VII. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
12-14 Eylül 2018, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun

UHUK-2018-080

ÜÇ BOYUTLU KANAT AERODİNAMİK ÖZELLİKLERİNİN NON-LİNEER ANALİZİ

Hasan Karali[1]
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

M. Adil Yükselen[2]
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada Prandtl'ın taşıyıcı çizgi teorisinden faydalanılarak kanat ve benzeri taşıyıcı yüzeyler için yeni bir non-lineer taşıyıcı çizgi yöntemi geliştirilmiştir. Geliştirilen yöntem özellikle üç-boyutlu kanadın maksimum taşıma noktasını, tutunma kaybı öncesi ve sonrası aerodinamik performansını deneysel veya nümerik olarak elde edilmiş iki boyutlu kesit profil verisi kullanarak hesaplayabilmesi ile ön plana çıkmaktadır. Yöntem taşıma ve indüklenmiş sürükleme katsayılarını direkt olarak vermekte olup, viskoz sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları geliştirilen bir yaklaşımla iki-boyutlu profil verisinden hesaplanmaktadır. Geliştirilen matematiksel model Visual Basic programlama dili kullanılarak bir bilgisayar programı haline getirilmiştir. Üç-boyutlu kanat üzerinden yapılan doğrulama çalışmalarında yöntem deneysel sonuçlarla neredeyse çakışık sonuç vermiştir. Çeşitli analiz araçlarıyla yapılan karşılaştırmada yöntemin NASA TetrUSS gibi yüksek mertebeden hesaplamalı akışkanlar dinamiği programlarıyla uyumlu bir sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Geliştirilen yöntem basit kişisel bir bilgisayarda salise mertebesindeki hesaplama süresi ile ön plana çıkmaktadır. Yöntem genel olarak sıkıştırılamaz rejimdeki tüm çözümlemelerde kullanılabilmektedir. Özellikle İnsansız Hava Aracı (İHA) uygulamalarında karşılaşılan düşük Reynolds sayısının aerodinamik performansa etkisi geliştirilen yöntem ile analiz edilebilmektedir. Matematiksel model viskoz etkileri dâhil ettiğinden dolayı kanat tasarımı ve boyutlandırmasında önemli parametreler olan seyir esnasında düşük hücum açısında taşıma, maksimum taşıma noktası, toplam sürükleme ve tutunma kaybı sonrası kanadın davranışı analiz sonucunda elde edilmektedir. Yöntemin hesaplama başarısı ve süresi dikkate alındığında kanat geometrileri için iyi bir tasarım ve optimizasyon aracı olarak kullanıma uygun olduğu gözükmektedir.

GİRİŞ

Kanatlar, taşıyıcı yüzey olarak uçağın en önemli bileşenidir. Uçağın ön tasarımı aşamasında birçok kanat geometrisi oluşturulup, farklı koşullarda aerodinamik analize tabi tutularak bunlardan performans gereksinimlerini karşılayacak en iyisinin belirlenmesi hedeflenir. Aerodinamik analizler için, havacılığın ve teknolojinin gelişimine paralel olarak, potansiyel akım yaklaşımlarından Navier-Stokes denklemlerinin çözümüne kadar geniş bir yelpazede çeşitli hesaplamalı aerodinamik yöntemleri kullanıla gelmiştir. Ancak en-iyileme aşamasında analiz aracından beklenen mümkünse hızlı ve olabildiğince doğru bir sonuç vermesidir [Sadraey, 2012].

Hesaplamalı aerodinamik yöntemlerinde mertebe yükseldikçe elde edilen çözümler akımın gerçek fiziksel koşullarına daha fazla yaklaşmaktadır [Cummings, Mason, Morton ve McDaniel, 2015]. Ancak bu tercih daha karmaşık çözümleme tekniklerine ve daha büyük hesaplama yüküne yol açmakta, gerekli bilgisayar işlem gücü ve süresi artarak çözüm maliyetini yükselmektedir. Oysa düşük mertebeden yöntemler Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü esas alan HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) yöntemlerine kıyasla önemli ölçüde düşük işlem gücü

[1] Lisans Öğrencisi, Uçak Müh. Böl., karalih@itu.edu.tr
[2] Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., ykselen@itu.edu.tr

gereksinimi ve kısa süreli hesap özelliğine sahiptirler. Bu husus uçak tasarımının ön aşamalarında daha düşük mertebeden yöntemler kullanılmasının bir tercih nedenidir.

Kanatların aerodinamik analizinde kullanılan düşük mertebeden yöntemler arasında Prandtl taşıyıcı çizgi teorisine dayanan yöntemleri, bunun ayrıklaştırılmış bir çeşitlemesi olan nümerik taşıyıcı çizgi yöntemlerini, taşıyıcı yüzey esaslı girdap kafes yöntemlerini ve panel yöntemlerini saymak mümkündür [Katz ve Plotkin, 2001]. Esasen potansiyel akım yaklaşımına dayanan bu yöntemlerle bir kanadın düşük ve orta hücum açılarındaki taşıma eğrisinin ve indüklenmiş sürüklemenin gerçeğe yakın derecede elde edilmesi mümkün olabilmektedir. Ancak viskozite etkileri dikkate alınmadığı için taşıma eğrisi eğiminde yüksek hücum açılarında görülen non-lineer gelişme ve tutunma kaybı bölgesindeki karakteristik belirlenemediği gibi, kanat tasarımı ve boyutlandırmasında önemli bir husus olan maksimum taşıma katsayısı ve viskoz sürükleme elde edilememektedir. Bununla birlikte, söz konusu bu yöntemlerin birçok uygulamalarında potansiyel akım esaslı modele viskozite etkilerinin bir şekilde sokulduğu görülmektedir [de Vargas ve de Oliveira, 2006].

Çalışmanın Amacı

Bu çalışmanın amacı kanat ve benzeri taşıyıcı yüzeylerin aerodinamik analizinde düşük mertebeden yöntemleri kullanarak, viskozite etkilerini dikkate alabilen, hata seviyesi olabildiğince düşük ve hızlı bir analiz aracı oluşturmaktır. Bu amaçla yapılan bir literatür incelemesi sonucunda Prandtl taşıyıcı çizgi modeline dayanan, iki-boyutlu profil verilerini kullanan yeni bir yöntem ve bunun uygulaması için bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Visual Basic dilinde geliştirilen bu programla bir kanadın çeşitli hücum açılarındaki aerodinamik karakteristiklerini salise mertebesinde hesaplamak mümkün olmaktadır.

Literatür Özeti

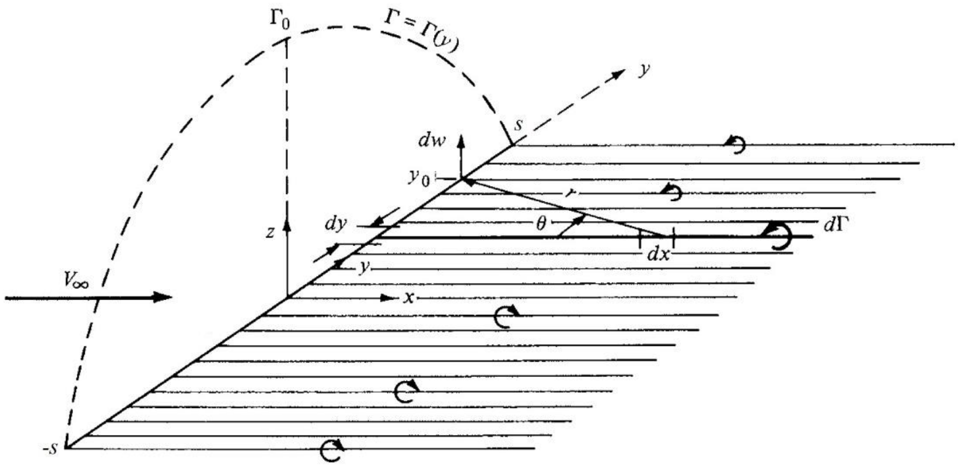
Geçtiğimiz yüzyılın ilk yarısında -havacılığın ilk gelişim yıllarında- kanatların aerodinamik analizinde kullanılan yöntemler çoğunlukla Prandtl'ın taşıyıcı çizgi modeline dayanmaktadır [Prandtl, 1918]. Başlangıçta orta ve yüksek açıklık oranına sahip ok açısız kanatların taşıma eğrilerinin lineer bölgesini hesaplamada başarıyla kullanılan bu yöntemler ilerleyen zaman içerisinde geliştirerek, taşıma eğrisinin non-lineer bölgesini hesaplama amacıyla çeşitli çalışmalar yapılmıştır [Tani, 1934; Sivells ve Neely, 1947]. Bu yöntemler daha ziyade kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesitte iki-boyutlu taşıma maksimum değerine erişinceye kadar işlemekte, taşıma eğrisi eğimin negatif olduğu hücum açılarında sonuç vermemektedir. Prandtl modelinin ayrıklaştırılmış çeşitlemesi ilk olarak Weissinger tarafından uygulanmıştır [Weissinger, 1942]. Burada kanat açıklığı boyunca iç içe sonsuz sayıda atnalı girdabı yerine yanyana sonlu sayıda atnalı girdabı alınmaktadır. Bu yöntemin non-lineer bir uygulaması ilk olarak Piszkin ve Levinsky tarafından gerçekleştirilmiştir [Piszkin ve Levinsky, 1976]. Girdap kafes yöntemlerinin ilk örneği Faulkner tarafından ortaya konulmuş olup günümüzde en çok kullanılan yöntemlerden biridir [Faulkner, 1943]. Bu yöntemin iki-boyutlu kanat profil verilerini kullanarak viskoz etkileri de hesaba katan bir çok non-lineer uygulaması yapılmıştır [Mukherjee, Gopalarathnam ve Kim, 2013]. Panel yöntemlerinin ilk örneklerinden birisi Hess ve Smith tarafından geliştirilmiştir [Hess ve Smith, 1966]. Günümüzde komple bir uçağın aerodinamik analizi için kullanılan birçok ticari yazılım mevcuttur (PAN AIR, VSAERO, PMARC vb.). Bunların bir kısmı üç-boyutlu sınır tabaka hesaplamaları yoluyla viskoz etkilerin göz önüne alınmasını da içermektedir.

Bu çalışmada esas alınan taşıyıcı çizgi modelinin non-lineer bir uygulaması da Anderson tarafından, hücum kenarı aşağı eğilmiş kanatlar için gerçekleştirilmiştir [Anderson ve Corda, 1980]. Bazı başka çalışmalarda da bahsedildiği gibi bu çalışmada da iteratif işlemler sırasında kanat açıklığı boyunca girdap şiddetinde bir çalkantı ortaya çıktığından bahsedilmiştir. Ayrıca ilk defa, yöntemde girdi olarak kullanılan iki-boyutlu taşıma eğrilerinin yüksek hücum açılarında deneysel olarak doğru elde edilemediği ile ilgili bir eleştiri yer almıştır. Kanat profil verilerinin yüksek hücum açılarında güçlü bir üç-boyutlu kanat karakteristiği gösterdiği belirtilmiştir. Anderson'ın uyguladığı yöntem deneysel verilerle karşılaştırıldığında yüksek hücum açılarında taşıma eğrisinin genel davranışı hakkında bir bilgi veriyorsa da hem lineer hem non-lineer bölgede %20 civarında bir farka sahiptir.

Gerek Prandtl taşıyıcı çizgi modeline gerekse nümerik taşıyıcı çizgi modeline dayanan çalışmalar daha ziyade yüksek Reynolds sayılarındaki kanatların analizine yönelik uygulamalar içermektedir. Bu nedenle de kanadın ve kullanılan kesit profilinin küçük ve orta hücum açılarındaki taşıma eğrisinin lineer olduğu kabul edilmekte, hesaplamalarda kesit profilinin taşıma eğrisi eğiminin sabit bir değerinden yararlanılarak kanadın yüksek hücum açılarındaki karakteristikleri non-lineer bir yaklaşımla hesaplanmaya çalışılmaktadır. Oysa günümüzdeki özellikle insansız hava araçlarıyla ilgili birçok uygulamada Reynolds sayısı küçük olup kesit profil karakteristiğindeki non-lineerlik küçük hücum açılarında da görülmektedir. Bu bakımdan kanat analizinde çözüm sürecinin küçük hücum açılarından itibaren lineer olmayacak şekilde başlatılıp yüksek hücum açılarına doğru devam ettirilmesinde yarar vardır.

KLASİK TAŞIYICI ÇİZGİ YÖNTEMİ

Açıklık oranı yeterince büyük bir sonlu kanat etrafından geçen akım iki-boyutluya çok yakındır. Bu nedenle Prandtl böyle bir kanadı birbirine bitişik kanat dilimlerinden oluşmuş olarak ele almış ve her bir dilimi sonsuz açıklıklı, eşdeğer iki-boyutlu bir kanat gibi göz önüne alarak bir model geliştirmiştir. Prandtl taşıyıcı-çizgi yöntemi olarak bilinen bu matematiksel modelde sonlu bir kanat, üniform-paralel bir akım içerisinde iç içe sonsuz sayıda atnalı girdabı ile modellenmektedir. Atnalı girdaplarının ön kolları kanadın etkisini, yan kolları ise kanadın gerisindeki kaçma girdaplarının etkisini temsil etmektedir (Şekil 1).



Şekil 1: Prandtl taşıyıcı çizgi modeli

Kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesitin bulunduğu konumda bağlı girdap şiddetlerinin toplamı bu kesit etrafındaki sirkülasyonu vermekte olup kanat açıklığı boyunca sirkülasyon dağılımı bilindiği takdirde kanada etkiyen taşıma ve indüklenmiş sürükleme katsayılarıyla açıklık boyunca aşağı sapma hızları ve aşağı sapma açıları, sırasıyla

$$C_L = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-s}^{s} \Gamma(y) dy \qquad (1a)$$

$$C_{D_i} = \frac{2}{V_\infty{}^2 S} \int_{-s}^{s} \mathrm{w(y)} \Gamma(y) dy \qquad (1b)$$

$$w = -\frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{s} \frac{d\Gamma/d\bar{y}}{\bar{y} - y} d\bar{y} \qquad (1c)$$

$$\varepsilon = \frac{w}{V_\infty} \qquad (1d)$$

bağıntıları vasıtasıyla hesaplanabilmektedir.

Sirkülasyon şiddetinin açıklık boyunca değişimi kanat geometrisine bağlı olup, Glauert'in uygulamasında bu dağılım en genel halde

$$\Gamma(\theta) = 4sV_\infty \sum_{j=1}^{\infty} A_j \sin j\theta \tag{2a}$$

şeklinde bir Fourier serisiyle ifade edilerek kanat taşıma ve indüklenmiş sürükleme katsayılarının, açıklık boyunca aşağı sapma açılarının ve etkin hücum açılarının sırasıyla

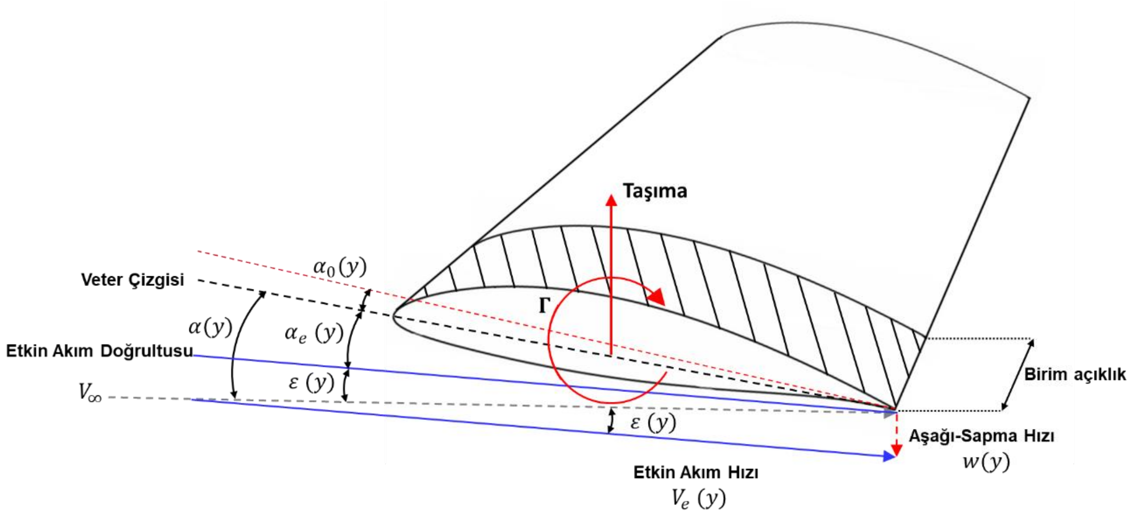
$$C_L = \pi\, AR\, A_1 \tag{2b}$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR}(1+\delta), \qquad \delta = \sum_{j=2}^{\infty} j\left(\frac{A_j}{A_1}\right)^2 \tag{2c}$$

$$w = \frac{V_\infty}{\sin\theta}\sum_{j=1}^{N} jA_j \sin j\theta \tag{2d}$$

$$\varepsilon = \sum_{j=1}^{N}\frac{jA_j \sin j\theta}{\sin\theta} \tag{2e}$$

şeklinde hesaplanacağı bilinmektedir [Anderson, 2010]. Buradaki Fourier katsayıları üç-boyutlu kanat geometrisi ile açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı arasında ilişki kurularak elde edilecektir.



Şekil 2: Kanat diliminin iki- ve üç-boyutlu akımlarına ait parametreler

Yöntemin lineer uygulamalarında, kanat açıklığı boyunca Şekil 2'de görüldüğü gibi ele alınan herhangi bir kanat dilimi için taşıma katsayısı eşdeğer iki-boyutlu bir kanat için

$$C_l = a_\infty(\alpha - \varepsilon - \alpha_0) \tag{3}$$

şeklinde yazılır. Burada a_∞ ve α_0, sırasıyla, bu kanat diliminin kesit profiline ait lineer taşıma eğrisi eğimini ve sıfır taşıma hücum açısını temsil etmektedir. Bu kanat dilimine etkiyen lokal taşıma kuvveti bir kez Joukowsky taşıma kanunu, bir kez de taşıma katsayısı cinsinden

$$l = \rho_\infty V_\infty \Gamma = C_l \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c \tag{4}$$

şeklinde yazılarak taşıma katsayısı için sirkülasyon cinsinden

$$C_l = \frac{2\Gamma}{V_\infty c} \tag{5}$$

bağıntısı elde edilir. (2e) ve (5) bağıntıları (3) bağıntısında yerleştirilerek ve düzenlemeler yapılarak bu kanat dilimi için,

$$\sum_{j=1}^{\infty}\left(\frac{1}{\mu}+\frac{j}{\sin\theta}\right)A_j \sin j\theta = \alpha - \alpha_0 \ , \qquad \mu = \frac{a_\infty c}{8s} \tag{6}$$

şeklinde bir denklem elde edilebilir [Anderson, 2017].

Kanat açıklığı boyunca sirkülasyon dağılımı için yazılan Fourier serisinin terimlerinin genlikleri giderek azalmakta olup mühendislik uygulamaları için bu serinin sonlu sayıda teriminin alınması yeterli olmaktadır. Terim sayısı N ile belirtilirse (6) denklemindeki bilinmeyen sayısı da N olacaktır. Ayrıca (6) denkleminin kanat açıklığı boyunca herhangi bir kanat dilimi için yazılmış olduğu ve başka dilimler için de benzeri denklemlerin yazılabileceği dikkate alınırsa, açıklık boyunca uygun yerleştirilmiş N adet kesit için benzeri denklemler yazılarak

$$\sum_{j=1}^{N} D_{ij}A_j = R_i \ , \quad (i = 1,2,3,\dots,N) \tag{7a}$$

şeklinde bir lineer denklem takımı elde edilebilir. Burada

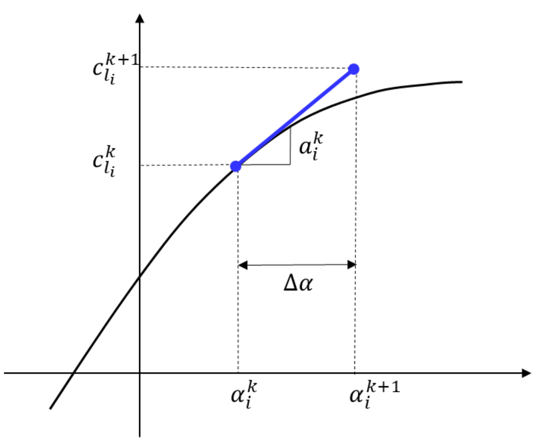
$$D_{ij} = \left(\frac{1}{\mu_i}+\frac{j}{\sin\theta_i}\right)\sin j\theta_i \ , \qquad R_i = \alpha_i - \alpha_{0_i} \ , \qquad \mu_i = \frac{a_{\infty_i} c_i}{8s} \tag{7b}$$

olup bu bağıntılardaki i alt-indisi kanat açıklığı boyunca denklemin yazıldığı kesitteki özellikleri belirtmektedir. Bu denklem sisteminin çözümüyle elde edilecek Fourier serisi katsayıları (2) denklemlerinde kullanılarak, bir kanat geometrisinin aerodinamik performansını hesaplamak mümkün olmaktadır. Ancak bu hesaplama ile daha önceden potansiyel yöntemlerde bahsedildiği gibi; taşıma eğrisindeki düşük, orta ve yüksek hücum açılarındaki non-lineer davranış ve maksimum taşıma noktası gibi bazı aerodinamik veriler gözlemlenemez.

NON-LİNEER TAŞIYICI ÇİZGİ YÖNTEMİ

Herhangi bir eğriyi çok küçük doğru parçalarının birleşimi şeklinde ele almak mühendislik problemlerinin çözümünde sıklıkla kullanılan bir yaklaşımdır. Bir kanat profilinin veya kanadın taşıma eğrisi için de böyle bir yaklaşım yapmak mümkündür.

Buna göre, bir kanadın açıklık boyunca herhangi bir i kesitinin herhangi bir α_i^k lokal geometrik hücum açısındaki lokal taşıma katsayısını $c_{l_i}^k$ ile belirtelim (Şekil 3). Bu lokal hücum açısında lokal 3B taşıma eğrisi eğimi a_i^k olsun. Kanadın hücum açısında $\Delta\alpha$ kadarlık küçük bir artış yapıldığında yeni lokal geometrik hücum açısını α_i^{k+1} ile gösterelim. Bu yeni hücum açısında lokal 3B taşıma eğrisi eğimi de değişerek a_i^{k+1} gibi yeni bir değer alsın. Ancak $\Delta\alpha$ hücum açısı değişiminin çok küçük olduğunu dikkate alarak bu aralıkta lineer bir yaklaşımla taşıma eğrisi eğiminin değişmediğini farz edelim.



Şekil 3: Taşıma-hücum açısı eğrisi için kısmi lineer yaklaşım

Bu durumda α_i^{k+1} hücum açısındaki taşıma katsayısı için yaklaşık olarak

$$c_{l_i}^{k+1} = c_{l_i}^k + a_i^k\left(\alpha_i^{k+1} - \alpha_i^k\right) \tag{8}$$

bağıntısını yazmak mümkün olur. Kanadın aynı kesiti için klasik taşıyıcı çizgi teorisinde olduğu gibi 2B bir yaklaşımla

$$c_{l_i}^{k+1} = c_{l_i}^k + a_{\infty_i}^k\left(\alpha_{e_i}^{k+1} - \alpha_{e_i}^k\right) \tag{9}$$

şeklinde bir bağıntı daha yazmak mümkündür. Buradaki hücum açıları etkin hücum açıları olup $a_{\infty_i}^k$ yine küçük hücum açısı artışı karşılığında yaklaşık olarak sabit kaldığı kabul edilen 2B taşıma eğrisi eğimidir. Ayrıca geometrik hücum açıları ile etkin hücum açıları arasındaki farklar

$$\alpha_i^k - \alpha_{e_i}^k = \varepsilon_i^k \quad ; \qquad \alpha_i^{k+1} - \alpha_{e_i}^{k+1} = \varepsilon_i^{k+1} \tag{10a}$$

şeklinde aşağı sapma açılarına eşit olup böylece

$$c_{l_i}^{k+1} = c_{l_i}^k + a_{\infty_i}^k\left[\left(\alpha_i^{k+1} - \varepsilon_i^{k+1}\right) - \left(\alpha_i^k - \varepsilon_i^k\right)\right] \tag{10b}$$

veya

$$\alpha_i^{k+1} - \alpha_i^k = \Delta\alpha \tag{10c}$$

olduğu da dikkate alınarak yapılacak bir düzenleme ile

$$c_{l_i}^{k+1} = c_{l_i}^k + a_{\infty_i}^k\left[\Delta\alpha - \left(\varepsilon_i^{k+1} - \varepsilon_i^k\right)\right] \tag{11}$$

elde edilir. Lokal taşıma katsayısı için Joukowsky taşıma kanunu ve taşıma katsayısı tanımlamalarından elde edilen (5) bağıntısı burada kullanılarak

$$\frac{2\Gamma^{k+1}}{V_\infty c_i} = \frac{2\Gamma^k}{V_\infty c_i} + a_{\infty_i}^k\left[\Delta\alpha - \left(\varepsilon_i^{k+1} - \varepsilon_i^k\right)\right] \tag{12}$$

ve sirkülasyon şiddetleri ve aşağı sapma açıları için daha önce verilen (2a) ve (2e) bağıntıları burada yerleştirilip düzenlemeler yapılırsa, aynı işlemler kanat açıklığı boyunca N adet kesit için tekrarlanarak

$$\sum_{j=1}^{N}\left(\frac{1}{\mu_i^k} + \frac{j}{\sin\theta_i}\right)\sin j\theta_i A_j^{k+1} = \sum_{j=1}^{N}\left(\frac{1}{\mu_i^k} + \frac{j}{\sin\theta_i}\right)\sin j\theta_i A_j^k + \Delta\alpha \tag{13a}$$

şeklinde bir denklem elde edilir. Burada μ_i^k, her kesitte ve hücum açısında değişmektedir.

$$\mu_i^k = \frac{8s}{a_{\infty_i}^k c_i} \tag{13b}$$

(13) düzenlenerek

$$\sum_{j=1}^{N} D_{ij}^k A_j^{k+1} = \sum_{j=1}^{N} D_{ij}^k A_j^k + \Delta\alpha\,, \quad (i = 1,2, \ldots . N) \tag{14}$$

şeklinde bir lineer denklem sistemi elde edilir. Bu denklem sistemi daha önce olduğu gibi matris formda düzenlenerek çözümü

$$\left[D_{ij}^k\right]\left\{A_j^{k+1}\right\} = \left[D_{ij}^k\right]\left\{A_j^k\right\} + \{\Delta\alpha\} \tag{15}$$

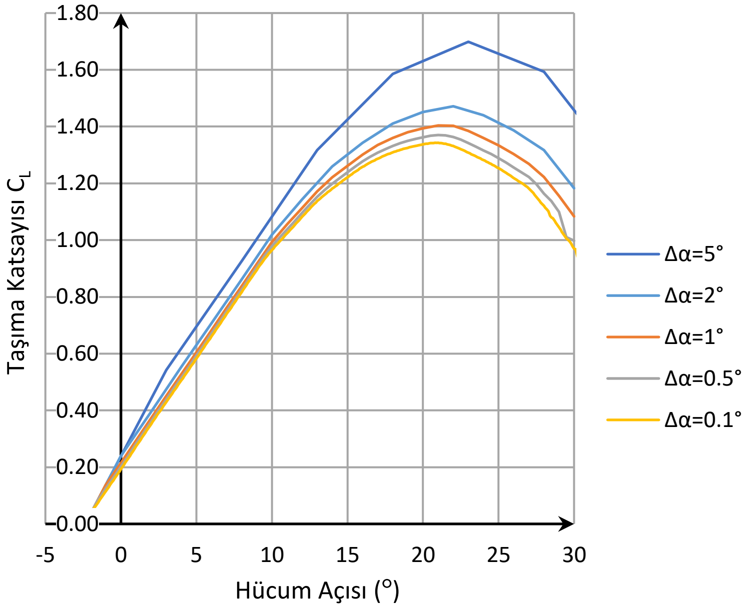
şeklinde veya daha da sadeleştirilerek

$$\left\{A_j^{k+1}\right\} = \left\{A_j^k\right\} + \left[D_{ij}^k\right]^{-1}\{\Delta\alpha\} \tag{16}$$

şeklinde yazılabilir. Denklem sisteminin çözümü, görüldüğü gibi yeni hücum açısındaki Fourier katsayılarını bir önceki Fourier katsayıları cinsinden vermektedir. Fourier katsayıları bir kez elde edildikten sonra o hücum açısındaki taşıma katsayısı, indüklenmiş sürükleme katsayısı, aşağı sapma hızları vb. gibi tüm aerodinamik büyüklükler klasik yöntemdeki bağıntılar vasıtasıyla elde edilecektir. Her yeni hücum açısına geçildiğinde 2B taşıma eğrisi eğimi değiştiğinden μ parametrelerinin ve dolayısıyla D_{ij} katsayılarının değişeceğini belirtmekte yarar vardır.

(16) bağıntısıyla ortaya konan çözüm tekniği, genel havacılık uygulamalarında taşıma eğrisi eğiminin sabit olduğu bölgenin en son hücum açısından itibaren başlatılabilir veya taşıma eğrisindeki non-lineerlik küçük hücum açılarından itibaren görülüyorsa sıfır taşıma hücum açısından itibaren uygulanabilir. Bu açının hesabı ile ilgili yöntem "Sıfır Taşıma Hücum Açısının Hesabı" başlığı altında açıklanmıştır.

Önerilen kısmi lineer taşıma eğrisi eğimi yaklaşımının hücum açısındaki $\Delta\alpha$ artışının büyüklüğüne bağlı olacağı aşikârdır. Bunu göstermek üzere açıklık oranı 10 ve kesit profili NACA 4415 olan dikdörtgen üst-görünümlü bir kanat için yapılan bir uygulama sonuçları Şekil 4'te sunulmuştur



Şekil 4: Hücum açısı adımının ($\Delta\alpha$) çözüm üzerindeki etkisi

Şekilden görüldüğü üzere hücum açısındaki adım uzunluğu azaldıkça çözüm belli bir eğriye doğru yakınsamaktadır. Ancak hücum açısı adımlarının çok küçük olması, gerekli olmayan hücum açıları için de hesap yapılması anlamına gelmekte olduğu gibi ön tasarım için hesaplama süresini ve maliyeti arttırmaktadır. Bu durumda istenen bir hücum açısı adımında çözümü iyileştirecek bir iterasyon uygulanması faydalı olacaktır. Uygulanan yöntem "Sirkülasyon için İterasyon Yöntemi" başlığı altında açıklanmıştır.

Sıfır Taşıma Hücum Açısının Hesabı

Geliştirilen non-lineer yöntem (16) bağıntısında belirtildiği üzere başlangıç için bir Fourier katsayısı serisine ihtiyaç duymaktadır. Bu seri, kanadın taşıma eğrisinin sıfır taşıma hücum açısı etrafında çok küçük bir aralıkta lineer davranış gösterdiği kabulü ile hesaplanabilir.

Kanat açıklığı boyunca bir burulma varsa, bu burulma lineer olarak değiştiği takdirde açıklık boyunca herhangi bir kesitteki hücum açısı

$$\alpha_i = \alpha_K + \beta_i \tag{17}$$

şeklinde ifade edilerek (7) denklem sisteminin sağ tarafı

$$R_i = \alpha_K + \left(\beta_i - \alpha_{0_i}\right) \tag{18}$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada α_K kanat kök kesitindeki hücum açısını; β_i ve α_{0_i} ise denklemin yazıldığı kesitte sırasıyla burulma açısını ve kesit profilinin iki-boyutlu sıfır taşıma hücum açısını belirtmektedir.

(7) denklem sisteminin çözümü matris formatıyla

$$[D_{ij}]\{A_j\} = \{\alpha_K + (\beta_i - \alpha_{0_i})\} \tag{19}$$

şeklinde düzenlenerek A_j Fourier katsayıları için çözümü

$$\{A_j\} = [D_{ij}]^{-1}\{\alpha_K + (\beta_i - \alpha_{0_i})\} \tag{20}$$

şeklinde yazılabilir. Taşımanın sıfır olması halinde A_1 Fourier katsayısının sıfır olacağı dikkate alınarak (20) denklem sistemi yeniden düzenlenirse

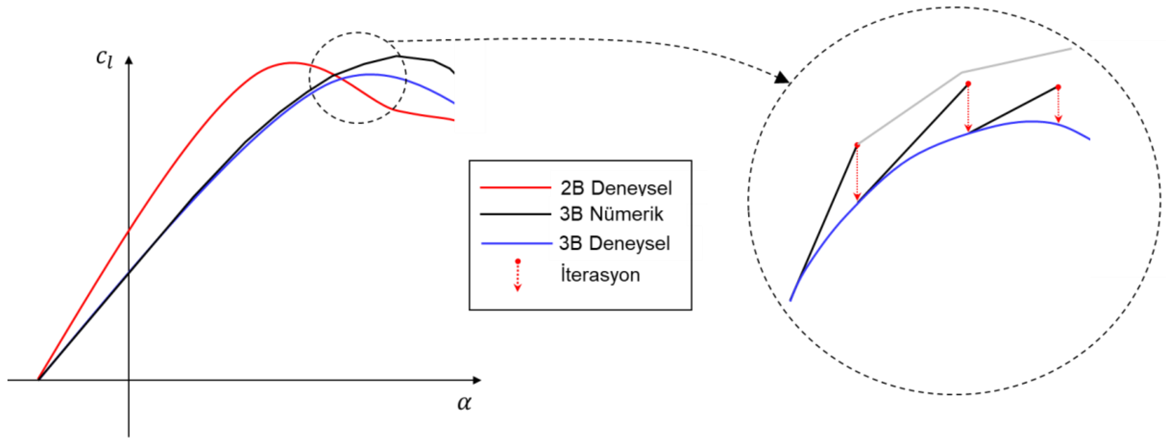
$$\begin{bmatrix} -1 & D_{12} & \dots & D_{1N} \\ -1 & D_{22} & \dots & D_{2N} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -1 & D_N & \dots & D_{NN} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_K \\ A_2 \\ \vdots \\ A_N \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \beta_1 - \alpha_{0_1} \\ \beta_2 - \alpha_{0_{N2}} \\ \vdots \\ \beta_N - \alpha_{0_N} \end{Bmatrix} \tag{21}$$

elde edilir. Bu denklem sisteminin çözümü sonlu kanadın kök kesitinde sıfır taşıma hücum açısını verdiği gibi sıfır taşıma halinde burulmadan kaynaklanan sirkülasyon dağılımına ait Fourier katsayılarını da vermektedir. Bu başlangıç noktası kullanılarak dar aralıkta tek seferlik yapılacak klasik çözüm yöntemi ile başlangıç için gerekli Fourier serisi katsayıları hesaplanmış olur. Böylece taşıma eğrisi başlangıç noktasından itibaren non-lineer çözüm yöntemi ile hesaplanabilir.

Sirkülasyon için İterasyon Yöntemi

Önceki bölümde de belirtildiği gibi kısmi-lineer taşıma eğrisi eğimi yaklaşımı hücum açısı artımları küçük olduğunda daha iyi bir çözüm vermekte iken, ön tasarım çalışmaları açısından, hücum açısı artımının daha büyük değerlerinin uygulanması arzu edilmektedir. Ancak bu durumda elde edilecek sonuçlar Şekil 4'ten de görüldüğü gibi gerçek değerlerden uzak olacaktır. Bu durum her hücum açısı adımında kısmi-lineer yaklaşımla elde edilen sonuçların bir iterasyonla, Şekil 5'te gösterildiği gibi, düzeltilmesini gerektirmektedir.

Mevcut geliştirilmiş olan non-lineer taşıyıcı çizgi yönteminde iterasyon; iki-boyutlu kanat kesit profillerinin taşıma katsayısı kullanılarak açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı üzerinden yapılmaktadır. Bu süreç her yeni hücum açısı adımında sirkülasyon dağılımı hesaplandıktan sonra tekrarlanmaktadır.



Şekil 5: Kısmi-lineer yaklaşımla elde edilen taşıma katsayılarının iterasyonla düzeltilmesi

İterasyon işlem adımları aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

1- Non-lineer taşıyıcı çizgi yöntemi ile elde edilmiş olan Fourier katsayıları kullanılarak sirkülasyon dağılımı hesaplanır.

$$\Gamma_i^{old} = 4sV_\infty \sum_{j=1}^{N} A_j \sin j\theta_i \tag{22}$$

2- Fourier katsayıları denklem (2e)'de kullanılarak indüklenmiş hücum açısı ve etkin hücum açısı her istasyon için hesaplanır

$$\alpha_{e_i} = \alpha_i - \varepsilon_i \tag{23}$$

3- Etkin hücum açıları kullanılarak her istasyondaki deneysel ve nümerik olarak elde edilmiş iki-boyutlu kesit taşıması belirlenir.

$$C_{l_i} = f\left(\alpha_{e_i}, Re_i\right), \quad i = 0, 1, 2, 3, \dots, N \tag{24}$$

4- Kutta-Joukowski taşıma kanunu ve taşıma katsayısı tanımı kullanılarak yeni sirkülasyon dağılımı hesaplanır

$$\Gamma_i^{new} = \frac{1}{2} V_\infty \, c_i \, c_{l_i} \tag{25}$$

5- Elde edilen sirkülasyon değerleri önceki sonuçlarla karşılaştırılır. Eğer fark 10^{-5} değerinde küçükse iterasyon döngüsünden çıkılır; fark bu değerin altına inmediği sürece iterasyon döngüsüne devam edilir.

$$\Gamma_i = \Gamma_i^{old} + RF\left(\Gamma_i^{new} - \Gamma_i^{old}\right) \tag{26}$$

Denklem (26)'da yer alan *RF* iterasyondaki gevşeme faktörüdür. Bu uygulamada değeri 0.05 olarak belirlenmiştir.

6- Denklem (2a)'da iki tarafta $\sin k\theta$ ile çarpılıp $\theta = 0 - \pi$ aralığında integre edilir.

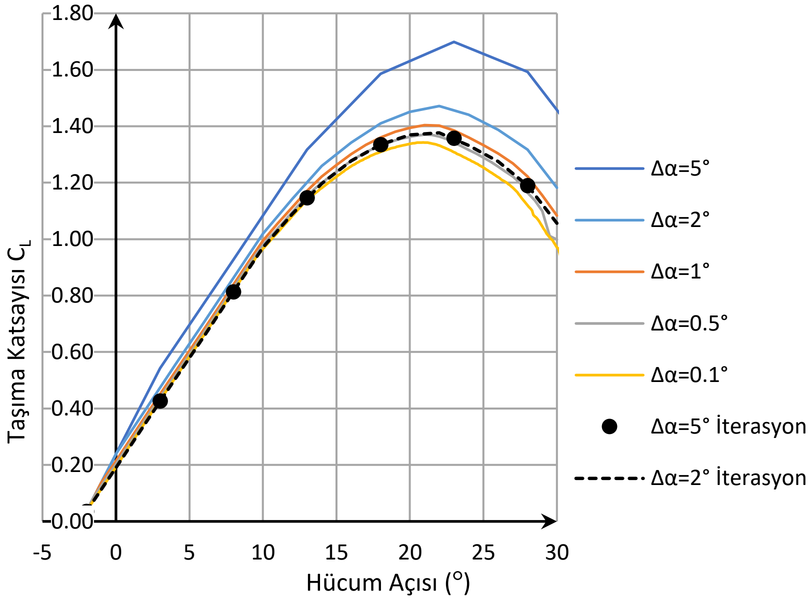
$$A_k = \frac{1}{2sV_\infty \pi} \int_0^\pi \Gamma(\theta) \sin k\theta \, d\theta \;, \quad k = 0, 1, 2, 3, \dots, N \tag{27}$$

Bu denklem ile sirkülasyon dağılımı kullanılarak yeni A_k Fourier katsayıları hesaplanır. Bu integral nümerik olarak lineer integrasyon ile basit bir şekilde hesaplanabilir

$$A_k = \frac{1}{2sV_\infty \pi} \sum_{j=1}^{N} \frac{f_{j-1} - f_j}{2} \Delta\theta \tag{28}$$

8- Yakınsama sağlanana kadar 1 – 7 arasındaki işlemler tekrar edilir.

İterasyon işleminin sonuç üzerindeki etkisini göstermek için Şekil 4'te kullanılan açıklık oranı 10 ve kesit profili NACA 4415 olan dikdörtgen üst-görünümlü kanat için bir uygulama yapılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre iterasyon yöntemi, çözümün hücum açısı adımından bağımsızlığını sağlamıştır (Şekil 6).



Şekil 6: Hücum açısı adımının ($\Delta\alpha$) ve iterasyonun çözüm üzerindeki etkisi

Aerodinamik Katsayıların Hesaplanması

Özetlenen mevcut yöntem ile taşıma katsayısı (2b) ve buna bağlı olarak denklem (2c) yardımıyla indüklenmiş sürükleme katsayısı elde edilmektedir; ancak viskoz sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları ile ilgili bir sonuç vermemektedir. Bununla beraber bu katsayıları deneysel veya nümerik yolla elde edilmiş iki-boyutlu kesit profil verilerini kullanarak hesaplamak mümkündür. Bunun için her istasyonda hesaplanan efektif hücum açıları kullanılarak iki-boyutlu veride interpolasyon sonucu karşılık gelen sürükleme ve yunuslama katsayıları hesaplanır. Bu değerler denklem (29) ve (30)'da gösterildiği gibi kanat açıklığı boyunca nümerik olarak integre edilerek katsayılar hesaplanır.

Eğer i istasyonundaki lokal viskoz sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları $C_{D_{v_i}}$ ve $C_{M_{y_i}}$ olarak ifade edilirse, kanat geometrisi için bu katsayılar

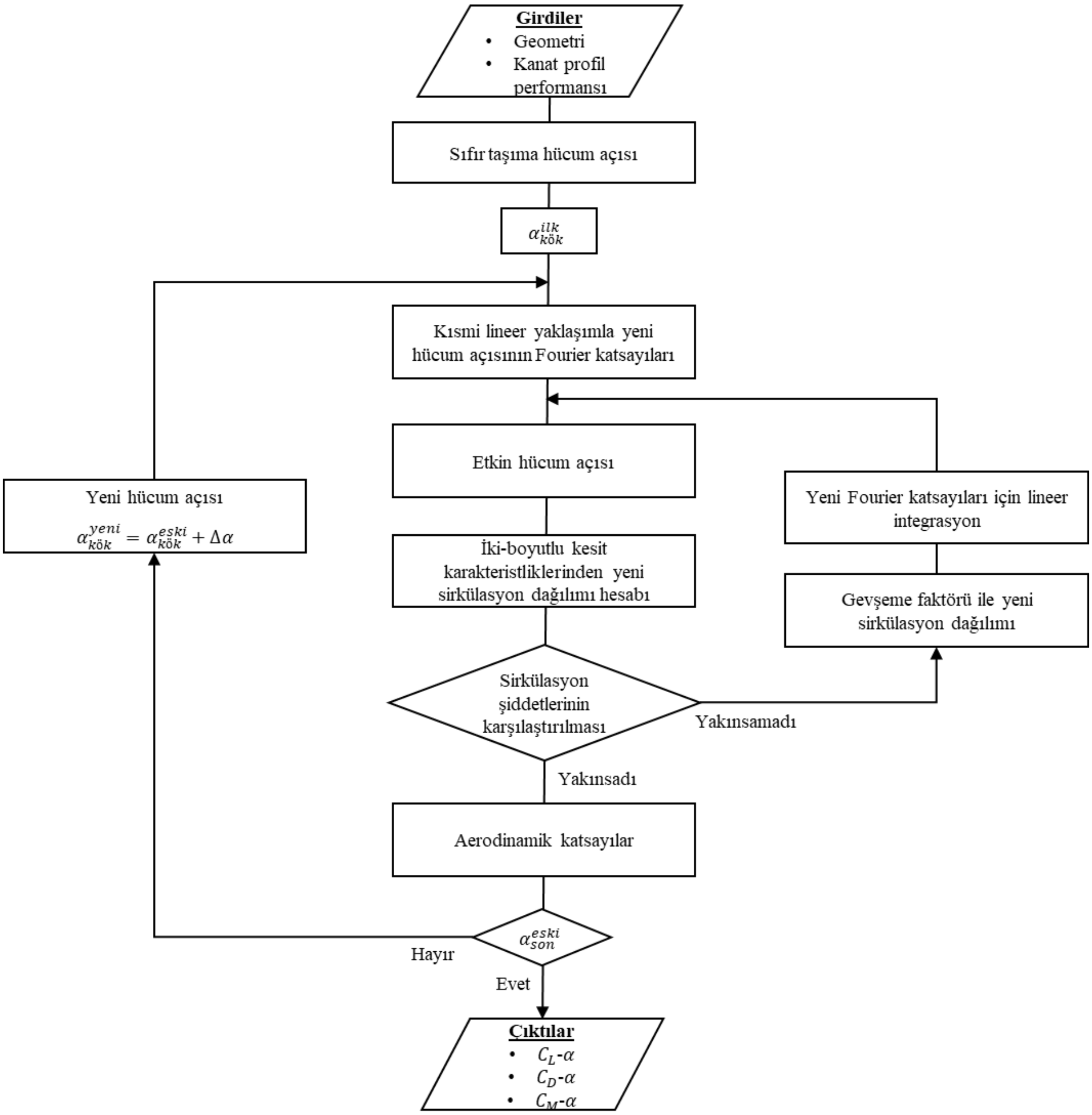
$$C_{D_v} = \frac{2}{S}\sum_{i=1}^{N} S_i\,\bar{c}_{D_{v_i}}\,; \quad S_i = \frac{c_i + c_{i+1}}{2}(y_{i+1} - y_i)\,; \quad \bar{c}_{D_{v_i}} = \frac{c_{D_{v_i}} + c_{D_{v_{i+1}}}}{2} \tag{29}$$

$$C_{M_y} = \frac{2}{S}\sum_{i=1}^{N} S_i \bar{c}_i\,\bar{c}_{M_{y_i}}\,; \quad \bar{c}_i = \frac{c_i + c_{i+1}}{2} \quad ; \quad \bar{c}_{m_{y_i}} = \frac{c_{m_{y_i}} + c_{m_{y_{i+1}}}}{2} \tag{30}$$

şeklinde elde edilir. Bu yaklaşımla elde edilen sonuçlar "Uygulamalar" kısmında incelenecektir.

UYGULAMALAR

Önceki bölümlerde izah edilen, non-lineer taşıma eğrisi yaklaşımını bir iterasyonla birlikte kullanan yöntemin uygulaması için Visual Basic dilinde bir program yazılmıştır. Programın ana yapısı Şekil 7'de gösterildiği gibidir.



Şekil 7: Non-Lineer Taşıyıcı Çizgi program akış şeması

Bu kısımda çeşitli uygulamalarla geliştirilen yöntem test edilmiştir. Böylece yöntemin uygulanabilirliği, avantajları ve dezavantajları belirlenmiştir. Doğrulama çalışmaları için literatürdeki deneysel verilerden faydalanılmıştır. Yöntem ayrıca çeşitli hesaplamalı aerodinamik yöntemleri kullanan benzer programlarla da karşılaştırılmıştır. Son olarak, özellikle insansız hava aracı uygulamaları için düşük Reynolds sayılarında tamamıyla non-lineer taşıma eğrisine sahip profillerin üç-boyutlu performansı incelenmiştir.

Deneysel Verilerle Karşılaştırma

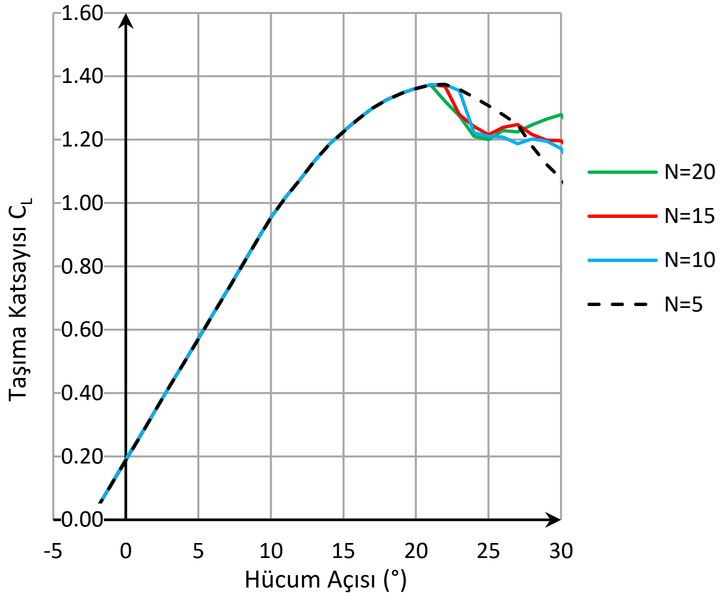
Bu kısımda Ostowari ve Naik'in NACA 44XX serisi profiller ve çeşitli açıklık oranlarına sahip dikdörtgensel üst görünümlü kanat geometrileri üzerine yaptıkları deneysel çalışmalardan faydalanılmıştır [Ostowari ve Naik, 1985]. NACA 44XX serisi profiller havacılık uygulamalarında popüler olmakla birlikte özellikle çeşitli İnsansız Hava Araçlarında (İHA) kanat profili olarak kullanılmaktadır.

Test Çalışması I: Bu test çalışmasında NACA 4415 kesitli açıklık oranı 9 olan dikdörtgensel bir kanat kullanılmıştır.

Tablo 1: Test Çalışması I özellikleri

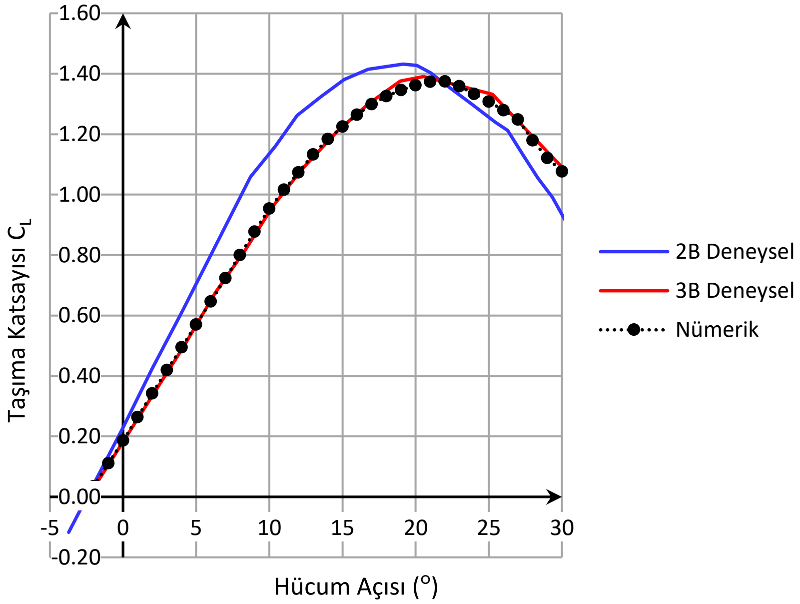
Profil	NACA 4415
Üst Görünüm	Dikdörtgen
Açıklık Oranı	9
Reynolds Sayısı	$0.25x10^6$

İlk aşamada istasyon sayısının sonuç üzerindeki etkisi Şekil 8'de gösterilmiştir. Burada N ile gösterilen değerler simetrik uçuş halinde kanat yarı açıklığındaki istasyon sayılarını göstermektedir. Bu tarz iteratif uygulamalarda genellikle yüksek sayıda istasyon sayıları sirkülasyon dağılımında bazı çalkantılara neden olmaktadır. Ancak geliştirilen yöntem düşük sayıda istasyon ile herhangi bir nümerik işlem sorunu yaşamadan iyi bir sonuç vermektedir.



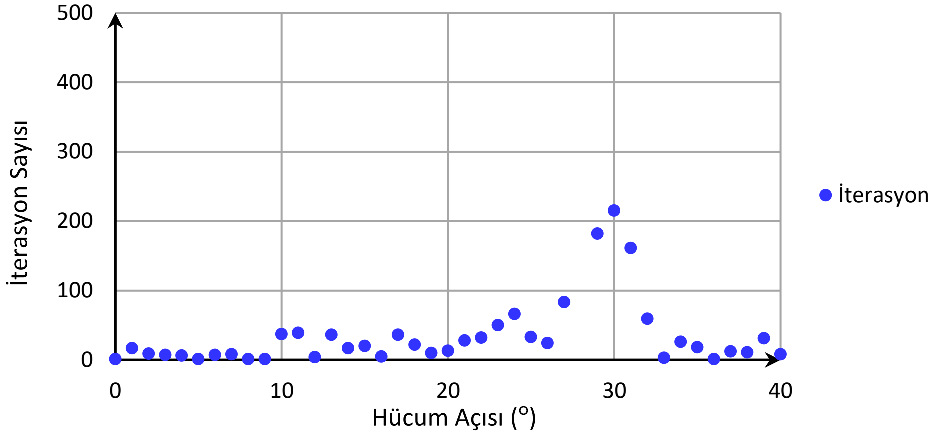
Şekil 8: Farklı istasyon sayıları için taşıma eğrileri

Şekil 9'da görüldüğü üzere yöntem lineer ve lineer olmayan bölgede deneysel verilerle neredeyse birebir uyum içerisindedir. Deneysel verilere göre taşıma eğrisindeki non-lineer davranış 10° hücum açısında başlamaktadır ve yöntem nümerik olarak tutunma kaybı sonrası davranışı da içerecek şekilde bu etkileri hesaplamaktadır.



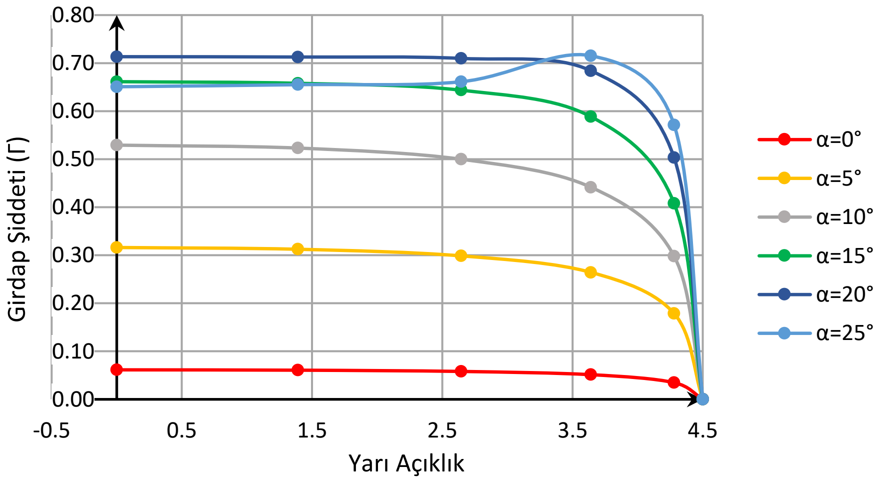
Şekil 9: $Re = 0.25x10^6$ için taşıma eğrisinin deneysel sonuç ile karşılaştırması

Şekil 10'da değişik hücum açılarında sirkülasyon şiddetinin yakınsaması için yapılan iterasyon sayısı gösterilmiştir. Lineer bölgede en fazla on adımda yakınsama gerçekleşirken tutunma kaybı öncesi non-lineer bölgede 20-40 adımda yakınsama sağlanmaktadır. Maksimum taşıma noktasında iterasyon sayısında bazı çalkantılar olsa da sonrasında tekrar 50 adımın altına inmektedir.



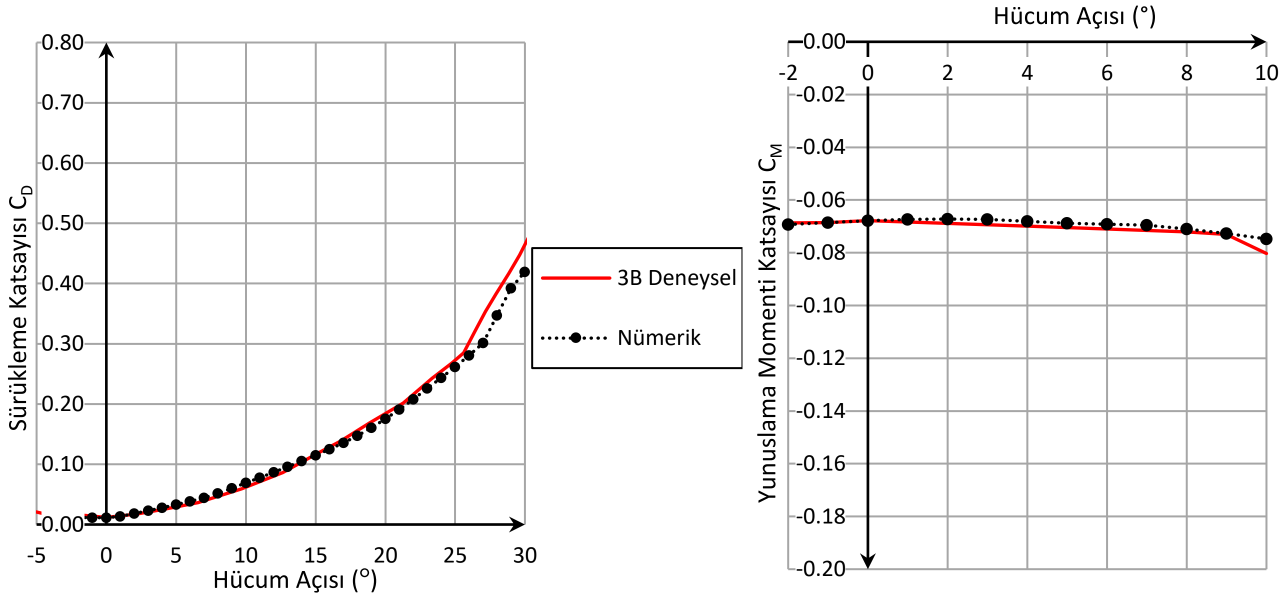
Şekil 10: Sirkülasyon şiddeti hesabı için yapılan iterasyon sayısı

Şekil 11'de yarı açıklık boyunca değişik hücum açıları için sirkülasyon dağılımı gösterilmiştir. Deneysel ve nümerik verilere göre kanat 22° hücum açısında tutunma kaybı yaşamaktadır. Genel olarak dikdörtgensel üst görünüme sahip kanatlarda tutunma kaybının kanat kök kesitinden başladığı bilinmektedir. Şekilde $\alpha = 25°$ hücum açısındaki dağılımda bu durum gözlemlenebilir.



Şekil 11: Değişik hücum açıları için sirkülasyon dağılımı

Daha önce bahsedildiği gibi taşıyıcı çizgi teorisi temeline dayanan yöntemlerde indüklenmiş sürükleme katsayısı direkt olarak nümerik çözümleme ile elde edilebilmektedir. Bu çalışmada önerildiği şekilde, üç-boyutlu bir kanat geometrisi için iki-boyutlu profil verisi kullanılarak viskoz sürükleme ve yunuslama momenti katsayısını hesaplamak mümkündür. Şekil 12'de gösterildiği üzere elde edilen nümerik sonuçlar deneysel verilere çok yakın bulunmaktadır.



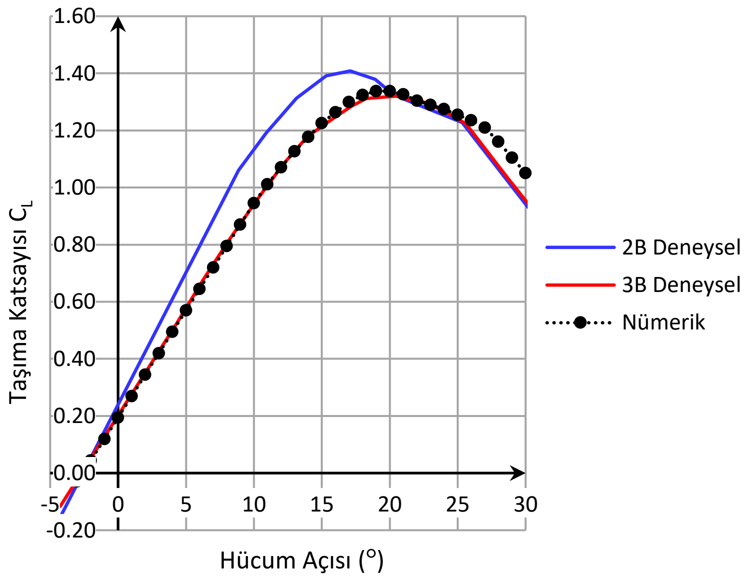
Şekil 12: $Re = 0.25x10^6$ için toplam sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları

Test Çalışması II: Bu test çalışmasında birinci örnekteki NACA 4415 kesitli açıklık oranı 9 olan aynı dikdörtgensel kanat kullanılmış olup Reynolds sayısı iki katına çıkarılmıştır.

Tablo 2: Test Çalışması II özellikleri

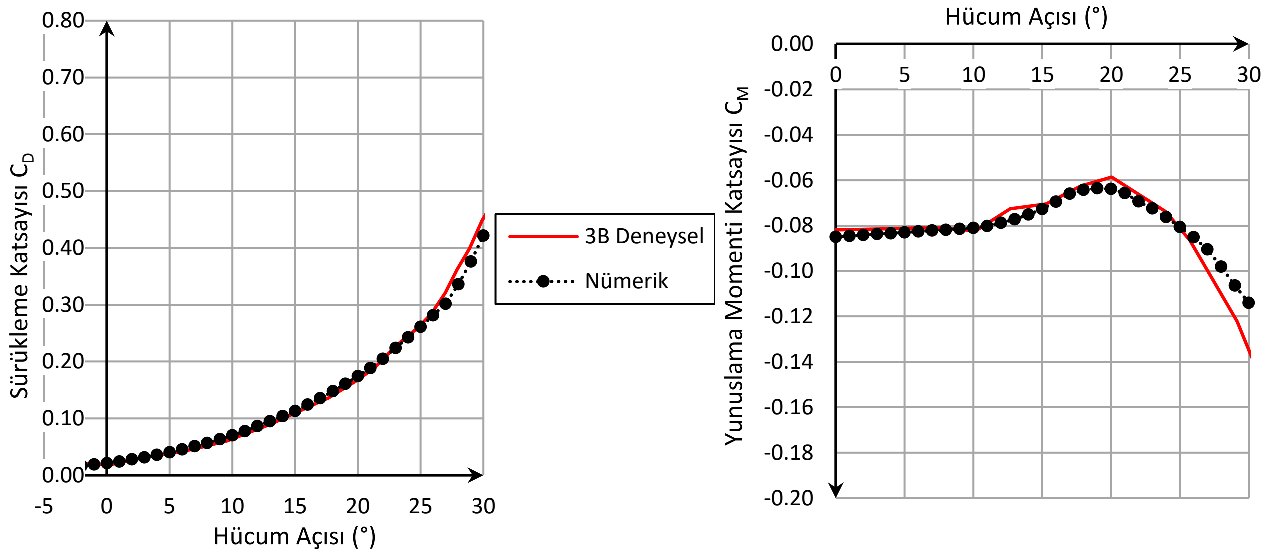
Profil	NACA 4415
Üst Görünüm	Dikdörtgensel
Açıklık Oranı	9
Reynolds Sayısı	$0.50x10^6$

Birinci örnekte olduğu gibi yöntem düşük sayıda istasyon kullanıldığında maksimum taşımaya kadar aynı sonucu vermekte olup, tutunma kaybı sonrası davranış en iyi şekilde N=5 ve civarında istasyon sayısında elde edilmektedir. Şekil 13'te N=5 istasyon sayısında elde edilen taşıma eğrisinin deneysel veri ile karşılaştırılması bulunmaktadır. Sonuçlar yöntemin taşıma eğrisinin lineer bölgesinin dışında yaklaşık 11° hücum açısında başlayan lineer olmayan davranışı, maksimum taşıma noktasını ve bu noktadan sonrası için bir miktar daha deneysel verilerle çok yakın sonuç verdiğini göstermektedir. Yaklaşık 25° hücum açısından sonra nümerik sonuçlar kanadın genel tutunma kaybı davranışını gösterse de deneysel veri ile bir miktar fark bulunmaktadır.



Şekil 13: $Re = 0.50x10^6$ için taşıma eğrisinin deneysel sonuç ile karşılaştırması

Şekil 14’te nümerik olarak hesaplanan toplam sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Geniş bir hücum açısı aralığında yapılan karşılaştırmaya göre sonuçlar taşıma eğrisinde olduğu gibi 25° hücum açısına kadar ihmal edilebilecek seviyede farklar ile deneysel veriye eşit çıkmıştır.



Şekil 14: $Re = 0.50x10^6$ için toplam sürükleme ve yunuslama momenti katsayıları

Benzer Programlarla Karşılaştırma

Literatürde çeşitli sayıda kanat ve konfigürasyon geometrisi için geliştirilmiş aerodinamik analiz aracı bulmak mümkündür. Bu kısımda bu programlardan bazıları kullanılarak bir karşılaştırma çalışması yapılmıştır. Tablo 3’te gösterilen bu yöntemlerde NASA TetrUSS aracı hariç hepsi ücretsiz indirilebilir programlardır.

Tablo 3: Taşıyıcı yüzeyler için aerodinamik analiz araçları

XFLR5	Taşıyıcı Çizgi Teorisi
XFLR5	Kafes Girdap Metodu
XFLR5	Panel Metodu
Tornado	Kafes Girdap Metodu
OpenVSP	Kafes Girdap Metodu
MachUP	Nümerik Taşıyıcı Çizgi Metodu
DATCOM+	Yarı-Empirik Metot
NASA TetrUSS	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

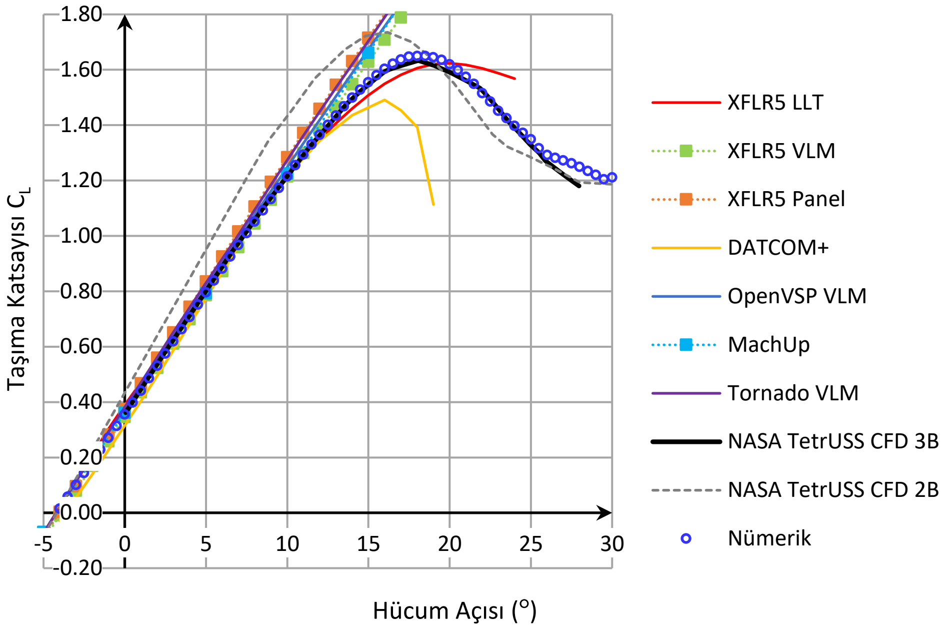
Test Çalışması III: Karşılaştırma için NACA 4415 kesitli açıklık oranı 12 olan dikdörtgensel üst görünümlü bir kanat geometrisi kullanılmıştır.

Tablo 4: Test Çalışması III özellikleri

Profil	NACA 4415
Üst Görünüm	Dikdörtgensel
Açıklık Oranı	12
Reynolds Sayısı	$3.0x10^6$

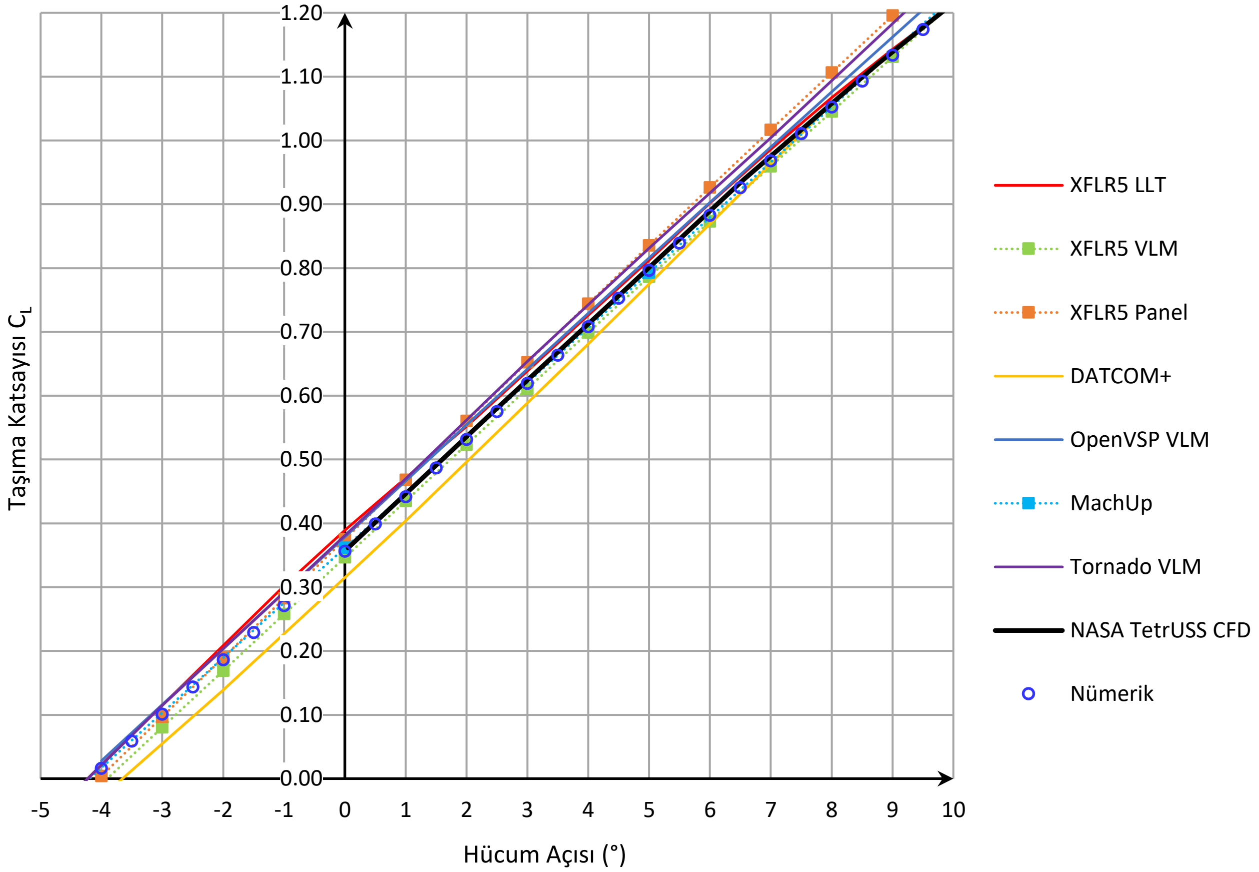
Yapılan tüm analizlerin sonuçları bir arada Şekil 15’te gösterilmiştir. Şekildeki veri kalabalığından dolayı taşıma eğrisi lineer bölge ve non-lineer bölge şeklinde ikiye ayrılıp daha büyük ölçekte Şekil 16 ve 17’de sunulmuştur.

Şekillerde gri kesikli çizgi ve siyah çizgi ile gösterilen eğriler sırasıyla NASA TetrUSS CFD analiz aracının iki- ve üç-boyutlu taşıma eğrileridir. Bu veriler literatürdeki bir doğrulama veri tabanı çalışmasından elde edilmiştir [Petrilli, Paul, Gopalarathnam ve Petrilli, 2013]. Geliştirilen yöntemde analiz için gerekli olan iki-boyutlu veriler de aynı çalışmadan alınmıştır.

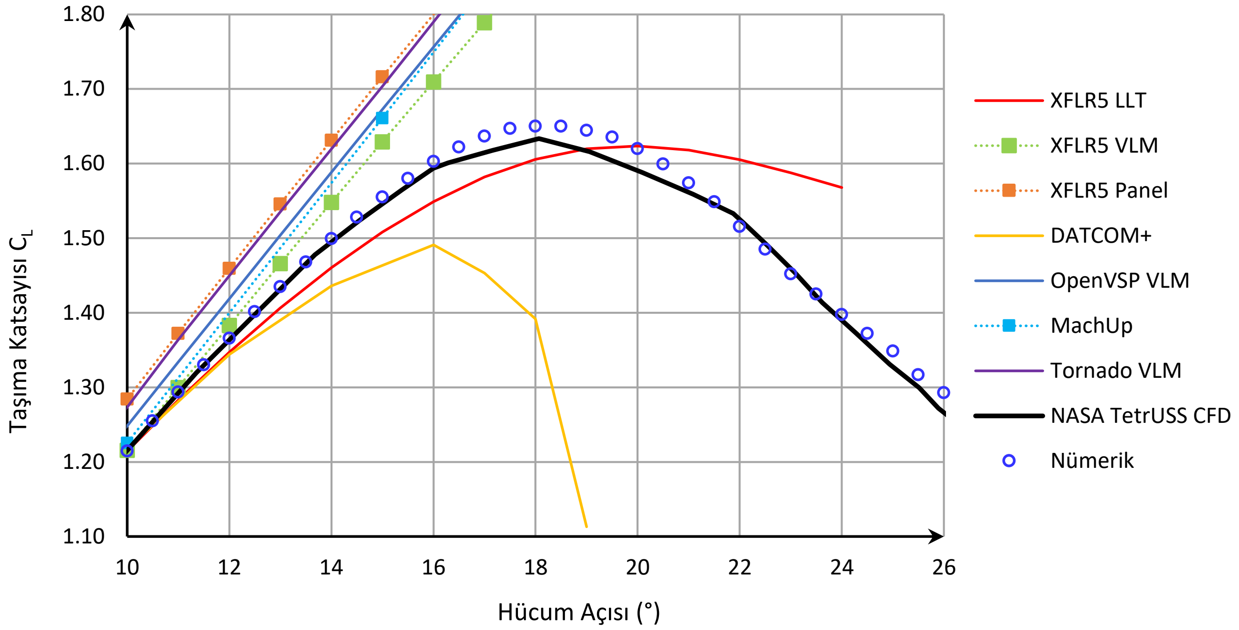


Şekil 15: $Re = 3.0x10^6$ için taşıma eğrilerinin karşılaştırılması

Kafes girdap yöntemi kullanan XFLR5 VLM, OpenVSP VLM ve Tornado VLM kullandıkları matematiksel yöntem nedeniyle taşıma eğrisini lineer olarak hesaplamaktadır. Aynı şekilde panel metodu kullanan XFLR5 Panel ve nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi kullanan MachUp taşıma eğrisini lineer olarak hesaplamaktadır. Bu nedenle bu programlar tutunma kaybı öncesi ve sonrası lineer olmayan davranışı ve maksimum taşıma katsayısını hesaplayamamaktadır. Diğer taraftan DATCOM+ ve XFLR5 LLT maksimum taşıma noktasını ve hücum açısını hesaplamaktadır. Ancak elde edilen sonuçlarda validasyon eğrisine göre bir miktar fark çıkmaktadır.



Şekil 16: $Re = 3.0x10^6$ için taşıma eğrilerinin karşılaştırılması, lineer bölge



Şekil 17: $Re = 3.0x10^6$ için taşıma eğrilerinin karşılaştırılması, non-lineer bölge

Şekil 16 ve 17'de görüldüğü üzere geliştirilen yöntem açık bir şekilde tüm bölgelerde en iyi sonucu veren araç olmuştur.

Tablo 5'te bu çalışmada kullanılan analiz araçlarının hesaplama süresi mertebesi karşılaştırılmıştır. Genellikle potansiyel akış temelli yöntemlerde bir kanat geometrisinin 50 farklı hücum açısında analizi saniyeler mertebesindeyken, aynı kanat geometrisinin analizi hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanan programlarda saatler/günler ile ölçülmektedir. Geliştirilen yöntemde ise analiz süresi klasik kişisel bir bilgisayarda 0.5 saniye civarındadır. Bu açıdan bakıldığında non-lineer taşıyıcı çizgi yöntemi hesaplama başarısı ve süresi açısında HAD programlarına düşük mertebeden iyi bir alternatif olmaktadır.

Tablo 5: Analiz araçlarının hesaplama süresi

Program	Yöntem	Çözüm Süresi Mertebesi
XFLR5	Taşıyıcı Çizgi Teorisi	Saniye
XFLR5	Kafes Girdap Metodu	Saniye
XFLR5	Panel Metodu	Saniye
Tornado	Kafes Girdap Metodu	Saniye
OpenVSP	Kafes Girdap Metodu	Saniye
MachUP	Nümerik Taşıyıcı Çizgi Metodu	Saniye
DATCOM+	Yarı-Empirik Metot	Saniye
NASA TetrUSS	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	Saat/Gün
Geliştirilen Yazılım	Non-Lineer Taşıyıcı Çizgi	Salise

Non-Lineer Davranış ile ilgili Özel Uygulamalar

Genellikle hava araçlarının kesit profillerinin ve kanat geometrilerinin taşıma eğrileri düşük ve orta dereceli hücum açılarında lineer davranış göstermektedir. Ancak, özellikle düşük Reynolds sayılarında bazı profiller düşük hücum açılarından itibaren lineer olmayan davranış göstermektedir. Literatürde bu durum Selig/Donovan (SD), Eppler (E), NACA vb. profiller kullanılarak yapılan deneysel çalışmalarda gözlemlenebilir [Selig, Guglielmo, Broeren ve Giguère, 1995].

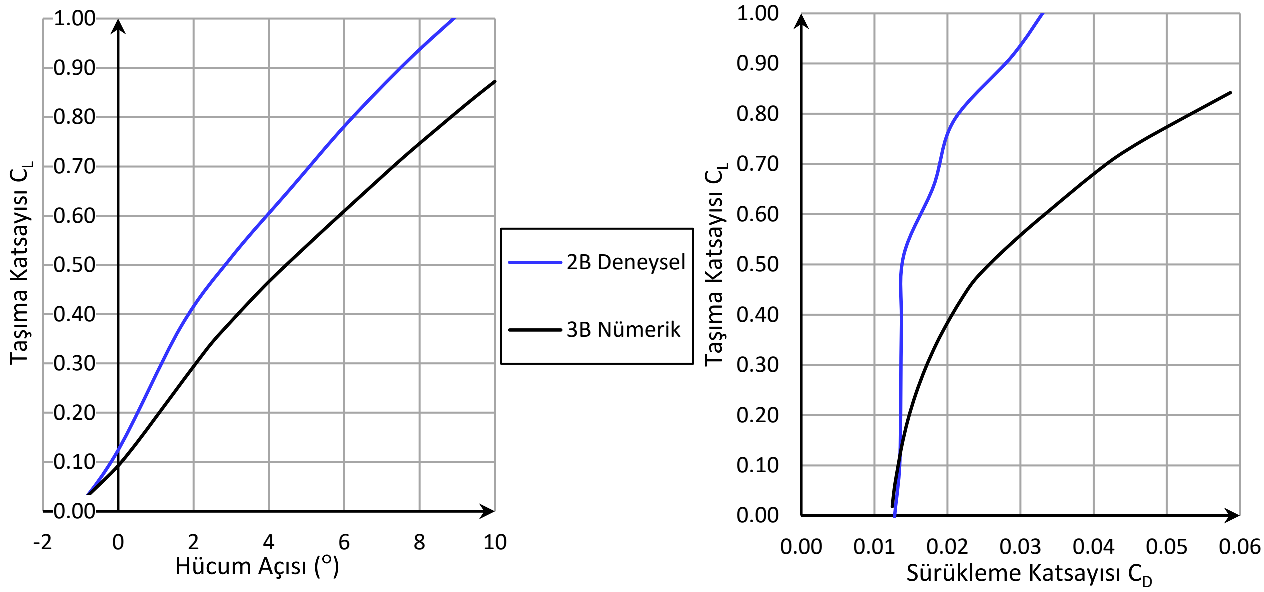
Çoğu hesaplamalı aerodinamik yönteminde taşıma eğrisi için lineer kabul yapıldığından dolayı bu etkiler üç-boyutlu kanatta doğru bir şekilde gözlemlenemez. Bu kısımda geliştirilen yöntemin bu etkileri üç-boyutlu kanada nasıl yansıttığı incelenecektir.

Test Çalışması IV: Literatürde Gunasekaran ve Altman SD7003 profili üzerinden yaptıkları çalışmada bahsedilen non-lineer davranışın çalışmalarını etkilemesinden bahsetmişlerdir [Gunasekaran ve Altman, 2013]. Bu nedenle Test Çalışması IV'te bu profile sahip bir kanat incelenecektir. Literatürde üç-boyutlu deneysel çalışma bulunamadığından dolayı uygulamada rastgele bir açıklık oranı seçilmiştir.

Tablo 6: Test Çalışması IV özellikleri

Profil	SD7003
Üst Görünüm	Dikdörtgensel
Açıklık Oranı	7
Reynolds Sayısı	$6.0x10^4$

Şekil 18'de analiz sonucu elde edilen taşıma eğrisi ve sürükleme poleri gösterilmiştir. Şekilde görüldüğü üzere iki-boyutlu profilin non-lineer davranışı üç-boyutlu kanadın davraşını da etkilemiştir.



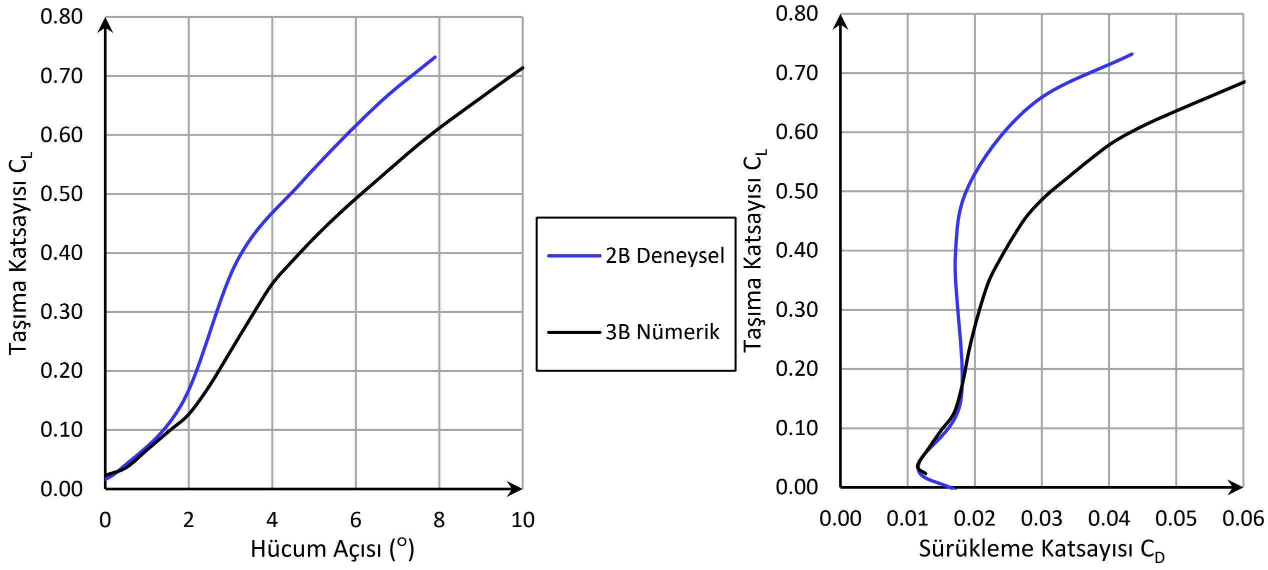
Şekil 18: $Re = 6.0x10^4$ için taşıma ve sürükleme eğrileri

Test Çalışması V: Test Çalışması V'te NACA64A010 profilli dikdörtgensel bir kanat incelenmiştir. Selig'e göre bu profil yaklaşık olarak 0° hücum açısında non-lineer davranış göstermektedir. Karşılaştırma için herhangi bir deneysel veri bulunamadığından dolayı önceki çalışma ile aynı açıklık oranı kullanılmıştır.

Tablo 7: Test Çalışması V özellikleri

Profil	NACA 64A010
Üst Görünüm	Dikdörtgensel
Açıklık Oranı	7
Reynolds Sayısı	$6.0x10^4$

Analiz sonuçları taşıma eğrisi ve sürükleme poleri olarak Şekil 19'da gösterilmiştir. Bu test çalışması yöntemin düşük hücum açılarında dahi non-lineer etkiyi yakalayabildiğini göstermektedir.



Şekil 19: $Re = 6.0x10^4$ için taşıma ve sürükleme eğrileri

SONUÇLAR VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Uçak tasarımı ve optimizasyon için taşıyıcı yüzeylerin aerodinamik performansının belirlenmesi çok önemlidir. Tarih boyunca bu performans parametrelerini elde edebilmek için çok sayıda düşük ve yüksek mertebeden yöntemler geliştirilmiştir. Genel olarak bu yöntemlerin en büyük hedefi isabetli ve hızlı sonuç vermektir. Ancak çoğunlukla bu iki gereksinim genellikle birbirine zıt karakteristik göstermektedir. Bu nedenle her zaman uçak tasarımının erken evrelerinde kullanılabilecek viskoz etkileri ve non-lineer davranışı içeren hızlı ve isabetli bir program arayışı bulunmaktadır.

Bu çalışmada iki-boyutlu taşıma eğrisine kısmı lineer yaklaşım ile geliştirilen matematiksel modele açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı için iterasyon eklenerek viskoz etkileri içeren yeni bir non-lineer taşıyıcı çizgi yöntemi elde edilmiştir. Yöntemin uygulaması için bir bilgisayar yazılımı geliştirilmiş ve çok sayıda uygulama ile yöntemin kapasitesi ortaya konmuştur.

Yapılan uygulamalara göre yöntem lineer ve non-lineer bölgede oldukça iyi sonuç vermektedir. Yöntem maksimum taşıma katsayısını, tutunma kaybı hücum açısını ve bu noktadan sonraki karakteristiği doğru bir şekilde hesaplamaktadır. Ayrıca geliştirilen yazılım çeşitli analiz araçları ile karşılaştırılmış ve en kısa zamanda en iyi sonucu veren program olarak öne çıkmıştır. Günler süren HAD analizi sonuçları ile ihmal edilebilecek seviyede farklılık bulunduran verileri salise mertebesinde elde etmiştir. Yöntem özellikle düşük Reynolds sayısında laminer ayrılmaya bağlı olarak gelişen non-lineer davranışları aerodinamik performansa yansıtmasıyla İHA geometrileri için uygun bir araç haline gelmektedir.

İlerleyen çalışmalarda yöntem, kanat-kuyruk konfigürasyonu için genişletilip komple bir geometri analizi aracı haline getirilecektir. Bu amaçla kuyruk geometrisi için geliştirilen model hâlihazırda geleneksel kuyruk dışında kanard ve tandem konfigürasyonlarında test edilmektedir.

Kaynaklar

Anderson Jr, J. D. (2010). *Fundamentals of aerodynamics*. Boston: McGraw-Hill Education.

Anderson, J. D., & Corda, S. (1980). Numerical lifting line theory applied to drooped leading-edge wings below and above stall. *Journal of Aircraft*, *17*(12), 898-904. doi.org/10.2514/3.44690

Cummings, R. M., Mason, W. H., Morton, S. A., & McDaniel, D. R. (2015). *Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach* (Vol. 53). Cambridge University Press.

de Vargas, L. A. T., & de Oliveira, P. H. I. A. (2006). *A fast aerodynamic procedure for a complete aircraft design using the know airfoil characteristics* (No. 2006-01-2818). SAE Technical Paper.

Falkner, V. M. (1943). *The calculation of aerodynamic loading on surfaces of any shape* (No. ARC-R/M-1910). Aeronautical Research Council London (United Kingdom).

Gunasekaran, S. & Altman, A. (2013). Identification of Aircraft by their Unique Turbulent Wake Signature: Progress with Experimental Validation. In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 1120).

Hess, J. L., & Smith, A. M. (1962). *Calculation of non-lifting potential flow about arbitrary three-dimensional bodies* (No. ES-40622). Douglas Aircraft Co Long Beach CA.

Katz, J. and Plotkin A. (2001). *Low-speed aerodynamics,* 2nd ed., Cambridge University Press.

Mukherjee, R., Gopalarathnam, A., & Kim, S. (2003). An iterative decambering approach for post-stall prediction of wing characteristics from known section data. In *41st aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 1097).doi.org/10.2514/6.2003-1097

Ostowari, C., & Naik, D. (1984). Post stall studies of untwisted varying aspect ratio blades with an NACA 4415 airfoil section-Part I. Wind Engineering, 176-194.

Ostowari, C., & Naik, D. (1985). *Post-stall wind tunnel data for NACA 44xx series airfoil sections* (No. SERI/STR-217-2559). Texas A and M Univ., College Station (USA). Dept. of Aerospace Engineering.

Philips, W. F., & Snyder, D. O. (2000). Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Therory. *Journal of Aircraft*, *37*(4), 662-670.
doi.org/10.2514/2.2649

Piszkin, S. T., & Levinsky, E. S. (1976). *Nonlinear lifting line theory for predicting stalling instabilities on wings of moderate aspect ratio* (No. CASD-NSC-76-001). GENERAL DYNAMICS SAN DIEGO CA CONVAIR DIV.

Prandtl, L. (1918). "Tragflügel Theorie," Nachrichten von der Gesellschaft der Wissescheaften zu Göttingen, Geschäeftliche Mitteilungen, Klasse, pp. 451 – 447

Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*, John Wiley & Sons.

Selig, M.S., Guglielmo, J.J., Broeren, A.P., and Giguère, P. (1995). *Summary of Low-Speed Airfoil Data*, Vol. 1. SoarTech Publications, Virginia Beach, VA.

Sivells, J. C., & Neely, R. H. (1947). *Method for calculating wing characteristics by lifting-line theory using nonlinear section lift data* (No. NACA-TN-1269). NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS LANGLEY FIELD VA LANGLEY AERONAUTICAL LABORATORY.

Tani, I. (1934). *A simple method of calculating the induced velocity of a monoplane wing*. Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University.

Weissinger, J. (1942). *Uber die Auftriebsverteilung von Pfeilflugeln*. Deutsche Luftfahrt- forschung. F.B. 1533. Translation: "The Lift Distribution of Swept-Back Wings," NACA TM 1120.