(\psi_0) \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ Z(\psi_m) \end{bmatrix} \quad (4)$$

Bazı yaklaşımlar M ve N 'in aynı sayıda seçilerek sisteme direkt bir çözüm önermektedir[Referans-8]. Ancak bu noktada da geometri karmaşıklıkça nokta seçimi zorlaşmakta ve oturtulan eğri hedeflenen şekilden sapabilmektedir. Tavsiye edilen bir diğer yaklaşım ise over-determined olan bu sistemin ağırlıklı en az kareler yöntemiyle çözülüp, geçen en yakın eğrinin bulunmasıdır. Bu çalışmada bu yöntem uygulanmıştır. Ayrıca CST derecesi artırılarak oturtulan eğrilerin oturma oranları attırılabilineceği not edilmelidir.



Şekil 2: RAE2822 Profili

159 nokta ile tanımlanmış RAE2822 profili (Şekil-2'deki kırmızı noktalar ile gösterilmiştir.) , 5'inci dereceden CST tanımlamasına ağırlıklı en az kareler yöntemiyle başarılı bir şekilde oturtulmuştur. Böylece profilin CST karşılıkları elde edilmiş olup eniyilemenin başlatılacağı nokta belirlenmiştir.

Adjoint Yöntemi

Gradyan tabanlı en iyileştirme algoritmalarında, hedef fonksiyonlarının tasarım değişkenlerine göre olan türevlerini belirlemek en zaman alıcı ve masraflı kısım olmaktadır. Klasik metotlar sonlu farklara başvururken bunların dezavantajı masrafın tasarım değişkenlerinin sayısı ile birlikte doğrusal olarak artmasıdır. Ek olarak sonlu farkların doğası gereği çıkan hata tanımları bulunmaktadır. Bu da türevlerin hassasiyetiyle ilgili sorunlara yol açabilmektedir. Adjoint yaklaşımı tüm bu sorunlara çözüm olarak kullanılabilir. Matematiksel teorisi ise şu şekildedir:

$F(x, w(x)) - F$ aerodinamik yüzey ve akış değişkenlerine bağlı olan amaç fonksiyonunu ifade etmektedir.

$R(x, w(x)) = 0 - R$ Navier-Stokes denklemleri ile ifade edilen korunum eşitlikleridir.

x Tasarım değişkenleri ve $w(x)$ sistem durum değişkenleridir.

Amaç fonksiyonunun ve korunum denklemlerinin aerodinamik yüzey değişkenlerine bağlı olan toplam türevleri açık halde yazılmıştır:

$$\frac{dF}{dx} = \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial w} \frac{dw}{dx} \quad (5)$$

$$\frac{dR}{dx} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial R}{\partial w} \frac{dw}{dx} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{dw}{dx} = -\left[\frac{\partial R}{\partial w}\right]^{-1} \frac{\partial R}{\partial x} \quad (7)$$

Analitik veya sonlu farklar yöntemleriyle hesaplanması zor olan $\frac{dw}{dx}$ yerine Denklem-7 yazılabilir. Bu noktada sistemi tanımlayan denklemlerin her zaman geçerli olmasından yararlanılmaktadır.

$$\frac{dF}{dx} = \frac{\partial F}{\partial x} - \frac{\partial F}{\partial w} \left[\frac{\partial R}{\partial w}\right]^{-1} \frac{\partial R}{\partial x} \quad (8)$$

$$\psi = -\frac{\partial F}{\partial w} \left[\frac{\partial R}{\partial w}\right]^{-1} \quad (9)$$

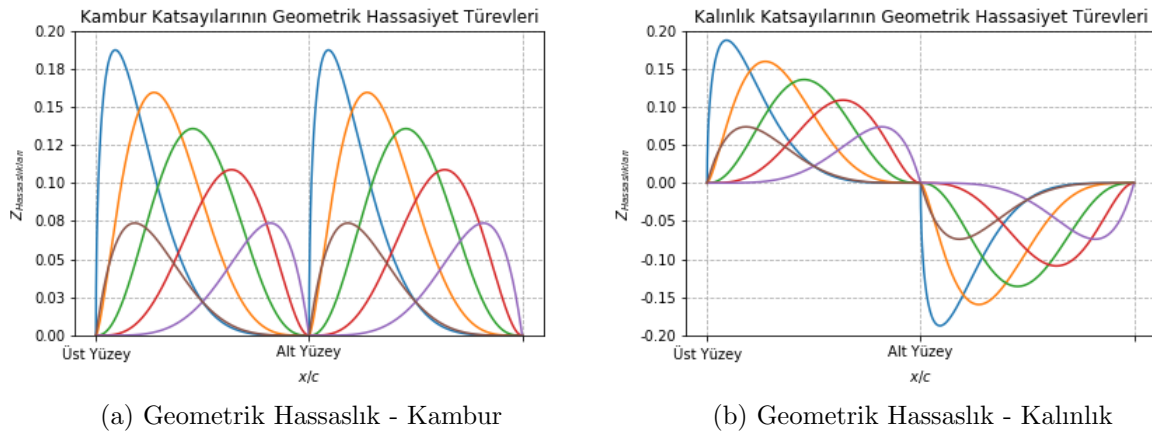
ψ adjoint vektörü ve $\frac{dF}{dx}$ toplam hassaslıklar vektörüdür.

$$\frac{dF}{dx} = \frac{\partial F}{\partial x} + \psi^T \frac{\partial R}{\partial x} \quad (10)$$

Aerodinamik optimizasyon problemlerinde genel olarak az sayıda hedef fonksiyonu olmasına rağmen karmaşık aerodinamik geometrileri tanımlayabilmek ve yeterince geniş bir tasarım uzayında arama yapabilmek için oldukça fazla sayıda tasarım değişkenine gerek duyulabilmektedir. Adjoint yaklaşımı bu noktada tasarım değişkenleri sayısından bağımsız olduğu için ciddi avantajlar sağlamaktadır.

Geometrik Hassasiyetlerin Türevleri

Geometrik hassasiyetlerin türevlerinin hesaplanması için otomatik türev araçlarından faydalanılmıştır. Otomatik türev araçlarının çalışma prensibi bilgisayar mimarisine dayanmaktadır. Karmaşık algoritmaların dahi arkada dönen işlemleri temel aritmetik operasyonlar ile ifade edilmektedir. Otomatik türev araçları zincir kuralının sistematik bir biçimde uygulanması ile çıktıların girdilere göre olan türevlerinin hesaplanmasını sağlamaktadır. Analitik türevlere eşdeğer hassasiyet, uygulama kolaylığı, temiz kod ve hızlı sonuç gibi faydaları bulunduğu için bu çalışmada geometrik hassaslıkların hesaplanması sonlu farklar yerine otomatik türev araçları kullanılmıştır. Konuyla ilgili daha detaylı bilgi Referans-3'de yer almaktadır.



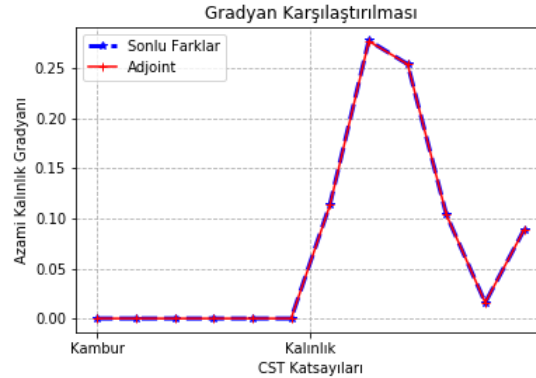
Şekil 3: Profil Üzerindeki Geometrik Hassaslıklar

Şekil-3'de otomatik türevden elde edilen geometrik hassaslıklar, hücum kenarından firar kenarına gitmek üzere alt ve üst yüzey ayrı olarak verilmiştir. Beklenildiği üzere kambur katsayıları üst ve alt yüzeyde aynı hassasiyete sahipken kalınlık katsayıları zıt işaretlidir. Ayrıca hücum kenarına yakın olan katsayıların hassasiyetinin büyük olmasının sebebi de kullanılan yuvarlak hücum, sivri firar kenarı sınıf fonksiyonudur.

Kambur Katsayıları	Sonlu Farklar	Otomatik Türev Yöntemi
1	0.02209709	0.02209709
2	0.08838835	0.08838834
3	0.13258252	0.13258252
4	0.08838835	0.08838834
5	0.02209709	0.02209708
6	0.02209709	0.02209708

CST parametrelerinin doğrusal davranışları sebebiyle türevi alınmış kod ile Sonlu Farklar arasında herhangi bir fark beklenmemektedir. Doğruluğu kontrol etmek için $x/c = 0.5$ noktasında kambur

katsayılarının hassaslıkları kontrol edilmiş ve yukarıdaki tabloda verilmiştir. Beklenildiği gibi birebir uyum sağlanmıştır.



Şekil 4: RAE2822 Kalınlık Gradyanı

En iyileme algoritmaları uygulanan kısıt fonksiyonlarının Karush–Kuhn–Tucker(KKT) Koşulları üzerinden limitlemeye çalışacağından bu fonksiyonların da gradyanlerinin hesaplanması gerekecektir. Geometrik olarak hesaplanması gereken başka bir gradyan ise maximum kalınlık gradyanı olabilir. Yine otomatik türev yazılımlarından yararlanılarak kolaylıkla hesaplanılmış ve Şekil-4'de verilmiştir. Beklendiği üzere Maximum kalınlığı tamamen CST'nin kalınlık katsayıları belirlemektedir. Kamburun herhangi bir etkisi yoktur. Gradyanlar RAE2822 için sonlu farklar ile doğrulanmış olup eniyilemeye beslenmeye hazırdır.

Gradyan İzdüşümü

Optimizasyon algoritmasını beslenecek gradyanın bulunması için geometrik hassaslıkların yüzey hassaslıkları ile kombine edilmesi gerekmektedir. Bu çoğu adjoint çözücü de Denklem-11'de de görülebileceği gibi zincir kuralı ile uygulanmaktadır. Örnek olması için bu bildiride elde edilen toplam gradyan vektörü sürüklenme katsayısının CST parametrelerine göre değişimini ifade edebilir.

$$\begin{bmatrix} Z(\psi_0) \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ Z(\psi_m) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_0(\psi_0) & \cdots & \cdots & \cdots & L_m(\psi_0) \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ L_0(\psi_m) & \cdots & \cdots & \cdots & L_m(\psi_m) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_0 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ A_m \end{bmatrix} \quad (11)$$

$L_m(\psi_n)$ geometrik hassasiyetleri veya tasarım hızları olarak da adlandırılabilir. Yüzey üzerindeki her bir noktanın ya da hücrenin tasarım değişkenlerine bağlı olarak ne kadar hareket edeceğini belirtmektedir. Öncesinde açıklandığı gibi otomatik türev araçları yardımıyla elde edilmiştir.

A_m vektörü ise yüzey hassasiyetidir. Adjoint çözücülerden öncesinde açıklanan teoriye dayanarak elde edilir ve Yüzey üzerindeki her bir noktanın ya da hücrenin hareketine bağlı olarak hedef fonksiyonun ne kadar değişeceğini belirtmektedir.

Bu iki hassaslığın kombine edilmesiyle hedef fonksiyonunun tasarım değişkenlerine göre gradyanlar bulunur.

Gradyan Tabanlı Method - Quasi-Newton Methodu

Adjoint metodundan elde edilen türevlerin kullanılması amaçlandığı için gradyan tabanlı en iyileyici metotlardan biri olan Quasi-Newton Methodu seçilmiştir. Metodun temelleri hedef fonksiyonunun optimuma yakın bir noktadaki açılımına dayanmaktadır.

$$f(t+p) = f(x_k) + (\nabla f_k)^T p + \frac{1}{2} p^T (\nabla^2 f_k) p \quad (12)$$

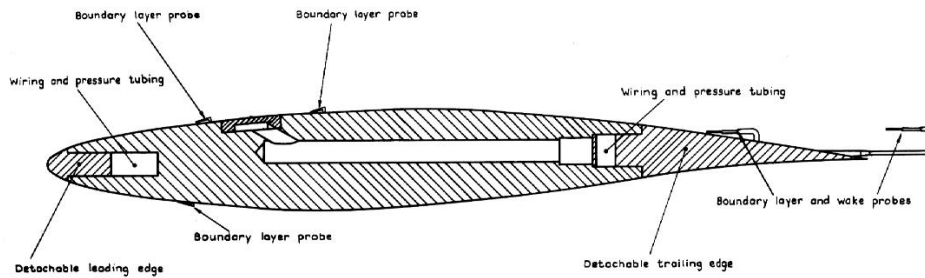
Minimize edilmek istenen fonksiyonda değişim adımı $p = -(\nabla^2 f_k)^{-1} \nabla f_k$ olarak bulunur ve Newton yönü olarak da adlandırılmaktadır. Ancak Hessian $(\nabla^2 f_k)$ hesaplanması ve hafızada tutulması genellikle masraflı olduğundan Quasi-Newton yaklaşımında yaklaşık bir Hessian kullanılmaktadır. Hessianın iterasyonlar arasında güncellenmesi/tahmini Broyden–Fletcher–Goldfarb–Shanno(BFGS) algoritması ile yapılmıştır. Çalışmada DAKOTA açık kaynaklı optimizasyon paketinin altyapısından yararlanılmıştır. Detaylı bilgiye Referans-1'den ulaşılabilir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Eniyileme altyapısına yapılan eklemelerin test edilmesi amacıyla belirli kısıtlamalar altında 2 boyutlu kanat profilleri üzerinde eniyileme çalışmaları yürütülmüştür. İlk uygulamada RAE2822 profilinin sesötesi koşulda sürtünme katsayısı düşürülmeye çalışılmıştır. İkinci çalışmada ise 6 Haneli NACA ailesinden 64A005'in istenilen tasarım CL'ine göre kambur tasarımı/iyileştirmesi yapılmıştır. İki problemde de uygulanan kısıtlamalar dahilinde başarı ile iyileştirmeler gözlemlenmiştir.

RAE2822 Eniyilemesi

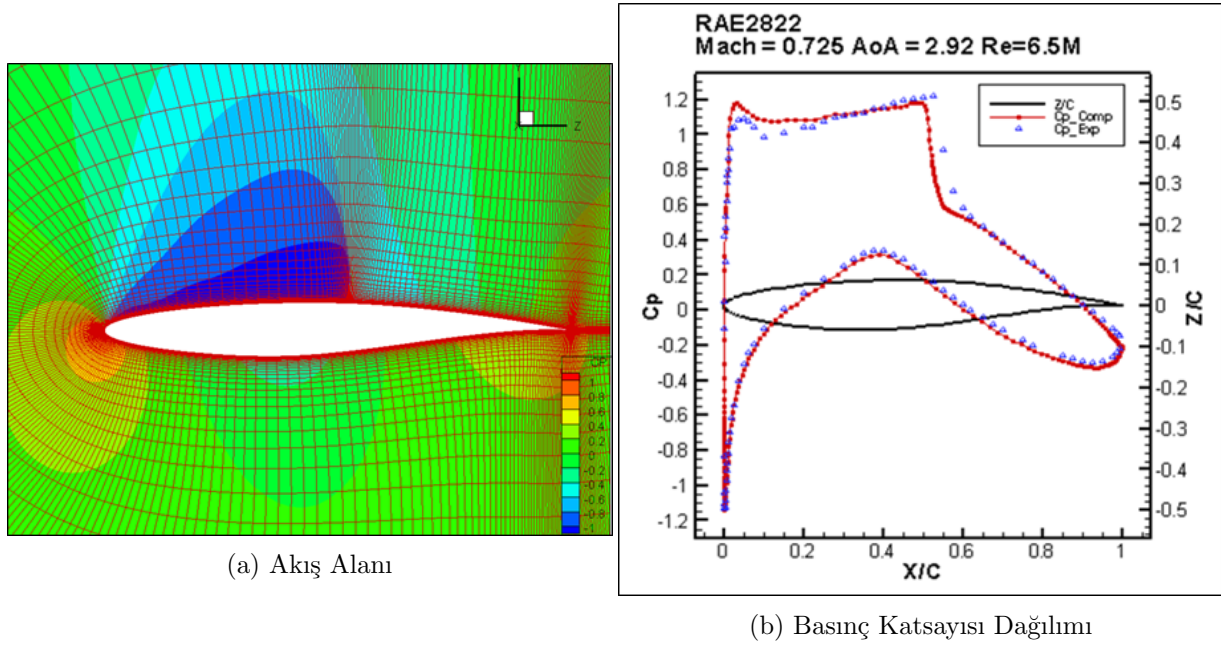
Bu profil literatürde yaygın olarak doğrulama çalışmalarında kullanıldığı ve mevcut deneysel verileri bulunduğu için seçilmiştir. Öncelikle eniyilemelerde kullanılacak çözücü/çözüm ağı ayarlarını ve pratikleri belirlemek amacıyla deneysel veriler ile doğrulama çalışmaları yürütülmüştür.



Şekil 5: RAE2822 Deneysel Düzenek [Referans-7]' den alınmıştır.

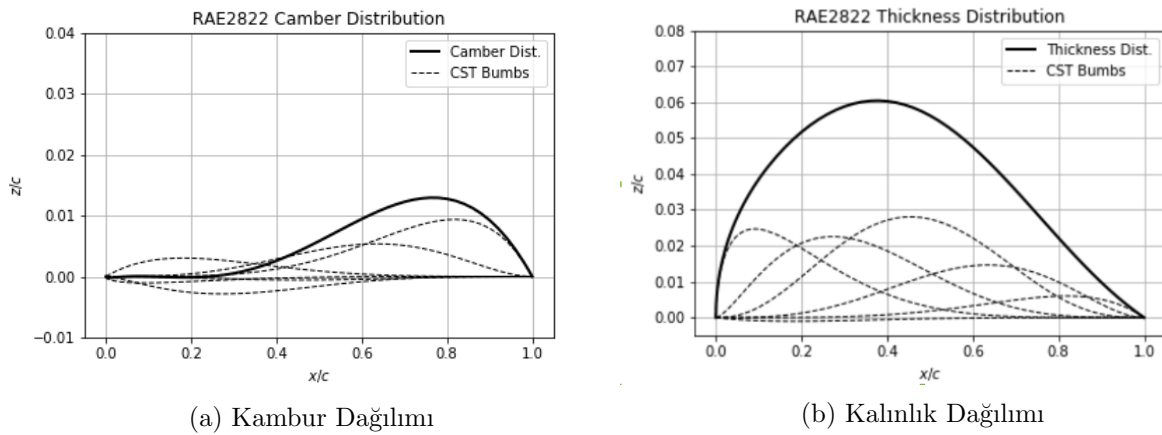
Deney düzeneği Şekil-5'de verilen test probleminin detaylı bilgilerini "Verification and Validation Archive" dan erişilebilir [Referans-7].

Mach Sayısı	Reynolds Sayısı	Hücum Açısı
0.725	6.5 Milyon	2.92



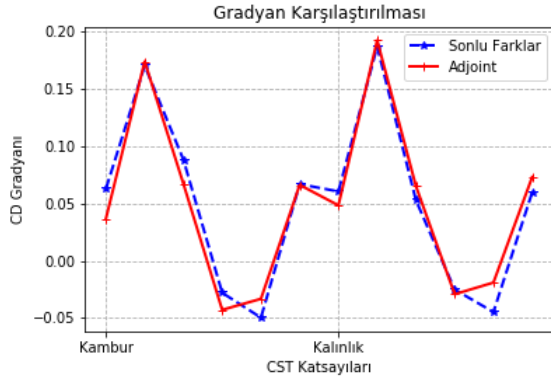
Şekil 6: SU2 ile elde edilen akış alanı ve basınç dağılımı

SU2 ile elde edilen sonuçlar ve deneysel veriler ile uyum içindedir. Hücüm kenarı emilim değerlerinde ve şok lokasyonunda ufak sapmalar gözlemlenmiştir. Ancak literatürde de bu test case için yapılan doğrulama sonuçları benzer trendler bulunmaktadır (Referans-7). Bu sebeplerden dolayı sonuçlar ve uygulanan pratikler optimizasyon amaçları için uygun bulunmuş ve çalışmalara bu ayarlarla devam edilmiştir.

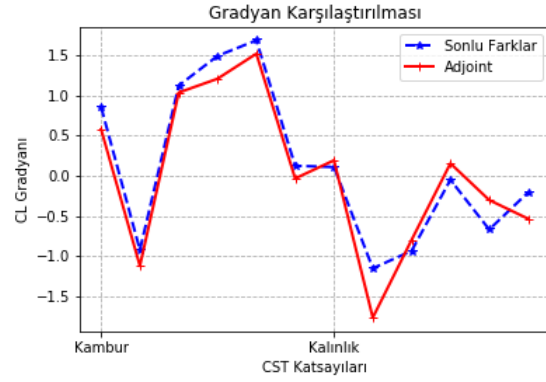


Şekil 7: Kambur ve Kalınlık Açılımı

Çözümler uygun bulunduktan sonra Adjoint çözümü alınmış ve yüzey hassaslıkları hesaplanmıştır. RAE2822 profili CST tanımlamasına oturturulmuştur. Profil Üst ve alt yüzey olarak ayrılabilir gibi kalınlık ve kambur olarak da ayrılabilir. Bir tasarımcının bakış açısından burun kalınlığı, maximum kalınlık/kambur noktaları ve değerleri daha anlamlı parametreler olup fiziksel akış ile daha rahat ilişkilendirilebileceği için bu çalışmada kambur ve kalınlık ayrışması tercih edilmiştir.



(a) CD Gradyanı



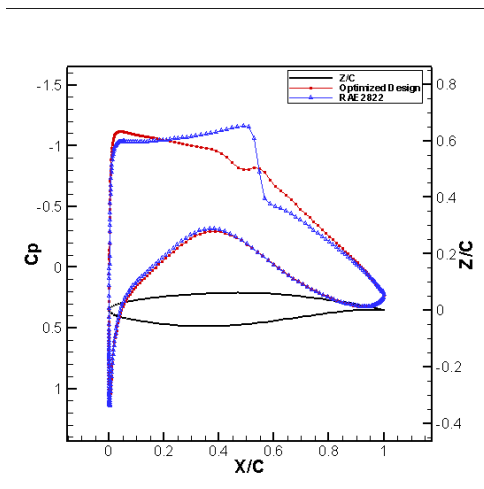
(b) CL Gradyanı

Şekil 8: Sonlu Farklar ve Adjoint Yöntemi ile elde edilen hassasiyet türevleri

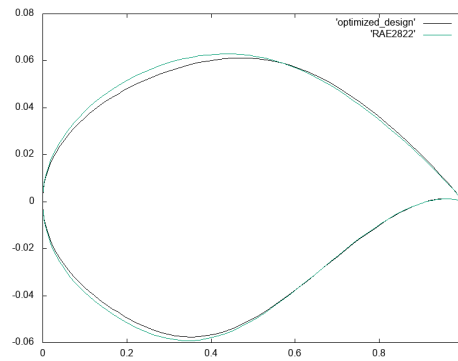
Eniyileme altyapısına eklenen CST değişkenlerinin yüzey hassasiyetleri ile method kısmında açıklandığı şekilde kombine edilip hedef fonksiyonunun gradyan bilgisi bulunmuştur. Gradyanları doğrulama amacıyla tasarım değişkenleri küçük miktarlarda (% 0.1 - %1) ettirilmiş ve farklı sonlar methoduyla kontrol edilmiştir. Adjoint gradyanlarının sonlu elemanlar ile uyum halinde olduğu bulunmuş ve Şekil-8'da verilmiştir.

Eniyilemede uygulanan kısıtlar ve hedef fonksiyonları aşağıda verilmiştir.

- Tasarım $C_L = 0.729$ olarak sabitlenmiştir.
- Maximum Kalınlıkda %3'lük değişime izin verilmiştir.
- CM_y sabit tutulmuştur.
- Hücum kenarı çapı öncesinde CST methodunda açıklandığı üzere tasarım değişkenleri üzerinden sabitlenmiştir.
- C_D amaç fonksiyonu olup azaltılmaya çalışılmıştır.



(a) Eniyilenmiş Basınç Katsayısı Dağılımı



(b) Eniyilenmiş Profil

Şekil 9: Eniyilenmiş Profili ve Basınç Katsayısı Dağılımı

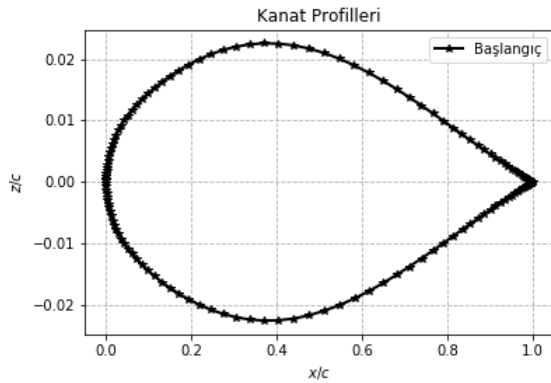
CMy ve CL katsayısı limitlenmiş olup eniyileme süreci boyunca değerlerinde beklendiği gibi kayda değer bir değişiklik olmamıştır. Sürükleme kuvveti katsayısında ise %18 oranında kayda değer bir azalma gözlemlenmiştir. Bu azalma hücum kenarındaki emilim değerlerinin bir miktar artırılması ve şokun tamamen dağıtılıp şok bulunmayan bir profil elde edilmesiyle mümkün olmuştur.

RAE2822 Eniyilemesi	RAE2822	İyileştirilmiş	Değişim(%)
Maximum kalınlık	0.1210	0.1174	-3
CL	0.7296	0.7299	0.041
CD	0.0127	0.0104	-18
CMy	-0.2776	-0.277	-0.22
L/D	70.1517	57.5014	22

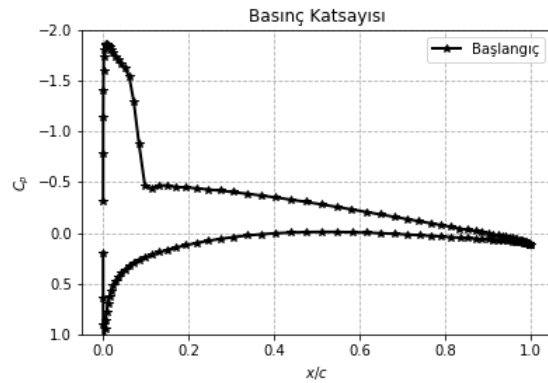
Eniyileme sonuçları yukarıdaki tabloda verilmiştir.

64A-005 Kambur Eniyilemesi

NACA-6 haneli profiller havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılmaktadır. Yüzde 5 kalınlıkta olan kambursuz 64A-005 profili bu çalışma için seçilmiştir. Profilin kalınlık dağılımı sabit tutulup istenilen tasarım CL'ine göre kambur dağılımı eniyilemesi yapılmıştır. Kamburlu bir profilin daha verimli CL üretebileceği bilinmesine rağmen maximum kambur ve kambur dağılımını bulmak için istenilen akış koşullarında eniyileme/tasarım çalışmaları yürütülmelidir.



(a) 64A005 Profili

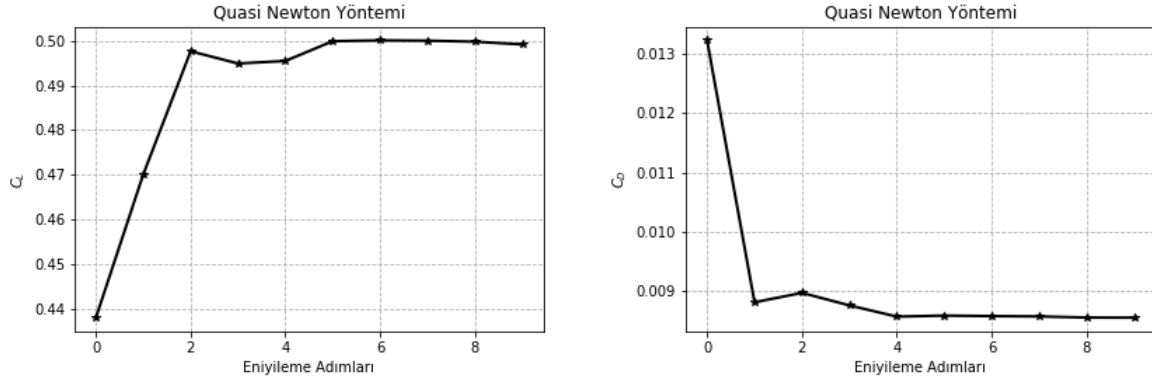


(b) 64A005 Basınç Katsayısı Dağılımı

Şekil 10: Put your caption here

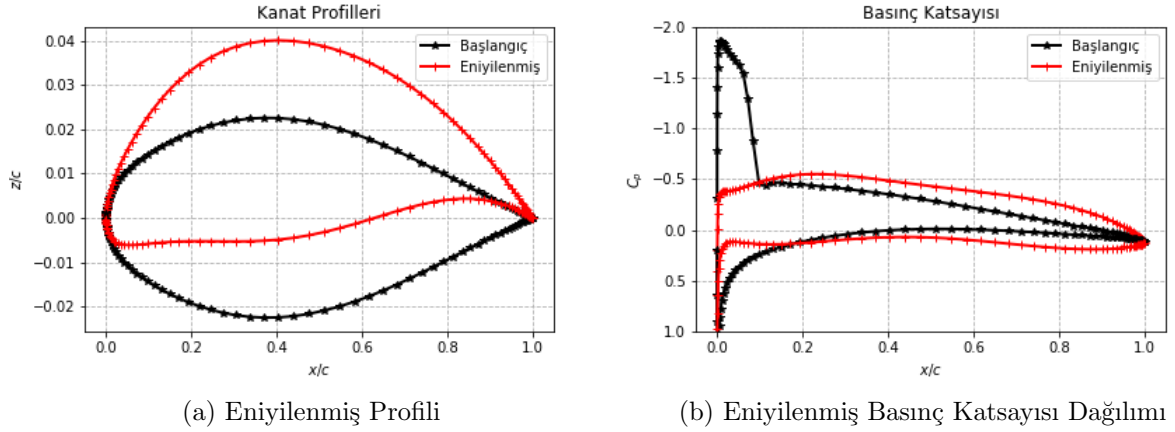
Başlangıç profilinin çözümleri Şekil-10'da verilmiştir. hücum kenarına yakın güçlü bir şok oluşumu gözlemlenmiştir. Eniyilemede uygulanan kısıtlamalar ve hedefler verilmiştir:

- Tasarım C_L 'i = 0.5 olarak belirlenmiştir.
- hücum Açısının değişimine izin verilmiştir.
- Kalınlık dağılımı tasarım değişkenleri üzerinden sabitlenmiştir.
- CD hedef fonksiyonu olup azaltılmaya çalışılmıştır.



Şekil 11: Quasi-Newton yöntemi ile elde edilen eniyileme adımları

Eniyilme süreci nispeten kısa sürede, çok fazla adım tutmadan tamamlanmıştır. CL kısıtının sağlandığı ve C_d 'de %35'lik bir düşüş sağlandığı görülmüştür.

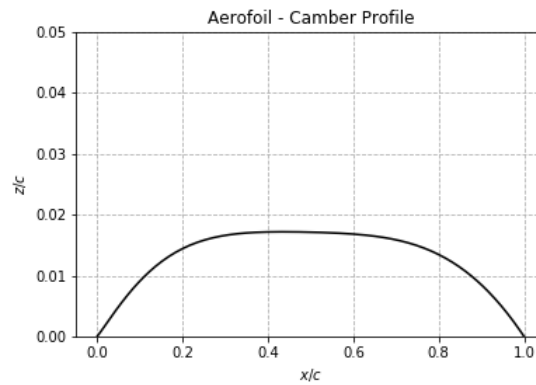


(a) Eniyilenmiş Profili

(b) Eniyilenmiş Basınç Katsayısı Dağılımı

Şekil 12: Eniyileme Sonuçları

Eniyilenmiş profilin maximum %1.75'lik bir kambura sahip olduğu, hücum kenarında oluşan şokun tamamen ortadan kaldırıldığı, yüksek hücum kenarı emilimlerinin azaltıldığı gözlemlenmiştir.



Şekil 13: Eniyilenmiş Kambur Dağılımı

SONUÇ

CST parametrizasyonu SU2 akış çözücüsündeki adjoint tabanlı eniyileme altyapısı ile DAKOTA üzerinden bağlanmıştır. SU2 ile hesaplanan yüzey hassaslıklarının CST parametrelerine olan gradyan izdüşümü hesaplanmış ve doğrulanmıştır. Test amaçlı yapılan uygulamalarda CST tasarım değişkenleri kullanılarak belirlenen kısıtlamalar çerçevesinde amaç fonksiyonunun başarılı bir şekilde azaltıldığı gözlemlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş (TUSAŞ)'ın desteği ile gerçekleşmiştir.

Kaynaklar

- Adams, B. M., Bohnhoff, W. J., Dalbey, K. R., Eddy, J. P., Eldred, M. S., Hough, P. D., Lefantzi, S., Swiler, L. P., and Vigil, D. M., *DAKOTA, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 5.2 Theory Manual* Tech. Rep. SAND2011-9106, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, 2011.
- Hicks, R.M. and Henne, P.A. (1978), *Wing design by numerical optimization*, Journal of Aircraft Vol. 15, (7), 1978, pp. 407-412
- Jameson, A., *Aerodynamic design via control theory* Journal of scientific computing , Vol. 3, No. 3, 1988, pp. 233–260.
- Kaya, Tiftikçi, Tuncer (2018), *Otomatik Türev Araçları ile Ayrık Adjoint Çözücü Geliştirilmesi*, VII. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun
- Kulfan, B. M. (2008), *Universal Parametric Geometry Representation Method*, Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 1, 2008, s. 142–158.
- Marques, S., Hewitt, P. (2014), *Aerofoil Optimisation Using CST Parameterization in SU2* , Aeronautical Society Applied Aerodynamics Group Conference, Bristol, United Kingdom
- NPARC, (2012), *Computational Fluid Dynamics (CFD) Verification and Validation Web Site of the NPARC Alliance* , <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/archive.html>
- Palacios, F., Colonno, M. R., Aranake, A. C., Campos, A., Copeland, S. R., Economon, T. D., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., Taylor, T. W. R., and Alonso, J. J., *Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design* No. Paper 2013-0287 in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 2013
- Zhang, T., Huang W. (2016), *A Study of Airfoil Parameterization, Modeling and Optimization Based on Computational Fluid Dynamics Method* , Zhejiang Univ-Sci A (Appl Phys and Eng) 2016 17(8), s. 632-645