

MODEL UÇAK AERODİNAMİK ANALİZİNDE DÜŞÜK MERTEBELİ AERODİNAMİK ÇÖZÜCÜLERİN KARŞILAŞTIRILMASI

Mehmet Murat AKÇAN¹
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii TUSAŞ,
Ankara

Zafer ÖZNALBANT² ve Çisil TİMURALP³
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi,
Eskişehir

ÖZET

Hava aracı tasarımı ve geliştirilme çalışmalarının birinci fazı kavramsal tasarım aşamasıdır. Kavramsal tasarım sürecinde uçak geometrisi iteratif olarak değişeceğinden, tasarım alternatiflerinin aerodinamik açıdan hızlı bir şekilde analiz edilmesi ve yorumlanması büyük önem taşımaktadır. Bu aşamada zaman, maliyet ve iş gücü bakımından yüksek mertebeli HAD analizleri yerine daha düşük mertebeli çözüm yöntemleriyle basit ve hızlı aerodinamik analiz araçları kullanılabilir. Hızlı aerodinamik analizler için düşük mertebeli, basit ve doğruluk oranı yüksek potansiyel akış teorisine dayanan, girdap kafes ve panel yöntemleri öne çıkmaktadır. Bu çalışmada düşük Reynolds sayısında uçuş gerçekleştiren bir hava aracının düşük mertebeli aerodinamik analiz metodlarından panel, girdap kafes ve yarı deneysel metodları kullanarak aerodinamik katsayılarının kestirilmesi ve bu yöntemlerin kendi aralarında kıyaslanmasını hedeflemektedir. Çalışmada NACA 4415 kanat kesitine sahip dikdörtgen planformlu kanat ve Trainer 60 uçak modelleri seçilerek panel ve girdap kafes yöntemlerini kullanan açık kaynak kodlu XFLR5, OpenVSP ve yarı deneysel metodları içeren Dijital DATCOM yazılımlar ile aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. İlk uygulamada NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrisi farklı açıklık oranlarında analiz edilmiş ve elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılarak yöntemlerin genel başarısı hakkında bilgi edinilmesi amaçlanmıştır. İkinci uygulamada 1.9 metre kanat açıklığına, 1.45 metre gövde uzunluğuna ve 0.65 metre kare kanat alanına sahip; ortalama 16 m/s seyir hızında uçuş yapan Trainer 60 uzaktan kumandalı model uçağı modellenmiş ve aynı yazılımlarla analiz edilerek statik aerodinamik katsayıları elde edilmiştir. NACA 4415 deneysel çalışması ile yapılan karşılaştırma sonucunda edinilen bilgiye göre Trainer 60 uçak geometrisinin aerodinamik analiz sonuçları yorumlanmıştır.

GİRİŞ

Hava aracı tasarımı ve geliştirilme çalışmalarının, aerodinamik açıdan basit ve hızlı bir şekilde analiz edilmesi kavramsal tasarım aşamasında büyük önem taşımaktadır. Hava aracı geometrisi kavramsal tasarım fazında iteratif olarak değişeceğinden, gereksinimleri karşılayacak en iyi tasarım hedeflenmektedir. Bu fazda aerodinamik analizler sonucunda statik aerodinamik katsayılar üzerinden uçak performans hesaplamaları yapılarak optimum hava aracı geometrisi belirlenir. Aerodinamik analiz yöntemlerinde ise düşük mertebeli ve potansiyel akış teorisine dayanan yöntemlerinden tutun Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü esas alan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemlerine kadar birçok aerodinamik analiz yöntemleri kullanılmaktadır. Optimum geometriyi bulma aşamasında aerodinamik analiz araçlarından beklenen performans hızlı ve olabildiğince doğru bir sonuç vermesidir [Sadraey, 2012]

¹ Uzman Mühendis, E-posta: makcan636@gmail.com

² Dr. Öğr. Üyesi, Uçak Müh. Böl., ESOGÜ, Eskişehir E-posta: zafer.oznalbant@ogu.edu.tr

³ Dr. Öğr. Üyesi, Makine Müh. Böl. ESOGÜ, Eskişehir, E-posta: cisil@ogu.edu.tr

Hesaplamalı aerodinamik analizlerinde çözüm mertebesi yükseldikçe elde edilen çözümler akımın gerçek fiziksel koşullarına daha fazla yaklaşmaktadır [Cummings, Mason, Morton ve McDaniel, 2015]. Günümüzde her ne kadar Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü esas alan HAD metotlarını uygulamak mümkün olsa da bu gibi yöntemlerin uçağın farklı uçuş koşullarında ve karmaşık uçak geometrileri üzerinde analizlerin gerçekleşmesi günler mertebesinde zaman alabilmektedir. Aynı zamanda bu analizlerin gerçekleşmesinde çok yüksek işlem gücüne sahip bilgisayarlara sahip olmak gerekmektedir. Bu gibi etkenler analiz maliyetini yükseltmektedir. Kavramsal tasarım sürecinde uçak geometrisinin iteratif olarak değişeceğinden zaman, maliyet ve iş gücü bakımından HAD analizleri yerine daha düşük mertebeden çözüm yöntemlerle basit ve hızlı aerodinamik analiz araçlarına ihtiyaç vardır. Bu sebeple kavramsal tasarım sürecinde düşük mertebeden aerodinamik analiz yöntemlerinin kullanılması en büyük tercih sebebidir.

Uçak ve benzeri hava araçlarının kavramsal tasarım süresi boyunca aerodinamik analizlerde kullanılan düşük mertebeden, basit ve hızlı yöntemler arasında Prandtl'in taşıyıcı çizgi teorisine dayanan yöntemleri, bunun ayrıklaştırılmış bir çeşitlemesi olan sayısal taşıyıcı çizgi yöntemlerini, potansiyel akış teorisine dayanan girdap kafes ve panel yöntemlerini sayabiliriz [Katz ve Plotkin, 2001]. Bu tip yöntemlerin bazıları ticari bazıları da açık kaynak kodlu yazılımlarla hava aracı geometrisini modelleyerek aerodinamik analiz yapabilmektedirler. Bu araçlarla istenilen geometriyi oluşturup var olan çözümlerle hızlı ve yaklaşık çözüm sunup, elde edilen sonuçları görselleştirme yetenekleriyle hava aracı üzerinde mühendislik yorumları yapılabilmektedir. Literatürde bulunan OpenVSP / VSPAERO, XFLR5, Dijital DATCOM, AVL, XFOIL, PAM AIR, Tornado gibi yazılımlar görselleştirme yetenekleriyle düşük mertebeli aerodinamik yöntemlere örnek olarak verilebilir. Bu yazılımları kullanarak, genel olarak düşük ve orta hücum açılarında, bir hava aracının statik ve bazı dinamik aerodinamik katsayılarını elde etmek mümkündür. Bununla birlikte panel yöntemler, akıştaki viskozite etkileri teoride ihmal ettiğinden, yüksek hücum açılarında taşıma eğrisinin doğrusal olmayan bölgelerinde ve taşıma kaybı sonrası bölgedeki akış özellikleri düşük mertebeden yöntemler kullanılarak belirlenemez. Bu sebeple hem tasarım hem de uçuş kontrol ve performans çalışmaları için önemli parametrelerden olan viskoziteye bağlı sürüklenme ve maksimum taşıma katsayıları elde edilememektedir. Ancak bu yöntemleri içeren birçok yazılım aracının uygulamalarında, potansiyel akım esaslı modele viskozite etkilerinin bir şekilde sokulduğu görülmektedir. Böylelikle doğrusal olmayan bölgelerdeki sonuçlar üzerinden yorum yapılabilmektedir.

Hava araçlarının aerodinamik analizinde ilk kullanılan yöntemler çoğunlukla Prandtl'in taşıyıcı çizgi modeli olup yirminci yüzyılın başlarından itibaren hava araçlarının taşıyıcı elemanlarının aerodinamik hesaplarında kullanılmaktadır. Prandtl, teorisinde kanat açıklığı boyunca taşıma dağılımının aynı olduğu kabul ederek, kanadı çizgisel bir girdap ile temsil ederek çözüm almıştır [Prandtl, 1918]. Panel yöntemlerinin ilk çalışmalarından birisini panel girdap metoduyla, Hess ve Smith tarafından geliştirilmiştir [Hess ve Smith, 1966]. Prandtl modelinin ayrıklaştırılmış çeşitlemesi ilk olarak Weissinger tarafından uygulanmıştır. Weissinger bu teoride kanat açıklığı boyunca iç içe sonsuz sayıda at nalı girdabı yerine yan yana sonlu sayıda at nalı girdabı olarak nümerik taşıyıcı çizgi teoremi ile uygulamalar yapmıştır. Günümüzde halen bu yöntem kullanılmakta olup nümerik taşıyıcı çizgi yöntemi olarak da adlandırılmaktadır [Weissinger, 1942]. Nümerik taşıyıcı çizgi teoremi kanadı veter boyunca tek bir panel ile temsil etmesi sebebiyle kambur kesitli kanatlar için yeterli çözümü sağlayamamıştır. Bu yöntemin doğrusal olmayan bir uygulaması ilk olarak Piszkin ve Levinsky tarafından gerçekleştirilmiştir [Piszkin ve Levinsky, 1976]. Prandtl'in ve Weissinger'in oluşturduğu yöntemler daha çok kambursuz ve düz kanatlar için kullanışlıdır. Özellikle II.Dünya savaşıdan sonra yüksek hızlı uçakların kullanılmasıyla, farklı kanat geometrilerini ve birden fazla kanadın birbirleri ile etkileşimleri denenmiş, bu sebeple ok açısı ve dihedral açısı etkilerini de hesaplayabilecek yöntemlere ilgi doğmuştur. Bu sebeple girdap kafes yöntemlerinin ilk örneği Falkner tarafından ortaya konulmuş olup günümüzde en çok kullanılan yöntemlerden biridir [Falkner, 1943]. Girdap kafes yönteminde viskoz etkiler ihmal edildiğinden yüksek hücum açılarında oluşan akım ayrılması oluşmakta ve potansiyel akım teorisi ile çözülememektedir. Yüksek hücum açılarında kanat üzerinde oluşan akım ayrılmalarından dolayı taşıma katsayısındaki doğrusal olmayan etkileri girdap kafes yöntemini kullanarak incelenmiştir. Bunun sonucunda akım ayrılma etkisini profil kamburluğu

azaltılarak hesaba katılmaya çalışılmış ve elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırıldığında uyum göstermektedir [Mukherjee, Gopalarathnam ve Kim 2003]. Prandtl taşıyıcı çizgi modeline dayanan, viskozite etkilerini dikkate alabilen, hata seviyesi olabildiğince düşük ve hızlı bir analiz aracı ile iki-boyutlu profil verilerini kullanan yeni bir yöntem ve bunun uygulaması için bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. [Karali, Yükselen, 2018]

Bu çalışmada bir hava aracında taşıma yaratan yüzeylerin aerodinamik analizinde düşük mertebeye aerodinamik analiz metodlarından panel, girdap kafes ve yarı deneysel yöntemleri kullanarak hava aracının aerodinamik modellemesi için gereken katsayıların kestirilmesi ve kendi aralarında kıyaslanmasını hedeflemektedir. Çalışmanın ilk aşamasında yöntemlerin başarısı hakkında bilgi edinmek ve metodları karşılaştırmak için rüzgâr tüneli deney sonuçları bulunan farklı açıklık oranlarına sahip dikdörtgen görünümü NACA 4415 kanat geometrisi XFLR5, OpenVSP ve Dijital DATCOM yazılımlarında modellenerek aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Böylelikle yöntemlerin başarısı ve metodların doğruluğu hakkında bilgi edinilmiştir. İkinci aşama olarak elde edilen tecrübeye göre Trainer 60 uçak geometrisi yine aynı yazılımlarla modellenerek aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçlarında statik aerodinamik katsayıları üzerinden yorumlanarak düşük mertebeli yöntemler ve yazılımlar karşılaştırılmıştır.

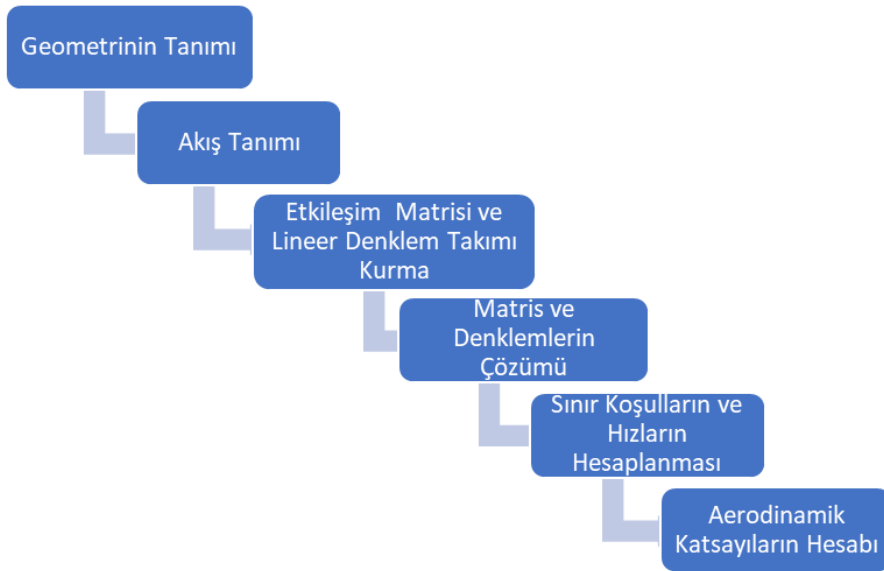
AERODİNAMİK ANALİZ ÇÖZÜCÜLERİ

Hava aracının aerodinamik tasarım sürecinde farklı analiz yöntemleri gerçekleştirilmektedir. Detay tasarım sürecine kadar birçok fazda gerçekleşen aerodinamik analizlerde, Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü esas alan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD), rüzgâr tüneli testleri ve potansiyel akış teorisine dayanan yöntemleri kullanılmaktadır. Bu başlıkta panel ve girdap kafes yöntemleri açıklanmaktadır. Panel ve girdap kafes yöntemleri hava araçlarının taşıma elemanları etrafında potansiyel akışı çözmek için kullanılan sayısal bir yaklaşımdır. Panel ve girdap kafes yöntemleri potansiyel akış teorisini temel alır ve cisimlerin yüzeyini küçük panellere ayırarak akışın etkilerini bu paneller üzerinde tanımlayarak analiz eder.

Panel Yöntemi

Panel yöntemler ses altı ve ses üstü hızlarda hareket eden sıkıştırılmaz, viskoz olmayan, irrotasyonel akım şartlarında uçak yüzeyleri gibi cisimler etrafında potansiyel akışı çözmek için kullanılan sayısal yöntemlerdir. Panel yöntemi, tüm viskoz ve ısı transferi terimlerini ihmal ederek, sıkıştırılabilirlik etkilerini içeren Navier-Stokes denklemlerinin en basit şekli ile ifade edilmesidir. Panel yöntemler çözüm yapısı itibarıyla viskoz akış ve türbülans gibi farklı şartlara dair sonuçlar vermese de bir uçağın kararlılık, aeroelastik ve aerodinamik katsayılarının hesaplanmasında oldukça tutarlı ve kullanışlı sonuçlar vermektedir. Bu yüzden panel metodlar kavramsal tasarım sürecinde çalışma yapabilmek için uygun birer araçlardır. Uçak veya kanat modelleri, panel yöntemi tabanlı bilgisayar programları ile aerodinamik olarak analiz edilebilir. Bu programların Prandtl-Glauert Denklemi kullanarak çözüm almaktadır.

Yapılan tanımlı akış rejimi şartlarından daha ileri genişletecek olursak taşıyıcı yüzey veya taşıyıcı olmayan cisimler üzerinde oluşturulan "Panel" adı verilen hücrelerde teklik elemanlarının (kaynak, duble, girdap) dağılımını esas alarak doğrusal olan Laplace denkleminin çözümünü yapan aerodinamik yöntemlerdir. Bu yöntemler arasındaki temel farklar yöntem içerisinde kullanılan basit akım çeşitlerinin (girdap, kaynak, duble akımı) farklılığına dayanmaktadır. Her bir eleman için kullanılan tekliklerin farklılığına rağmen panel yöntemler uygulanması niteliğiyle şekil 1'deki gibi akış şemasında belirtilen yollarla taşıyıcı yüzey veya taşıyıcı olmayan cisimler üzerinde oluşan aerodinamik katsayılar belirlenir.

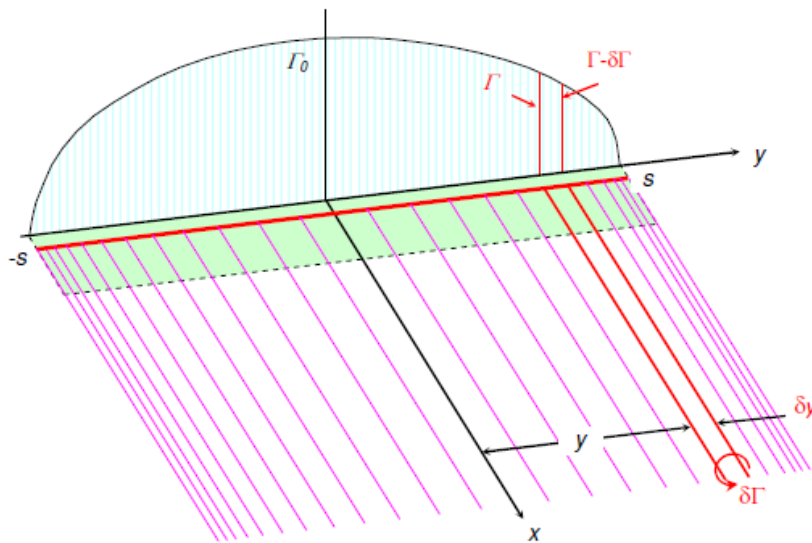


Şekil 1: Panel Metodu Çözüm Aşamaları

Prandtl Taşıyıcı Çizgi Yöntemi (PLL)

Prandtl tarafından 1918 yılında geliştirilmiş olan sonlu kanatlara dair analitik çözüm içeren yöntem, panel yöntemlerin atası olarak bilinir [Karali, Yükselen, 2018]. Prandtl Taşıyıcı Çizgi modelinde kanat, etrafındaki akımın fiziksel yapısına dayanarak modellenir. Teori üç boyutlu bir kanadın girdap akım dağılımları kullanılarak modellenebilmektedir. Açıklık oranı yeterince büyük bir sonlu kanat etrafından geçen akım iki-boyutluya çok yakındır. Bu nedenle Prandtl böyle bir kanadı birbirine bitişik kanat dilimlerinden oluşturmuş ve her bir dilimi sonsuz açıklıklı, eşdeğer iki-boyutlu bir kanat gibi varsaymıştır. Böylelikle kanat açıklığı boyunca taşıma dağılımının aynı olduğu kabul ederek kanat kalınlığı etkisini ihmal etmiş, kanadı çizgisel bir girdap ile temsil ederek çözüm almıştır.

Prandtl Taşıyıcı çizgi yönteminde kanat açıklığı boyunca sirkülasyon dağılımı gövde eksenine dik doğrultuda bir bağlı girdap ile temsil edilir. Bu girdabın şiddeti, geriye doğru kaçma girdapları oluşturacak biçimdeki dallanmalarla kanat açıklığı boyunca değişir. Kanat gerisine yönelmiş kaçma girdapları taşıyıcı çizgi boyunca hız indüklemelerine sebep olur. PLL yöntemi indüklenmiş aşağı sapma hızlarının yanında girdap dağılımının ve kanat açıklığı boyunca etkin hücum açılarının hesaplanmasına olanak sağlar. Yöntemin klasik uygulamalarında kanat kesit profillerinin hücum açısı-taşıma katsayısı eğrilerinin doğrusal olduğu kabulü yapılır. Şekil 2'de kavramsal PLL modeli gösterilmiştir.



Şekil 2: Sonlu kanat için iç içe at nalı girdapları [Yükselen, 2008]

Şekil 2’de görüldüğü gibi kanat sonsuz sayıda iç içe at nalı girdapları ile ve bu girdapların açıklık boyunca sabit bir çizgi üzerinde çakışacak şekilde yer aldığı varsayılmaktadır. Böylece kanat şeklindeki y ekseninde yer alan bir girdap çizgisi ile temsil edilmekte, bu çizginin geriye doğru dallanan kolları ise (at nalı girdabının yan kolları) kanat gerisindeki kaçma girdaplarını modellemektedir. Sonlu kanadın fiziksel yapısı bize kanada ait taşıma dağılımının sabit olmadığı ve açıklık boyunca değiştiğini göstermiştir. Taşıma dağılımının ifade edilmesi için 3 boyutlu kanat kesiti dikkate alınır.

Bu model yardımıyla kanada etkiyen taşıma ve indüklenmiş sürüklenme kuvvetleri sirkülasyon dağılımını (Γ) Fourier Serisi ile temsil ederek seriye ait katsayılar hesaplanabilir. Şekil 2’de görüleceği üzere sonsuza kadar uzanan iki girdap çizgisi arasındaki kesitin girdap şiddeti $\delta\Gamma$ olsun. Sirkülasyonun açıklık boyunca değişimine $\Gamma(y)$ diyelim. Böylece $\delta\Gamma$ için denklem 1 ifadesi elde edilir.

$$\delta\Gamma = -\frac{d\Gamma}{dy} \delta y \quad (1)$$

Bu $\delta\Gamma$ şiddetindeki girdabın herhangi bir y_1 uzaklığında indüklediği aşağı sapma hızı için Biot-Savart kanunu yardımıyla, denklem 2 ifadesi yazılabilir.

$$w(y_1) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{+s} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{1}{y - y_1} \quad (2)$$

Sirkülasyon şiddetinin açıklık boyunca değişimi kanat geometrisine bağlı olup, Glauert’in uygulamasında bu dağılım en genel halde denklem 3’te gösterildiği şekilde bir Fourier serisiyle ifade edilir.

$$\Gamma(\theta) = 4sV_\infty \sum_{j=1}^{\infty} A_j \sin j\theta \quad (3)$$

Kanat taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayılarının, açıklık boyunca aşağı sapma açılarının ve etkin hücum açılarının sırasıyla denklem 4, 5, 6 ve 7’deki gibi bulunur.

$$C_L = \pi AR A_1 \quad (4)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta), \quad \delta = \sum_{j=2}^{\infty} j \left(\frac{A_j}{A_1} \right)^2 \quad (5)$$

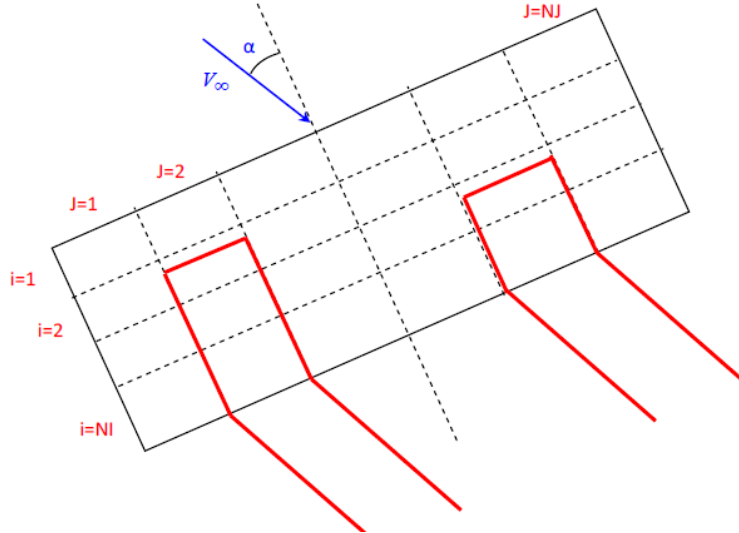
$$w = \frac{V_\infty}{\sin\theta} \sum_{j=1}^N j A_j \sin j\theta \quad (6)$$

$$\epsilon = \sum_{j=1}^N \frac{j A_j \sin j\theta}{\sin\theta} \quad (7)$$

Fourier katsayıları, A_j , kanadın geometrisine ve hücum açısına bağlıdır. Klasik yöntemde iki boyutlu profilin doğrusal taşıma eğrisi eğimi kullanılarak tek adımlı hesaplama ile üç boyutlu kanat için doğrusal bir çözüm elde edilir.

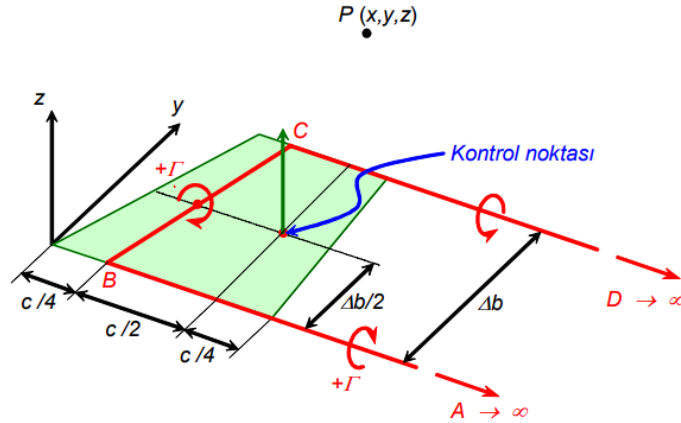
Girdap Kafes Yöntemi

Girdap kafes yönteminin temel prensipleri de panel yöntemlerinde olduğu gibi potansiyel akış teorisine dayanır. Yöntem Laplace denklemlerinin çözümlerine dayanır ve panel yöntemlerine uygulanan aynı temel teorik kısıtlamalara tabidir. Ancak uygulamada farklılıklar mevcuttur. Girdap kafes yönteminde hava araçlarının taşıma yüzeylerini Şekil 3’te gösterildiği üzere açıklık ve veter doğrultusunda elemanlara ayrılır.



Şekil 3: Girdap kafes yönteminde at nalı girdaplarının gösterimi [Yükselen, 2008]

Her bir panele şekil 3'te görüldüğü üzere bir at nalı yerleştirilerek, aerodinamik akış problemi serbest akım içerisinde yer alan bu at nalı girdapları ile temsil edilir. Hesaplamalar her bir panel için ayrı ayrı yapılmaktadır. Girdap şiddetleri her bir panel üzerinde yüzey sınır koşulu yardımıyla bulunur. Her bir panel üzerindeki at nalı girdabı, şekil 4'te gösterildiği üzere panelin çeyrek veter çizgisi üzerinde yer alan bir bağlı girdap ile bağlı girdabın iki ucundan çıkarak panel kenarı doğrultusunda firar kenarına kadar yüzeyi izleyen, firar kenarından sonra ise serbest akım doğrultusunda akım gerisine yönelerek sonsuz giden iki kaçma girdabından oluşmaktadır.



Şekil 4: Üç çeyrek kuralına göre panel üzerinde at nalı girdabı ve kontrol noktası yerleşimi [Yükselen, 2007]

Şekil 4'te gösterildiği üzere çeyrek veter noktasında serbest akıma dik yönde bir bağlı girdap ve serbest akım doğrultusunda iki adet kaçma girdabı ile gösterilir. Her bir at nalı girdabı üzerinde panelin üç çeyrek veter noktası üzerinde Biot-Savart Kanunu ile sınır koşullar uygulanarak, etkileşim matrisleri oluşturulur. Etkileşim matrislerinin çözülmesi ve kanat üzerinde girdap şiddetlerinin her bir panel üzerinde elde edilmesi taşıma katsayısı, yunuslama momenti ve indüklenmiş sürüklenme gibi değerlerin elde edilmesi sağlar.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

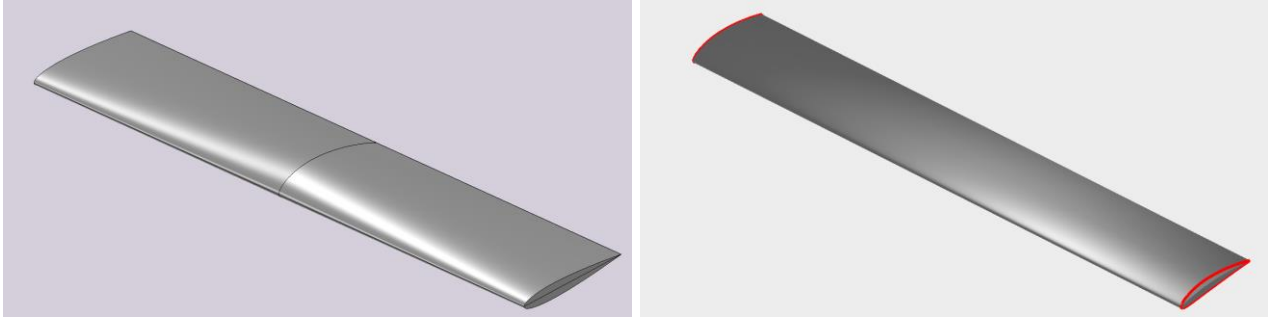
Hava araçlarında bulunan taşıyıcı yüzeylerin panel ve girdap kafes yöntemi ile hangi kabuller altında nasıl aerodinamik analiz edildiği önceki başlıklarda detaylıca açıklanmıştır. Bu başlıkta ise iki farklı örnek üzerinde bu metotlar kullanılarak analizler yapılmıştır. Öncelikle yöntemlerin başarısı hakkında bilgi edinmek için deneysel verileri bulunan, dikdörtgen planformlu düz bir kanat geometrisi kullanılmıştır. İkinci örnekte ise Trainer 60 model uçak geometrisi panel ve girdap kafes yöntemi kullanan bilgisayar yazılımlarında modellenerek aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Aynı zamanda bu geometriler yarı-deneysel metotları barındıran Dijital DATCOM yazılımı tarafından da

modellenerek aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. OpenVSP ve XFLR5, havacılık ve uzay mühendisliği alanlarında çalışan mühendisler ve tasarımcılar için geliştirilmiş açık kaynak kodlu yazılımlardır. Kullanıcılar, hava aracı bileşenleri olan kanat, gövde, kuyruk yüzeyleri gibi çeşitli parçaları bir araya getirerek istedikleri şekilde hava aracını oluşturabilir ve bunları parametrik olarak değiştirebilirler. Bu yazılımlarla, analizin yapılacağı aerodinamik koşulları tanımlayabilir, kütle ve atalet değerleri girilerek, performans, denge ve kontrol analizleri gibi tasarım parametrelerini verebilirler. Yazılımların en büyük avantajı düşük Reynolds sayılarında sonuç verebildiğinden küçük ölçekli uçakların tasarım ve analizleri için çok faydalıdır. Tablo 1’de çalışmada kullanılan aerodinamik analiz yazılımları ve kullandıkları metotlar sıralanmıştır.

Tablo 1: Aerodinamik Analiz Yazılımları

Yazılımlar	Metot
OpenVSP	Girdap Kafes
OpenVSP	Panel
XFLR5	Girdap Kafes
XFLR5	Panel
Dijital DAT-COM	Yarı-Deneysel

Şekil 5’te NACA 4415 kesitli modellerin OpenVSP ve XFLR5 yazılımlarında modellenmiştir.



Şekil 5: NACA 4415 kesitli dikdörtgen planformlu kanadın sırasıyla OpenVSP ve XFLR5 modelleri

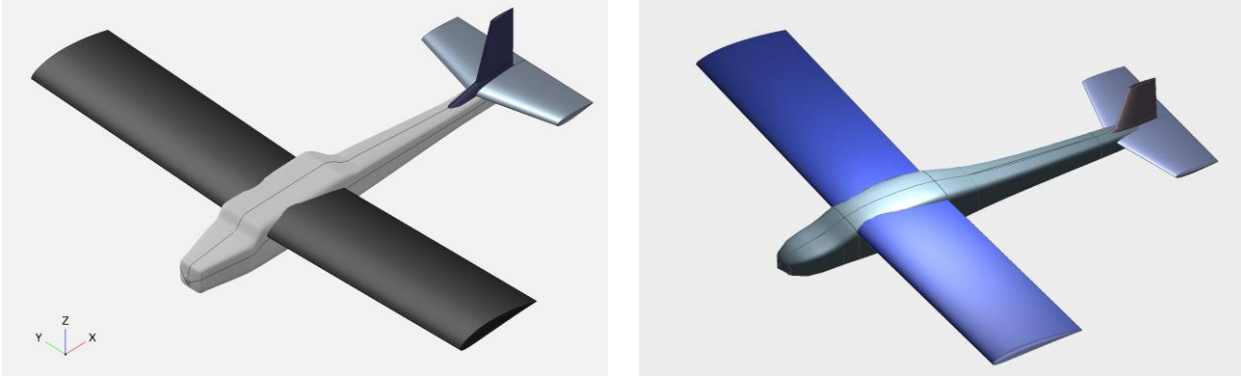
NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrileri Şekil 5’te gösterildiği üzere sırasıyla OpenVSP ve XFLR5 yazılım arayüzleri ile modellenmiş olup analiz için hazır hale getirilmiştir. Modelleme arayüzleri her iki yazılımda da parametrik olup istenilen değerlere göre kolayca tasarım modellenebilmektedir.



Şekil 6: Trainer 60 model uçak

Uygulamadaki temel çalışma Şekil 6’da gösterilen Trainer 60 model uçak geometrisi üzerinden yapılmıştır. Uçak modeli yüksek kanat biçiminde, dikdörtgen kanat planformlu, konvansiyonel kuyruk

yapısına sahip, önden pervaneli bir geometriye sahiptir. Uçağı modellemek için hem uçağın teknik özellikler kitapçığından hem de uçak üzerinde ölçümler yapılarak OpenVSP ve XFLR5 üzerinden geometrisi oluşturulmuştur. Şekil 7’de görüleceği üzere gerçek geometri ile OpenVSP ve XFLR5 yazılımlarıyla oluşturulan geometri arasında belirli sapmalar mevcuttur. Bu sapmalar yazılımların kabiliyeti nedeniyle, geometri modellenirken pervane yapısı ve iniş takımları eklenmemiştir.



Şekil 7: Trainer 60'ın sırasıyla OpenVSP ve XFLR5 modellerinin izometrik görünüşleri

DeneySEL Verilerle Karşılaştırma

Analiz çalışmalarına referans olması amacıyla Ostowari ve Naik'in NACA 44xx serisi kanat profilleri ve çeşitli açıklık oranlarına sahip dikdörtgenel planformlu kanat geometrileri üzerine yaptıkları deneysel çalışmalardan yararlanmışlardır. Deneysel verilerde bulunan NACA 4415 kanat profilinin farklı açıklık oranlarına sahip kanat geometrileri aynı geometrik özellik ve uçuş koşullarında panel ve girdap kafes yöntemi kullanan bilgisayar yazılımları ile analiz edilmiştir. Böylece deneysel verilerle panel ve girdap kafes yöntemini kullanan yazılımların genel başarısı hakkında bilgi edinilmesi amaçlanmıştır. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlarla bir sonraki başlıkta belirtilen uçak geometrisinin sonuçları üzerinden yakınsama gerçekleştirilmiştir.

Tablo 2’de aerodinamik analiz için farklı açıklık oranlarına sahip NACA 4415 kesitli dikdörtgenel planformlu kanat geometrileri özellikleri sıralanmış olup sırasıyla OpenVSP, XFLR5 ve Dijital DATCOM yazılımları üzerinden analizleri gerçekleştirilmiştir.

Tablo 2: NACA 4415 Kanat Geometrileri Özellikleri

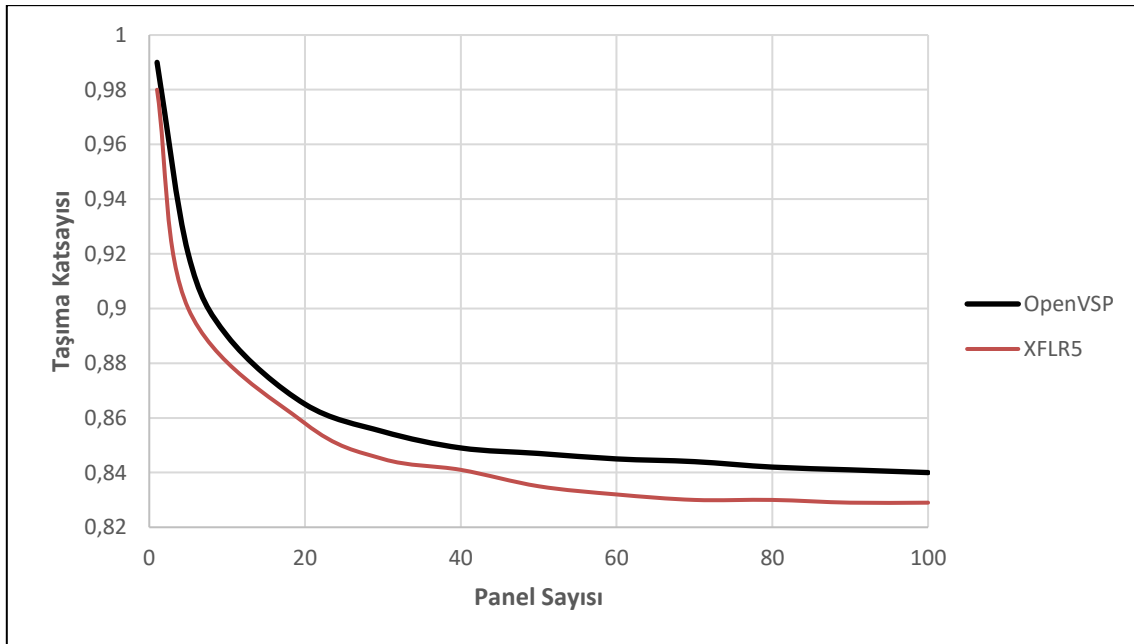
	Kanat Uzunluğu (m)	Alan (m^2)	Veter Uzunluğu (m)	AR	Sivrilme Oranı	Ok Açısı ($^\circ$)	Dihedral ($^\circ$)	Kanat Profili
Kanat	3	1.5	0.5	6	1	0	0	NACA 4415
Kanat	4.5	2.25	0.5	9	1	0	0	NACA 4415
Kanat	6	3	0.5	12	1	0	0	NACA 4415

Tablo 3’te özellikleri belirtilen uçuş koşulunda NACA 4415 kesitli kanadın analizleri gerçekleştirilmiştir. Böylece kanat modeli üzerinde oluşan taşıma ve sürükleme katsayıları elde edilerek birbirleri ile kıyaslanmıştır.

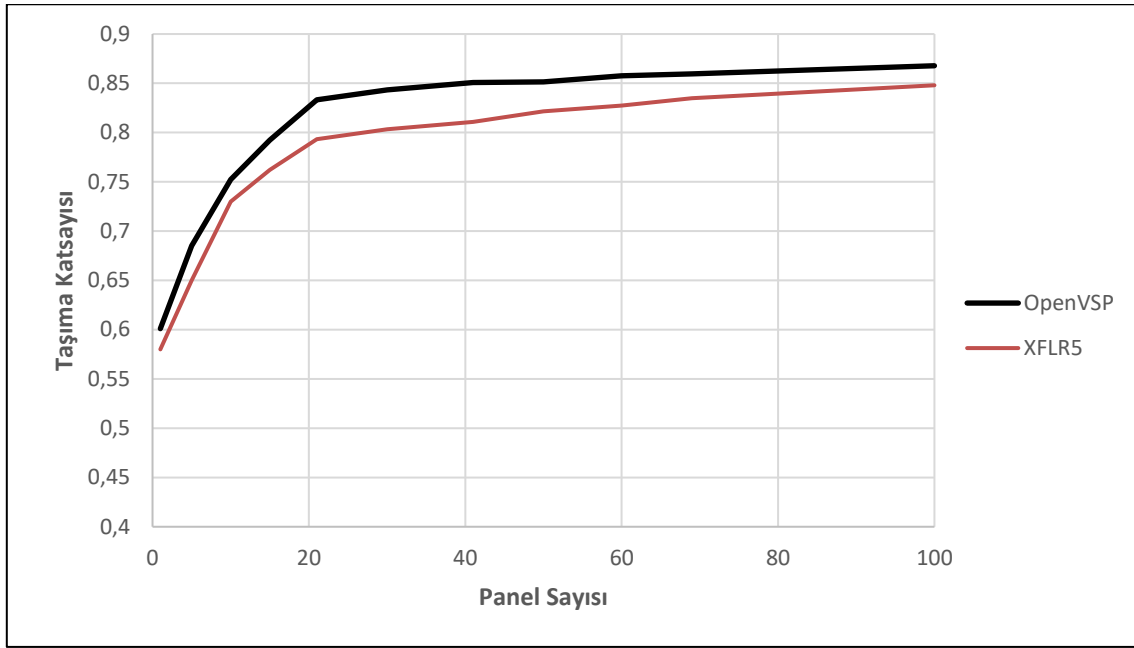
Tablo 3: Uçuş Koşul Özellikleri

Açıklama	Sembol	Analiz Aralığı	Birim
Hücum Açısı	α	-10° ile 20° Arası	Derece
Kayma Açısı	β	0°	Derece
Reynolds Sayısı	Re	1000000	-
Mach	M	0.05	-
Hız	V	17	m/s

Analizler gerçekleştirilmeden önce ilk aşamada yüzeylerin bölüneceği panel sayıları belirlenmiştir. Panel ve girdap kafes yöntemi teorisi birbirine benzemekte olup ana amaç taşıyıcı yüzeylerin panellere bölünerek sınır şartları içinde analizini gerçekleştirilmesidir. Bu sebeple aerodinamik katsayıların gerçek sonuçlara yakın çıkmasında en önemli etken panel sayısıdır. Bunun için hem kanat açıklığı için hem de veter uzunluğu için seçilen panel sayıları birbirleri ile orantılı olmak zorundadır. Yapılan literatür araştırmalarında panel sayısının 20 ve üzeri için alınan sonuçlarda pek bir değişiklik olmadığı gözlemlenmiştir [Deperrois, 2009; Marien, 2021]. Bu çalışmayı doğrulamak amacıyla boyu 10 metre eni 1 metre olan düz bir levha üzerinde 10° sabit bir hücum açısında panel sayısı 1'den başlayarak 100'e kadar hem veter hem de açıklık boyunca panellere bölünerek gerçekleştirilen analizlerde elde edilen sonuç karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir. Şekil 8 ve 9'da yapılan analiz sonucunda taşıma katsayısının, veter ve açıklık oranı üzerinde panel sayısı ile değişimi görülmektedir.



Şekil 8: Taşıma Katsayısının Açıklık Boyunca Panel Sayısı ile Değişimi

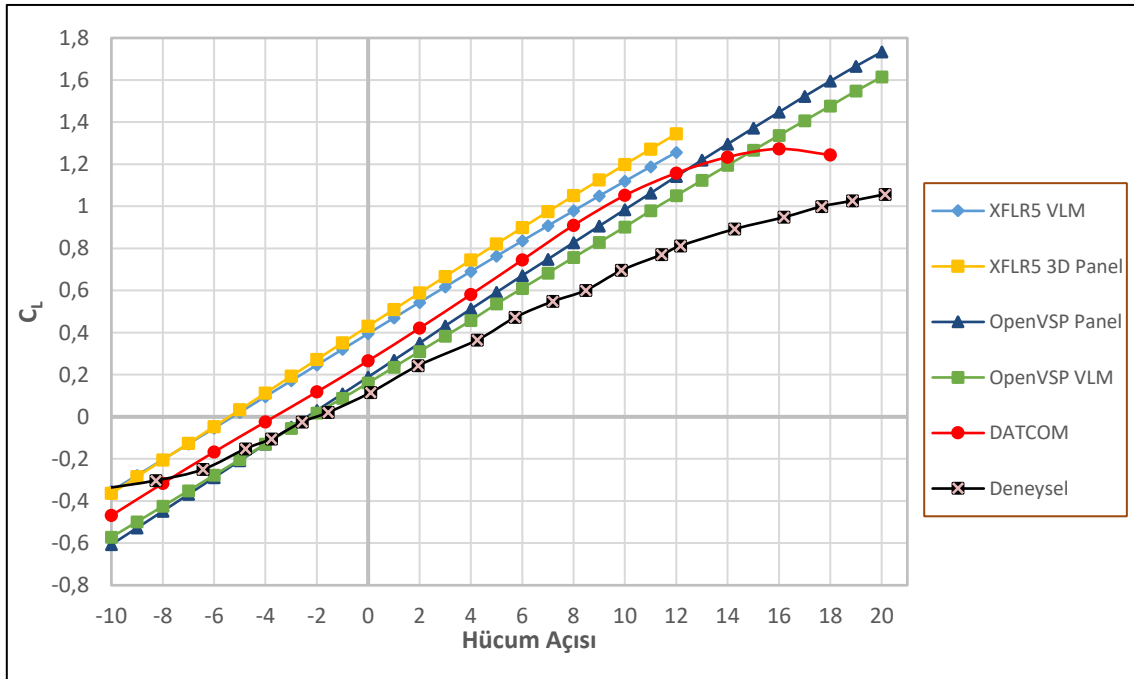


Şekil 9: Taşıma Katsayısının Veter Boyunca Panel Sayısı ile Değişimi

Şekil 8 ve 9'daki grafikler incelendiğinde açıklık boyunca panel sayısının 30 ile 40 arasında olması, veter boyunca panel sayısının 20 ile 30 arasında olması sonuçların doğruluğu açısından yeterlidir. Yapılan iterasyonlar sonucu kanat geometrisi hem XFLR5'te hem de OpenVSP'de veter boyunca 30 açıklık boyunca 35 panel sayısına bölünerek analizler gerçekleştirilmiştir.

Panel sayıları belirlendikten sonra NACA 4415 kesitli kanat geometrisi tablo 1'de belirtilen geometrilerde modellenerek, tablo 2'de belirtilen uçuş koşullarında öncelikle panel yöntemi daha sonra girdap kafes yöntemi kullanarak analizleri gerçekleştirilmiştir. Kanat geometrileri daha sonra Dijital DATCOM üzerinden de modellenerek analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları daha sonra Ostowari ve Naik'in deneysel sonuçları ile karşılaştırma yapılmıştır.

İlk olarak açıklık oranı 6 olan NACA 4415 dikdörtgen kesitli kanat için analiz edilmiş olup, hücum açısına bağlı taşıma katsayısı değişiminin sonuçları şekil 10'da sunulmuştur.



Şekil 10: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=6)

Şekil 10 da potansiyel akış teorisine göre çözüm yapan açık kaynak kodlu yazılımlar, taşıma eğrilerini doğrusal olarak tespit etmiş ve tutunma kaybı öncesi ile sonrasında oluşan doğrusal olmayan davranışı ve maksimum taşıma katsayısını göstermemişlerdir. Bunun nedeni, yazılımlar kabiliyeti gereği viskoz olmayan akım şartlarında potansiyel akış teorisine göre çözüm yapmalarındır. Taşıyıcı yüzeyler etrafındaki çeşitli potansiyel akışlar, Laplace denklemi kullanarak çözüm almaktadır. Laplace denklemi doğrusal olduğundan sonuçlarda doğrusal bir eğri olarak ortaya çıkmaktadır [Yükselen A., 2008]. Ek olarak yazılımlarda bulunan panel ve VLM algoritmaları öncelikle taşıma katsayısını ve yüzey kuvvetlerinin entegrasyonu ile hesaplanabilecek moment katsayısı ve basınç merkezi konumunu hesaplamaktadır. Viskoz değişkenler ise (sürüklenme katsayısı, akım geçişleri) önceden 2 boyutlu olarak analiz edilen (XFOIL ve NACA kütüphanesi) profiller üzerinden oluşturulan polarlar üzerindeki taşıma katsayısı değerinden interpolasyona tabi tutularak bulunur. Yöntemler taşıma katsayısının hesaplamasında panel ve VLM yöntemleri mevcut formülasyonlarda küçük açı yaklaşımını kullanmaktadırlar. Sonuç olarak, taşıma yüzeylerinin arkasında oluşan girdaplar serbest akış hızıyla aynı hızda olmadığından, bu etki çözüm matrisinin hücum açısından bağımsız olmasına sebep olmaktadır. Bu durum yüksek ve çok düşük hücum açılarının hesaplanamamasına sebep olmakta ve sonuçları küçük açı yaklaşımına göre hesapladığından doğrusal bir eğri olarak vermektedir [Deperrois, 2009]. Bununla beraber yarı deneysel çözüm yöntemleri uygulayan dijital DATCOM maksimum taşıma katsayısı değerini ve ardından gelen doğrusal olmayan bölge için kestirimde bulunmuştur. Bunun nedeni DATCOM, hava araçlarının aerodinamik kuvvet ve momentlerini tahmin etmek için çeşitli empirik formüller ve yöntemler kullanır. Taşıma katsayısının tahmininde de bu formülleri kullandığından maksimum taşıma katsayısı ve doğrusal olmayan bölgeyi tahmin edebilmektedir. Ancak DATCOM stall noktasından sonra bu tahminin güvenilirliği sorgulanmaktadır. Ayrıca model uçak ve İHA boyutlarındaki hava araçlarının uçtuğu uçuş rejimlerinde DATCOM'un hava aracının performansını modellemede yetersiz kalmaktadır [Karaali ve Yükselen, 2020]. Yazılımların tüm analiz sonuçları, iyimser şekilde deneysel veriden uzaklaşmaktadır. Küçük hücum açılarında sonuçların birbirine yakın olduğunu ancak hücum açısının arttıkça hatanın arttığı görülmüştür.

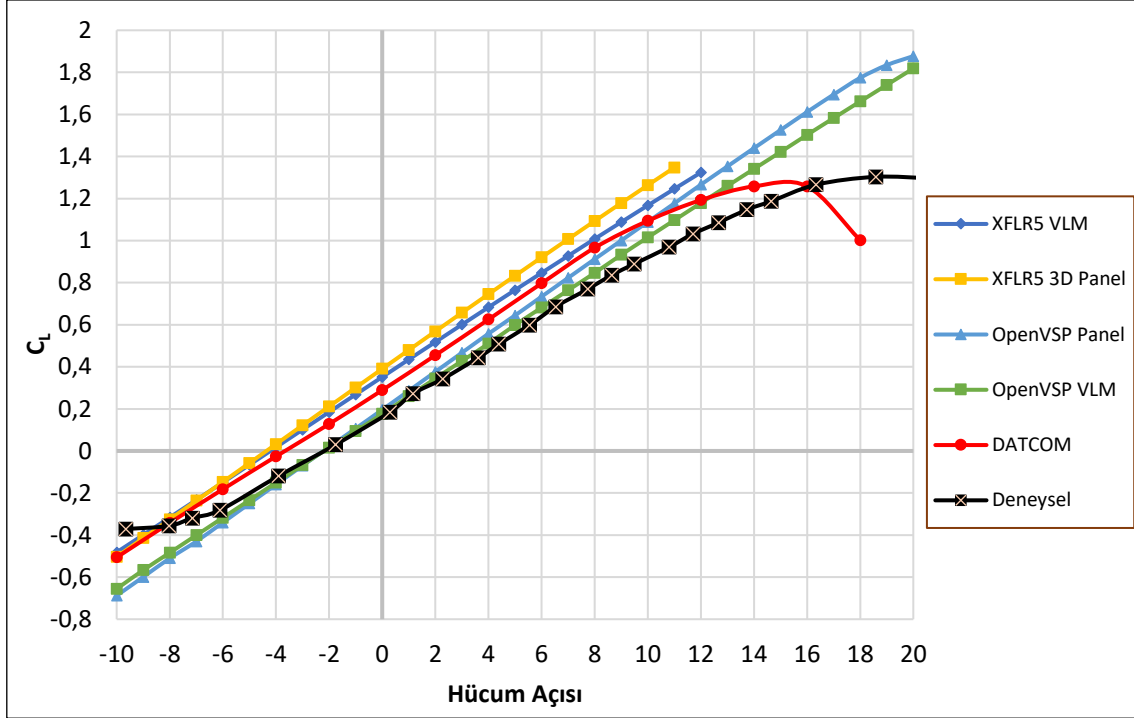
Tablo 4: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılarına bağlı taşıma katsayısının hata oranları (AR=6)

Hücum Açısı / C_L	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,192	0,171	0,030	0,018	0,118	0,012
Hata oranı	-1438%	-1266%	-142%	-51%	-842%	
0	0,351	0,320	0,189	0,160	0,266	0,121
Hata oranı	-189%	-164%	-56%	-32%	-119%	
2	0,509	0,469	0,349	0,310	0,455	0,249
Hata oranı	-104%	-88%	-40%	-24%	-82%	
4	0,665	0,617	0,511	0,457	0,581	0,354
Hata oranı	-88%	-74%	-44%	-29%	-64%	
6	0,821	0,763	0,670	0,610	0,745	0,468
Hata oranı	-75%	-63%	-43%	-30%	-59%	
8	0,974	0,907	0,827	0,756	0,91	0,584
Hata oranı	-67%	-55%	-42%	-29%	-56%	
10	1,124	1,049	0,984	0,902	1,052	0,712
Hata oranı	-58%	-47%	-38%	-27%	-48%	

Yüksek ve çok düşük hücum açılarında sonuçlar arasındaki fark arttığından karşılaştırma için yöntemlerin daha yakın sonuçlar verdiği belirli hücum açıları alınmıştır. Tablo 4'te belirlenen hücum açılarındaki yazılımların analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı gösterilmiştir. Tablo 4'e göre 0 ile 10 derece hücum aralığındaki deneysel değerlere göre hata oranı, XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %77 civarında, XFLR5 VLM'de %65, OpenVSP Panel'de %52 ve DATCOM'da ise %80 civarındadır. OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı da ortalama olarak %30 civarındadır. Tablo 4'e göre hata oranı en az OpenVSP'nin VLM metodunda çıkmaktadır.

XFLR5 ve DATCOM sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki fark daha fazladır. Hücum açısı artıkça da tüm yazılım sonuçlarının deneysel sonuçlarla arasındaki fark giderek daha fazla artmaktadır. OpenVSP'nin VLM analiz sonuçları deneysel sonuçlara en yakın değerleri verse bile, hata oranı ortalama %30'dur. Bu hata oranı kavramsal tasarımın başlangıç aşamasında istenilen performans gereksinimleri değerlendirme için yüksektir.

Şekil 11'de açıklık oranı 9 olan NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrilerin hücum açısına bağlı taşıma katsayısı değişiminin sonuçları sunulmuştur.



Şekil 11: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=9)

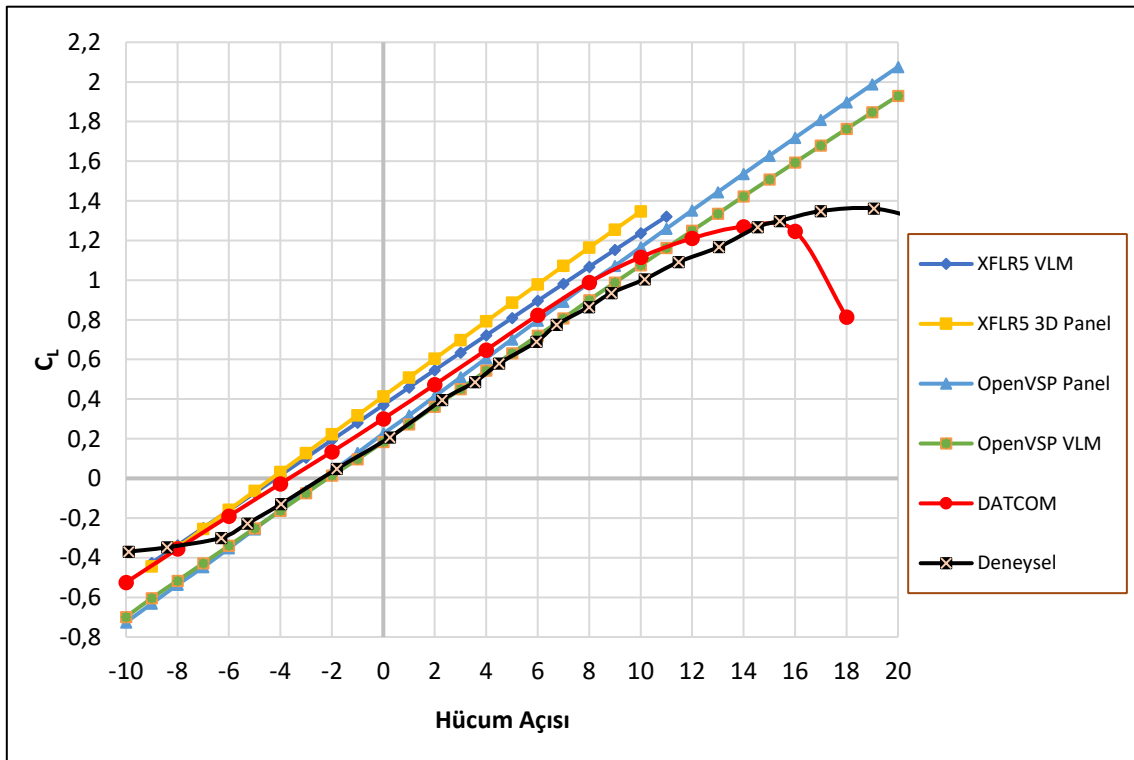
Şekil 11 de, açıklık oranının artması sonucunda elde edilen analiz sonuçlarının deneysel sonuçlara yakınsadığı görülmektedir. Çoğu geleneksel ses altı uçak için taşıma/sürükleme (L/D) oranı hücum açısının ekseriyetle 2° ile 5° mertebelerindeki belli bir değerinde bir maksimum değere erişir. Buna göre bir uçak minimum itkiyi verecek bir hızda uçtuğunda aynı zamanda maksimum L/D için gerekli hücum açısında uçmakta olacaktır. [Anderson, 2012]. Hava araçları kendileri için belirlenen uçuş zarfında en çok zamanı seyir irtifasında geçirmektedir. Seyir irtifa zarfında maksimum L/D ile uçuşu minimum sürükleme koşuluna denk gelmektedir. Bu durumda yakıt tüketim oranı en düşük seviye de olmakta ve hava aracı havada en uzun süre kalmaktadır. Bu şartlarda hava aracı seyir irtifasında maksimum L/D ile uçuşacağından 2° ile 5° hücum açılarındaki L/D değerleri performans gereksinimlerini değerlendirmede önemlidir. Formülasyon olarak L/D değeri C_L/C_D 'ye eşdeğerdir. Bu sebeple elde edilen taşıma ve sürükleme katsayıları üzerinden değerlendirme yapılabilir.

Tablo 5'teki belirli hücum açılarındaki, yazılımların sonuçları ile deneysel sonuçlar arasındaki hata oranını tablo 4'teki hata oranlarına göre karşılaştırıldığında açıklık oranının artmasıyla aradaki fark azalmaktadır. Tablo 5'teki yazılımların 0 ile 10 derece hücum açısı aralığındaki hata oranları, XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %55 civarında, XFLR5 VLM'de %38, OpenVSP Panel'de %19 ve DATCOM'da ise %28 civarındadır. OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı da ortalama olarak %8 civarındadır. OpenVSP yazılımının analiz sonuçlarının hata oranı diğer yazılımların hata oranlarına göre aradaki fark en azdır. Özellikle seyir performansı açısından önemli olan 0 ile 6 derece arasında OpenVSP VLM sonuçlarının hata oranı ortalama %5'tir.

Tablo 5: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılara bağlı taşıma katsayısının hata oranları (AR=9)

Hücum Açısı / C_L	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,211	0,184	0,018	0,015	0,128	0,023
Hata oranı	-789%	-676%	21%	33%	-438%	
0	0,390	0,351	0,195	0,176	0,289	0,174
Hata oranı	-123%	-101%	-12%	-1%	-65%	
2	0,568	0,517	0,376	0,344	0,455	0,326
Hata oranı	-74%	-59%	-15%	-6%	-40%	
4	0,745	0,682	0,557	0,510	0,625	0,477
Hata oranı	-56%	-43%	-17%	-7%	-31%	
6	0,920	0,846	0,733	0,681	0,797	0,628
Hata oranı	-46%	-35%	-17%	-8%	-27%	
8	1,093	1,007	0,911	0,846	0,966	0,779
Hata oranı	-40%	-29%	-17%	-9%	-24%	
10	1,263	1,167	1,088	1,015	1,094	0,930
Hata oranı	-36%	-25%	-17%	-9%	-18%	0%

Şekil 12’de açıklık oranı 12 NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrisinin hücum açısına bağlı taşıma katsayısı eğrilerinin grafiği verilmiştir. Açıklık oranı arttıkça deneysel sonuçlarla analiz sonuçlarının birbirine daha yakınsamaktadır. Özellikle düşük ve orta hücum açılarındaki deneysel sonuçlarla bazı yazılımların sonuçları birbirlerine çok yakınsamaktadır. Yüksek ve çok düşük hücum açılarındaki ayrılmalar ise diğer açıklık oranlarında oluşan olguya benzer olarak yöntemlerin kabiliyeti nedeniyle deneysel sonuçlarla arasındaki fark açılmaktadır.



Şekil 12: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=12)

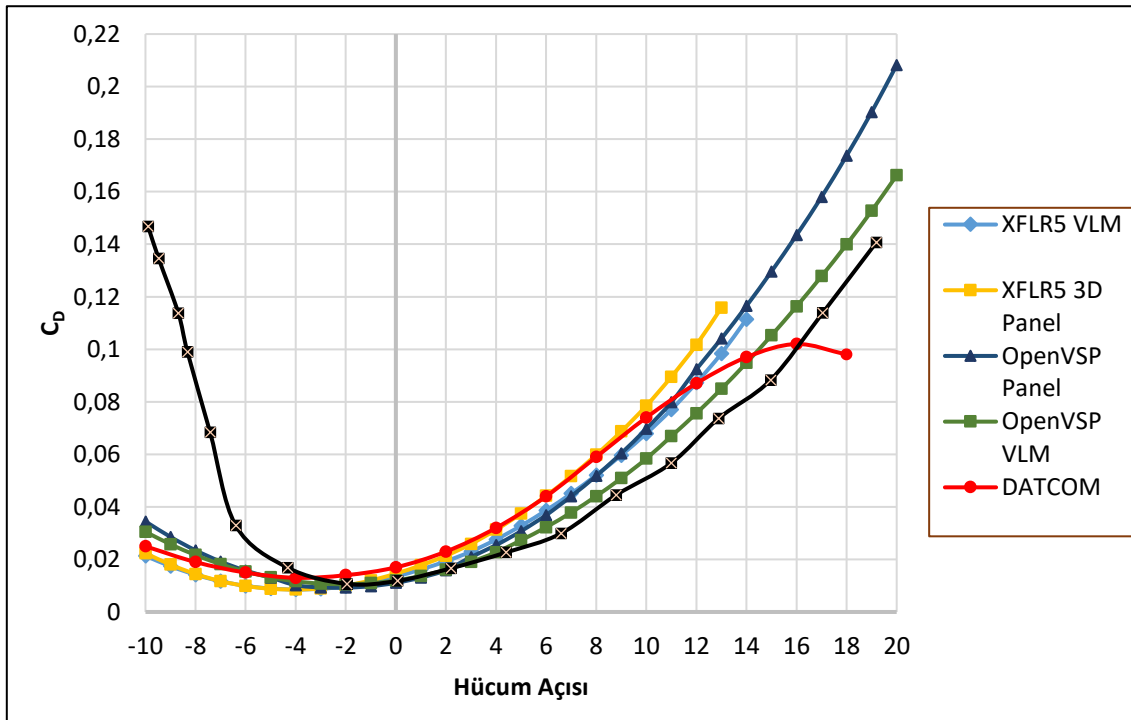
Tablo 6’da açıklık oranı 12 olan kanat geometrisinin analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı gösterilmiştir. Açıklık oranı arttığı için genel olarak tüm sonuçlardaki hata oranı açıklık oranı 6 ve 9 olan kanat geometrilerinin sonuçlarına göre azalmıştır. Tablo 6’ya göre 0 ile 10 derece

hücum açısı aralığında OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı ortalama olarak %5 civarındadır. Bu durum XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %55 civarında, XFLR5 VLM'de %42, OpenVSP Panel'de %14 ve DATCOM'da ise %25 civarındadır. Bu sonuçlara göre OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı en azdır. Özellikle seyir performansı açısından önemli olan 0 ile 6 derece arasında OpenVSP VLM sonuçlarının hata oranı ortalama %4 olup, deneysel sonuçlara epey yakın çıkmaktadır.

Tablo 6: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılara bağlı taşıma katsayısının hata oranları (AR=12)

Hücum Açısı / C_L	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,222	0,193	0,033	0,013	0,134	0,027
Hata oranı	-709%	-601%	-20%	49%	-386%	
0	0,413	0,370	0,225	0,183	0,301	0,199
Hata oranı	-108%	-86%	-13%	8%	-51%	
2	0,603	0,546	0,413	0,361	0,473	0,363
Hata oranı	-66%	-50%	-14%	0%	-30%	
4	0,792	0,721	0,605	0,543	0,648	0,528
Hata oranı	-50%	-37%	-15%	-3%	-23%	
6	0,979	0,895	0,796	0,719	0,824	0,693
Hata oranı	-41%	-29%	-15%	-4%	-19%	
8	1,164	1,067	0,985	0,899	0,989	0,857
Hata oranı	-36%	-24%	-15%	-5%	-15%	
10	1,346	1,237	1,166	1,075	1,116	1,022
Hata oranı	-32%	-21%	-14%	-5%	-9%	

Şekil 13' te açıklık oranı 6 olan NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrisinin hücum açısına bağlı sürüklenme katsayısının değişim sonuçlarını sunulmuştur.



Şekil 13: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=6)

Şekil 13'teki NACA 4415 kesitli açıklık oranı 6 olan kanadın grafik incelendiğinde şekil 10'da taşıma katsayısındaki değişime benzer sonuçlarla karşılaşmaktayız. Düşük ve orta hücum açılarında kadar analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar benzemektedir ancak hücum açısı arttıkça aradaki farkın açılmaktadır. Ek olarak -5° hücum açısından küçük açılarda deneysel verilerle analiz sonuçları

arasındaki fark fazladır. Bu durum hem sürüklenme katsayısının formülasyonundan hem de taşıma katsayısını doğrusal olarak hesaplanmasından kaynaklanmaktadır. Toplam sürüklenme katsayısı, taşımaya bağlı sürüklenmede içerdiğinden, taşımaya katsayısına bağlı olarak aradaki farkta eklenmektedir. Bu sebeple -5 dereceden küçük hücum açısındaki yazılımların analiz sonuçları değerlendirilmemelidir. Şekil 13' e göre DATCOM analiz sonuçları genel olarak diğer analiz sonuçlarıyla benzer bir eğilime sahip olmasına karşın 16 dereceden sonra farklı sonuçlar vermektedir. Bu durum farklı açıklık oranlarındaki analiz sonuçlarında da gözlemlenmiştir. DATCOM için maksimum taşıma katsayısı ve sonrasındaki bölge için tahminlerinin güvenilirliğini tartışılmalı olduğunu söylemektedir [Karali ve Yükselen, 2020]. Sürüklenme katsayısı da taşıma katsayısının bir fonksiyonu olduğundan 16 dereceden sonraki DATCOM sonuçları değerlendirilmemelidir.

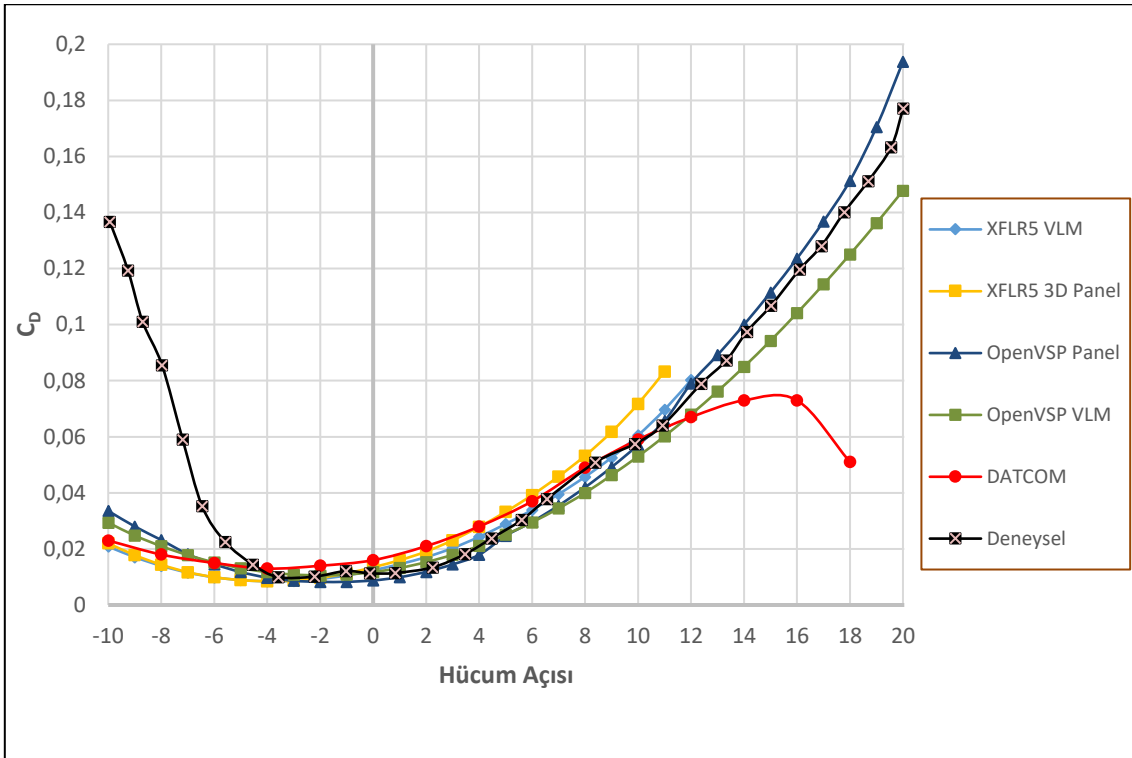
Tablo 7'de açıklık oranı 12 olan kanat geometrisinin analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı gösterilmiştir.

Tablo 7: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılara bağlı sürüklenme katsayısının hata oranları (AR=6)

Hücum Açısı / C_D	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,010102	0,009719	0,009241	0,010561	0,014	0,010816
Hata oranı	7%	10%	15%	2%	-29%	
0	0,01459	0,013453	0,011081	0,011993	0,017	0,01172
Hata oranı	-24%	-15%	5%	-2%	-45%	
2	0,021401	0,019295	0,015925	0,0160759	0,023	0,01617
Hata oranı	-32%	-19%	2%	1%	-42%	
4	0,031289	0,027567	0,025445	0,0226952	0,032	0,021562
Hata oranı	-45%	-28%	-18%	-5%	-48%	
6	0,044209	0,03868	0,036884	0,0322610	0,044	0,027938
Hata oranı	-58%	-38%	-32%	-15%	-57%	
8	0,059825	0,052077	0,051813	0,0440814	0,059	0,039223
Hata oranı	-53%	-33%	-32%	-12%	-50%	
10	0,078477	0,067926	0,069719	0,058367	0,074	0,051153
Hata oranı	-53%	-33%	-36%	-14%	-45%	

Tablo 7'deki sürüklenme katsayısına bağlı hata oranları aynı açıklık oranına sahip kanadın tablo 4'teki taşıma katsayısına bağlı hata oranlarına göre karşılaştırıldığında daha düşük çıkmaktadır. Tablo 7'deki yazılımların 0 ile 10 derece hücum açısı aralığındaki hata oranları, XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %44 civarında, XFLR5 VLM'de %27, OpenVSP Panel'de %20 ve DATCOM'da ise %45 civarındadır. OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı da ortalama olarak %8 civarındadır. OpenVSP'nin her iki yöntemdeki analiz sonuçlarının hata oranları ise diğer yazılımlara göre daha düşük seviyededir. Tablo 7'ye göre OpenVSP VLM sonuçlarının ortalama hata oranı ise en düşük seviyededir.

Şekil 14'te açıklık oranı 9 olan NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrisinin hücum açısına bağlı sürüklenme katsayısının değişim sonuçlarını sunulmuştur.



Şekil 14: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=9)

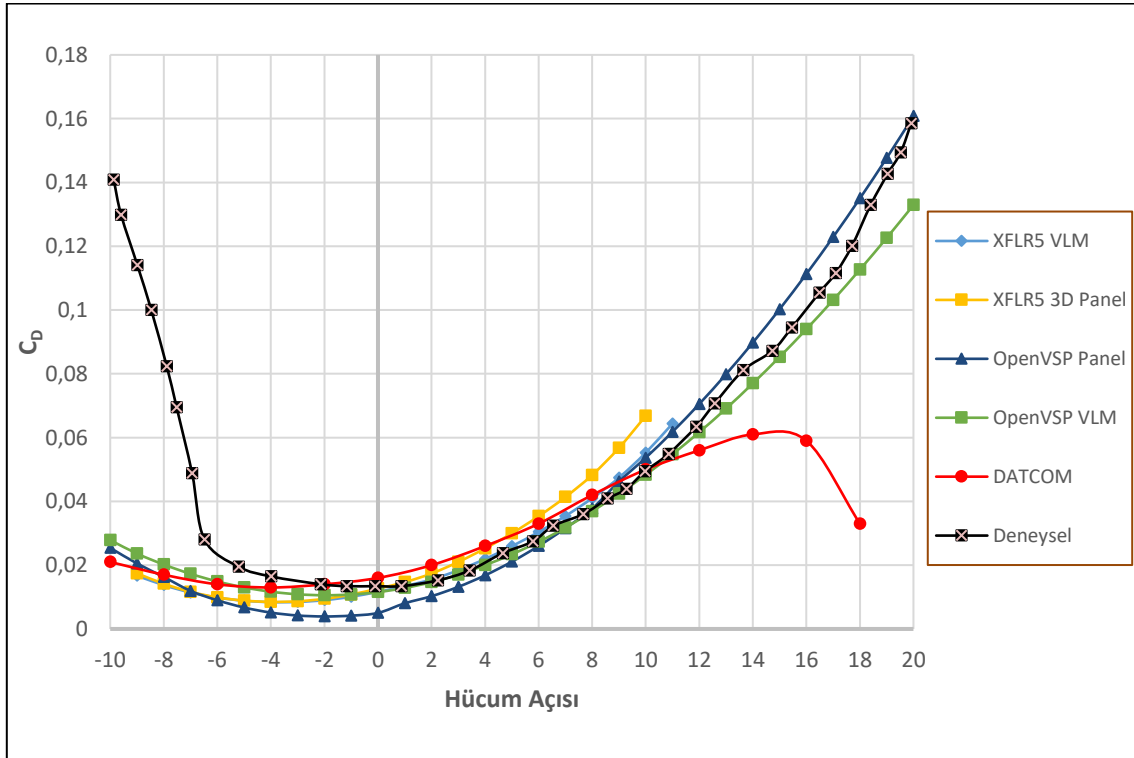
Şekil 14'te açıklık oranının artması sonucunda düşük ve orta hücum açılarında yazılımların elde edilen analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlara yakınsadığı görülmektedir. Ancak hücum açısı arttıkça aradaki fark yine artmaktadır. Benzer şekilde -5° hücum açısından küçük açılarda deneysel sonuçlarla analiz sonuçları arasındaki fark fazla çıkmaktadır. DATCOM yazılımının analiz sonuçlarında maksimum taşıma katsayısına denk gelen hücum açısından sonraki bölgedeki sürükleme katsayısı değerleri genel sürükleme eğiliminden uzaklaşmaktadır.

Tablo 8'de belirli hücum açılarındaki yazılımların sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı gösterilmiştir. Tablo 8'deki hata oranlarını tablo 7'ye göre karşılaştırıldığında açıklık oranı arttığı için hata oranlarının azaldığını net bir şekilde görülebilmektedir. Tablo 8'deki yazılımların 0 ile 10 derece hücum açısı aralığındaki hata oranları, XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %24 civarında, XFLR5 VLM'de %11, OpenVSP Panel'de %12 ve DATCOM'da ise %25 civarındadır. OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı ortalama olarak %8 civarındadır. Tablo 8'e göre OpenVSP VLM analiz sonuçları en düşük hata oranını vermektedir.

Tablo 8: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılarına bağlı sürüklenme katsayısının hata oranları (AR=9)

Hücum Açısı / C_D	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,009712	0,009293	0,008255	0,010573	0,014	0,01049
Hata oranı	7%	11%	21%	-1%	-33%	
0	0,013481	0,012379	0,008761	0,011736	0,016	0,01135
Hata oranı	-19%	-9%	23%	-3%	-41%	
2	0,019065	0,017064	0,011826	0,0142824	0,021	0,01307
Hata oranı	-46%	-31%	10%	-9%	-61%	
4	0,027869	0,0243	0,017899	0,021104	0,028	0,021139
Hata oranı	-32%	-15%	15%	0%	-32%	
6	0,039201	0,033922	0,029678	0,029507	0,037	0,033415
Hata oranı	-17%	-2%	11%	12%	-11%	
8	0,053247	0,045728	0,041962	0,039977	0,049	0,048872
Hata oranı	-9%	6%	14%	18%	0%	
10	0,071714	0,060512	0,057064	0,053002	0,059	0,058225
Hata oranı	-23%	-4%	2%	9%	-1%	

Şekil 15'te ise açıklık oranı 12 olan NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat geometrisinin hücum açısına bağlı sürüklenme katsayısının değişim sonuçlarını sunulmuştur.



Şekil 15: NACA 4415 kesitli kanadın taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (AR=12)

Açıklık oranı 12 olan kanat geometrisinin analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçların eğilimlerinin yüksek hücum açılarındaki genel olarak birbirlerine yakınsadığı Şekil 15'te görülmektedir. Ancak Şekil 13 ve 14'e benzer olgu burada da gözükmemekte olup -5° hücum açısından küçük açılarda deneysel sonuçlarla analiz sonuçları birbirleriyle uyuşmamaktadır. DATCOM yazılımının analiz sonuçları da maksimum taşıma katsayısına denk gelen hücum açısından sonraki bölgedeki sürüklenme katsayısı değerleri genel sürüklenme eğiliminden uzaklaşmaktadır. Tablo 9'da açıklık oranı 12 olan NACA 4415 kanat geometrisinin belirli hücum açılarındaki analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı gösterilmiştir. Açıklık oranı arttıkça hata oranları genel olarak Tablo 8 ve 9'a

göre azalmıştır. Tablo 9'daki yazılımların 0 ile 10 derece hücum açısı aralığındaki hata oranları, XFLR5 3D Panel sonuçlarında ortalama %8 civarında, XFLR5 VLM'de %11, OpenVSP Panel'de %20 ve DATCOM'da ise %17 civarındadır. OpenVSP VLM analiz sonuçlarının hata oranı da ortalama olarak %5 civarındadır OpenVSP VLM analiz sonuçları ise ortalama olarak en düşük hata oranını vermekte olup deneysel sonuçlara epey yakındır. Özellikle 2 ve 4 derece hücum açılarındaki ortalama %3 civarında olup, bu hata oranı göz önünde bulundurularak bir hava aracının düşük mertebeli araçlarla aerodinamik analizi gerçekleştirilip, alınan sonuçlara göre performans gereksinimlerini değerlendirilebilir.

Tablo 9: NACA 4415 kesitli kanadın hücum açılarına bağlı sürüklenme katsayısının hata oranları (AR=12)

Hücum Açısı / C_D	XFLR5 3D Panel	XFLR5 VLM	OpenVSP Panel	OpenVSP VLM	DATCOM	Deneysel
-2	0,009444	0,009031	0,003916	0,010567	0,014	0,013938
Hata oranı	32%	35%	72%	24%	0%	
0	0,01265	0,011644	0,005023	0,011550	0,016	0,013411
Hata oranı	6%	13%	63%	14%	-19%	
2	0,017387	0,015517	0,010270	0,014662	0,02	0,014938
Hata oranı	-16%	-4%	31%	2%	-34%	
4	0,025247	0,021936	0,016810	0,019995	0,026	0,020859
Hata oranı	-21%	-5%	19%	4%	-25%	
6	0,035339	0,030409	0,026010	0,027308	0,033	0,028827
Hata oranı	-23%	-6%	10%	5%	-15%	
8	0,048272	0,041001	0,037746	0,0368997	0,042	0,037763
Hata oranı	-28%	-9%	0%	2%	-11%	
10	0,066797	0,055254	0,053687	0,048334	0,05	0,049563
Hata oranı	-35%	-11%	-8%	2%	-1%	

Tüm sonuçlar incelendiğinde, şekil 10, 11 ve 12'de görüldüğü üzere hem XFLR5'te hem de OpenVSP'de kafes girdap yöntemi sonuçları (VLM) kullandıkları matematiksel yöntem nedeniyle taşıma katsayısı eğrileri doğrusal olarak hesaplanmaktadır. Aynı şekilde panel metodu sonuçları da taşıma eğrileri doğrusal olarak hesaplanmaktadır. İlk olarak şekil 10'daki sonuçlar incelendiğinde açıklık oranının değeri küçük olduğunda (AR=6) OpenVSP, XFLR5 ve DATCOM analiz sonuçları ile deneysel sonuçların belirli hücum açısı aralığında bir yakınlık olsa da sonuçlar arasındaki uyumun yeterli olmadığı gözlenmektedir. Bu durum, yöntemlerin kanat üzerinden geçen akımı yaklaşık iki boyutlu kabul etmesinden kaynaklanmaktadır [Şahin, 2013]. Bu sebeple yüksek hücum açılarındaki hata gözlemlenmektedir. Özellikle maksimum taşıma açısı ve sonrasındaki bölgede aradaki fark artmaktadır. Buna karşın, şekil 11 ve şekil 12'deki sonuçlara göre açıklık oranının daha büyük olduğu (AR=9 ve AR=12) iki kanat geometrisinin sonuçları incelendiğinde analiz sonuçları ile deneysel sonuçları arasındaki uyumun daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum açıklık oranı yükseldikçe analiz sonuçlarının daha tutarlı olduğunu göstermektedir. Ancak DATCOM hem taşıma hem de sürüklenme katsayısında maksimum taşıma katsayısının verdiği hücum açısında ve sonrasındaki doğrusal olmayan bölgedeki verdiği tahminler genel eğilimlerle uyuşmadığından yazılımın sadakatini sorgulanmaktadır [Karaali ve Yükselen, 2020].

Taşıma katsayısı grafikleri olan şekil 10, 11 ve 12 ile sürüklenme katsayısı grafikleri şekil 13, 14 ve 15'teki analiz verileri küçük ve orta hücum açılarına kadar deneysel sonuçlara yakın olmakla beraber, hücum açısı arttıkça aradaki farkın arttığı gözlemlenmektedir. Bu durum, yöntemlerin kanat üzerinden geçen akımı yaklaşık iki boyutlu kabul etmesinden kaynaklanmaktadır. Bu sebeple yüksek hücum açılarındaki hata gözlemlenmektedir [Şahin, 2013].

Tablo 4 ile tablo 9 arasında farklı açıklık oranlarındaki kanat geometrilerin belirli hücum açılarındaki taşıma ve sürükleme katsayılarının analiz sonuçlarıyla deneysel sonuçlar arasındaki hata oranı incelendiğinde, OpenVSP VLM yazılımının sonuçları ortalama olarak en düşük hata oranını vermektedir. Özellikle açıklık oranı 12 olan kanat geometrisinin 0 ile 10 derece hücum açısı aralığındaki hata oranı hem sürükleme katsayısında hem de taşıma katsayısında ortalama hata oranı %5 civarındadır. Bu hata oranıyla kavramsal tasarım aşamasında yapılan aerodinamik analizlerin sonuçları kullanarak performans değerlendirmesi yapılabilir. Sonuç olarak tüm karşılaştırmalar farklı açıklık oranlarında hem taşıma katsayısı hem de sürükleme katsayısı üzerinden gerçekleştirilmiş olup panel ve girdap kafes yöntemlerinin açıklık oranı yeterince büyük olması şartıyla güvenilir olduğunu ve kavramsal tasarım çalışmaları için kullanılabilir yöntemler olduğunu göstermektedir.

Trainer 60 Uçak Analizleri

NACA 4415 kesitli dikdörtgen kanat modeli kullanarak deneysel verilerin panel ve girdap kafes yöntemini kullanan yazılımlar ile karşılaştırıldıktan ve sonuçlar üzerinde yakınsama gerçekleştirildikten sonra Trainer 60 model uçak geometrisi baz alınarak analizler gerçekleştirilmiştir. Trainer 60 uçağı önden çekişli, pervaneli motor (güç ünitesi elektrikli batarya ya da yakıt) kullanan, yüksek kanat tipinde, konvansiyonel arka kuyruk yapısına sahip bir model uçaktır. Trainer 60 model uçağın geometrik özellikleri tablo 10 ve 11’de verilmiştir.

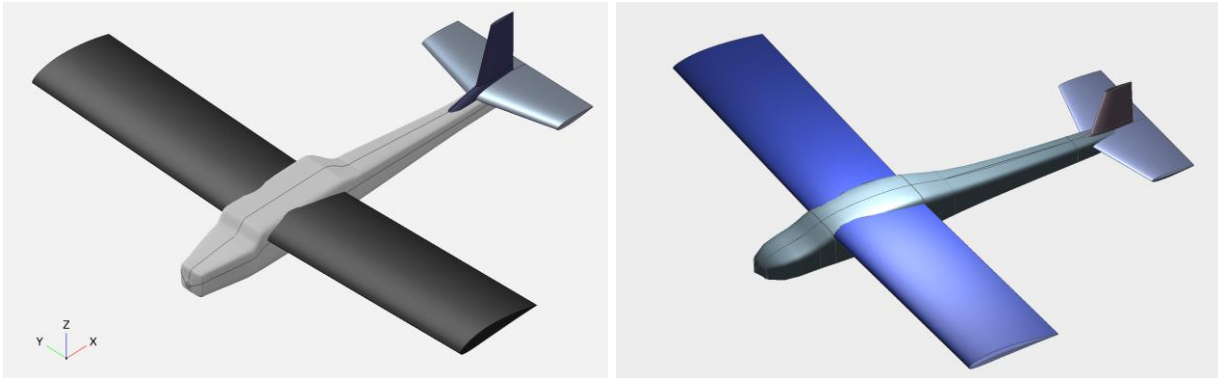
Tablo 10: Trainer 60 Kanat, Yatay ve Dikey Kuyruk Geometrileri Özellikleri

	Kanat Uzunluğu (m)	Veter Uzunluğu (m)	Alan (m^2)	AR	Sivrilme Oranı	Ok Açısı (deg)	Dihedral (deg)	Kanat Profili
Kanat	1.9	0.340	0.647	5.58	1	0	2	NACA 4412
Yatay Kuyruk	Kök Uç	0.24	0.12	3	1	15	0	NACA 0012
		0.16			0.667			
Dikey Kuyruk	Kök Uç	0.3	0.03	1.45	1	22	0	NACA 0012
		0.1			0.534			

Tablo 11: Trainer 60 Gövde Geometrik Ölçüleri

Gövde Geometri Özellikleri	
Boy (m)	1.45
Maksimum Yükseklik (m)	0.19
Maksimum Genişlik (m)	0.19

Tablo 10 ve 11’de Trainer 60 uçağının aerodinamik analiz için gerekli tüm geometrik özellikleri sıralanmış olup sırasıyla OpenVSP, XFLR5 ve Datcom üzerinden analizleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 16: Trainer 60'ın sırasıyla OpenVSP ve XFLR5 modelleri

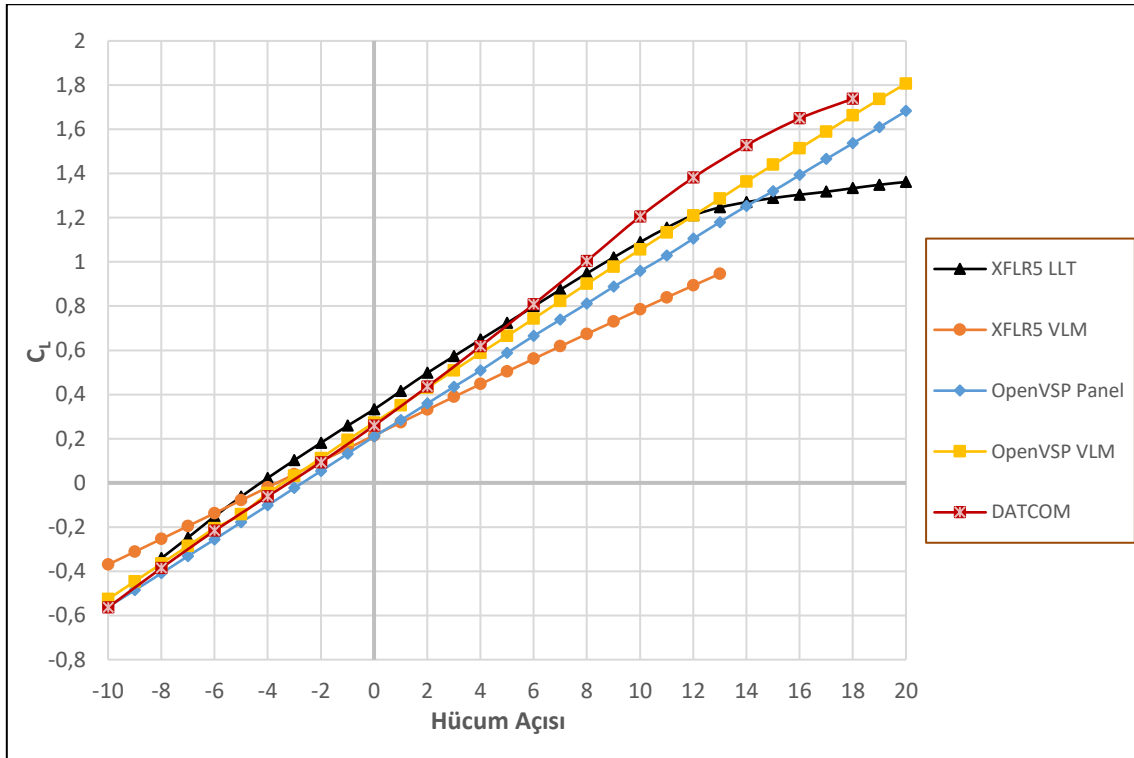
Şekil 16’da Trainer 60 uçağının sırasıyla OpenVSP ve XFLR5 yazılımları üzerinde modellenerek analizler için hazırlanmıştır. Tablo 12’de özellikleri belirtilen uçuş koşulunda Trainer 60 model uçağın

analizleri gerçekleştirilmiştir. Böylece uçak modeli üzerinde oluşan taşıma ve sürükleme katsayıları elde edilerek metotlar ve yazılımlar kıyaslanmıştır.

Tablo 12: Uçuş Koşul Özellikleri

Açıklama	Sembol	Analiz Aralığı	Birim
Hücum Açısı	α	-10° ile 20° Arası	derece
Kayma Açısı	β	0°	derece
Reynolds Sayısı	Re	240000 ve 480000	-
Mach	M	0.03 ve 0.06	-
Hız	V	10 ve 20	m/s

İlk olarak 240000 Reynolds sayısı için uçak geometrisi farklı yazılımlarla analiz edilmiş olup şekil 17'de taşıma katsayısının hücum açısına bağlı eğimi, şekil 18'de ise sürükleme katsayısının hücum açısına bağlı eğri grafikleri verilmiştir.

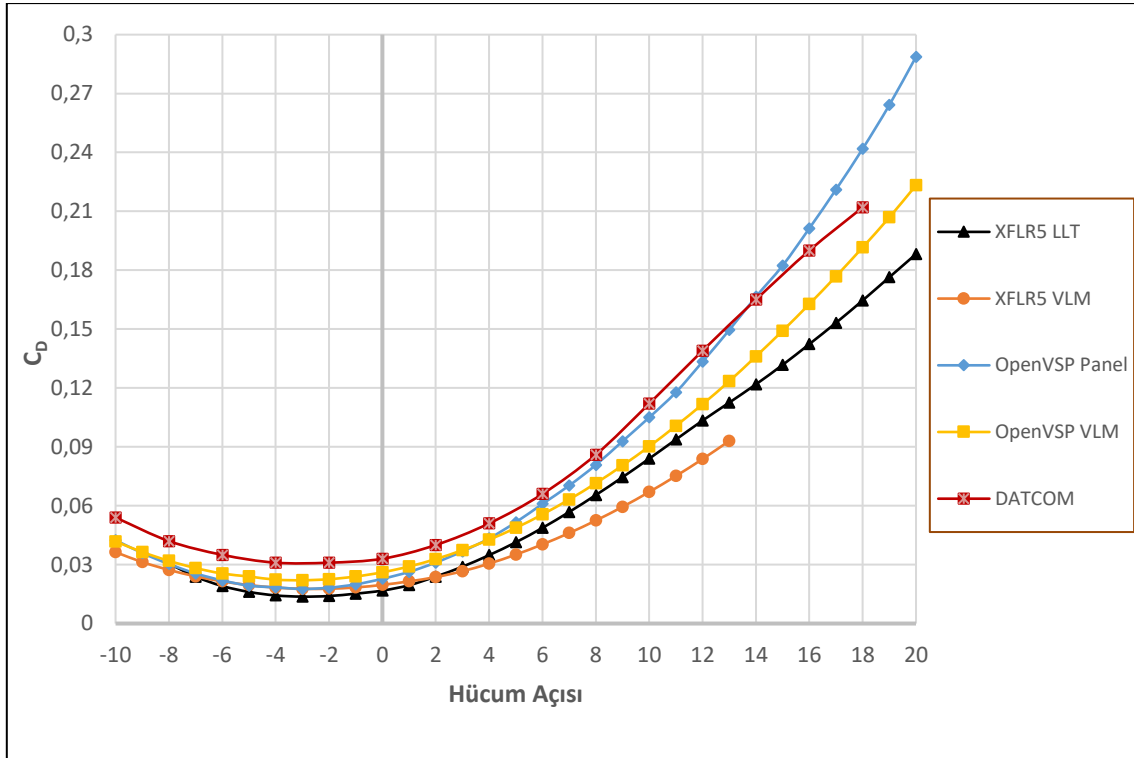


Şekil 17: Uçak modelinin hücum açısına bağlı taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (Re=240000)

Şekil 17'de ki taşıma katsayısı grafiğinde tüm yazılımların analiz eğrileri benzer bir eğilimde olup düşük ve orta hücum açıları arasında birbirleriyle yakınsamaktadırlar. Hücum açısı arttıkça zamanla ise sonuçların birbirleriyle arasındaki fark artmaktadır. XFLR5 VLM yöntemi ile OpenVSP'nin panel ve VLM yöntemlerinin sonuçları kullandıkları matematiksel yöntemleri gereği taşıma katsayısı eğrilerini doğrusal olarak hesaplamaktadır. XFLR5 LLT yöntemi ise viskoz etkileri de dahil ettiğinden yüksek hücum açısında sonuçlar doğrusal olmamakta ve maksimum taşıma katsayısı değerlerini tahmin edebilmektedir. XFLR5'teki VLM analizi -10 ile 20 derece hücum açıları arasında tanımlanmasına rağmen, taşıma katsayısı değerlerini kanat profilinin 2 boyutlu profiller üzerinden oluşturulan polarlar üzerindeki değerleri interpolasyon yaparak bulduğundan yüksek hücum açılarındaki değerleri yakınsayamamaktadır [Deperrois, 2009]. Bu sebeple XFLR5 VLM yöntemi ile sadece -10 ile 13 derece arasındaki değerleri tahmin edebilmiştir. DATCOM ise yarı deneysel metotları

barındırdığından maksimum taşıma katsayısını ve sonrasındaki doğrusal olmayan bölgeyi tahmin edebilmiştir. Ancak hücum açısı artıkça DATCOM analiz sonuçlarıyla diğer yazılımların sonuçları arasındaki fark daha da artmaktadır.

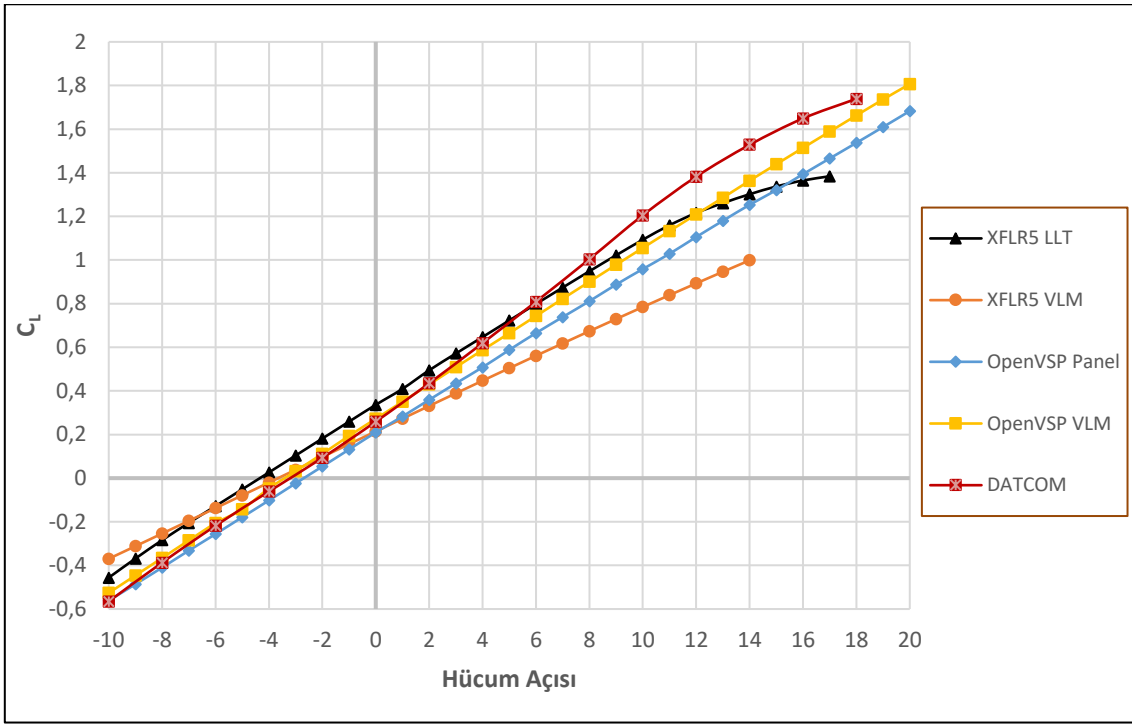
Şekil 18'deki sürüklenme katsayısı grafiğinde tüm yazılımların analiz sonuçları benzer bir eğilimde olmuştur. Sürüklenme katsayısı taşıma katsayısının fonksiyonu olduğundan düşük ve orta hücum açılarında sonuçlar yine birbirlerine yakınsamakta ancak hücum açısı artıkça sonuçların birbirleriyle arasındaki fark artmaktadır. XFLR5 VLM analizinin sürüklenme katsayısı sonuçları da yine -10 ile 13 arasındaki değerleri tahmin etmiştir.



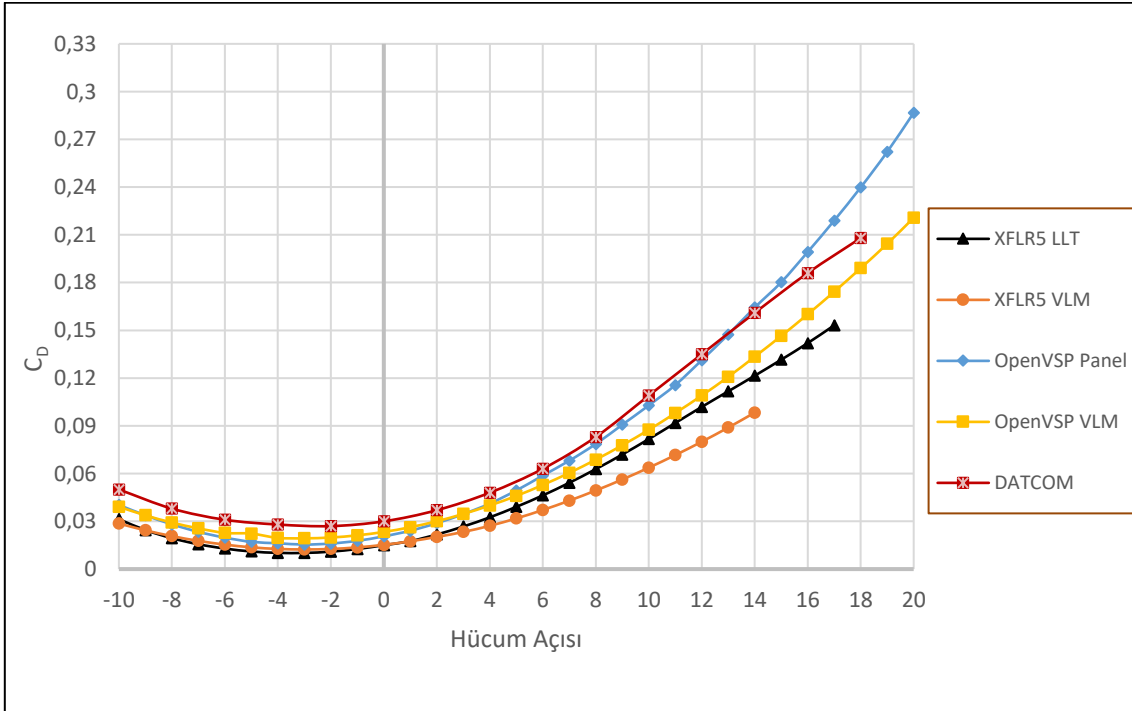
Şekil 18: Uçak modelinin hücum açısına göre sürüklenme katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (Re=240000)

Şekil 17 ve 18'e göre düşük hücum açılarında tüm yazılımların analiz sonuçlarının arasındaki fark birbirlerine daha yakındır ancak 6 dereceden sonraki hücum açılarında sonuçlar arasındaki farkın birbirlerine göre arttığı görülmektedir.

İkinci çalışmada 480000 Reynolds sayısı için tablo 12'de yer alan özelliklere göre uçak geometrisi analiz edilmiş olup şekil 19 ve 20'de taşıma ve sürüklenme katsayılarının değişim grafikleri verilmiştir.



Şekil 19: Uçak modelinin hücum açısına bağlı taşıma katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (Re=480000)



Şekil 20: Uçak modelinin hücum açısına göre sürükleme katsayısı eğrilerinin karşılaştırması (Re=480000)

Benzer şekilde şekil 19'da hem XFLR5'te hem de OpenVSP'de panel ve kafes girdap yöntemi sonuçları (VLM) kullandıkları matematiksel yöntem nedeniyle taşıma katsayısı eğrileri doğrusal olarak hesaplanmaktadır. Sadece XFLR5 LLT yönteminde viskoz etkileri de dâhil ettiğinden yüksek hücum açısında sonuçlar doğrusal olmamaktadır.

Sonuç olarak, iki farklı Reynolds sayısında Trainer 60 uçağının aerodinamik analizleri yapılmıştır. Analizler sonucunda taşıma ve sürükleme katsayıları elde edilmiş ve sonuçları kıyaslanmıştır. 240000 ve 480000 Reynolds sayısındaki analiz sonuçlarında düşük ve orta hücum açılarındaki

sonuçlar arasında fark oluşmamaktadır. Sadece yüksek hücum açılarında Reynolds sayının artmasıyla birlikte akım ayrılmasına bağlı olarak sonuçlar arasındaki fark artmaktadır.

SONUÇ

Uçak tasarımının en iyileme sürecinde kanat ve kuyruk gibi taşıyıcı yüzeylerin aerodinamik performansının belirlenmesi çok önemlidir. Uçakların hayatımıza girmesiyle birlikte bu parametreleri hızlı bir biçimde almak tasarım açısından elzemdir. Bu parametreleri elde edebilmek amacıyla literatürde çok sayıda düşük ve yüksek mertebeden aerodinamik yöntemler geliştirilmiştir. Tüm bu yöntemlerin temel amacı doğru ve hızlı sonuç almaktır. Ancak hem hızlı hem de doğru sonuç alabilmek birbirleriyle ters orantılı şekilde gelişmiştir. Bu nedenle uçak tasarımının ilk fazlarında gerçek sonuçlara yakınsayan ve hızlı sonuç alabilen yöntemlere ihtiyaç duyulmuştur. Zaman içinde bu yöntemler geliştirilerek bilgisayar kodları haline getirilip yazılımlarla önümüze gelmiştir.

Bu çalışmada düşük mertebeli aerodinamik çözücülerin uçak analizinde sadakat seviyesi karşılaştırılmıştır. Yöntemlerin genel başarısı hakkında bilgi edinmek için ilk olarak deneysel verileri bulunan NACA 4415 kesitli dikdörtgen planformlu kanat geometrisi farklı açıklık oranlarında (AR 6, 9 ve 12 için) XFLR5 ve OpenVSP yazılımlarıyla sırasıyla panel ve girdap kafes yöntemleriyle analiz edilmiş olup, taşıma ve sürüklenme katsayıları üzerinden yorumlanmıştır. Aynı zamanda yarı deneysel metotları içeren Dijital DATCOM üzerinden de kanat geometrisi modellenerek analizleri gerçekleştirilmiştir. OpenVSP ve XFLR5'te analizler yapılırken, çözüm süresi ve sonuçların hassasiyeti açısından panel sayısının etkili olduğu tespit edilmiştir. Bu nedenle, analizlere başlamadan önce uygun panel sayısı belirlenmiştir. Hem OpenVSP hem de XFLR5 için açıklık boyunca 30-35, veter boyunca 20-30 adet panelin kullanılması, sonuçların doğruluğu ve çözüm süresi açısından yeterli kabul edilmiştir. Girdap kafes ve panel yöntemleri kullandıkları matematiksel metotlar nedeniyle taşıma eğrisini doğrusal olarak hesaplamaktadır. Bu nedenle bu programlar tutunma kaybı öncesi ve sonrası doğrusal olmayan davranışı ve maksimum taşıma katsayısını hesaplayamamaktadır. Bu kabuller altında sonuçlar incelendiğinde açıklık oranı 9 ve 12 olan kanat geometrisinin verileriyle hem taşıma katsayısı hem de sürüklenme katsayısının sonuçları deneysel verilerle birbirlerine daha uyumlu olduğu gözlemlenmektedir. Bu durum bize panel ve girdap kafes yöntemlerinin yeterince yüksek açıklık oranlarına sahip geometrilerde güvenilir yöntemler olduğunu göstermektedir.

Hem yöntemleri hem de yazılım programlarını deneysel sonuçlara göre karşılaştırdığımızda gerçek sonuçlara en yakın değerleri veren OpenVSP'nin VLM analiz aracı olmaktadır. Böylelikle düşük Reynolds sayısında uçuşunu gerçekleştiren bir uçağın kavramsal tasarım aşamasında OpenVSP VLM analiz aracı ile yapılacak aerodinamik analizlerde aradaki hata oranı göz önünde bulundurularak performans gereksinimleri değerlendirilebilir.

Buradan edinilen tecrübeyle bir uçak geometrisi üzerinde panel ve girdap kafes yöntemleriyle analizler gerçekleştirilmiştir. Trainer 60 uçak modeli yazılımlar üzerinden modellenerek OpenVSP ile girdap kafes, panel metotları ile analiz edilmiştir. Aynı şekilde XFLR5 ile girdap kafes ve panel yönteminin türevi olan numerik taşıyıcı çizgi yöntemi ile analizleri gerçekleştirilmiştir. Uçak analizinde genel olarak tüm yöntemlerin düşük ve orta hücum açılarındaki hem taşıma katsayısı hem de sürüklenme katsayı sonuçları arasındaki fark fazla olmamaktadır. Ancak hücum açısı arttıkça sonuçlar arasındaki fark artmaktadır. Reynolds sayısının artması sonuçlar üzerinde çok fazla etkiye sebep olmamıştır. Ancak Reynolds sayısının artmasıyla akım ayrılmaları gecikeceğinden sadece yüksek hücum açılarındaki sonuçlar arasında fark oluşmaktadır. NACA 4415 kesitli kanat sonuçlarını baz alırsak, OpenVSP programının girdap kafes yöntemi ile yapılan analiz sonuçlarıyla uçağın performans özellikleri değerlendirilebilir.

Kaynaklar

- Anderson Jr, J. D. (2010). *Fundamentals of aerodynamics*. Boston: McGraw-Hill Education.
- 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.
- David Kinney. *Using VSPAERO*. Erişim: <https://openvsp.org/wiki/doku.php?id=vspaerotutorial>, Erişim tarihi: 06.01.2024
- Deperrois, A. (2009). *XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*. Guidelines for XFLR5
- Digital DATCOM. (1978). *Digital DATCOM*. Erişim: <https://www.pdas.com/datcom.html>, Erişim tarihi: 21.02.2024.
- 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).
- 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.
- 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 (2020). *Kanat Profilleri için Doğrusal Olmayan Aerodinamik Performans Görselleştirmesi ve İHA Analiz Programları ile Entegreasyonu*, VIII. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK-2020-068, Ankara
- Karali, H. (2020). *A New Nonlinear Lifting Line Method For Configuration Aerodynamics and Deep Learning Based Aerodynamic Surrogate Models*, [Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü].
- Katz, J. and Plotkin A. (2001). *Low-speed aerodynamics*, 2nd ed., Cambridge University Press.
- Marien, F. (2021). *Software Testing: VSPAERO*, [Master Thesis, Hamburg University of Applied Science], <https://doi.org/10.15488/11559>
- 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
- OPENVSP. (2023). *OpenVSP*. Erişim: <https://openvsp.org/>, Erişim tarihi: 25.10.2023.
- 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.
- 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 Wissenschaften zu Göttingen, Geschäftliche Mitteilungen, Klasse, pp. 451 – 447
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*, John Wiley & Sons.
- Şahin, E. (2013). *Uçakların Girdap Kafes Yöntemiyle Aerodinamik Analizi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- XFLR5. (2019). *XFLR5*, Erişim: <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm> Erişim tarihi: 11.04.2024.
- Weissinger, J. (1942). *Über die Auftriebsverteilung von Pfeilflugeln*. Deutsche Luftfahrt- forschung. F.B. 1533. Translation: “The Lift Distribution of Swept-Back Wings,” NACA TM 1120.
- Yükselen, M. A. (2008). *Aerodinamik Ders Notları*, Erişim:<https://web.itu.edu.tr/yukselen/> İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Yükselen, M. A. (2012). *Computer Assisted Aerodynamics Education*, Procedia - Social and Behavioral Science
- 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*, FİGES, XIX. Bilgisayar Destekli Sistem Modelleme Konferansı, Nisan 2015, Ankara