

PANEL KODU İLE ADJOINT TABANLI TEK VE ÇOK NOKTALI KANAT PROFİLİ AERODİNAMİK ENİYİLEMESİ

Berk SARIKAYA*
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Havacılık ve Uzay Müh. Böl.
Ankara

İsmail H. Tuncer†
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Havacılık ve Uzay Müh. Böl.
Ankara

ÖZET

FDOT otomatik türev aracı kullanılarak bir panel kodu ile adjoint hassasiyet analizleri yapılmıştır. Hassasiyet türevleri doğrulanıp tek ve çok noktalı kanat profili aerodinamik tasarım eniyilemeleri için kullanılmıştır. Kanat profilleri Sınıf-Şekil Dönüşüm (CST) yöntemi kullanarak ifade edilmiştir. Temel kanat profili hedef taşıma ve yunuslama moment katsayılarına göre eniyilenmiştir. Eniyileme gradyan-bazlı quasi-Newton yöntemi ile bir açık-kaynak kodu olan DAKOTA kullanılarak yapılmıştır. Adjoint metod ile hesaplanan gradyanlar sonlu farklar metodu ile doğrulanmıştır ve eniyileme sonuçları gösterilmiştir. NACA2412 kanat profilleri baz alınarak tek ve çok noktalı aerodinamik eniyileme çalışmaları yapılmıştır. Hedef katsayılara adjoint metod kullanarak verimli ve gürbüz olarak ulaşılmıştır. Panel metodu ile elde edilen aerodinamik yüklerin ve katsayıların RANS çözümleri ile uyduğu gösterilmiştir.

GİRİŞ

Aerodinamik tasarım eniyileme süreçleri görev profili boyunca daha az yakıt gereksinimi duyan, daha uzun mesafeye intikal edebilen yeni tasarımların ortaya çıkabilmesi için kullanılmaktadır. Bu tasarım araçları ise aerodinamik özelliklerin tahmin edilebilmesi için hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çözümlerine ve eniyileme algoritmalarına ihtiyaç duymaktadır. Eniyileme algoritmaları gradyan-bazlı ve gradyan-bazlı olmayan algoritmalar olarak ikiye ayrılabilir. Gradyan-bazlı olmayan algoritmalar uygulama açısından gradyan-bazlı algoritmalara göre daha kolaydır. Ek olarak bu yöntemler global minimum noktasını bulabilirken gradyan-bazlı algoritmalar yerel minimumları bulabilmektedir [Yu ve diğerleri, 2018]. Genetik algoritmalar gradyan-bazlı olmayan algoritmalar arasında literatürde en çok kullanılan yöntemlerdendir. Ancak bu yöntemlerin dezavantajı, eniyileme sürecinde çok fazla sayıda akış çözümlerine çağrısına ihtiyaç duymalarıdır. Kanat profili en iyileme probleminde, genetik algoritmalar gradyan-bazlı yöntemlerle karşılaştırıldığında, genetik

*Yüksek lisans öğrencisi, E-posta: berk.sarikaya@metu.edu.tr

†Profesör, E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr

algoritmalar 5 ile 200 kat daha fazla akış çözümüne ihtiyaç duymaktadır [Zingg, Nemec ve Pulliam, 2008]. Bu sebeple bu çalışmada gradyan-bazlı bir eniyileme algoritması kullanılmıştır. Bu algoritmalar için amaç fonksiyonunun (*Ing. objective function*) gradyanını hesaplamak gerekmektedir. Bu gradyanlar ise sonlu farklar ve kompleks adım gibi metodlarla bulunabilir. Sonlu farklar ile gradyan hesabı yapılırken akış çözücüsü tasarım değişkenleri kadar kez çağrılmaktadır. Kompleks adım da aynı şekilde birçok kez akış çözücüsünü çağırılmaktadır. Farkları ise, kompleks adım metodunda koddaki değişkenler kompleks değişkenler ile değiştirilir ve hayali kısım üstünden türev hesabı yapılır. Sonuçta, sonlu farklar belirli bir adım boyutundan sonra kesme hatalarından ötürü doğruluğunu yitirirken kompleks adımda böyle bir limit yoktur. Ancak, bu iki metod da çok fazla sayıda akış çözümü almayı gerektirmektedir. Bu sebeple bu çalışmada adjoint metod kullanılmıştır. Adjoint yöntemler tanıtılmasından itibaren [Jameson, 1988] literatürde aerodinamik eniyileme problemlerinde çokça kullanılmaktadır. Bu metodun en önemli özelliği ise tek bir akış çözümüne eşdeğer bir hesaplama ihtiyacı ile tüm gradyan bilgisinin kesme hatası gibi sorunlar olmadan elde edilebilmesidir. Bu da adjoint yöntemin aerodinamik eniyileme çalışmaları için tercih edilmesinin nedenlerinden biridir.

Literatürde eniyileme çalışmaları sıklıkla Euler ve Navier-Stokes çözücülerıyla yapılmaktadır. Ancak bu çözücüler bir panel koduna göre çok daha uzun sürelerde sonuç vermektedir. Panel kodları her ne kadar sıkıştırılmaz, dönüşsüz, daimi ve viskoz olmayan akışları modellemek için kullanılsa da, panel kodları ve RANS çözücülerini düşük ve orta hücum açılarında; kopma olmayan akışlarda çok benzer sonuçlar vermektedirler. Bu da bu rejimde panel kodunun kullanılabilmesi anlamına gelmektedir. Hızlı tasarım değişiklikleri gereken ilk tasarım aşamalarında panel kodları ile RANS çözücülerine göre çok çok daha kısa sürede sonuç alınabilmektedir. Yazarlar daha önce bir kanat profiline tek noktalı hedef taşıma ve yunuslama momenti katsayılarına ulaşarak eniyilemesini yapmıştır [Sarıkaya ve Tuncer, 2022]. Aynı çalışmada normalize edilmemiş bir amaç fonksiyonu kullanılmıştır ve bu amaç fonksiyonu ile kanat profiline yüksek hücum açılarında davranışları yumuşatılıp, perdövites civarı karakteristiği istenen yönde değiştirilmiştir. Bu çalışma ise tek ve çok noktalı bir eniyileme normalize edilmiş bir amaç fonksiyonu ile yapılacaktır [Sarıkaya, 2022].

YÖNTEM

Bu çalışmada akış çözücülerini olarak, geliştirilmekte olan bir panel kodu ve açık-kaynaklı bir RANS çözücüsü kullanılmıştır. Panel kodu şekil eniyilemesi için kullanılırken açık kaynak bir RANS çözücüsü olan SU² eniyilenmiş profillerin doğrulanması için kullanılmıştır. Kanat profilleri CST yöntemi ile parametrize edilmiştir. Panel kodu FDOT [Djeddi ve Ekici, 2019] aracı ile otomatik türevlenmiştir. Gradyan bazlı eniyileme için bir açık kaynak araç olan DAKOTA [Adams ve diğerleri, 2019] ve quasi-Newton yöntemi kullanılmıştır.

Akış Çözücülerini

Geliştirilen panel kodu, kaynak ve girdap panellerinin kanat profili yüzeyine dağıtılması üzerine kurulmuştur. Daimi, sıkıştırılmaz, dönüşsüz ve viskoz olmayan akışlar Laplace denklemi ile çözülebilir:

$$\nabla^2\Phi = 0 \quad (1)$$

Denklem 1'de Φ potansiyel fonksiyonu ifade etmektedir. Çözüm bilinmeyen şiddetteki kaynak ve girdap panellerinin indüklediği potansiyelin süperpoze edilmesi ile bulunmaktadır. Firar kenarında Kutta koşulu sağlanmaktadır. Oluşan matris Gauss çözücüsü ile çözülmektedir. Kanat profili üstündeki basınç dağılımı da Bernoulli denklemi ile bulunmaktadır. RANS çözümleri ise açık-kaynak bir kod olan SU² kullanılarak elde edilmektedir [Economou ve diğerleri, 2016]. SU²'de sonlu hacimler metodu kullanılarak Roe metoduyla 2. derece doğrulukta tamamen türbülanslı akış çözümleri alınmıştır. SST türbülans modeli ile RANS denklem seti kapatılmıştır. Bu analizlerde

serbest akış koşulları olarak $Re = 5 \times 10^6$, $M = 0.3$ olarak alınmıştır. Bu sebeple herhangi bir geçiş modeli kullanılmayıp, serbest akış tamamen çalkantılı (*Ing. fully-turbulent*) olarak varsayılmıştır.

Gradyan Bazlı Eniyileme

Bu çalışmada bir açık kaynak eniyileme aracı olan DAKOTA [Adams ve diğerleri, 2019] kullanılmıştır. DAKOTA'nın gradyan bazlı eniyileme altyapısı kullanılmıştır. quasi-Newton metodunun ihtiyaç duyduğu gradyanlar adjoint yöntem ile hesaplanmıştır. Ek olarak, quasi-Newton metodunda Hessian matrisi BFGS güncellemesi ile yaklaşık olarak hesaplanarak yakınsamayı hızlandırma amaçlı kullanılmıştır. Eniyilemenin yakınsadığının kabul edilebilmesi için amaç fonksiyonunun mutlak değerinin 1×10^{-8} 'in altına düşmesi veya amaç fonksiyonları arasındaki göreceli değişimin 1×10^{-6} 'nın altında olması gerekmektedir.

FDOT ile Otomatik Türev

Bir HAD çözücüsünde amaç fonksiyonu hem akış değişkenlerine hem çözüm ağı değişkenlerine bağlıdır, yani $I = f(\mathbf{q}, \mathbf{X})$ olacaktır. Geometrinin şekil değişimi α gibi bir vektör ile kontrol edilmektedir, yani $\mathbf{X} = f(\alpha)$ denebilir. Eğer bir amaç fonksiyonunun, I , tasarım değişkenleri vektörü olan α 'ya göre türevi alınır aşağıdaki denklem elde edilecektir.

$$\frac{dI}{d\alpha} = \frac{dI}{d\mathbf{X}} \frac{d\mathbf{X}}{d\alpha} \quad (2)$$

Bu çalışmada Fortran kodları için hazırlanmış olan bir otomatik türev aracı olan FDOT kullanılacaktır [Djeddi ve Ekici, 2019; Djeddi, 2018]. FDOT kök-kod değişimi mantığı yerine operatör aşırı yüklemesi (*Ing. operator-overloading*) mantığı ile çalışan bir araçtır. Operatör aşırı yüklemesi ile oluşan yüksek hafıza gereksinimi ile kontrol noktası ekleme özelliği ile ortadan kaldırılmıştır. Denklem 2'de gösterilen $dI/d\mathbf{X}$ vektörü adjoint panel kodunun geri moda (*Ing. reverse mode*) çalıştırılması ile bulunmaktadır. Daha sonra sonlu farklar metodu ile $d\mathbf{X}/d\alpha$ matrisi hesaplanıp vektör-matris çarpımı (yani, gradyan izdüşümü) ile amaç fonksiyonunun tasarım değişkenlerine olan hassasiyet vektörü bulunmaktadır.

Sınıf-Şekil Dönüşümü (CST)

Bu çalışmada kanat profilleri sınıf-şekil dönüşümü (*Ing. Class Shape Transformation, CST*) kullanarak parametrize edilmiştir [Kulfan, 2007]. Bir kanat profilinin n'inci dereceden CST ile ifade edilmesinde Bernstein polinomları kullanılır. Birimsiz uzunluklar $x/c = \psi$ ve $y/c = \zeta$ olarak tanımlanırsa,

$$\zeta = C_{N2}^{N1} \sum_{i=0}^n w_i (K_i \psi^i (1 - \psi)^i) = C_{N2}^{N1} S(\psi) \quad (3)$$

Denklem 3'de, C_{N2}^{N1} terimi $N1$ and $N2$ katsayıları olan sınıf fonksiyonunu ifade etmektedir. w_i ise her Bernstein polinomuna ait ağırlık terimidir. K_i ise $\binom{n}{i}$ şeklinde ifade edilen binom açılımıdır. Denklem 3'de gösterilen sınıf fonksiyonu aşağıda verilmiştir:

$$C_{N2}^{N1}(\psi) = (\psi)^{N1} (1 - \psi)^{N2} \quad (4)$$

Denklem 4'de $N1 = 0.5$ ve $N2 = 1$ kullanılırsa, yuvarlak hücum kenarlı ve sivri firar kenarlı bir kanat profili elde edilmektedir. Bu çalışmada w vektörü tasarım değişkenleri olarak kullanılmıştır. Hücum kenarı yarıçapı ise Denklem 5 ile elde edilir ve sadece ilk CST ağırlık terimi ile hesaplanır.

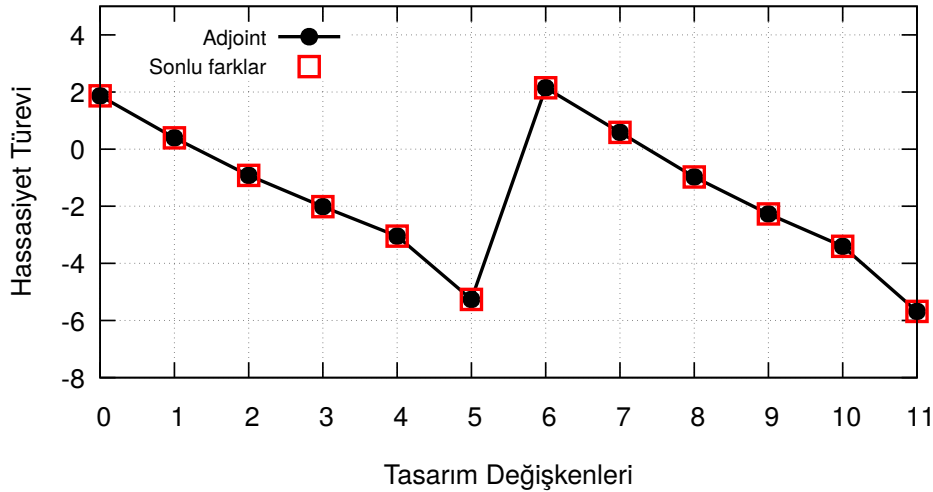
$$S(0) = \sqrt{\frac{2r_{LE}}{c}} \quad (5)$$

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Öncelikle yunuslama momenti hassasiyet türevleri NACA2412 kanat profili için 5. dereceden CST kullanılarak sonlu farklar ve adjoint yöntem ile hesaplanmıştır. Daha sonra NACA2412 kanat profili, hedef taşıma katsayısı için eniyilenmiştir. Artan yunuslama momentinden ötürü amaç fonksiyonuna yunuslama momenti de eklenmiştir ve ikinci koşulda hedef taşıma ve yunuslama momenti katsayılarına göre eniyileme yapılmıştır. Ek olarak tasarım noktası dışında daha iyi bir performans için bir çok noktalı eniyileme yöntemi geliştirilmiştir. Son olarak, açık kaynak bir çözücü olan SU² ile RANS analizleri sayesinde eniyilenmiş kanat profilleri doğrulanmıştır [Sarıkaya, 2022].

Hassasiyet Türevlerinin Doğrulanması

NACA2412 kanat profili 5. dereceden CST ile ifade edilmiştir. Bu da kanat profilinin şeklini kontrol eden 12 tasarım değişkenine denk gelmektedir. Şekil 1'de sonlu farklar ve adjoint metod ile hesaplanan hassasiyet türevleri gösterilmiştir. Amaç fonksiyonu, I , normalize olması açısından $|1 - C_M/(-0.04)|$ olarak belirlenmiştir. Şekilden de görülebileceği üzere sonlu farklar ve adjoint yöntem ile elde edilen gradyanlar çok iyi derecede uyuşmaktadır. Bu gradyanların elde edilebilmesi için sonlu farklar yöntemiyle 2. mertebeden doğru sonuçlar için 24 akış çözümü, adjoint yöntem ile 1 akış çözümü mertebesinde hesaplama gücü gerekmektedir. Hücum açısı 0 derecedir.



Şekil 1: $I = \left| 1 - \frac{C_M}{-0.04} \right|$ için hassasiyet türevleri, NACA2412

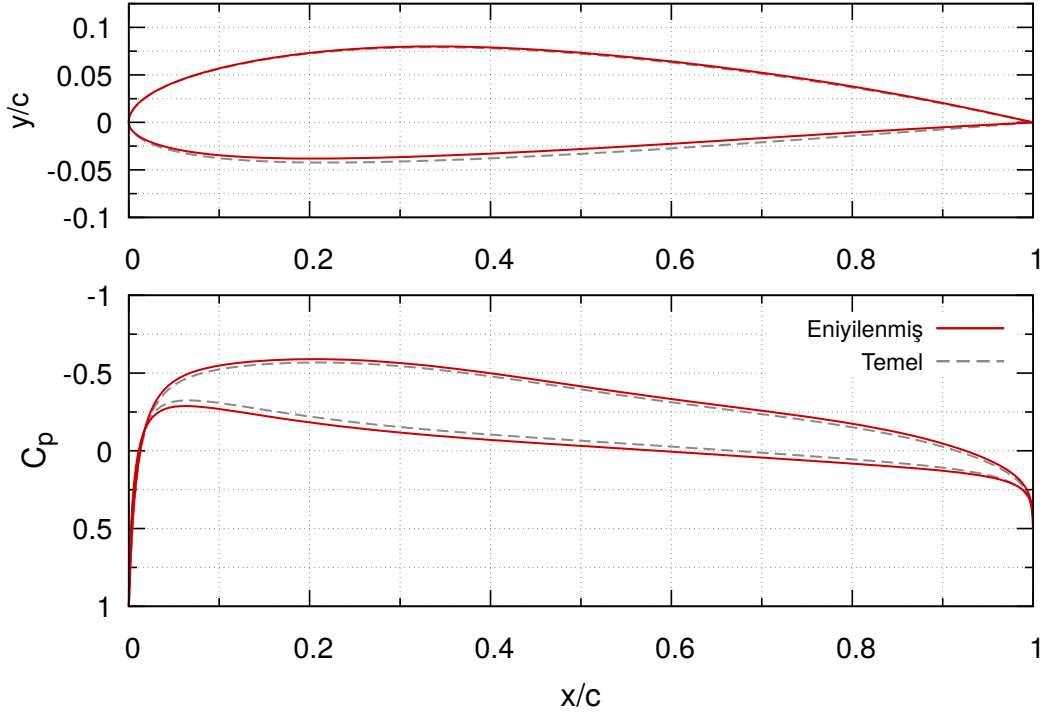
Koşul 1: Hedef C_L

Tek noktalı hedef taşıma katsayısı ile eniyileme için formülasyon Denklem 6'te verilmiştir.

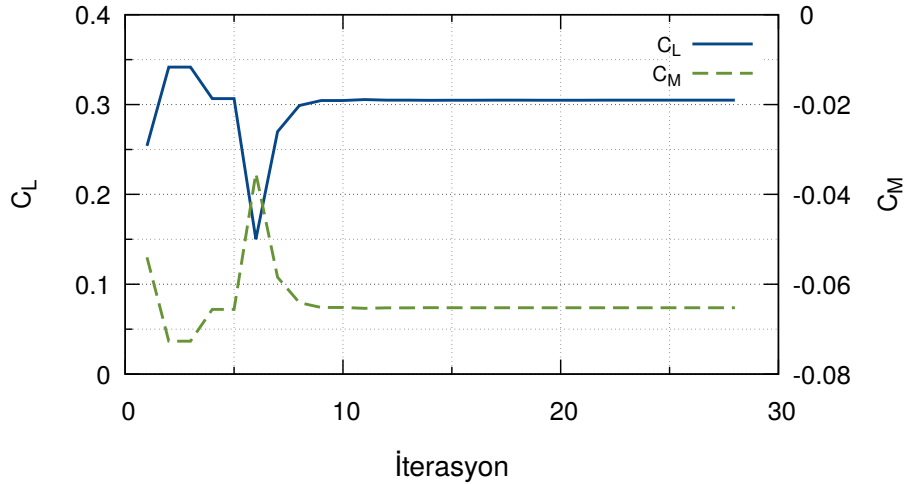
$$\begin{aligned} \min \quad & I(\mathbf{w}) = w_1 \left| 1 - \frac{C_L}{0.305} \right| \\ \text{w.r.t } & \mathbf{w} \\ \text{s.t.} \quad & 1.5r_{HK}^* \geq r_{HK} \geq 0.5r_{HK}^* \end{aligned} \quad (6)$$

Denklem 6'te w_1 değeri amaç fonksiyonu ağırlık terimidir. Taşıma katsayısı hedefi 0.305 olarak belirlenmiştir. Bu da temel kanat profili olan NACA2412'nin taşıma katsayısının yüzde 20 artırılması anlamına gelmektedir. Hedef aerodinamik yükler Tablo 1'de verilmiştir. Kısıtlarda fiziksel bir çözüm elde edilebilmesi için sadece hücum kenarı yarıçapı sınırlanmıştır. Bu sınırlar hücum kenarı

yarıçapını temel hücum kenarı yarıçapının yüzde 50'si ve yüzde 150'si arasında sınırlamaktadır, ve direkt olarak ilk CST ağırlık terimi bu kısıtta kullanılmıştır. Bu koşulda 5. derece CST kullanılmıştır, yani üst ve alt yüzey için toplamda 12 tasarım değişkeni vardır. Eniyileme için hücum açısı 0 derece olarak alınmıştır.

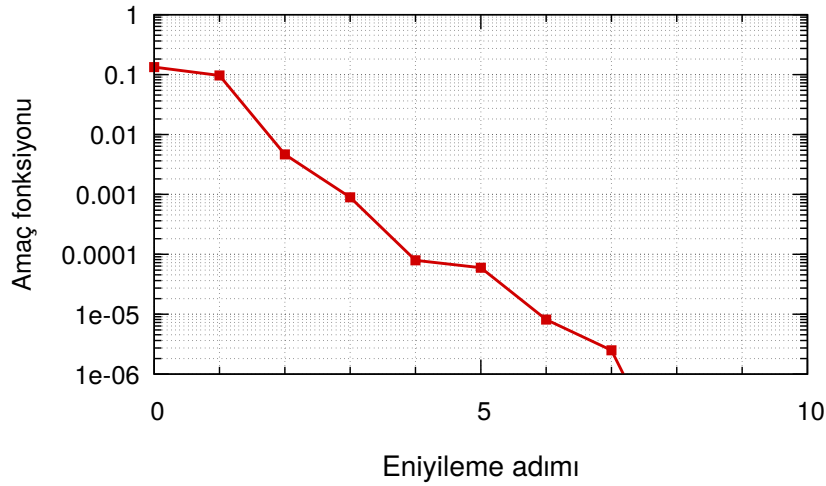


Şekil 2: Temel ve eniyilenmiş kanat profilleri ve basınç katsayısı dağılımları, hedef C_L



Şekil 3: Hedef taşıma katsayısı için aerodinamik yüklerin yakınsama grafiği

Şekil 2 incelendiğinde, temel NACA2412 kanat profiline kamburluk eklenerek hedef taşıma katsayısına ulaşıldığı gözlenmektedir. Basınç katsayısı dağılımında ve kanat profili şeklinde ufak değişiklikler görülmektedir. Değişikler genellikle alt yüzeye odaklanmış haldedir. Tablo 1 incelendiğine panel kodu ile hedef aerodinamik yükler ulaşıldığı gözlenmiştir. Ek olarak, aerodinamik yüklerin minör iterasyonlara göre yakınsama grafiği Şekil 3'te, amaç fonksiyonun yakınsama grafiği ise Şekil 4'te verilmiştir. Grafiklerden görülebileceği üzere aerodinamik yükler



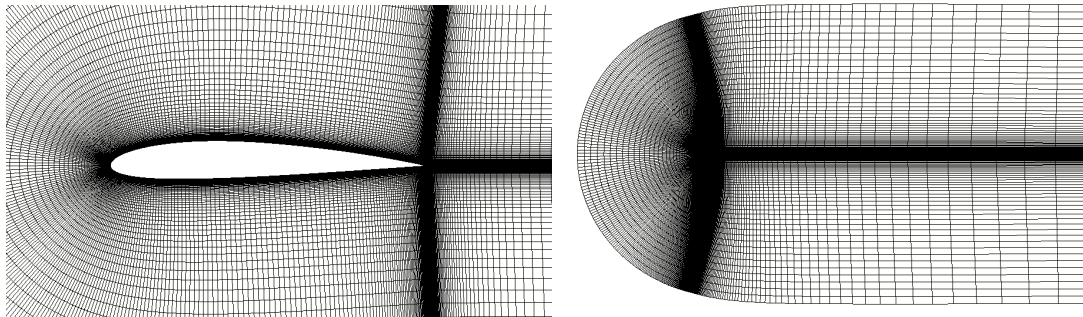
Şekil 4: Koşul 1 için amaç fonksiyonunun eniyileme adımlarına göre değişimi

Tablo 1: Koşul 1 için aerodinamik yükler

Koşullar	C_L		C_M	
	Panel	RANS	Panel	RANS
Temel	0.254	0.229	-0.0540	-0.0493
Hedef	0.305	-	-	-
Koşul 1	0.305	0.275	-0.0652	-0.0597

hızlıca yakınsamıştır. Amaç fonksiyonu ise 8.adımda limit olan 10^{-8} 'in altına düşmüştür ve eniyileme yakınsayarak durdurulmuştur. Toplamda 9 gradyan çağrısı ve 16 akış alanı çözümü alınmıştır.

Doğrulama amaçlı olarak C-tipi çözüm ağı üzerinde 0 derece hücum açısında RANS analizi de yapılmıştır. Bu RANS analizleri daha önce belirtildiği gibi bir açık kaynak çözücü olan SU² ile tamamen türbülanslı olarak yapılmıştır. Örnek olarak oluşturulan C-tipi çözüm ağının görselleri Şekil 5'te verilmiştir. Sınır tabakanın doğru çözülmesi için y^+ değeri 1 olacak şekilde çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm ağı akış yönünde 621 düğüm, akışa normal yönde 150 düğüm bulundurmaktadır. Bu değerler aerodinamik yükler ile çözüm ağı yakınsaması çalışması yapılarak bulunmuştur, ancak çözüm ağı yakınsaması çalışması burada gösterilmemiştir. Serbest akış koşulları olarak $Re = 5 \times 10^6$, $M = 0.3$ olarak alınmıştır ve RANS denklem seti SST türbülans modeli ile kapatılmıştır. Yüksek Reynolds sayısından ötürü laminardan türbülansa geçiş modeli kullanılmamıştır ve tüm akış alanı tamamen türbülanslı olarak varsayılmıştır.



Şekil 5: NACA2412 için oluşturulmuş C-tipi çözüm ağı, 621×150 , $y^+ = 1$.

Panel metodu ve RANS ile elde edilen katsayılar beklendiği gibi birbiriyle uyumaktadır (Tablo 1). Ancak, her ne kadar elde edilen taşıma katsayısı yeterli olsa da bu koşulda elde edilen eniyilenmiş kanat profilinin yarattığı yunuslama momenti temel kanat profilinden yüksek olduğu için amaç fonksiyonuna bir sonraki bölümde yunuslama katsayısı eklenecektir.

Koşul 2: Hedef C_L ve C_M

Tek noktalı eniyileme problemi için ikinci koşulun formülasyonu Denklem 7'de verilmiştir. Bu koşulda temel kanat profili, koşul 1'de elde edilen eniyilenmiş kanat profili olarak seçilmiştir.

$$\begin{aligned} \min \quad & I(\mathbf{w}) = w_1 \left| 1 - \frac{C_L}{0.305} \right| + w_2 \left| 1 - \frac{C_M}{-0.054} \right| \\ \text{w.r.t } \quad & \mathbf{w} \\ \text{s.t.} \quad & 1.5r_{HK}^* \geq r_{HK} \geq 0.5r_{HK}^* \end{aligned} \quad (7)$$

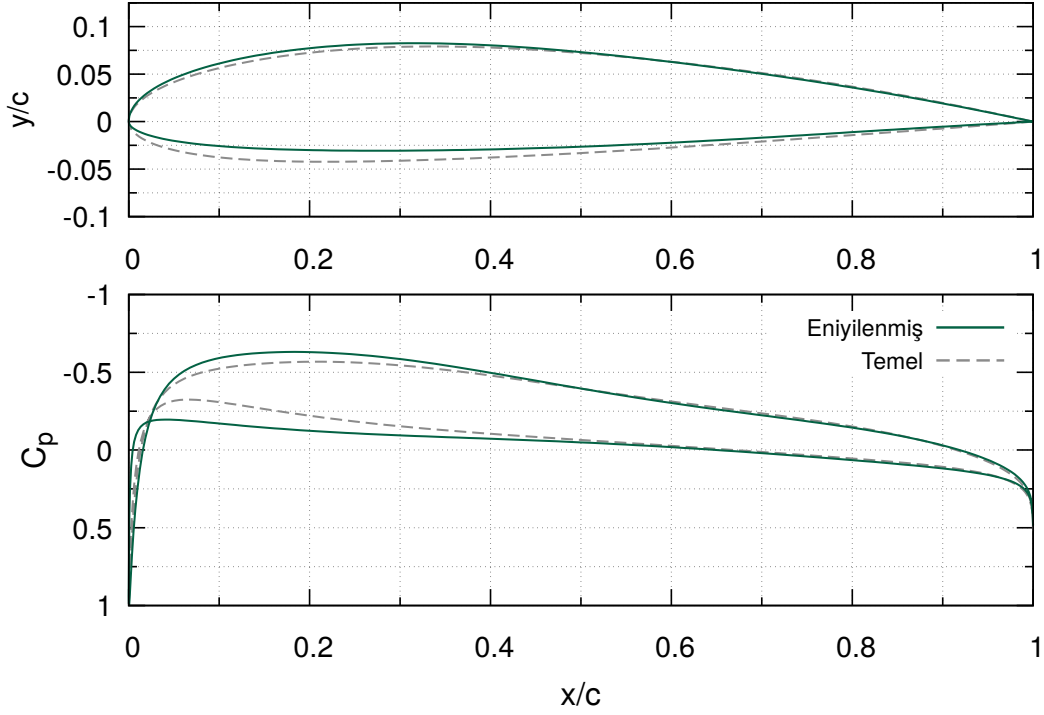
Denklem 7'de w_1 ve w_2 değerleri göreceli amaç fonksiyonu ağırlık terimleridir. w_1 ve w_2 değerleri amaç fonksiyonunda eşit öncelik sağlaması açısından 0.5 ve 0.5 olarak seçilmiştir. Taşıma ve yunuslama momenti katsayısı hedefleri ise 0.305 ve -0.054 olarak belirlenmiştir. Bu da temel kanat profili olan NACA2412'nin taşıma katsayısını yüzde 20 artırıp, yunuslama momentinin temel kanat profilinin yunuslama momentine eşit olması anlamına gelmektedir. Sadece hücum kenarı yarıçapı sınırlanmıştır. Bu sınırlar hücum kenarı yarıçapındaki artışı veya azalışı en fazla yüzde 50 ile sınırlamaktadır, ve direkt olarak ilk CST ağırlık terimi kullanılmıştır. Hedef aerodinamik yükler Tablo 2'te verilmiştir. Eniyileme için hücum açısı 0 derece olarak alınmıştır.

Şekil 6'de temel ve eniyilenmiş kanat profilleri ve elde edilen basınç katsayısı dağılımları verilmiştir. Eniyileme sonuçları incelendiğinde, gerekli taşıma katsayısına ulaşabilmek için kanat profilinde burun ve $0.5c$ arasına kamburluk eklendiği görülmektedir. Gerekli yunuslama momentini sağlayabilmek için firar kenarı kalınlığı çok değiştirilmemiştir ve burun kısmında emiş azaltılmıştır. Hücum kenarı yarıçapı biraz küçültülmüştür. Tablo 2'de de görülebileceği üzere hedef aerodinamik yüklerle ulaşılmıştır. Ek olarak, aerodinamik yüklerin minör iterasyonlara göre yakınsama grafiği Şekil 7'de verilmiştir. Grafiklerden görülebileceği üzere aerodinamik yükler hızlıca yakınsamıştır. Toplamda 17 gradyan çağrısı yapılmıştır ve 46 akış alanı çözümü yapılmıştır. Amaç fonksiyonunun yakınsama grafiği Şekil 8'de verilmiştir. Amaç fonksiyonunun eniyileme adımlarına göre göreceli değişim limiti olan 10^{-6} 'nın altına düştüğü için eniyileme 16 adımın sonunda yakınsayarak durdurulmuştur.

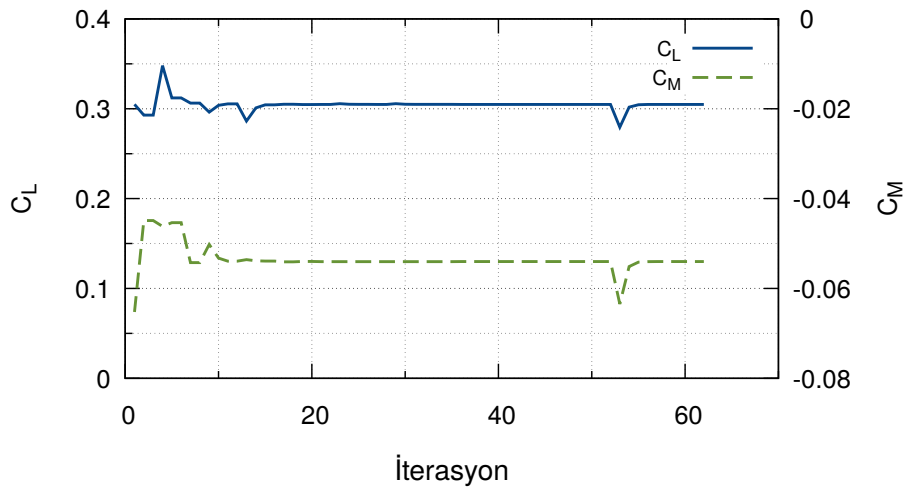
Doğrulama amaçlı olarak C-tipi çözüm ağı üzerinde farklı hücum açısında RANS analizleri de yapılmıştır. Tablo 2'de görülebileceği gibi RANS analizleri ve panel metodu ile elde edilen katsayılar beklendiği gibi tasarım noktasında birbirleriyle uyumaktadır. Tasarım noktasında, yani 0 derece hücum açısında panel çözümü ve RANS çözümleri Şekil 9'da karşılaştırılmıştır. Şekilde de görülebileceği üzere, her iki çözücü ile benzer basınç katsayısı dağılımları elde edilmiştir. Kanat profilinin iki yüzeyinde de basınç katsayısı dağılımları neredeyse benzer olduğu için aerodinamik yükler de benzer olmuştur. Tasarım noktası dışındaki performansı ölçebilmek için Koşul 1 ve 2'de elde edilen eniyilenmiş kanat profillerine bir hücum açısı taraması yapılmıştır. RANS analizleri Koşul 1'de belirtilen şekilde, farklı hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Aerodinamik katsayıların hücum açısına göre değişimleri Şekil 10'da gösterilmiştir. Şekil 10'da her iki koşulda elde edilen kanat profilleri için taşıma kuvvetlerinin hücum açısı boyunca benzer olduğu görülmüştür. Ek olarak, beklendiği gibi başarılı bir şekilde tasarım noktasında yunuslama momenti azaltılmıştır. Ancak, her iki koşul için de yunuslama momenti tasarım noktası dışında temel kanat profili olan NACA2412'den uzaklaşmaktadır. Son olarak, geliştirilen eniyileme yönteminin sürüklemeye etkisi çok düşüktür. Yunuslama momentinin NACA2412'den yüksek olmaması için sonraki kısımda çok noktalı eniyileme yaklaşımı gösterilecektir.

Tablo 2: Koşul 2 için aerodinamik yükler

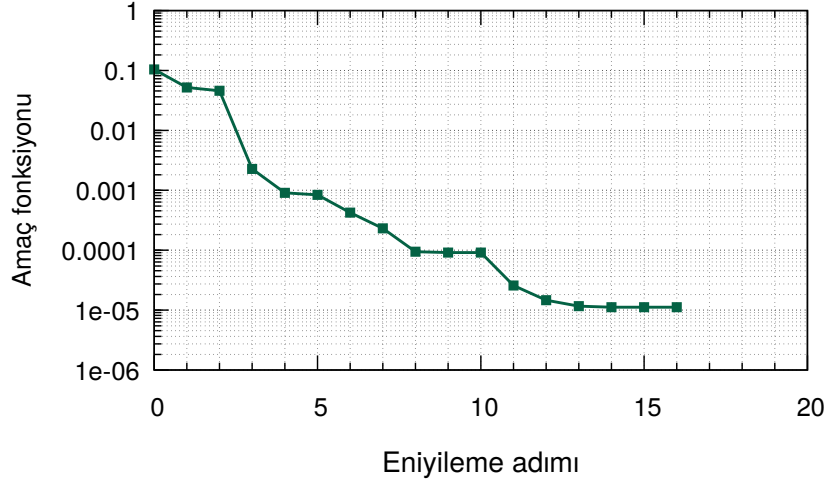
Koşul	C_L		C_M	
	Panel	RANS	Panel	RANS
Koşul 1	0.305	0.275	-0.0652	-0.0597
Hedef	0.305	-	-0.0540	-
Koşul 2	0.305	0.282	-0.0540	-0.0491



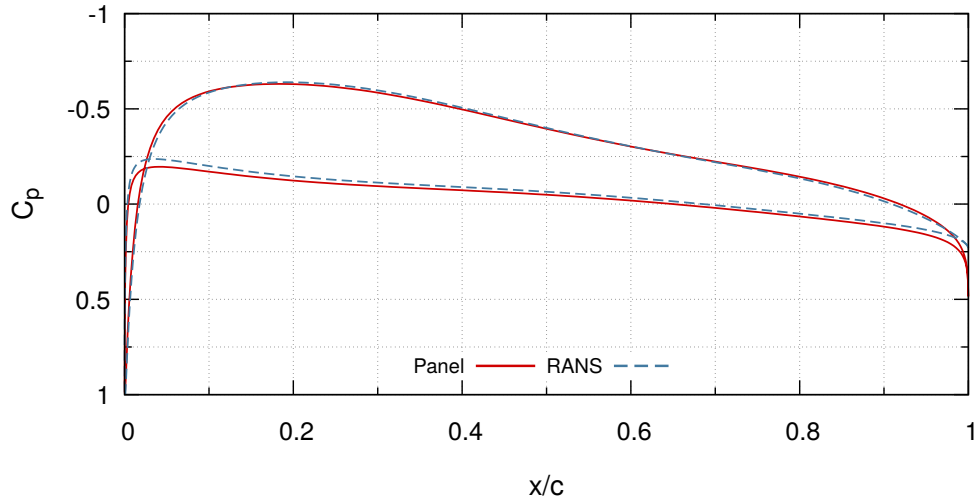
Şekil 6: Temel ve eniylenmiş kanat profilleri ve basınç katsayısı dağılımları, koşul 2



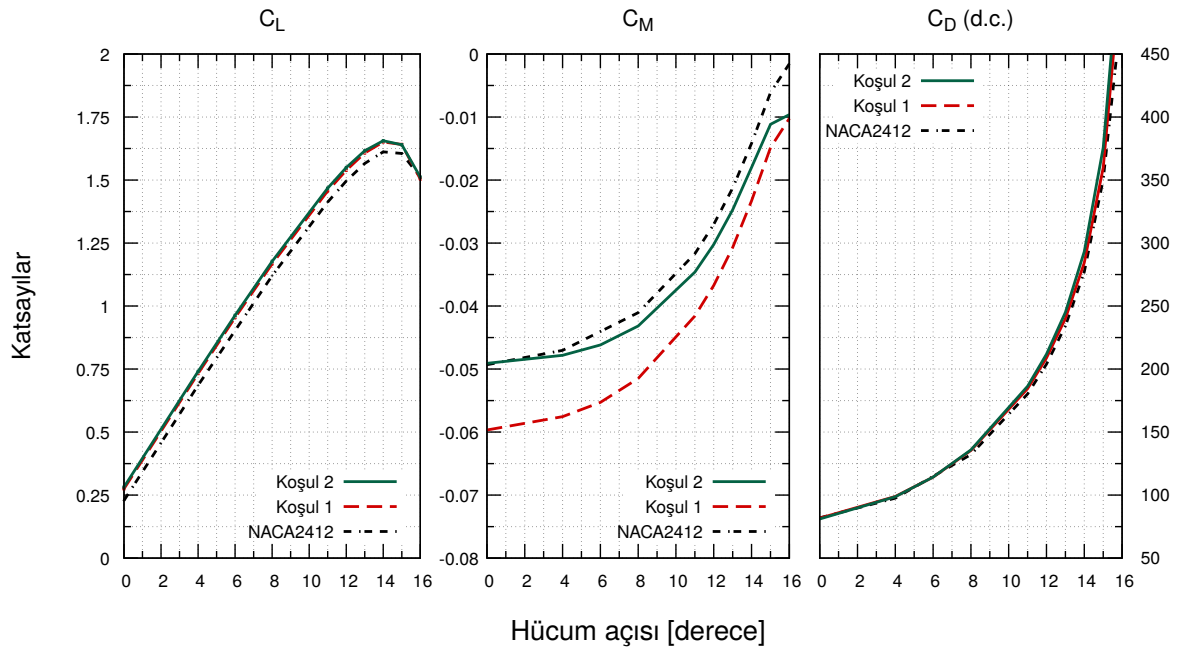
Şekil 7: Hedef taşıma ve yunuslama momenti katsayıları için aerodinamik yüklerin yakınsama grafiği



Şekil 8: Koşul 2 için amaç fonksiyonunun eniyileme adımlarına göre değişimi



Şekil 9: Koşul 2'de tasarlanan kanat profilinin yüzey basınç katsayısı dağılımları, panel ve RANS



Şekil 10: Koşul 1 ve 2'de tasarlanan kanat profilleri için hücum açısı taraması

Koşul 3: Çok Noktalı Eniyileme

Çok noktalı eniyileme problemi Denklem 8'de gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} \min \quad & I(\mathbf{w}) = \sum_{i=1}^2 \beta_i \left(w_{1,i} \left| 1 - \frac{C_L}{C_{L,\text{hedef}}}_i \right| + w_{2,i} \left| 1 - \frac{C_M}{C_{M,\text{hedef}}}_i \right| \right) \\ \text{w.r.t } \quad & \mathbf{w} \\ \text{s.t.} \quad & 1.5r_{HK}^* \geq r_{HK} \geq 0.5r_{HK}^* \end{aligned} \quad (8)$$

Denklem 8'de w_1 ve w_2 değerleri amaç fonksiyonu göreceli ağırlık terimleridir. w_1 ve w_2 değerleri amaç fonksiyonunda eşit öncelik sağlaması açısından 0.5 ve 0.5 olarak seçilmiştir. Ek olarak, eniyileme noktalarının ağırlıkları da eşit olarak alınmıştır, yani Denklem 8'de β_1 ve β_2 değerleri 0.5'e eşittir. NACA 2412 kanat profili temel kanat profili olarak 0 ve 4 derece hücum açılarında eniyilenmek üzere seçilmiştir. Açıklayıcı olması açısından çok noktalı eniyileme diyagramı Şekil 11'da verilmiştir. Sadece hücum kenarı yarıçapı sınırlanmıştır. Bu sınırlar hücum kenarı yarıçapındaki artışı veya azalışı en fazla yüzde 50 ile sınırlamaktadır, ve direkt olarak ilk CST ağırlık terimi kullanılmıştır.

Tablo 3'de ise hedef aerodinamik yükler ve temel aerodinamik yükler verilmiştir. Taşıma kuvveti hedefi her iki noktada da artımı Koşul 2 ile aynı tutmaktır (0.305 ve 0.783). Yunuslama momenti hedefleri ise 0 derecede NACA2412 ile aynı momentine sahip olmak (-0.054) ve 4 derecede Koşul 2'de elde edilen kanat profilinden yüzde 5 az yunuslama momenti elde etmektir (-0.0558). Kısaca, bu koşulda sabit taşıma kuvvetinde bir noktada moment azaltımı yapılacaktır.

Tablo 3: Çok noktalı eniyileme aerodinamik katsayı hedefleri

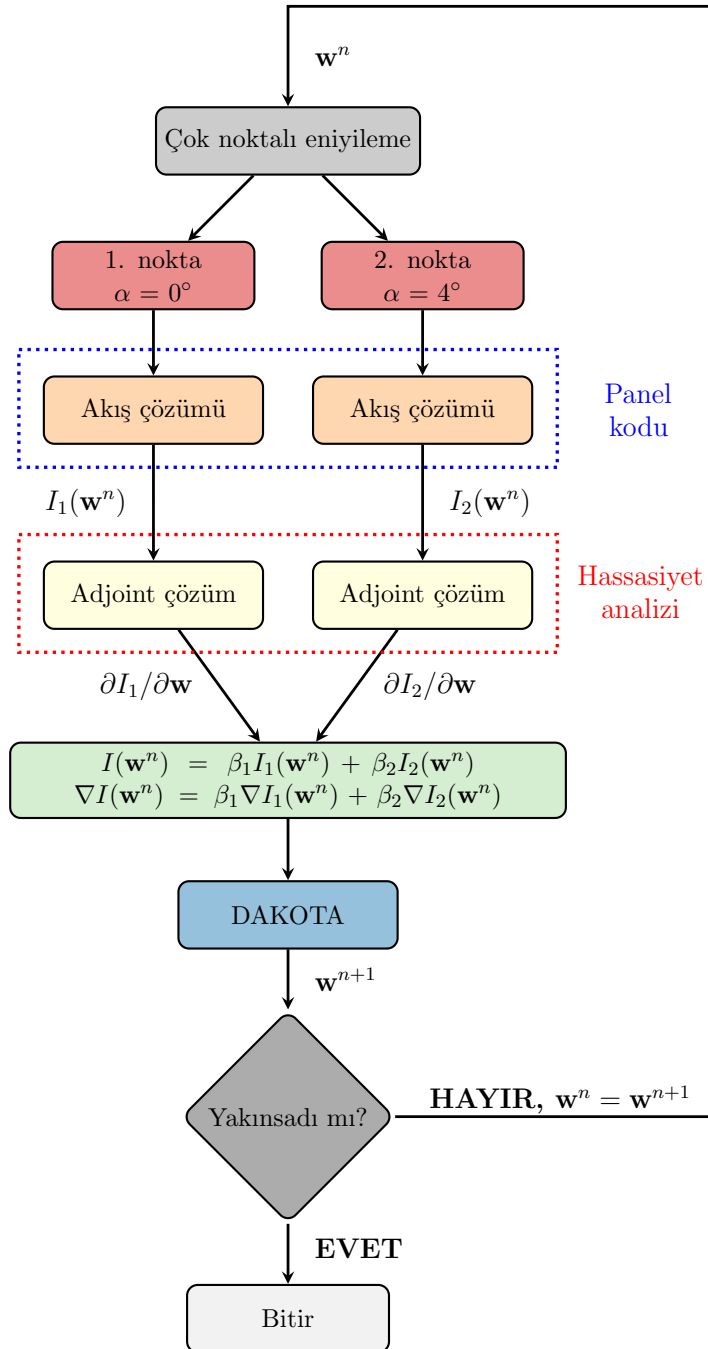
Koşul	C_L		C_M	
	0 deg	4 deg	0 deg	4 deg
Temel, Panel	0.305	0.783	-0.0540	-0.0588
Temel, RANS	0.282	0.741	-0.0491	-0.0478
Hedef	0.305	0.783	-0.0540	-0.0558
Eniyilenmiş, Panel	0.305	0.783	-0.0540	-0.0558
Eniyilenmiş, RANS	0.282	0.744	-0.0489	-0.0445

Şekil 12 incelendiğinde, eniyileme sürecinde temel kanat profilinin üstüne genel olarak burun kısmı ve yarı veter aralığında kamburluk eklemesi yapılmıştır. Kanat profilinin daha sonra firar kenarına kadar incelendiği görülmüştür. Hücum kenarı yarıçapı artışı gözlenmiştir. Basınç katsayısı dağılımları incelendiğinde ise burun kısmında artan kamburluktan ötürü gerekli taşıma kuvveti artışı bu kısımdan sağlanmıştır. Eniyileme sürecinde aerodinamik yüklerin yakınsama grafiği Şekil 13'da verilmiştir. 54 akış alanı çözümü ve 31 gradyan çağrısı ile verimli bir şekilde çok-noktalı aerodinamik eniyileme yapılmıştır. Eniyileme adımlarına göre amaç fonksiyonunun değişimi Şekil 15'de verilmiştir, eniyileme adımları arasında amaç fonksiyonu değişimi limitin altına düştüğü için eniyileme yakınsayarak durdurulmuştur. Tablo 3 incelendiğinde, belirtilen hedef aerodinamik yüklerle ulaşıldığı görülmektedir.

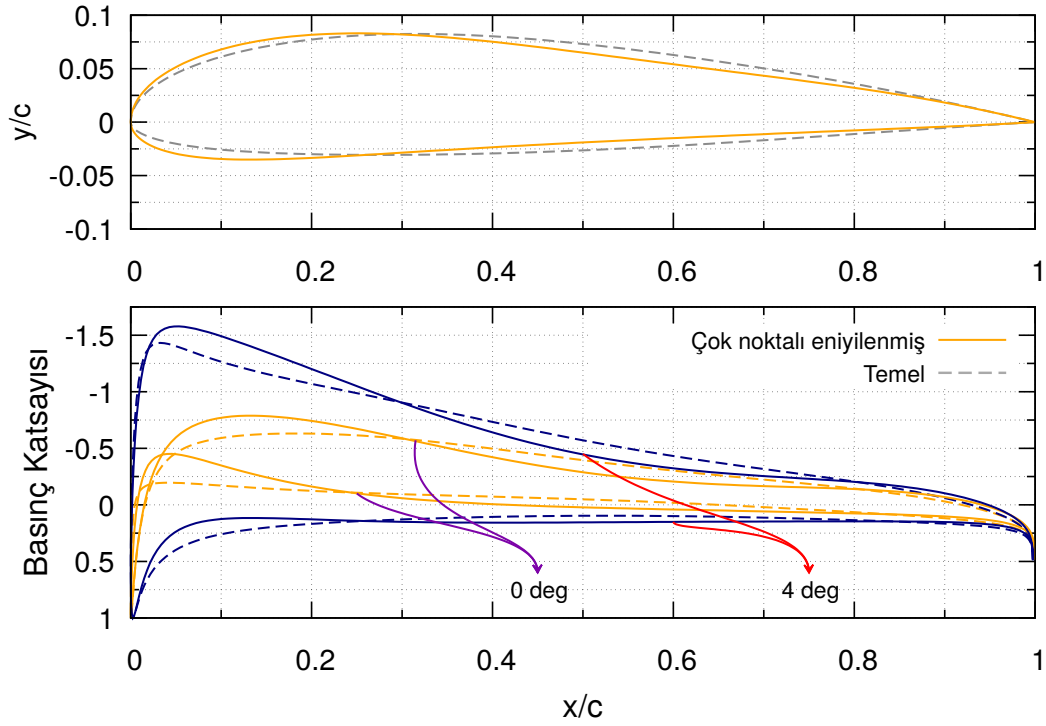
Doğrulama amaçlı olarak C-tipi çözüm ağı üzerinde RANS analizleri de yapılmıştır ve sonuçları Tablo 3'te verilmiştir. Hem panel hem RANS ile yunuslama momentinde benzer azalma elde edilmiştir. RANS analizleri daha önce belirtildiği gibi bir açık kaynak çözücü olan SU² ile tamamen türbülanslı olarak yapılmıştır. Serbest akış koşulları olarak $Re = 5 \times 10^6$, $M = 0.3$ olarak alınmıştır. RANS analizleri ve panel metodu ile elde edilen katsayılar beklendiği gibi birbiriyle uyumaktadır. Hücum açısı taraması yapıldığında, çok-noktalı eniyilemeden beklendiği gibi tüm operasyonel aralıkta bir gelişme görülmüştür (Şekil 14). Koşul 3'te elde edilen taşıma kuvveti, Koşul 2 ile

aynıdır ve beklendiği gibi temel kanat profiline göre taşıma kuvveti artmıştır. Yunuslama momentindeki azalış Şekil 14'de açıkça görülmektedir. Bu azalış başarılı bir şekilde çok noktalı eniyilemesi yapıldığını göstermektedir. Bu koşulda elde edilen kanat profilinin yunuslama momenti tüm operasyonel aralıkta NACA2412'den azdır. Ek olarak, sürüklenme katsayısında yine büyük bir artış görülmemiştir.

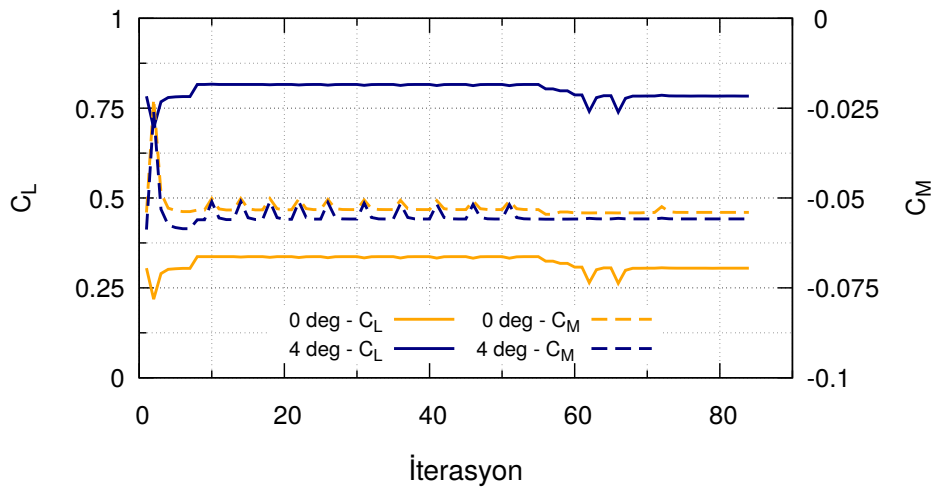
Son olarak, RANS ve panel metodunun 0 ve 4 derece hücum açısında basınç katsayısı dağılımları da Şekil 16'de verilmiştir. Beklendiği gibi, bağlı akıştan dolayı basınç katsayısı dağılımları arasında farklılık görülmemektedir. Hem panel kodunun hem de SU^2 'in basınç katsayısı dağılımı tahminleri çok benzerdir.



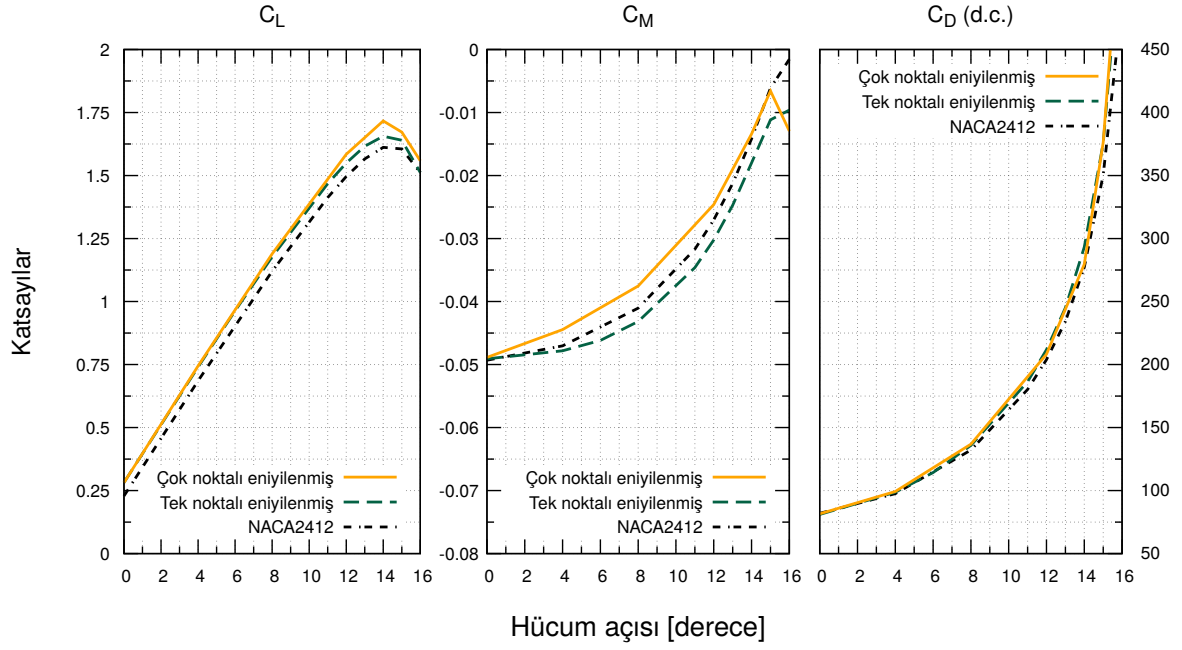
Şekil 11: Çok noktalı eniyileme diyagramı



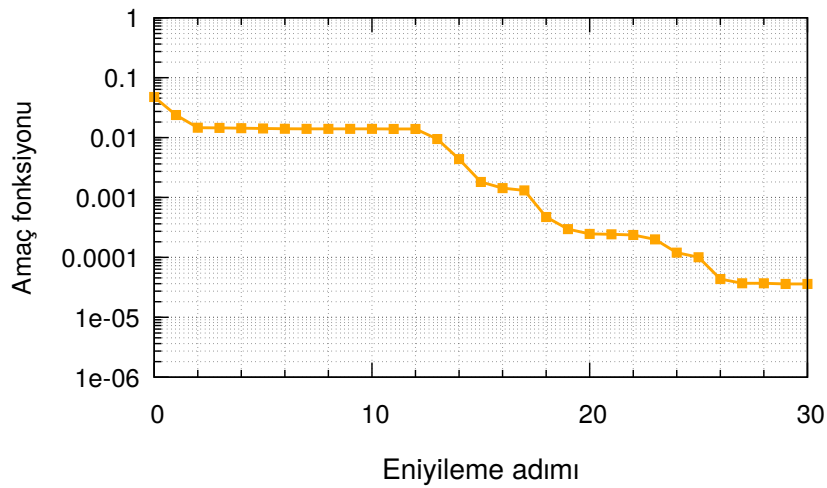
Şekil 12: Çok noktalı eniyilenmiş profil üzerinde basınc katsayısı dağılımları



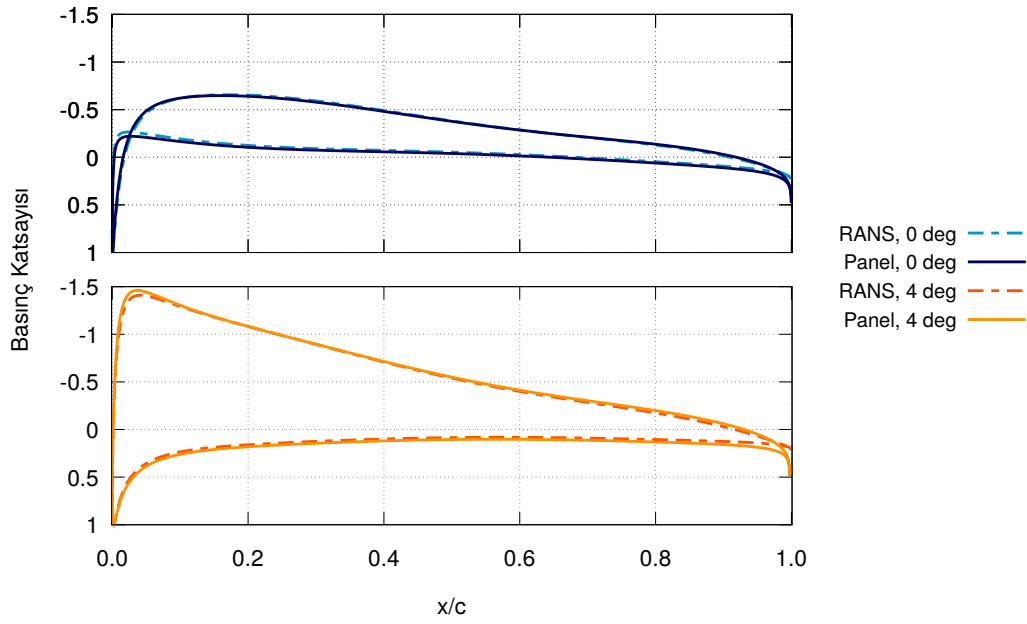
Şekil 13: Çok noktalı eniyileme yakınsama grafiği



Şekil 14: Çok-noktalı eniyileme koşulunda tasarlanan kanat profili için hücum açısı taraması



Şekil 15: Koşul 3 için amaç fonksiyonunun eniyileme adımlarına göre değişimi



Şekil 16: Çok-noktalı eniyilenmiş profil için yüzey basınç katsayılarının karşılaştırılması, panel ve RANS

SONUÇ

Geliştirilen bir panel kodu FDOT ile otomatik türevlenip, kanat profilleri üzerinde hassasiyet analizleri yapılmıştır. Hesaplanan hassasiyet türevleri sonlu farklar ile doğrulandıktan sonra açık-kaynaklı bir eniyileme aracı olan DAKOTA ile tek ve çok-noktalı eniyileme çalışmaları yapılmıştır. Eniyileme için quasi-Newton algoritması kullanılmıştır. Hessian matrisi BFGS güncellemesi ile yaklaşık olarak hesaplanmıştır. İlk koşulda NACA2412 kanat profili temel kabul edilerek belirli bir hedef taşıma katsayısına göre eniyilenmiştir. İkinci koşulda bu amaç fonksiyonuna yunuslama momenti katsayısı eklenmiştir ve yunuslama momenti sabit tutularak taşıma kuvveti artırılmıştır. Üçüncü koşul olarak NACA 2412 kanat profili çok-noktada (0 ve 4 derece hücum açılarında) belirli taşıma ve yunuslama momenti hedefleri ile eniyilenmiştir. Hedef aerodinamik katsayılar yakalanmıştır. Hem tek-noktalı eniyilemenin hem de çok-noktalı eniyilemenin etkisi açık bir kaynak RANS çözücüsü olan SU² kullanarak hücum açısı taramaları ile gösterilmiştir. Hesaplanan katsayıların mutlak değerleri ve basınç katsayısı dağılımları RANS analizleri ile doğrulanmıştır. Sonuç olarak, geliştirilen panel kodunun ve ters modda adjoint yöntemin; hızlı, verimli ve doğru bir eniyileme aracı olarak kullanılabileceği kararına varılmıştır.

Kaynaklar

Adams, B. M., Bohnhoff, W. J., Dalbey, K. R., Ebeida, M. S., Eddy, J. P., Eldred, M. S., Geraci, G., Hooper, R. W., Hough, P. D., Hu, K. T., Jakeman, J. D., Khalil, M., Maupin, K. A., Monschke, J. A., Ridgway, E. M., Rushdi, A. A., Stephens, J. A., Swiler, L. P., Vigil, D. M., Wildey, T. M., 2019, *Dakota, A Multi-level Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.11 User's Manual*, Tech. Rep. SAND2014-4633, Sandia National Laboratories, July 2014. güncelleme: November 2019

Djeddi, R. ve Ekici, K., 2019. *FDOT: A Fast, Memory-Efficient and Automated Approach for*

- Discrete Adjoint Sensitivity Analysis Using the Operator Overloading Technique*, Aerospace Science and Technology, Cilt.91, s.159-174
- Djeddi, S. 2018. *Towards Adaptive and Grid-Transparent Adjoint-Based Design Optimization Frameworks*, Doktora tezi, University of Tennessee.
- Economon, T. D., Palacios, F., Copeland, S. R., Lukaczyk, T. W., 2016. *SU2: An Open-Source Suite for Multiphysics Simulation and Design*, AIAA Journal, Cilt.54, No.3
- Jameson, A., 1988. *Aerodynamic Design via Control Theory*, Journal of Scientific Computing, Cilt.3, No.3, s.233–260.
- Kulfan, B., 2007. *A Universal Parametric Geometry Representation Method - "CST"*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, San Diego, 8-11 Ocak
- Sarıkaya, B. ve Tuncer, İ. H., 2022. *Adjoint Based Design Optimization of Subsonic Airfoils using a Panel Code Together with a RANS Solver*, AIAA SciTech 2022 Forum, San Diego, 3-7 Ocak
- Sarıkaya, B., 2022. *Adjoint Based Design Optimization of Subsonic Airfoils with a Panel Code*, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi
- Yu, Yin, Lyu, Zhoujie, Xu, Zelu, ve Martins, Joaquim R. R. A., 2018 *On the Influence of Optimization Algorithm and Starting Design on Wing Aerodynamic Shape Optimization*, Aerospace Science and Technology, Cilt.75, s.183-199
- Zingg, D. W., Nemec, M., Pulliam T. H., 2008. *A Comparative Evaluation of Genetic and Gradient-Based Algorithms Applied to Aerodynamic Optimization*, European Journal of Computational Mechanics, Cilt.17, s.103–126