

Kanat Profilleri için Doğrusal Olmayan Aerodinamik Performans Görselleştirilmesi ve İHA Analiz Programı ile Entegrasyonu

Erol Aksoy¹, Hasan Karali² ve M. Adil Yükselen³
İstanbul Teknik Üniversitesi
İstanbul, Türkiye

ÖZET

Bu çalışmada kanat profillerinin doğrusal olmayan aerodinamik performans analizini mümkün kılan XFOIL yazılımı için kullanıcı dostu bir arayüz geliştirilerek mevcut üç-boyutlu hava aracı analizi programıyla entegrasyonu sağlanmıştır. Bu arayüz vasıtasıyla XFOIL yazılımı tarafından hesaplanan 2-boyutlu aerodinamik katsayıların ve sınır tabaka karakteristiklerinin görselleştirilmesi ve kanat profillerinin birbirleri ile mukayese edilebilmesi mümkün hale getirilmiştir. Arayüz yazılımının, daha önceki çalışmalarda geliştirilmiş olan Doğrusal olmayan Taşıyıcı Çizgi yöntemi kullanan üç-boyutlu konfigürasyon analizi aracına entegre edilmesi ile birlikte, özellikle İHA tasarımı ve analizi için kullanışlı olan geniş kapsamlı bir hesaplamalı aerodinamik aracı oluşturulmuştur. Bu aracın hem tasarım çalışmaları hem de mühendislik eğitimi için faydalı olacağı değerlendirilmektedir.

GİRİŞ

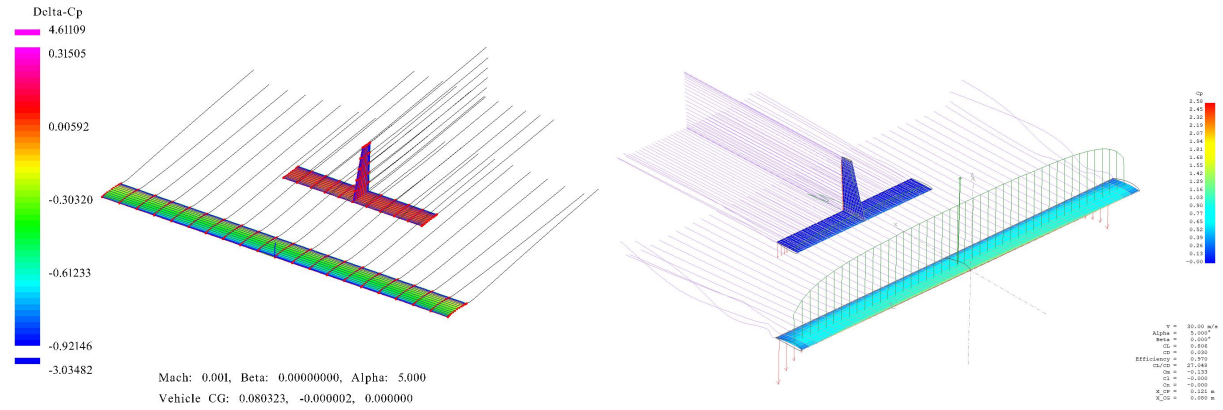
Havacılık alanında son yıllarda yaşanan teknolojik gelişmeler özellikle insansız hava araçları gibi düşük bütçeli sistemlerin, üniversitelerdeki AR&GE çalışmalarında, tasarım derslerinde veya çeşitli yarışma organizasyonlarında kullanılmasının önünü açmıştır. Bu tarz hava araçlarının tasarlanması ve geliştirilmesi için hızlı, pratik ve kolay ulaşılabilen aerodinamik analiz araçlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu araçlardan temel seviyede beklenenler düşük bir hesaplama kapasitesiyle olabildiğince hızlı ve başarılı sonuç vermeleri ve elde edilen sayısal değerleri görselleştirerek yorumlanabilir hale getirmeleridir. Çeşitli üniversiteler ve kurumlarca geliştirilmiş olan XFLR5 [Deperrois, 2009], OpenVSP [McDonald, 2016] ve Digital DATCOM [Williams ve Vukelich, 1979], kullandıkları düşük mertebeden aerodinamik yöntemler ve görselleştirme kabiliyetleri ile bahsedilen araçlara örnek olarak verilebilir. Mevcut çalışmada kanat profillerinin doğrusal olmayan performans analizini mümkün kılan XFOIL yazılımı için bir arayüz geliştirilmiş olup daha önceden özgün olarak geliştirilmiş olan, Doğrusal Olmayan Taşıyıcı Çizgi Yöntemini [Karali ve Yükselen, 2019] temel alan üç-boyutlu hava

¹Lisans Öğrencisi, Uçak Mühendisliği Bölümü, E-posta: aksoyer16@itu.edu.tr

²Araş. Gör., Uçak Mühendisliği Bölümü, E-posta: karalih@itu.edu.tr

³Prof., Uçak Mühendisliği Bölümü, E-posta: yukselen@itu.edu.tr

aracı analizi programı [Karali, Yükselen ve İnalhan, 2019] ile entegrasyonu sağlanmıştır. Bu şekilde hem iki-boyutlu kanat profillerinin pratik bir şekilde aerodinamik analizi ve performans görselleştirilmesi gerçekleştirilirken, hem de mevcut üç-boyutlu hava aracı analizi programının ihtiyaç duyduğu doğrusal olmayan profil performans girdisi otomatik şekilde elde edilmektedir. Mevcut çalışmada ayrıca üç boyutlu hava aracı analiz programında gövde ve dikey kuyruk geometrilerinin aerodinamik performansa etkileri ile ilgili ufak çapta iyileştirmeler ve geliştirmeler yapılmıştır.



Şekil 1: OpenVSP ve XFLR5 konfigürasyon analizi arayüzleri

Çalışmanın Amacı

Aerodinamik eğitiminde öğrenciler için en büyük zorluklardan biri teorik olarak anlatılan konunun yeterli sayıda görsel araç ile desteklenememesidir. Özellikle hava aracı geometrisi için temel sayılabilecek bir kanat profilinin aerodinamik performansının, sınır tabaka parametrelerinin farklı serbest akım koşullarında (Reynolds sayısı, Mach sayısı, hücum açısı vb.) ve farklı geometrilerde nasıl değiştiğinin gözlemlenebilmesi öğrenim açısından kritik öneme sahiptir. Bu açıdan ders esnasında bilgisayar kullanarak öğretimin görsel materyaller ile desteklenmesi, bilginin kalıcı hale gelebilmesi adına gereklilikler arasında gösterilebilmektedir [Yükselen, 2014]. Bir aerodinamik analiz aracıyla ilgili genel beklenti her zaman olabildiğince yüksek isabetli sonucu mümkün olan en kısa sürede vermesidir. Ayrıca mühendislik eğitiminde yararlanılabilecek olan programların kolay kullanılabilir ve erişilebilirliğinin yüksek olması en önemli faktörlerdendir [Yükselen, 2012]. Bahsi geçen ihtiyaçlar doğrultusunda hızlı ve pratik analiz araçlarının, gerek endüstride gerekse hızlı bir görselleştirme aracı olarak mühendislik eğitiminde geniş bir kullanım alanı vardır.

Özellikle insansız hava aracı uygulamalarının uçuş rejimini kapsayan düşük Reynolds sayılarında taşıma eğrisinin lineer davranışının orta dereceli ve hatta küçük hücum açılarından itibaren değiştiği gözlemlenmektedir. Akıştaki viskoz etkiler nedeniyle oluşan, taşıma eğrisinin doğrusal olmayan kısmı olarak ifade edilen bu bölgeler, bir hava aracının tasarımı için çok önemli etkileri barındırmaktadır. Örneğin bir hava aracının uçuş limitleri dahil olmak üzere; manevra kabiliyeti, iniş ve kalkış performansı, konfigürasyonun tutunma kaybı ötesi karakteristiği gibi parametrelerinin belirlenebilmesi için doğrusal olmayan bölge bilgisine ihtiyaç duyulmaktadır. Ancak çoğu hesaplamalı aerodinamik aracı kullandıkları yöntemler nedeniyle taşıma eğrisini lineer kabul ederek lineer olmayan viskoz etkileri ihmal etmektedir. Bu yaklaşım ayrıca sürüklemeye önemli bir katkıya sahip viskoz sürüklemenin ihmal edilmesine yol açmaktadır. Literatürdeki ve uygulamadaki bu eksikliği gidermek adına önceki bir üç-boyutlu kanatlar için çalışmada Prandtl'in taşıyıcı çizgi teorisine dayanan yeni bir doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi geliştirilmiştir [Karali ve Yükselen, 2018]. Geliştirilen yöntem özellikle üç-boyutlu kanadın maksimum taşıma noktasını, tutunma kaybı öncesi ve sonrası aerodinamik performansını deneysel veya XFOIL benzeri yazılımlardan nümerik olarak elde edilmiş iki boyutlu profil verilerini kullanarak hesaplayabilmesi ile ön plana çıkmaktadır. Yöntem taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayılarını direkt olarak vermekte olup, viskoz sürüklenme ve yunuslama momenti

katsayıları geliştirilen bir yaklaşımla iki-boyutlu profil verisinden hesaplanmaktadır. Geliştirilen yöntem çok sayıda doğrulama çalışması ile test edilmiş ve başarılı bulunmuştur. Daha sonra bu yönteme basit bir arayüz hazırlanarak aerodinamik performans ve akış karakteristiklerini görselleştiren bir bilgisayar programı haline getirilmiştir [Karali ve Yükselen, 2019]. Ancak yukarıda bahsedildiği gibi belirtilen yöntemde kullanılmak üzere tutunma kaybı bölgesi karakteristiklerini de içeren iki-boyutlu profil analiz sonuçlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Girdi verileri programa harici şekilde hazırlanan bir metin dosyası yardımıyla verildiğinden programın pratikliği ve kullanılabilirliği azalmaktadır.

Bu çalışmada, XFOIL programı için geliştirilen arayüz yazılımı yukarıda bahsedilen üç-boyutlu analiz yazılımının geliştirilmiş hali ile bütünleştirilmiştir. Bu sayede XFOIL'den elde edilen girdiler kullanılarak komple bir hava aracı analizinin ve görselleştirmesinin kolaylıkla yapıldığı bir yazılım geliştirilmiştir. XFOIL aracının bir konsol uygulaması olması nedeniyle görselleştirme konusunda eksik kaldığından geliştirilen bu yazılım ile iki-boyutlu analiz sonuçlarının da kolay bir şekilde görselleştirilmesi sağlanmıştır. Ayrıca üç-boyutlu konfigürasyon analizi aracında çeşitli komponentlerin modellenmesi ile birlikte komple bir analiz aracı elde edilmiştir.

YÖNTEM

Bu çalışmada iki programın entegrasyonu gerçekleştirilerek hem İHA'lar için hızlı ve doğrusal olmayan bölgeyi de tahmin edebilen bir analiz aracı hem de iki-boyutlu ve üç-boyutlu analiz sonuçlarının anında görüntülenebileceği pratik bir araç elde edilmiştir.

Mevcut aracı iki alt başlıkta incelemek mümkündür. “Profil Analiz Aracı” alt başlığında iki-boyutlu profil geometrisinin modellenmesine ve analiz edilmesine imkan veren algoritma tanıtılacaktır. “Konfigürasyon Analiz Aracı” alt başlığında ise hava aracı geometrisinin performansını belirlemeyi sağlayan mevcut matematiksel yöntemin bir özeti verilecektir.

Profil Analiz Aracı

XFOIL analiz aracı Mark Drela tarafından 1986 yılında geliştirilmiş olup ve günümüzde çeşitli AR&GE ve endüstriyel projelerde halen güvenilir bir analiz aracı olarak kullanılmaktadır. Program, kanat profili etrafında viskoz ve viskoz olmayan akışları çözebildiği gibi sınır tabaka parametrelerini de hesaplayabilmektedir. Bunlara ek olarak program türbülanslı akış çözümü için de yaklaşım yapabilmektedir. Programın profil aerodinamiği alanında halen kullanışlı bir analiz aracı olmasının en önemli nedeni ise saniyeler mertebesinde geniş bir hücum açısı aralığı için viskoz çözüm yapabilmesi ve akım ayrılmalarını tahmin edebilmesidir. Bu özellikleri ile XFOIL aracı kullanıcılarına profilin tutunma kaybı karakteristikleri ile ilgili veriler sunmaktadır.

XFOIL, kanat profili analizi yaparken firar kenarından başlamak üzere saat yönünün tersi yönünde giderek profilin panel noktalarını belirlemektedir [Drela, 1989]. Bu noktalar arasında kübik eğriler oluşturularak panel koordinatlarını, yüzey boyunca eğrisel koordinat “s”ye bağlı bir fonksiyon haline getirmektedir. Bu şekilde ayrılma noktası ve türbülansa geçiş noktası gibi noktalarda koordinat değerlerini ve profil geometrisinin bu noktalardaki türevlerini daha doğru hesaplamaktadır. Program önce paneller üzerinde sabit şiddetli kaynak dağılımı ve lineer olarak değişen şiddette girdap dağılımı kullanan bir panel yöntemi uygulayarak potansiyel akım çözümü yapmaktadır. Bu çözüm daha sonra sınır tabaka çözümleri ile iteratif bir yolla birleştirilmektedir. Girdaplar taşıma olayını modellemek amacıyla kullanılırken, kaynak şiddeti ise yüzey doğrultusundaki birim mesafede gerçekleşen kütle kaybı ile denklem (1)'de gösterildiği gibi ilişkilendirilmiş olup viskoz ve viskoz olmayan akışın birlikte çözümü için kullanılmaktadır.

$$\sigma = \frac{dm}{ds} \quad (1a)$$

$$m = u_e \delta^* \quad (1b)$$

Buradaki ilişkilerde u_e sınır tabakanın dış sınırındaki lokal hız ve δ^* yerdeğiştirme kalınlığıdır. Viskoz

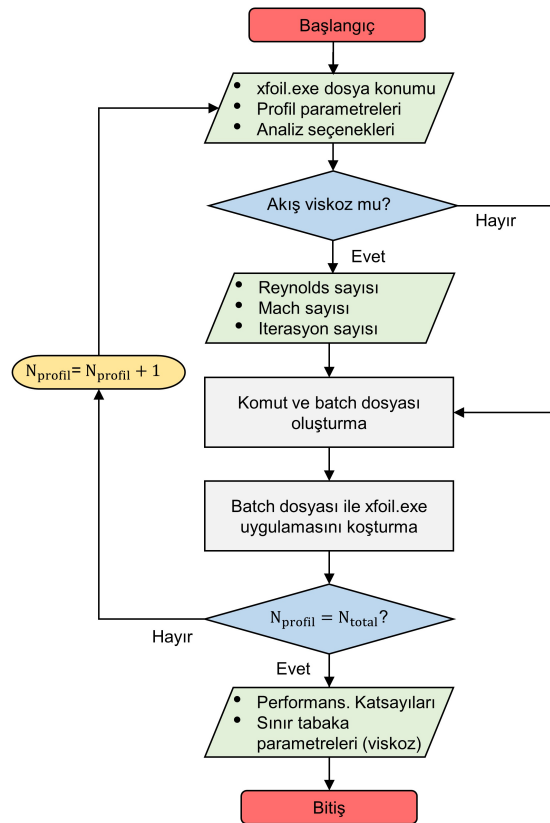
çözüm için program üç adet denklemi çözmektedir. Bu denklemlerden ilk ikisi, (2) ve (3), aşağıda belirtilmiş olan Von Karman integral momentum denklemi ve kinetik enerji denkleminin çıkarılması ile elde edilmiş kinetik enerji-şekil parametresi denklemdir. Üçüncü denklem ise akımın türbülanslı yada laminar oluşuna göre farklılık göstermektedir.

$$\frac{d\theta}{ds} + (2 + H - M_e^2) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} = \frac{C_f}{2} \quad (2)$$

$$\theta \frac{dH^*}{ds} + (2H^{**} + H^*(1 - H)) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} = 2C_D - H^* \frac{C_f}{2} \quad (3)$$

XFOIL içinde iz bölgesi de sınır tabakaymış gibi hesap yapılarak bu bölgenin de türbülanslı durumdaki sürüklemeye olan katkısı hesaba katılmaktadır. Türbülanslı bölgeye geçişi tahmin etmek için ise e^n yöntemi kullanılmaktadır. Programın kullandığı matematiksel yöntemle ilgili detaylı bilgiler belirtilen kaynakta bulunmaktadır [Drela, 1985].

XFOIL aracının genel olarak kullanımını zorlaştıran husus ise kullanıcıyı konsol ekranı üzerinde komutlar yazmak zorunda bırakmasıdır. Bu durum programın pratikliğini ortadan kaldırarak özellikle yeni kullanıcılar için bir zorluk oluşturmaktadır. Bu sorunu ortadan kaldırmak üzere geliştirilen arayüz ile XFOIL dışarıdan bir “*toplulu-ış (batch) dosyası*” yardımıyla çalıştırılmaktadır. Yöntemin akış şeması Şekil 2’de gösterilmiştir.



Şekil 2: Profil analizi ve görselleştirme aracının akış şeması

Akış şemasında görülebileceği üzere program ilk olarak, “xfoil.exe” dosyasının konumunu okumaktadır. Bu dosya mevcut programa eklenti olarak programın “.exe” uzantısıyla aynı konumda bulunmaktadır. Daha sonra kanat profili ya bir dosyadan okutulmak suretiyle ya da NACA-4 ve -5 serisi olarak tanımlanır. Profil parametreleri isteğe bağlı olarak değiştirildikten sonra son olarak analiz koşulları (viskoz yada viskoz olmayan) belirtilip, eğer viskoz akış analizi yapılacak ise akış parametreleri girilir. Kullanıcıdan alınan bu bilgiler program tarafından “*komut.txt*” dosyasına XFOIL

programının okuyabileceği komutlar halinde yazıldıktan sonra bu dosya toplu-iş dosyası tarafından XFOIL programına girdi olarak okutulur ve analiz için koşturulur. Analiz sonuçlarının önceden belirlenmiş dosyalara yazılması işlemi tamamlandıktan sonra ise bu dosyalar okunarak veriler program içindeki dizilerde saklanır. Tüm bu işlemler saniyeler içerisinde tamamlanarak hem iki-boyutlu performans görselleştirilmesi sağlanmakta hem de daha sonraki aşamalarda kullanılmak üzere gerekli iki-boyutlu performans girdi dosyaları oluşturulmaktadır.

Konfigürasyon Analiz Aracı

Bu çalışmada analiz aracı olarak daha önceden geliştirilen Doğrusal Olmayan Taşıyıcı Çizgi Yöntemi Üç-Boyutlu Analiz Aracı [Karali, Yükselen, 2018], [Karali, Yükselen ve İnalhan, 2019] kullanılmıştır. Bu yöntemin ana özellikleri iki-boyutlu taşıma eğrisine kısmi-lineer yaklaşım ve bu yaklaşım nedeniyle oluşan hatanın iterasyon ile giderilmesi şeklindedir.

Klasik Prandtl taşıyıcı-çizgi modelinde 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. Kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesitin bulunduğu konumda bağlı girdap şiddetlerinin toplamı bu kesit etrafındaki sirkülasyonu vermektedir.

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

$$\Gamma(\theta) = 4sV_{\infty} \sum_{j=1}^N A_j \sin(j\theta) \quad (4)$$

şeklinde bir Fourier serisiyle ifade edilmektedir [Glauert, 1943]. Bu dağılım kanat açıklığı boyunca uygulandığında kanat taşıma ve indüklenmiş sürükleme katsayılarının ve aşağı sapma açılarının sırasıyla

$$C_L = \pi A R A_1 \quad (5a)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R} (1 + \delta); \quad \delta = \sum_{j=2}^N j \left(\frac{A_j}{A_1} \right)^2 \quad (5b)$$

$$\varepsilon = \sum_{j=1}^N \frac{j A_j \sin(j\theta)}{\sin(\theta)} \quad (5c)$$

şeklinde hesaplanacağı bilinmektedir. Bu denklemde yer alan Fourier katsayıları üç-boyutlu kanat geometrisi ile açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı arasında ilişki kurularak elde edilmektedir.

Doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yönteminde iki-boyutlu taşıma eğrisine kısmi lineer yaklaşımı yapılarak, eğrinin hücum açısının küçük aralıklarında lineer davranış gösterdiği yaklaşımı yapılmaktadır. Buna göre, kanat açıklığı boyunca herhangi bir kesitte bir geometrik hücum açısındaki lokal taşıma katsayısı, bundan ufak bir miktar daha küçük bir hücum açısındaki taşıma katsayısına bağlı olarak

$$c_{l_i}^{k+1} = c_{l_i}^k + a_i^k (\alpha_i^{k+1} - \alpha_i^k) \quad (6)$$

şeklinde yazılabilir. Bu eşitlik, geometrik hücum açıları yerine aşağı sapma açıları ve etkin hücum açıları cinsinden yazılıp Kutta-Joukowski taşıma teoremi uygulanarak sirkülasyon şiddetleri ve aşağı sapma açıları cinsinden aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\frac{2\Gamma^{k+1}}{V_{\infty} c_i} = \frac{2\Gamma^k}{V_{\infty} c_i} + a_{\infty_i}^k [\Delta\alpha - (\varepsilon_i^{k+1} - \varepsilon_i^k)] \quad (7)$$

Sirkülasyon şiddetleri ve aşağı sapma açıları için daha önce verilen (4) ve (5c) bağıntıları bu denklemde yerleştirilip düzenlemeler yapılırsa

$$\sum_{j=1}^N \left(\frac{1}{\mu_i^k} + \frac{j}{\sin(\theta_i)} \right) \sin(j\theta_i) A_j^{k+1} = \sum_{j=1}^N \left(\frac{1}{\mu_i^k} + \frac{j}{\sin(\theta_i)} \right) \sin(j\theta_i) A_j^k + \Delta\alpha \quad (8)$$

elde edilir. Buradaki μ_i^k parametresi her kesitte ve hücum açısında değişmektedir.

$$\mu_i^k = \frac{8s}{a_{\infty_i}^k c_i} \quad (9)$$

Bu denklem düzenlenip N adet kesit için tekrarlanarak

$$\sum_{j=1}^N D_{ij}^k A_j^{k+1} = \sum_{j=1}^N D_{ij}^k A_j^k + \Delta\alpha; \quad i = 1, 2, 3, \dots, N \quad (10)$$

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

$$[D_{ij}^k] \{A_j^{k+1}\} = [D_{ij}^k] \{A_j^k\} + \{\Delta\alpha\} \quad (11)$$

şeklinde ve çözümü daha da sadeleştirilerek

$$\{A_j^{k+1}\} = \{A_j^k\} + [D_{ij}^k]^{-1} \{\Delta\alpha\} \quad (12)$$

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 sürüklenme 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_i^k parametrelerinin ve dolayısıyla D_{ij}^k sayılarının değişeceğini belirtmekte yarar vardır. Fourier katsayıları elde edildikten sonra bu değerler iterasyon ile düzeltilmektedir. Mevcut geliştirilmiş olan doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yönteminde iterasyon kanat kesit profillerinin iki-boyutlu taşıma katsayıları kullanılarak açıklık boyunca sirkülasyon dağılımı üzerinden yapılmaktadır. Bu süreç her yeni hücum açısı adımıyla sirkülasyon dağılımı hesaplandıktan sonra tekrarlanmaktadır. Konuyla ilgili ayrıntılar ilgili kaynaklarda bulunmaktadır [Karali ve Yükselen, 2019], [Karali, Yükselen ve İnalan, 2019].

Doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi temelinde Prandtl'in modelini kullandığı için taşıyıcı yüzeyleri tekil olarak ele almaktadır. Ancak kanadın kuyruk bölgesinde yarattığı indüklenme Phillips'in yaklaşımı kullanılarak modele dahil edilmiş böylece birden fazla taşıyıcı yüzeye sahip konfigürasyonların analizi mümkün kılınmıştır [Phillips, Anderson, Jenkins ve Sunouchi, 2002]. Bu yaklaşımda kuyruk istasyonlarının hücum açısı

$$\alpha_{tail_i} = \alpha_{root} + \beta_{tail_i} - \varepsilon_i \quad (13)$$

şeklinde tanımlanarak Doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi tekrarlanmıştır. Bu şekilde konfigürasyon için taşıma katsayısı

$$C_{L_{total}} = C_{L_{wing}} + C_{L_{tail}} \frac{S_{tail}}{S_{ref}} \quad (14)$$

şeklinde elde edilir. Özetlenen mevcut yöntemde taşıma katsayısı (5a) denklemiyle ve buna bağlı olarak indüklenmiş sürüklenme katsayısı da (5b) denklemiyle elde edilmektedir. Ancak taşıyıcı çizgi yöntemi viskoz sürüklenme 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 etkin hücum açıları kullanılarak iki-boyutlu veride interpolasyon sonucu karşılık gelen sürüklenme ve yunuslama katsayıları hesaplanır. Bu değerler denklem (15a) ve (15b)'de gösterildiği gibi kanat açıklığı boyunca nümerik olarak integre edilerek üç-boyutlu kanat performansı hesaplanır. Eğer i stasyonundaki lokal viskoz sürüklenme ve yunuslama momenti katsayıları $c_{D_{v_i}}$ ve $c_{D_{y_i}}$ olarak ifade edilirse, kanat geometrisi için bu katsayılar

$$C_{D_v} = \frac{2}{S} \sum_{i=1}^N S_i \bar{c}_{D_{v_i}}; \quad \bar{c}_{D_{v_i}} = \frac{c_{D_{v_i}} + c_{D_{v_{i+1}}}}{2} \quad (15a)$$

$$C_{m_y} = \frac{2}{S} \sum_{i=1}^N S_i \bar{c}_i \bar{c}_{m_{y_i}}; \quad \bar{c}_{m_{y_i}} = \frac{c_{m_{y_i}} + c_{m_{y_{i+1}}}}{2} \quad (15b)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada,

$$S_i = \frac{c_i + c_{i+1}}{2} (y_{i+1} - y_i) \quad \text{and} \quad \bar{c}_i = \frac{c_i + c_{i+1}}{2} \quad (16)$$

olarak tanımlanır. Bu katsayılar benzer olarak akım ayrılma noktaları ve profilin çeşitli noktalarındaki basınç katsayıları da iki-boyutlu veri kullanılarak hesaplanabilir. Veri setindeki her bir hücum açısı için mevcut parametreler etkin hücum açısına göre interpolasyonla elde edilerek sonuca ulaşılabilmektedir.

Yukarıda açıklanan yöntem sayesinde kanat-kuyruk konfigürasyonlarının toplam sürüklenmesi ve yunuslama momentinin hesaplanması mümkün olmaktadır. Ancak bir hava aracının genel performansı ele alındığında gövdenin özellikle sürüklenme ve yunuslama momenti üzerinde yüksek etkisi vardır. Özellikle insansız hava aracı geometrileri ele alındığında bu tarz araçların basit bir gövde şekline sahip olduğu söylenebilir. Çeşitli analitik/yarı-empirik yöntemler kullanarak bu tarz geometrilerin performansa etkisi hızlı bir şekilde hesaplanabilmektedir.

Denklem (17) kullanılarak gövdenin toplam sürüklenme kuvvetine etkisini modellemek mümkündür [Roskam, 1997].

$$C_{D_{0_{f_{slg}}}} = R_{wf} C_f \left\{ 1 + \frac{60}{(l_f/d_f)^3} + 0.0025 (l_f/d_f) \right\} \frac{S_{wet_{f_{slg}}}}{S_{ref}} \quad (17)$$

Denklem (18a) ve (18b) kullanılarak gövdenin yunuslama momentine hücum açısıyla değişen etkisi modellenmiştir [Nelson, 1998].

$$C_{m_{0_{fuselage}}} = \frac{k_2 - k_1}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_{0_w} + i_f) \Delta x \quad (18a)$$

$$C_{m_{\alpha_{fuselage}}} = \frac{1}{36.5S\bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \partial \varepsilon_u / \partial \alpha \Delta x \quad (18b)$$

Bu çalışmada dikey kuyruğun oluşturduğu sürüklenme kuvveti benzer şekilde denklem (19) kullanılarak hesaplanmıştır. Aynı zamanda bu sürüklenme kuvvetinin ağırlık merkezi etrafında oluşturduğu yunuslama momenti hesaplanarak referans kanat alanı ve aerodinamik ortalama veter ile boyutsuzlaştırılmış ve toplam yunuslama momentine eklenmiştir.

$$C_{D_{v_{tail}}} = R_{wf} R_{LS} C_{f_w} \left\{ 1 + L'(t/c) + 100(t/c)^4 \right\} \frac{S_{wet_{v_{tail}}}}{S} \quad (19)$$

Hava aracının toplam sürüklenme ve yunuslama momenti katsayıları mevcut hesaplanan değerler komponent bazlı bir yaklaşım ile bir araya getirilerek (20) ve (21) şeklinde ifade edilir.

$$C_{D_{total}} = C_{D_{wing}} + C_{D_{h. tail}} + C_{D_{v. tail}} + C_{D_{fuselage}} + C_{D_{misc}} \quad (20)$$

$$C_{m_{total}} = C_{m_{cg_{wing}}} + C_{m_{cg_{h. tail}}} + C_{m_{cg_{v. tail}}} + C_{m_{cg_{fuselage}}} \quad (21)$$

Bu denklemler ile ilgili detaylı bilgi ve çeşitli test uygulamaları belirtilen kaynaklarda bulunmaktadır [Karali, Yükselen ve İnalhan, 2019]. Sonuç olarak geliştirilen yaklaşım ile bir hava aracının doğrusal olmayan analizi mümkün hale gelmiştir.

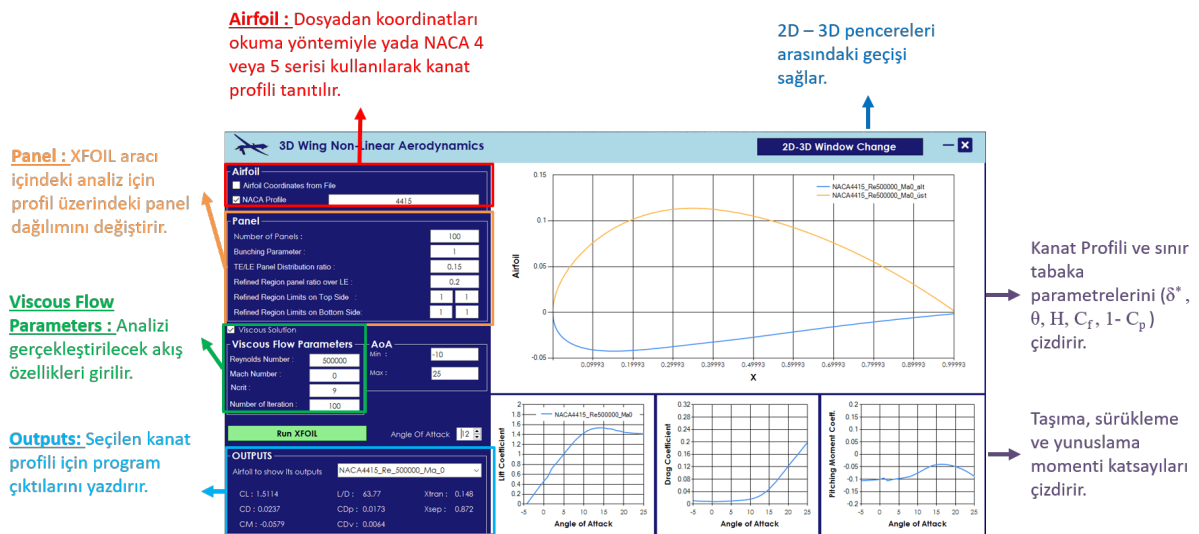
UYGULAMA ARAYÜZÜ

Yukarıda bahsedildiği üzere geliştirilen program, iki-boyutlu analizi XFOIL aracılığıyla ve üç-boyutlu analizi doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi aracılığıyla gerçekleştirip çıktılarını görselleştirebilme kabiliyetine sahiptir. Dolayısıyla programın arayüzü biri iki-boyutlu profil analizine diğeri üç-boyutlu konfigürasyon analizine ait olmak üzere iki ana pencereden oluşmaktadır. Bu pencereler arasında bir buton yardımıyla geçiş sağlanmaktadır. Bu kısımda bu alt pencereler sırasıyla tanıtılarak, işlevleri ve kullanım şekli anlatılacaktır.

İki-Boyutlu Analiz Penceresi

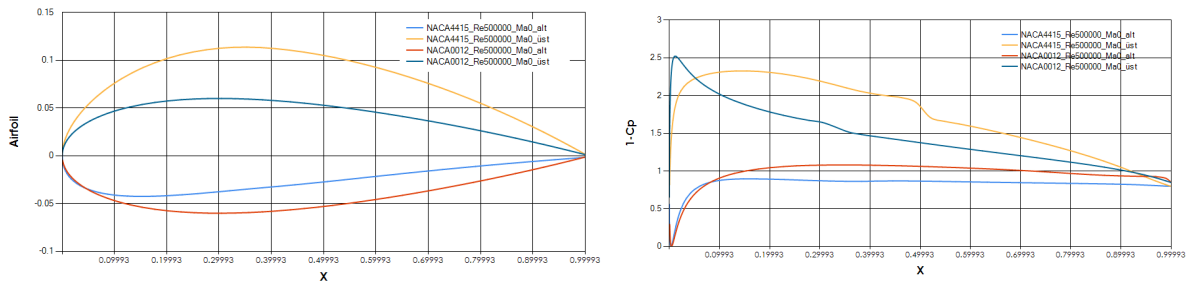
İki-boyutlu profil analizi penceresi Şekil 3'te gösterildiği gibi dört alt pencereden oluşmaktadır. Bunlardan birincisi "kanat profili penceresi" olup kanat profilinin, NACA profili olarak yada harici bir dosyadan koordinatlarının okutulması suretiyle, programa tanıtılmasını sağlamaktadır. "Panel" penceresi kullanılarak XFOIL aracı içerisindeki hesaplamalara dair panel parametreleri değiştirilebilmektedir. Üçüncü alt pencere ise "Viskoz Çözüm" penceresidir. Burada akışın özellikleri girilerek XFOIL aracının sınır tabaka çözümü yapması için gerekli parametreler sağlanmaktadır. Son olarak analiz yapılmak istenen hücum açısı aralığı, en küçük ve en büyük hücum açısı olmak üzere, belirlenerek analiz programı koşturulmaktadır.

XFOIL programı çalıştırılarak koşturulan analizin çıktıları hem geliştirilen program tarafından "Çıktılar" alt penceresinde seçilen kanat profili için gösterilmektedir hem de Şekil 3'te görüleceği üzere grafikler yardımıyla görselleştirilmektedir. Çıktılar kısmında gösterilmekte olan ayrılma lokasyonu, yüzey sürtünme katsayısı yardımıyla geliştirilen program tarafından hesaplanırken diğer parametreler XFOIL aracının çıktı olarak verdiği parametrelerdir. Görselleştirme ekranı dört grafikten oluşmaktadır. Bunlardan üçü sabit olup profilin taşıma, toplam sürüklenme ve yunuslama momenti katsayısının hücum açısına bağlı değişimini göstermektedir. Görselleştirme ekranında daha büyük alanı kaplayan ana grafik ise sınır tabaka parametrelerinin profil veteri boyunca değişimini görselleştirmektedir. Bu grafik üzerine sağ tıklanması suretiyle grafik değiştirilerek Şekil 4, 5 ve 6'daki görseller elde edilebilmektedir.



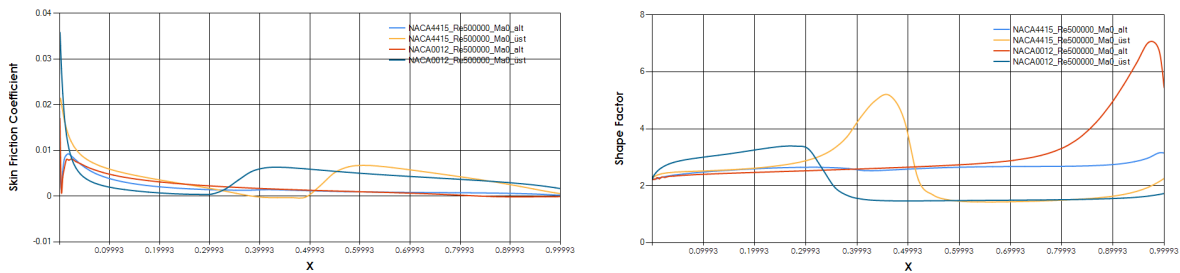
Şekil 3: İki-boyutlu analiz penceresi arayüzü

Geliştirilen uygulama tarafından görselleştirilebilen sınır tabaka parametreleri akış ile ilgili önemli bilgiler barındırmaktadır. Örneğin Şekil 4'te gösterilen hız dağılımı grafiği çizdirilerek bu eğrinin sabit kaldığı bölgelerde ayrılma yaşandığı söylenebilmekte hatta ayrılma baloncuğunun konumu saptanabilmektedir.



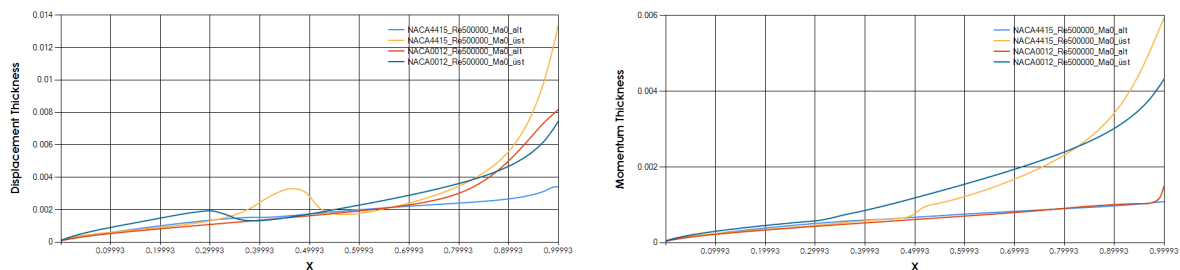
Şekil 4: Kanat profil şekli ve hız katsayısı grafikleri

Şekil 5'te gösterilen yüzey sürtünme sürüklemesinin sıfır olduğu veya sıfırın altına düştüğü bölgelerin gözlemlenmesiyle de önemli çıkarımlar yapılabilmektedir. Bu bölgeler ayrılmalara işaret etmekte olup laminer ve türbülanslı ayrılma ile ilgili bilgiler vermektedir. Ayrıca akışın türbülanslı hale geçtiği bölge yüzey sürtünme sürüklemesinin ani olarak artış gösterdiği bölge olarak düşünülebilmektedir. Türbülanslı akışa geçiş bölgesi, Şekil 6'daki momentum kalınlığı ve Şekil 5'teki şekil parametresi grafikleri yardımıyla da kolaylıkla görülebilmektedir.



Şekil 5: Yüzey sürtünme sürüklemesi ve şekil parametresi grafikleri

Bunlara ek olarak Şekil 6'da gösterilmekte olan yerdeğiştirme kalınlığının değişim ivmesi ve yönünden hareketle olumlu yada olumsuz (ters) basınç gradyantından hangisinin etkin olduğuna dair yorum yapılabilmekte ve bu parametrenin ani düşüş gösterdiği bölgelerde türbülanslı sınır tabakaya geçiş yaşandığı söylenebilmektedir.



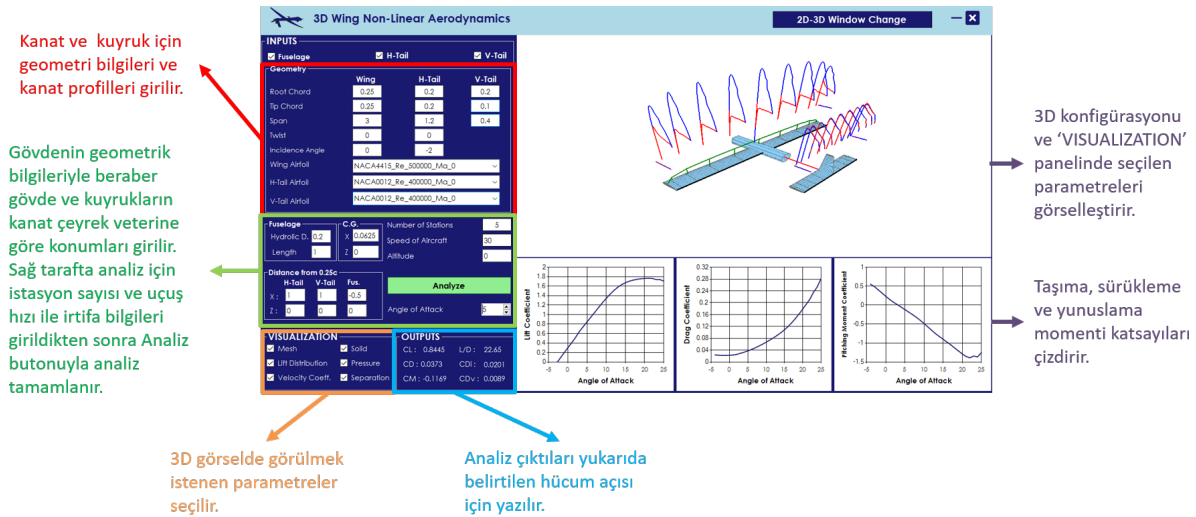
Şekil 6: Yer değiştirme kalınlığı ve momentum kalınlığı grafikleri

Yukarıdaki yorumlardan yola çıkarak bu tip arayüzlerin kullanımının, hem sınır tabaka ve aerodinamik konularının daha iyi anlaşılabilmesi açısından hem de bu çalışmanın da konusu olan doğrusal olmayan üç-boyutlu analizlerde kullanılabilmesi açısından önemli olduğu anlaşılmaktadır. Şekil 4, 5 ve 6'da gösterildiği üzere geliştirilen arayüz farklı Reynolds sayıları ve farklı profil geometrileri için

parametrelerin değişimini aynı görsel üzerinde çizdirerek birbiri ile karşılaştırma olanağı sunmaktadır. üç-boyutlu analizde kullanılmak üzere ayrılma, basınç dağılımı, hız dağılımı, taşıma, sürüklenme ve yunuslama momenti gibi bilgiler geliştirilen bu uygulama tarafından sağlanmaktadır.

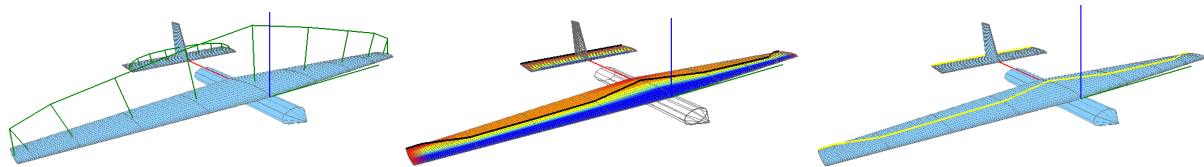
Üç-Boyutlu Analiz Penceresi

Üç-boyutlu doğrusal olmayan analizin gerçekleştirilebilmesi için kanat-gövde-kuyruk konfigürasyonunun geometrik bilgilerine ihtiyaç vardır. Şekil 7’de gösterilen arayüz yardımıyla kanada, eğer mevcutsa kuyruk ve gövdeye dair geometrik bilgiler programa girdi olarak verilmektedir. Analiz butonuna tıklanarak doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi ile analiz koşturulmakta ve konfigürasyonun analizi tamamlanmaktadır [Karali, Yükselen ve İnalhan, 2019].



Şekil 7: Üç-boyutlu analiz penceresi arayüzü

Geliştirilen uygulama ile taşıma, sürüklenme ve yunuslama momenti katsayılarının yanı sıra hava aracının başka önemli parametreleri de görselleştirilebilmektedir. Örneğin her bir istasyondaki etkin hücum açısında XFOIL aracının çıktıları kullanılarak hesaplanmış basınç katsayısının (C_p) ve hız katsayısının ($1 - C_p$) veter boyunca dağılımları, yüzey sürtünme sürüklemeleri kullanılarak açıklık boyunca hesaplanmış ayrılma çizgisi ve açıklık boyunca taşıma dağılımı geliştirilen uygulama tarafından Şekil 8’de görüldüğü gibi kullanıcıya sunulabilmektedir. “Girdiler” panelindeki hücum açısı değiştirilerek bu parametrelerin istenen hücum açısındaki değeri görselleştirilebilmektedir. Aynı zamanda belirtilen hücum açısı için aerodinamik katsayılar “Çıktılar” panelinde gösterilmektedir.



Şekil 8: Açıklık boyunca taşıma dağılımı, basınç konturu ve açıklık boyunca ayrılma çizgisi grafikleri

UYGULAMALAR

Literatürde çeşitli sayıda kanat ve konfigürasyon geometrisi için geliştirilmiş aerodinamik analiz aracı bulmak mümkündür. Bu kısımda, bu programlardan popüler ve yaygın olanları kullanılarak bir karşılaştırma çalışması yapılmıştır. Böylece yöntemin uygulanabilirliği, avantajları ve dezavantajları belirlenmiştir. Ayrıca geliştirilen programın kullanımına açıklık kazandırması amacıyla programın

arayüzü, Tablo 1'de geometrik bilgileri belirtilen insansız hava aracının analizinde kullanıldığı haliyle Şekil 9'da gösterilmektedir.

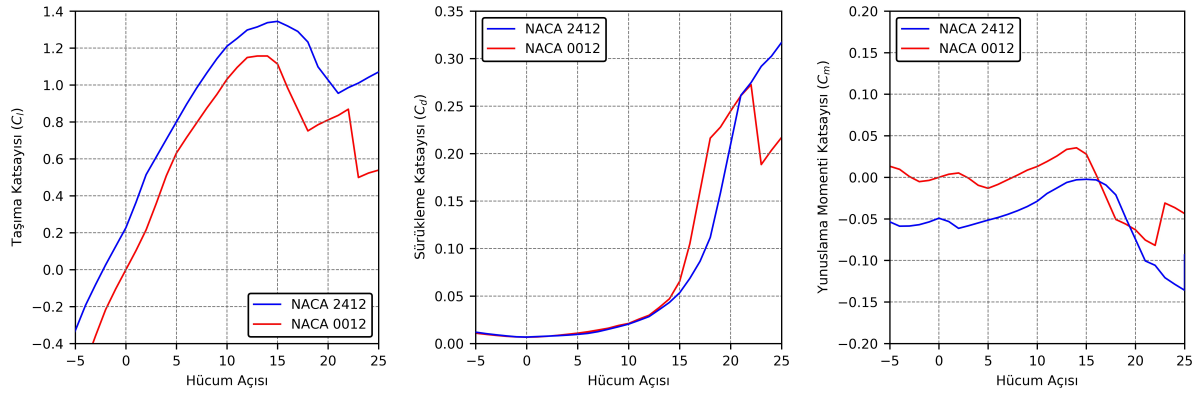
Tablo 1: Test çalışması için geometri özellikleri

Parametre	Kanat	Y. Kuyruk	D. Kuyruk	Gövde
Açıklık	2.25	0.9	0.3	-
Veter	0.2	0.2	0.2	-
Oturma Açısı	0	0	0	-
Profil	2412	0012	0012	-
Hidrolik Çap	-	-	-	0.2
Uzunluk	-	-	-	2
Reynolds Sayısı	0.4M	0.4M	0.4M	-
Lokasyon	[0,0,0]	[1,0,0]	[1,0,0]	[-1,0,0]

Tablo 1'de geometrik bilgileri belirtilen insansız hava aracı konfigürasyonunun analizini gerçekleştirmek için XFOIL programı, geliştirilen arayüz aracılığıyla Şekil 9'daki iki-boyutlu analiz penceresinde gösterildiği gibi çalıştırılarak NACA 2412 ve NACA 0012 profillerinin iki-boyutlu analizleri yapılmış ve sonuçları Şekil 10'da gösterilmiştir. XFOIL yazılımı profilin yunuslama momentini çeyrek veter etrafında hesapladığından yunuslama momenti grafiğinde çeyrek veter etrafındaki moment katsayısı gösterilmektedir. Taşıma katsayısı grafiğinden görülebileceği gibi XFOIL programı, profilin doğrusal olmayan kısımdaki davranışını da tahmin etmektedir.

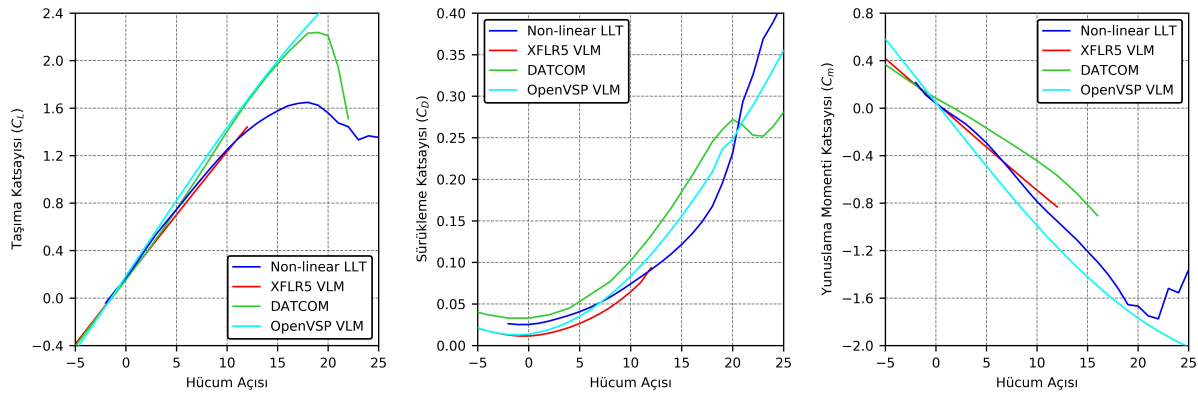
The image shows two side-by-side screenshots of the XFOIL software interface. The left screenshot displays the 'Airfoil' and 'Panel' settings, including the selection of NACA profiles (0012) and various panel parameters. The right screenshot shows the 'INPUTS' section, where geometry parameters (Wing, H-Tail, V-Tail) and flow conditions (Reynolds Number, Mach Number, Angle of Attack) are defined. The 'OUTPUTS' section at the bottom right shows the calculated aerodynamic coefficients: CL: 0.3645, CD: 0.0073, CM: -0.0532, L/D: 50.14, Xtran: 0.684, Xsep: 1, CDp: 0.0026, and CDv: 0.0047.

Şekil 9: Uygulamada kullanılan İHA'nın analizini gerçekleştirmek üzere geliştirilen programın iki-boyutlu ve üç-boyutlu pencerelerinin kullanımı



Şekil 10: Kanat ve kuyruk profilleri aerodinamik performans karşılaştırması

XFOIL aracılığı ile elde edilen iki-boyutlu veriler kullanılarak Doğrusal Olmayan Taşıyıcı Çizgi programıyla üç-boyutlu kanat-kuyruk konfigürasyonu analizi Şekil 9'daki üç-boyutlu analiz penceresinde gösterildiği şekilde yapılmıştır. Aynı geometri için DATCOM, XFLR5 ve OpenVSP programları da kullanılarak analizler gerçekleştirilmiş ve sonuçlar Şekil 11'de gösterilmiştir. Konfigürasyon için ağırlık merkezi kanat kök veter orta noktası seçildiğinden yunuslama momenti katsayıları bu nokta etrafında hesaplanmaktadır.



Şekil 11: Örnek İHA konfigürasyonu analizleri

OpenVSP ve XFLR5 araçlarının kullandıkları "Girdap-Kafes yöntemi" taşıma eğrisinin yalnızca lineer bölgesini çözebilirken DATCOM ve Doğrusal olmayan taşıyıcı çizgi yöntemi tutunma kaybı hücüm açısı ve civarı bölgeleri de tahmin edebilmektedir. Ancak DATCOM için referansta belirtildiği üzere stall noktasından sonra bu tahminin güvenilirliği sorgulanmaktadır. Ayrıca İHA boyutlarında ve uçuş rejiminde DATCOM'un hava aracının performansını modellemede başarısız kaldığını bu örnekte olduğu gibi çeşitli uygulamalarda gözlemlemek mümkündür. Sürüklenme katsayısında ise XFLR5 hariç diğer tüm programların sonucuna gövdenin etkisi dahildir. Şekilde görüleceği üzere XFLR5 yazılımı limitli bir hücüm açısına kadar kanat-kuyruk konfigürasyonu için toplam sürüklemeyi hesaplayabilmektedir. DATCOM ise kullanım kılavuzunda belirtildiği üzere toplam sürüklemeyi kabaca tahmin etmektedir. Yunuslama momenti eğrisinde gövdenin ve doğrusal olmayan taşımanın etkisini sadece geliştirilen yöntem ve DATCOM hesaplayabilmektedir.

Örnek uygulamadaki sonuçlar irdelendiğinde, geliştirilen analiz aracının çeşitli çalışmalarda kullanılan popüler hesaplamalı aerodinamik araçlarına göre çok daha avantajlı olduğu gözlemlenmektedir. Bu nedenle geliştirilen aracın özellikle viskoz etkilerin baskın olduğu düşük Reynolds sayılı rejimlerde operasyon yürüten İHA geometrilerinin nonlineer analizi için öne çıkmaktadır.

SONUÇLAR

Kanat profillerinin aerodinamik analizinde kullanılan en önemli programlardan biri olan XFOIL aracının konsol uygulaması olması nedeniyle sonuçları görselleştirmede eksik kalması bir gerçektir. Bu çalışmada XFOIL programını daha kullanışlı hale getiren bir arayüz geliştirilmiştir. Geliştirilen bu araç ile aerodinamik alanındaki eğitimde kullanılmak üzere XFOIL yazılımı kullanılarak görsel veriler elde edilmesi kolaylaştırılmıştır. Programın daha önceden geliştirilen ve üç-boyutlu bir analiz aracı olan “Doğrusal Olmayan Taşıyıcı Çizgi” yöntemine entegrasyonu sağlanarak hem İHA'lar için komple bir analiz aracı hem de iki-boyutlu ve üç-boyutlu analizlerin hızlı bir şekilde yürütülüp analiz sonuçlarının anında görüntülenebileceği bir program haline getirilmiştir. Böylece çoğu hesaplamalı aerodinamik aracının hesaplayamadığı tutunma kaybı karakteristikleri de dahil olmak üzere komple bir hava aracının analizi geliştirilen araç sayesinde saniyeler mertebesinde gerçekleştirilebilmektedir. Geliştirilen programın sunduğu bu avantajlar kullanıcı dostu basit arayüzü ile birleştiğinde, programın çeşitli kısıtlı bütçeli projelerde ve mühendislik eğitiminde kullanılabileceği düşünülmektedir.

Kaynaklar

- Deperrois, André. (2009). *XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*. Guidelines for XFLR5, 2009.
- Drela, M. (n.d.). XFOIL 6.9 UserPrimer. Erişim adresi:https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt
- Drela M. (1989) *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. In: Mueller T.J. (eds) *Low Reynolds Number Aerodynamics*. Lecture Notes in Engineering, vol 54. Springer, Berlin, Heidelberg
- Drela, Mark. “ Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equation.” PhD diss., MIT, 1985
- Glauert, H. (1943). *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory* (Cambridge Science Classics). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9780511574481
- Karali, H. & Yükselen, M. A. (2018) *Üç Boyutlu Kanat Aerodinamik Özelliklerinin Non-Lineer Analizi*, VII. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Eylül 2018, Samsun.
- Karali, H. & Yükselen, M. A. (2019) *A Practical Tool for Determination and Observation of 3D Wing Aerodynamic Characteristics at High Angles of Attack*, AIAC 2019 - 10th Ankara International Aerospace Conference, Ankara.
- Karali, H., Yükselen, M. A., & Inalhan, G. (2019) *A New Non-Linear Lifting Line Method for 3D Analysis of Wing / Configuration Aerodynamic Characteristics with Application to UAVs*, In AIAA Scitech 2019 Forum (p. 2119). doi: 10.2514/6.2019-2119.
- McDonald, Robert A.(2016). *Advanced modeling in OpenVSP*. AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 16th, pp. 3282.
- Nelson, Robert C. (1998). *Flight stability and automatic control*. Vol, 2. New York: WCB/ McGraw Hill.
- Phillips, W. F., Anderson, E. A., Jenkins, J. C., & Sunouchi, S. (2002). *Estimating the low-speed downwash angle on an aft tail*. Journal of aircraft, 39(4), 600-608.
- Roskam, J., & Lan, C.T.E. (1997). *Airplane aerodynamics and performance*. DARcorporation.
- Williams, John E., Vukelich, Steven R. (1979). *The USAF stability and control Digital DATCOM : Volume I Users manual*. McDonnell-Douglas Astronautics Corporation, St Louis

- Yükselen, M. A. (2012) *Computer Assisted Aerodynamics Education*, Procedia - Social and Behavioral Sciences
- Yükselen, M. A. (2014) *Havacılık, Uçak ve Uzay Mühendisliği Eğitiminde Bilgisayar Desteği*, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Eylül 2014, Kayseri
- Yükselen, M. A. (2015) *Uçak Ön Tasarımında Konfigürasyon Aerodinamiğinin Yeri ve Bilgisayar Desteği*, FIGES, XIX. Bilgisayar Destekli Sistem Modelleme Konferansı, Nisan 2015, Ankara