FARKLI KANAT/GÖVDE KONFİGÜRASYONLARININ PANEL METODU İLE AERODİNAMİK İNCELENMESİ

Ali Ata Adam[1], Nilay Sezer-Uzol[2], Sercan Ertem[3], Erdem Ayan[4]

1. GİRİŞ

Alternatif kanat/gövde tasarımlarının aerodinamik açısından hızlı bir şekilde analiz edilmesi uçak konsept ve ön tasarım aşamalarında büyük önem taşımaktadır. Navier-Stokes denklemlerinin çözümüne dayalı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) simülasyonları, birçok alternatifin hızlı bir biçimde karşılaştırılması gereken konsept ve ön tasarım aşamalarında oldukça yavaş kalmaktadır. Buna alternatif olarak hem hızlı hem de doğruluk oranı yüksek sayılabilen 3-boyutlu panel metodu öne çıkmaktadır. Bu çalışmada, uçak konsept tasarım aşamasında, kanat/gövde konfigürasyonlarının ses altı ve ses üstü hızlarda aerodinamik analizi için oluşturulan hesaplamalı aerodinamik analiz ve tasarım altyapısı içerisinde, 3-boyutlu panel kodu kullanılarak seçilen kanat/gövde ikilisinin aerodinamik performansı incelenmiştir. Bu çalışma ile öncelikli olarak, Boeing ve NASA tarafından geliştirilen, yüksek mertebeli, 3-boyutlu, açık kaynak, panel metodu çözücüsü PANAIR kodu temel alınarak bir aerodinamik analiz altyapısı oluşturulmuştur. Bu altyapı, gerekli ön ve art-işlemler için hazırlanan yardımcı kodlar ile desteklen-

[1] Yüksek Lisans Öğrencisi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü – *ata.adam@metu.edu.tr*
[2] Doç. Dr., Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü – *nuzol@metu.edu.tr*
[3] Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. Hava Aracı Mühendisliği - *sercan.ertem@tai.com.tr*
[4] Dr., Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. Hava Aracı Mühendisliği - *eayan@tai.com.tr*

miştir. İkincil olarak farklı kanat/gövde konfigürasyonları için Tablo 1'de gösterilen seçilen test durumlarında analizler yapılarak kanat ve gövde birleşiminin aerodinamik performans açısından tasarım üzerindeki etkileri incelenmiştir. Yapılan analizlerde, yüksek mertebeli, 3-boyutlu panel metodu çözücüsü PANAIR kodu ve ön- ve ard-işlemler için geliştirilen yardımcı kodlar kullanılmıştır. Basit bir NACA 0012 dikdörtgen kanat, simetrik Sears-Haack gövde şekli, hafif bir iş jeti kanat/gövde modeli ve Cessna 172 uçağı kanat/gövde modeli test durumları olarak seçilerek bu farklı konfigürasyonlar için analizler yapılmış ve aerodinamik performans sonuçları sunulmuş ve tartışılmıştır. Bu yazıda, PANAIR ile ilgili literatürdeki çalışmalar özetlenmiş ve kullanılan panel metodunun teorisi ve oluşturulan yeni yardımcı kodlar açıklanmıştır. Yapılan doğrulama testleri ve kanat-gövde simülasyonlarından elde edilen sonuçlar sunularak literatürdeki mevcut verilerle karşılaştırılmış ve gövde etkisi açısından sonuçlar değerlendirilmiştir.

Tablo 1. Test Analizleri

Test No	Kanat	Gövde	Kanat/ Gövde
1	Dikdörtgen NACA 0012 kanadı		
2		Sears-Haack gövdesi	
3	Hafif iş jeti kanadı	Hafif iş jeti gövdesi	Hafif iş jeti
4	Cessna 172 kanadı	Cessna 172 gövdesi	Cessna 172

2. LİTERATÜR TARAMASI

1981-1990 arasında yayınlanan PANAIR hakkındaki birkaç NASA raporu bulunmaktadır [1-4]. Bu raporlar, kodun arkasındaki teoriyi, örnek analizleri ve programı kullanma talimatlarını içermektedir. Raporlarda bulunan teorik bilgiler kodun arka planını kavrama açısından yararlı olmakla beraber, belgelerin dayandığı sürümler (Sürüm 3.0), kamuya açık olan sürümle (Sürüm 15.0) aynı değildir. Bu nedenle, programın kullanımı ile ilgili olan bilgiler güncelliğini yitirmiş durumdadır.

PANAIR ile ilgili en güncel resmi belge, Boeing tarafından 1992 yılında hazırlanan kullanım kılavuzudur [5]. Bu belge, kamuya açık kodun sürümüne dayanmaktadır. Tek fark, mevcut kod üzerinde Aralık 2009'a kadar küçük değişiklikler yapılmış olmasıdır. Ancak, belgenin büyük bir kısmının güncel olduğu tespit edilmiştir. Bu belgeye göre PANAIR, ön ve art işlemler için yardımcı programlara ihtiyaç duymaktadır. Ancak, Kaynak [5]'te bahsedilen tüm programlar ya ücretli yazılımlardır ya da mevcut değildir. Kaynak [6]'da, PANAIR ve MATLAB ile yazılan yardımcı program kodlar sunulmuş ve bir otomasyon ve tasarım optimizasyonu çalışması yapılmıştır. Bu çalışma, Kaynak [7]'de bir sonlu eleman analizi ve CATIA, Excel gibi ek yazılımlar dahil edilerek geliştirilmiştir. Ayrıca, PANAIR kodunun akış ayrılmasını belirleme kabiliyetinin olup olmaması Kaynak [8]'de incelenmiştir. Bu araştırmada, kamuya açık olmayan işleme ve görüntüleme yazılımları kullanılmaktadır. Son olarak, PANAIR, Kaynak [9]'da kullanıcı dostu olmasını sağlamak için kurum içi geliştirilmiş bir MATLAB kodu ile birleştirilmiştir. Tüm bu çalışmalar, PANAIR kodunu aerodinamik analizlerde kullanabilmek için yardımcı kodların geliştirilmesi gerektiğini de göstermektedir.

3. YÖNTEM

3.1 Yöntem PANAIR Panel Kodu

Panel metodu, daimi, sıkıştırılamayan, viskoz olmayan, dönmesiz akışları tanımlayan Laplace denkleminin, yani potansiyel akışların, çözümü için kullanılan sayısal bir yöntemdir. Sıkıştırılabilir akışlar için düzeltme içeren ve Denklem (1) olarak gösterilen doğrusallaştırılmış dengeden küçük sapmalı (pertürbasyon) hız potansiyeli denklemini ve Prandtl-Glauert dönüşümünü kullanarak, ses altı veya ses üstü hızlardaki akış çözümleri de panel metotları ile elde edilebilir:

$$\nabla^2\phi = (1 - M_\infty^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \qquad (1)$$

Bu formülde, M_∞ gelen serbest akışın Mach sayısını ve ϕ pertürbasyon hız potansiyeli fonksiyonunu ifade etmektedir. Bu çalışmada kullanılan PANAIR kodu, Denklem (1) tabanlı panel metodu kullanan bir akış çözücüdür [10]. PANAIR kodu, M_∞ = 0,0 ile M_∞=0,99 ve M_∞=1,01 ile M_∞=4,0 arasındaki Mach sayılarında çözüm yapabilmektedir, fakat transonik etkilerin baskın olduğu akışlarda programın hatalı sonuçlar verdiği belirtilmiştir [5]. PANAIR kodu, kullanıcının belirlediği Mach sayısına göre, ses altı hız durumunda Denklem (2)'de belirtilen Laplace

denklemini (eliptik denklem) veya ses üstü hız durumunda Denklem (3)'te belirtilen dalga denklemini (hiperbolik denklem) çözmektedir [2]:

$$\phi_{\bar{x}\bar{x}} + \phi_{\bar{y}\bar{y}} + \phi_{\bar{z}\bar{z}} = 0 \quad (2)$$

$$-\phi_{\bar{x}\bar{x}} + \phi_{\bar{y}\bar{y}} + \phi_{\bar{z}\bar{z}} = 0 \quad (3)$$

Bu denklemlerdeki ölçeklenmiş koordinatlar aşağıda belirtilen Denklem (4) ile bulunabilir:

$$\bar{x} = x$$

$$\bar{y} = \sqrt{|1 - M^2|}\, y \quad (4)$$

$$\bar{z} = \sqrt{|1 - M^2|}\, z$$

Daha sonrasında, Denklem (2) veya (3) olarak gösterilen diferansiyel denklemler, Green teoremleri kullanılarak ses altı hızlarda Denklem (5) [2] ve ses üstü hızlarda Denklem (6)'da [9] gösterilen integral formüllerine dönüştürülmektedir:

$$\phi(P) = -\frac{1}{4\pi}\iint_S \left[\frac{\sigma}{R} - \mu\vec{n}\cdot\nabla\frac{1}{R}\right] dS \quad (5)$$

$$\phi(P) = -\frac{1}{2\pi}\iint_{S_B} \left[\frac{\sigma}{R} - \mu\vec{n}\cdot\nabla\frac{1}{R}\right] dS \quad (6)$$

Bu denklemlerde, S kontrol yüzeyini, P kontrol hacmindeki bir noktayı, σ kaynak kuvvetini, μ duble kuvvetini, Q kontrol yüzeyi üzerindeki bir noktayı ve $\vec{n}$ kapalı bir yüzey üzerinde dışarı yönünde olan normal vektörünü göstermektedir. Ayrıca, R ise P ve Q noktaları arasındaki mesafeyi ve S_B yüzeyi P noktasından çıkan, akış yönündeki Mach konisi ile Denklem (5)'te kullanılan S kontrol yüzeyinin kesişen kısmını ifade etmektedir.

Denklem (5) ve (6), iki bölümden oluşan bir ayrıştırma işleminde kullanılmaktadır. İlk bölümde, bilinmeyen tekillik parametrelerinden oluşan tekillik fonksiyonları (σ ve μ) kullanılarak, lineer bir denklem sistemi oluşturulmaktadır. İkinci aşamada programın belirlediği kontrol noktalarındaki sınır koşulları kullanılarak denklem sistemi çözülerek tekillik parametreleri hesaplanmaktadır. Böylelikle, tekillik fonksiyonları belirlenebilmekte ve bu fonksiyonların Denklem (5) ve (6)'nın içerisine yerleştirilmesiyle potansiyel fonksiyonlar (ϕ) elde edilmektedir [2].

PANAIR kodunda tekillik dağılımları daha önceden oluşturulan panel kodlarının bir çoğundaki dağılımdan farklılık göstermektedir. Lineer kaynak kuvveti dağılımı ve ikinci dereceden duble kuvveti dağılımı, PANAIR kodunu "yüksek mertebeli" bir panel kodu yapmaktadır. PANAIR teori belgesinde [2] belirtildiği üzere, duble kuvvetinin bir panel üzerinde sürekli olması ses üstü hızlardaki çözüm hatasını büyük oranda düşürmektedir. Buna ek olarak, bir yüzey üzerindeki hız atlamalarının kaynak kuvveti ile duble kuvvetinin değişimine aynı derecede bağlı olduğundan dolayı duble kuvvetinin mertebesinin, kaynak kuvvetinkinden bir derece yüksek olması gerektiği aynı belgede belirtilmiştir. Bu iki nedenden dolayı PANAIR kodundaki tekillik dağılımları yukarıda belirtildiği derecelerde olacak şekilde ayarlanmıştır.

3.2 Ön ve Art-İşlem Yardımcı Kodları

PANAIR kullanıcı kılavuzunda belirtilen yardımcı programların büyük bir kısmı erişime kapalı durumdadır [5]. Buna ek olarak, literatür taramasından görüldüğü üzere, geçmiş analizlerde kurum-içi veya yayın yazarının geliştirdiği yardımcı kodların kullanıldığı belirlenmiştir. Açık erişimde, yalnızca PanIn [11] isminde, PANAIR girdi dosyası oluşturan bir ön-işlemci kodu bulunmuştur. Fakat, bu kod içerisinde kullanılan çözüm ağı formatının erişime açık programlardan elde edilememesinden dolayı bu çalışma kapsamında kurum-içi yardımcı kodlar geliştirilmiştir. Bu kodlar ile ilgili açıklamalar aşağıda bulunabilir.

Pointwise2Panair: Pointwise çözüm ağı yaratma yazılımının desteklediği formatlar arasından seçilen GridGen formatında yazılmış bir çözüm ağı dosyasını PANAIR formatına uygun bir çözüm ağına dönüştüren bir yardımcı koddur. Girdi formatı kolay bir biçimde, istenilen formata uygun olacak şekilde değiştirilebilir. Kodun hazırlanma sürecinde PanIn kodu içerisindeki çözüm ağı dönüştürücü alt-programından esinlenilmiştir ve yararlanılmıştır. Kod içerisinde yüzey normal vektör yönlerini PANAIR formatına uygun olan bir şekilde ve kullanıcı talimatlarına göre kontrol eden ve tersine çevirebilen bir alt-program da yer almaktadır.

PanInput: Kullanıcı tarafından belirlenen parametrelerin yer aldığı bir girdi metin dosyasını ve PANAIR formatında bir çözüm ağı içeren bir metin dosyasını kullanarak PANAIR girdi dosyası oluşturan bir yardımcı koddur. PanIn ön-işlemci kodundan esinlenilmiş ve yararlanılmıştır.

PanVisual: PANAIR sonuç dosyasını kullanarak çözüm

ağını, yüzey normal vektör bilgilerini içeren kontrol nokta bilgilerini, ve her bir hücum açısı için farklı dosyalara olmak üzere yüzey kontrol noktalarındaki ve PANAIR girdi dosyasında kullanıcı tarafından belirtilen ilave yüzey dışı çözüm ağındaki akış özelliklerini Tecplot formatına uygun bir biçimde yazdıran yardımcı koddur. Bunlara ek olarak, katı yüzeyler üzerindeki aerodinamik kuvvetleri bir metin dosyasında özetlemektedir.

4. DOĞRULAMA ANALİZLERİ

PANAIR kodunun doğruluğu ve yardımcı kodların test çalıştırmaları için ilk önce basit birer kanat ve gövde geometrileri seçilmiş (basit bir NACA 0012 kesitli dikdörtgen kanat ve simetrik Sears-Haack gövde şekli) ve doğrulama analizleri yapılmıştır. Daha sonra daha gerçekçi karmaşık kanat/gövde konfigürasyonları seçilerek (hafif bir iş jeti kanat/gövde modeli, ve Cessna 172 uçağı kanat/gövde modeli) bu farklı konfigürasyonlar için detaylı analizler yapılmış ve sonuçlar kısmında sunulmuştur.

4.1 Kanat Test Simülasyonu

Kanat test simülasyonu için basit dikdörtgen bir kanat şekli ilk olarak test edilmiştir. NACA 0012 simetrik kanat kesitine sahip kanadın veter uzunluğu c=1,0 ve kanat uzunluğu b=10,0'dur. Kanat veter doğrultusunda alt ve üst yüzeylerdeki panel sayısı 30 ve kanat boyu doğrultusunda panel sayısı 10 olup, kanat kesiti yönünde, hücum ve firar kenarları yakınındaki çözüm ağı aralığı 0,01'dir. Kanat açıklığı yönünde sabit panel aralığı kullanılmıştır. Sivri firar kenarlı kanat ile 0,2 serbest akış Mach sayısında çeşitli hücum açılarında PANAIR simülasyonları yapılmıştır.

PANAIR sonuçları, bir girdap kafes (*vortex lattice*) programı olan XFLR5 içerisindeki 3-boyutlu Panel Analizi yöntemi kullanılarak elde edilen sonuçlar ile de karşılaştırılmıştır. Bu yöntem düşük mertebeli bir panel kodu olan VSAERO yazılımına dayanmaktadır [12]. Bu analizlerden elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 2'de ve üç derece hücum açısındaki ve kanadın orta bölümündeki yüzey basınç katsayısı dağılımları Şekil 1'de gösterilmiştir. Tablo 2'de C_L taşıma katsayısını,C_{Di} indüklenmiş sürükleme katsayısını ve $C_{M,kök}$ kanatın kök bölgesindeki yunuslama momenti katsayısını ifade etmektedir. Görülebileceği üzere, PANAIR ve XFLR5'dan elde edilen sonuçlar arasında taşıma katsayısı ve kök bölümündeki yunuslama momenti katsayısı değerleri birbirine oldukça yakındır. Bununla birlikte, PANAIR indüklenmiş sürükleme katsayısını daha yüksek hesaplamıştır. Bu farklılığın sebebi olarak sürükleme kuvveti hesaplama yöntemlerinin farklılığı verilebilir. PANAIR katsayı hesaplamalarını yüzey basınç dağılımını kullanarak [5] hesaplamaktayken, XFLR5 Trefftz düzlemi yöntemini [12] kullanmaktadır. Bu nedenle PANAIR ile Trefftz düzlemi seçeneğini kullanarak bir analiz daha yapılmıştır. Bu analizin sonuçları Tablo 2'de PANAIR (Trefftz) ismi altında gösterilmiştir. Görülebileceği gibi bu yöntem ile yapılan simülasyondan elde edilen indüklenmiş sürükleme katsayısı sonuçları XFLR5'dan elde edilen sonuçlara oldukça yakındır. Son olarak, iki koddan gelen yüzey basıncı dağılımları, hücum kenarının yakınındaki bölgeler dışında birbirine çok yakındır. Bu fark, yüzeydeki panel dağılımlarındaki farklılıklardan kaynaklanıyor olabilir. Pointwise ve XFLR5 yazılımları içerisinde uygulanabilecek düğüm dağılım seçenekleri, sabit aralık seçeneği dışında farklılık gösterdiği için iki çözüm için aynı panel dağılımı uygulanamamıştır.

Doğrulamaya ek olarak, sivri firar kenarlı kanat üzerinde kanadın kök, orta ve uç kısımlarındaki basınç katsayısı dağılımları PANAIR ile Şekil 2'deki gibi hesaplanmıştır. Beklendiği üzere, uç bölgesinde dikkate değer bir taşıma kuvveti kaybı gözlenmektedir. Bu kayıp orta bölgede uç bölgesindeki kayba göre oldukça azdır.

4.2 Gövde Test Simülasyonu

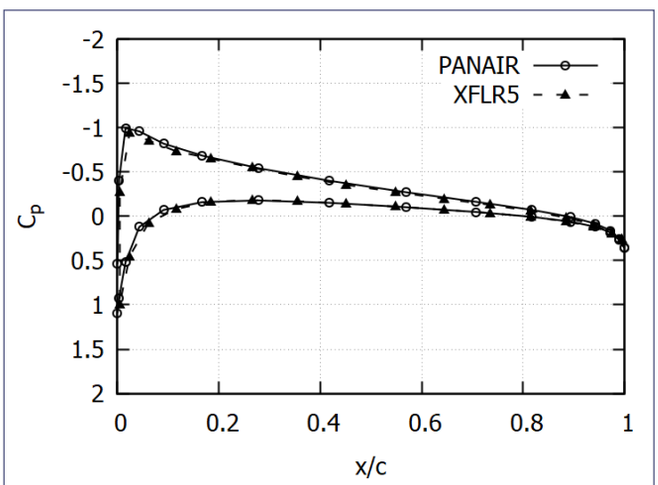
Gövde test simülasyonu için bir Sears-Haack gövde şekli test edilmiştir. Sears-Haack gövdesi belli bir uzunluk ve hacimde olan şekiller arasında, ses üstü hızlarda en düşük dalga sürüklemesi oluşturan şekildir ve gövde şekli Denklem (7) ile tanımlanmıştır [13,14]:

$$r(x) = R_{max}[4x(1-x)]^{3/4} \tag{7}$$

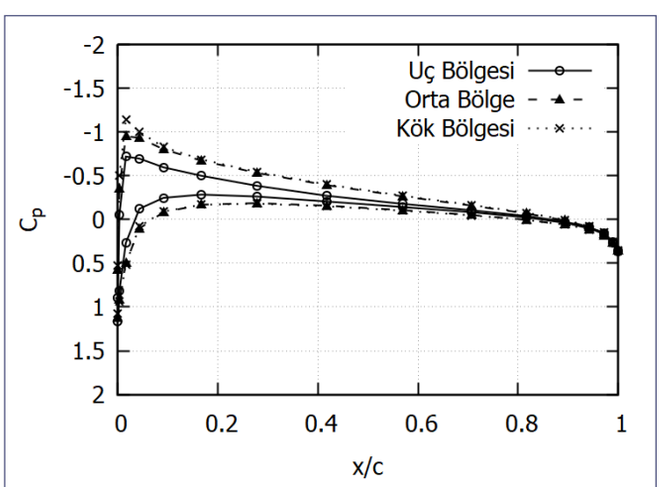
Bu simülasyon için, en yüksek yarıçapı 0,1 olan bir Sears-Haack gövdesinin yüzeyine 20 nokta akış yönünde ve 10 nokta açısal yönde olan toplam 171 panel yerleştirilmiştir. Burun ve arka kısımdaki düğüm dağılım parametresi $\Delta_s = 0{,}02$ olarak seçilmiştir. Bu panel çözüm ağı ile süpersonik $M_\infty = 1{,}2$ hızında serbest akış için analizler yapılmıştır. Elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 3'te sunulmuştur. Ek olarak, yüzey basınç katsayısı dağılımı üç boyutlu çözüm ağı üzerinde Şekil 3'te sunulmuştur. Şekil 4'te, $\alpha = 3°$ hücum açısında gelen akışın gövdenin çevresinde nasıl ilerlediği akış çizgileri ile görselleştirilmiştir.

Tablo 2. Dikdörtgen NACA0012 Kanadı Aerodinamik Katsayıları Analiz Sonuçları

Test Adı	Hücum açısı (α) (derece)	(α)	C_{Di}	$C_{M,\ kök}$
PANAIR	-3	-0,2764	0,0032	0,0697
	0	0,0000	0,0001	-0,0001
	3	0,2766	0,0031	-0,0698
XFLR5	-3	-0,2764	0,0023	0,0689
	0	0,0000	0,0000	0,0000
	3	0,2764	0,0023	-0,0689
PANAIR (Trefftz)	-3	-0,2718	0,0022	-
	0	0,0001	0,0000	-
	3	0,2720	0,0022	-



Şekil 1. NACA0012 Kanadı Orta Bölgesi Yüzey Basınç Katsayısı (C_p) Dağılımı ($M_\infty = 0,2$ ve $\alpha = 3°$)

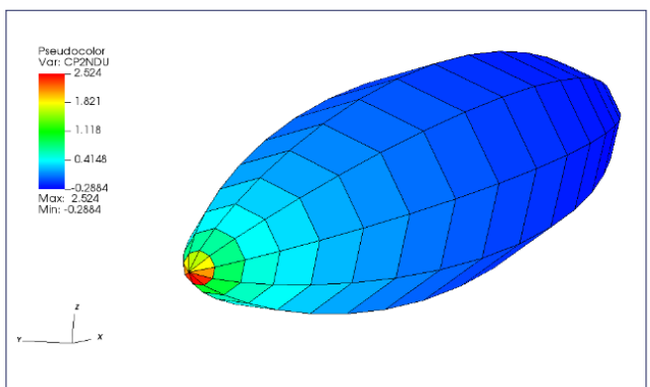


Şekil 2. NACA0012 Kanadı Boyunca Farklı İstasyonlarda Yüzey Basınç Katsayısı (C_p) Dağılımı ($M_\infty = 0,2$ ve $\alpha=3°$)

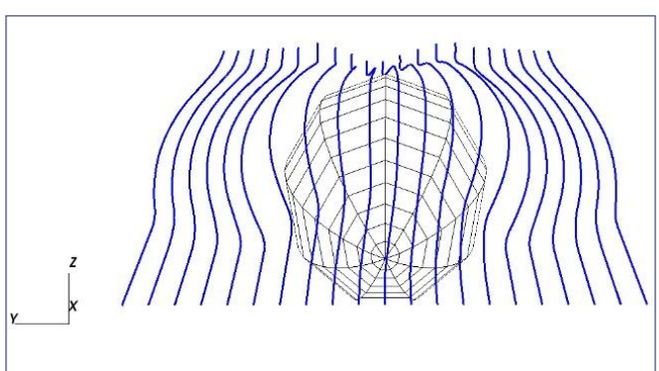
Tablo 3. Sears-Haack Gövdesi Aerodinamik Katsayıları Analiz Sonuçları

Hücum açısı (α) (derece)	C_L	C_{Di}	$C_{M,\ burun}$
-3	-0,0140	0,3546	-0,2381
0	0,0006	0,3527	-0,0009
3	0,0144	0,3533	0,2380

Tablo 3'teki katsayı değerlerinden çıkarılabilecek ilginç bir sonuç olarak, C_{Di}'nin taşıma kuvvetinin olmadığı durumda, beklenebileceği gibi sıfıra yakın olmaması olabilir. Bilindiği üzere PANAIR viskoz etkilerini içermemektedir [5]. Bununla birlikte, Kaynak [15], PANAIR kodunun sadece indüklenmiş sürüklemeyi değil, aynı zamanda taşıma kuvvetine ve hacme bağlı dalga sürüklemelerini de belirleme yeteneğine sahip olduğunu belirtir. Bu sebeple 0° hücum açısında taşıma kuvveti sıfıra yakın olduğu halde indüklenmiş sürükleme kuvveti sıfırdan büyük hesaplanmıştır.



Şekil 3. Sears-Haack Gövdesi Yüzey Basınç Katsayısı Dağılımı ($M_\infty = 1,2$ ve $\alpha = 3°$)



Şekil 4. Sears-Haack Gövdesi Çevresindeki Akış Çizgileri ($M_\infty = 1,2$ ve $\alpha = 3°$)

5. KANAT/GÖVDE ANALİZLERİ

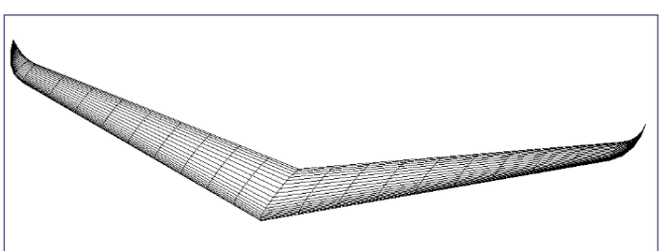
Seçilen iki farklı kanat/gövde konfigürasyonu için PANAIR panel kodu ile detaylı aerodinamik analizler yapılmıştır.

5.1 Hafif İş Jeti

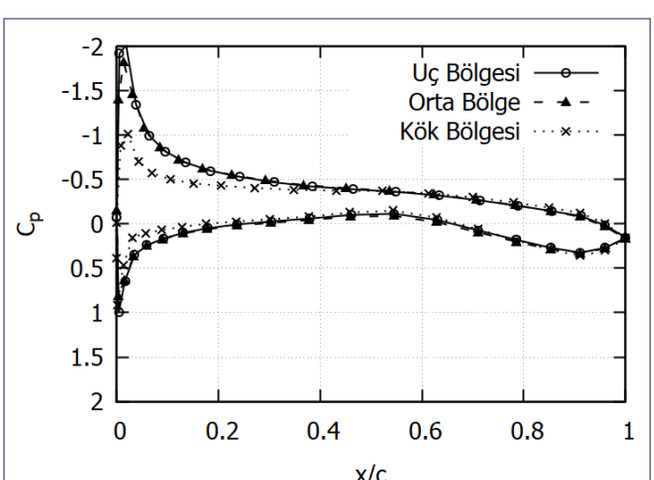
Tasarım dersi projesi olarak konsept olarak tasarlanmış bir hafif iş jetinin sadece kanadı ve kanat/gövde konfigürasyonu PANAIR ile analiz edilmiştir. Bütün simülasyonlar $M_\infty = 0{,}2$ hızındaki serbest akış ile yapılmıştır. Kanat geometrisi üzerinde oluşturulan paneller Şekil 5'te gösterilmiştir. Yalnız kanat simülasyonlarında çözüm ağında 546 panel kullanılmıştır. Kanadın yalnızca yarısı çözüm ağı olarak oluşturulmuş ve PANAIR kodunun simetri özelliği kullanılmıştır. NASA SC(2)-0410 kanat kesiti kullanan, 25° çeyrek veter ok açılı kanadın ortalama veter uzunluğu 1,81 m ve kanat açıklığı 14 m olup, referans alanı 23,53 m^2'dir. Bir derecelik hücum açısında, kanadın uç, orta ve kök bölgelerinde elde edilen yüzey basınç katsayıları Şekil 6'da gösterilmiştir.

Kanat ve gövde ikilisinin birleştirilmesinden oluşan geometrinin panel çözüm ağı Şekil 7'de görüldüğü gibi yapılmıştır. Gövdenin kanat üzerindeki etkisi incelendiği için analize kuyruklar dahil edilmemiştir. Yarı-geometri için 842 panel kullanılmıştır. Yalnız kanat geometrisi sonuçları ve kanat/gövde konfigürasyonu ile yapılan analizlerden elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 4'te gösterilmiştir. Sonuçlar, gövdenin dahil edilmesinin aerodinamik performans üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir. Bu test analizlerinde taşıma katsayısı neredeyse üçte bir oranında düşmüş, indüklenmiş sürükleme katsayısı %10 ile %20 arasında artış göstermiş ve burundaki yunuslama momenti katsayısı büyüklük olarak neredeyse dörtte bir oranında azalmıştır.

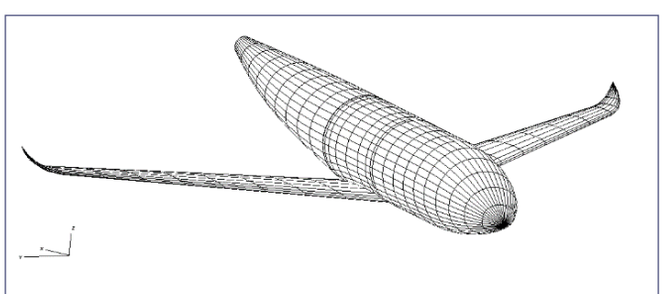
Sıfır ve bir derecelik hücum açılarında kanadın orta bölgesi üzerindeki yüzey basınç katsayısı dağılımının kanat ve gövdenin birleşiminden dolayı değişimi Şekil 8'de gözlemlenebilir. Gövdenin kanat üzerindeki basınç dağılımına etkisi kökten uca doğru azalmaktadır. Buna ek olarak, gövdenin varlığından en çok hücum kenarına yakın bölge etkilenmiştir.



Şekil 5. Hafif İş Jeti Kanadı ve Üzerindeki Panel Çözüm Ağı



Şekil 6. Hafif İş Jetinin Kanadı Boyunca Farklı İstasyonlarda, $M_\infty = 0{,}2$ ve $\alpha = 1°$ Serbest Akışta Yüzey Basınç Katsayısı Dağılımı

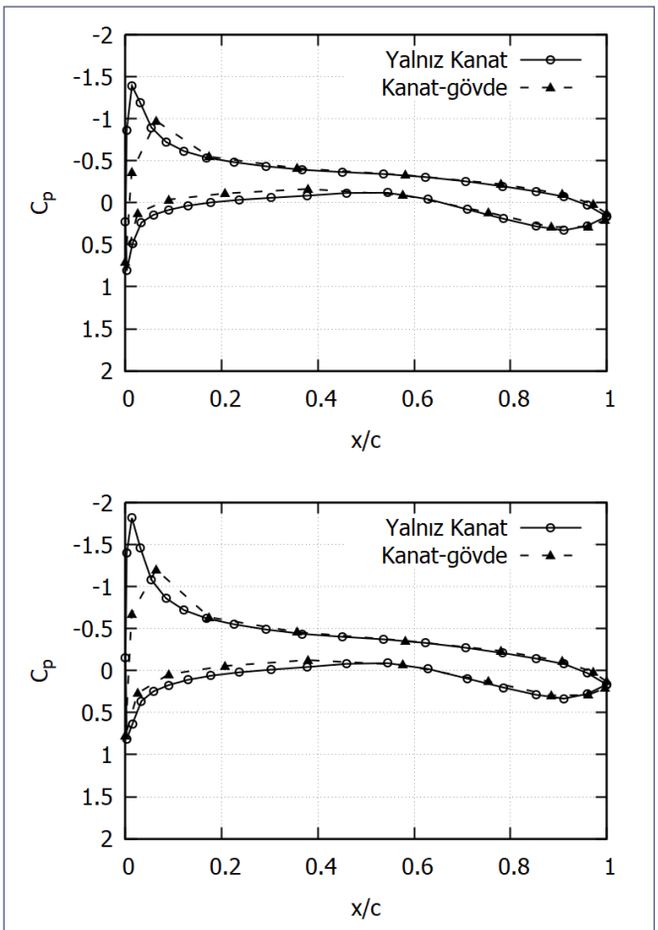


Şekil 7. Hafif İş Jetinin Kanat/Gövde Konfigürasyonu ve Panel Çözüm Ağı

Tablo 4. Hafif İş Jeti Aerodinamik Katsayıları Sonuçları

Hücum açısı (derece)	Konfigürasyon	C_L	C_{Di}	$C_{M,\ burun}$
0	Yalnız Kanat	0,412	0,0057	-1,453
	Kanat/Gövde	0,269	0,0062	-1,042
	Değişim	- %34,7	+ %8,77	- %28,3[a]
1	Yalnız Kanat	0,501	0,0086	-1,756
	Kanat/Gövde	0,350	0,0105	-1,298
	Değişim	- %30,1	+ %22,1	- %26,1[a]

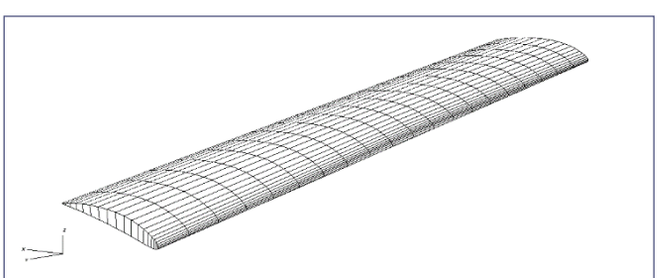
[a] Büyüklük bakımından



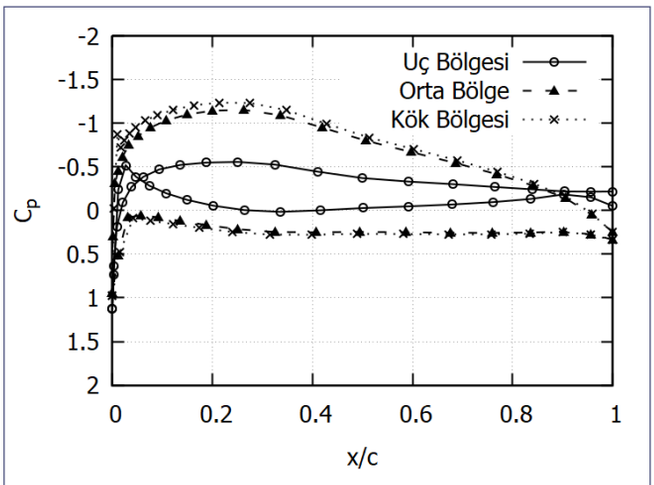
Şekil 8. Sıfır (Üst) ve Bir Derece (Alt) Hücum Açılarında Hafif İş Jeti Kanadının Orta İstasyonundaki Yüzey Basınç Katsayısı Dağılımı

5.2 Cessna 172

Tipik bir uçak geometrisi ve kanat/gövde/kuyruk konfigürasyonu olarak seçilen Cessna 172 uçağının kanat geometrisi ve panel çözüm ağı Şekil 9'da gösterilmiştir. Veter yönünde 39 ve kanat açıklığı yönünde 11 düğüm noktası kullanılmış, ve yarı-kanat toplamda 429 panel ile tanımlanmıştır. $M_\infty = 0{,}163$ ve $\alpha = 4{,}9°$ serbest akış ile kanat



Şekil 9. Cessna 172 Kanadı ve Panel Çözüm Ağı

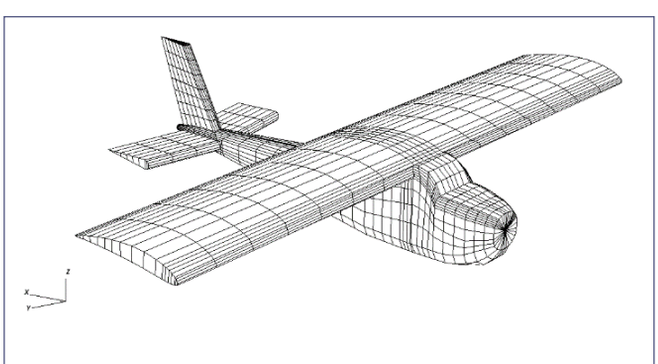


Şekil 10. Cessna 172 Kanadı Boyunca Üç Farklı İstasyonda, M_∞=0,163 ve $\alpha = 4{,}9°$ Serbest Akışta Yüzey Basınç Katsayısı Dağılımı

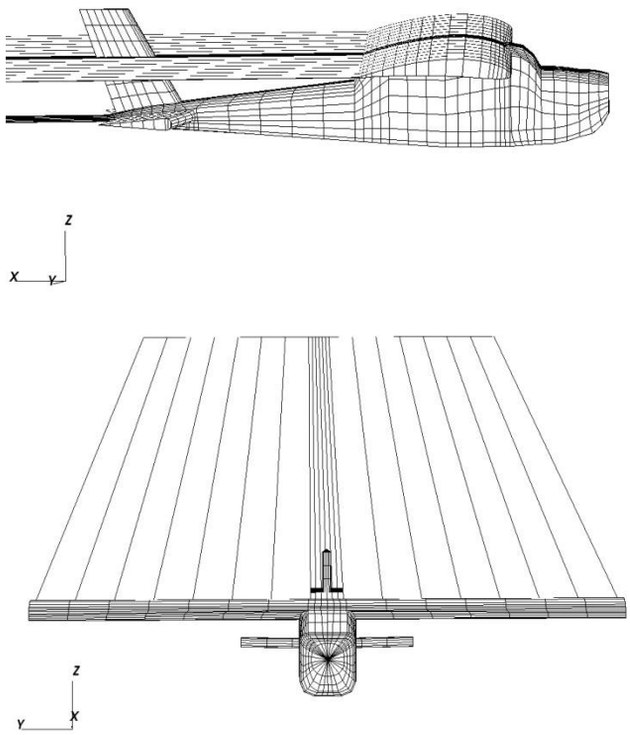
boyunca üç farklı istasyondaki yüzey basınç katsayısı dağılımı Şekil 10'da verilmiştir. Orta ile kök istasyonlarındaki basınç dağılımını gösteren eğriler arasında çok az fark bulunmaktadır fakat bu durum uç bölgesini gösteren eğri için geçerli değildir. Kanat uç girdabı uç bölgesindeki basınç dağılımını da etkilemektedir.

Kanat, gövde ve kuyruk yapılarının birleşimi ile oluşan konfigürasyon için Şekil 11 ve 12'de görüldüğü gibi panel çözüm ağı oluşturulmuştur. Yarı geometri için 1166 panel kullanılmıştır.

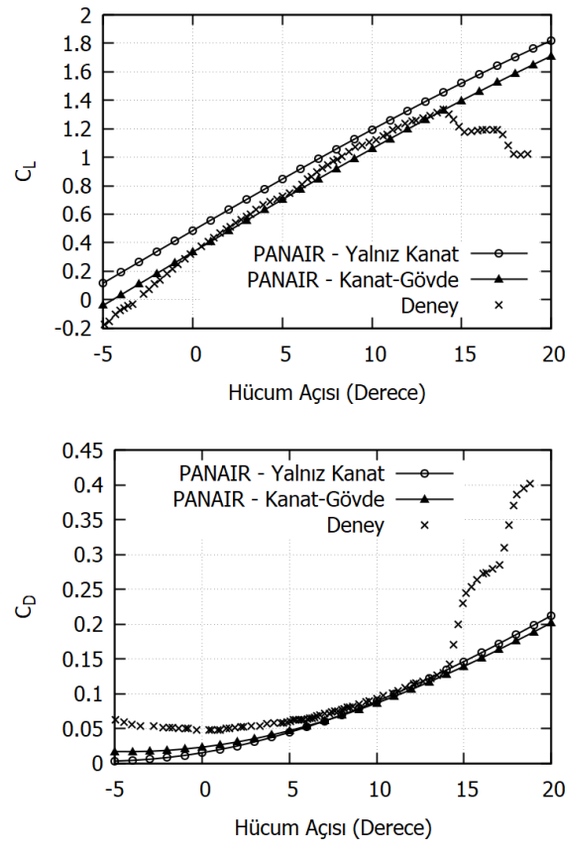
Şekil 13'te $M_\infty = 0{,}09$ hızındaki serbest akış ile yapılan, yalnız kanat ve kanat/gövde PANAIR simülasyonları ve Kaynak [16]'daki deneylerden elde edilen taşıma ve sürükleme katsayıları karşılaştırılmıştır. Taşıma katsayısı sonuçları güçlü bir uyum göstermektedir. Katsayı değerleri birbirine çok yakındır ve PANAIR kanat/gövde sonucunu temsil



Şekil 11. Cessna 172 Kanat/Gövde/Kuyruk Konfigürasyonu ve Panel Çözüm Ağı



Şekil 12. Cessna 172 Kanat/Gövde/Kuyruk Konfigürasyonun Yüzey ve Kanat İz Bölgesi Panel Çözüm Ağlarının Yandan (Üst) ve Karşıdan (Alt) Görünümü



Şekil 13. Cessna 172'nin Hücum Açısına göre Taşıma (Üst) ve Sürükleme (Alt) Katsayıları Değişimi ($M_\infty = 0{,}09$)

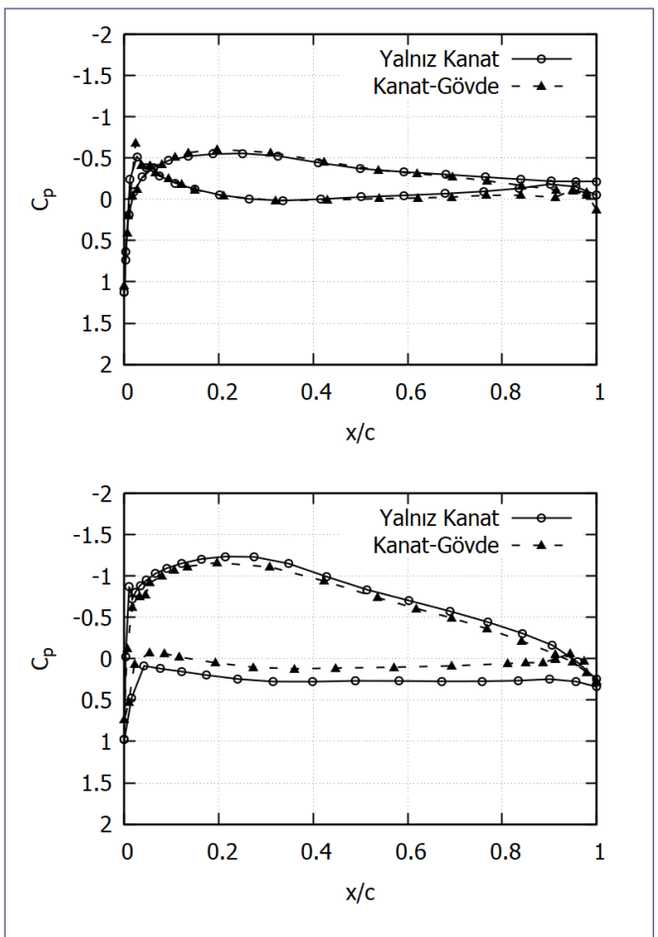
eden eğrinin eğimi, deneydeki uçak modelinin taşıma kaybına (stall) girdiği 14 derecelik hücum açısına kadar, deney sonuçlarına göre biraz daha düşüktür. PANAIR kodunun bir panel metodu tabanlı olması nedeniyle taşıma kaybı (stall) durumunu tespit edemediği göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca, kanadın gövdeyle birleştirilmesi, belirli bir hücum açısında taşıma katsayısını azalttığı, ancak taşıma eğrisinin eğimini değiştirmediği belirlenmiştir. Üstelik, deney ile simülasyondan elde edilen sürükleme katsayısı değerleri, taşıma kaybı (stall) öncesinde çok farklı değildir.

Şekil 13'te, PANAIR tarafından tespit edilemeyen parazit sürükleme katsayısının daha baskın olduğu düşük hücum açılarında, sürükleme katsayısı değerleri arasında dikkate değer bir fark vardır. Ancak hücum açısı taşıma kaybı (stall) noktasına kadar yükseldikçe; başka bir deyişle, indüklenmiş sürükleme daha baskın hale geldikçe bu fark azalmaktadır. Ayrıca, PANAIR ile hesaplanan sürükleme eğrisinin her zaman deney eğrisinin altında olması beklenir çünkü PANAIR sonuçları parazit sürükleme bileşenini içermemektedir. Taşıma eğrisinden farklı olarak, kanat-gövde konfigürasyonu, tek başına kanat geometrisinden daha düz bir sürükleme eğimine sahiptir. Dahası, tek başına kanat sürüklemesi, indüklenmiş sürüklemenin artan baskınlığı ve tek başına kanadın daha yüksek taşıma kuvveti üretmesi nedeniyle yaklaşık 7 derecelik hücum açısından sonra kanat-gövde konfigürasyonun sürükleme kuvvetini aşmaktadır.

Literatürdeki çeşitli hesaplamalı aerodinamik analiz programları ve Kaynak [17]'deki deneylerden elde edilen taşı-

Tablo 5. Cessna 172 Aerodinamik Katsayı Türevleri Sonuçları

Aerodinamik katsayı türevleri	Hesaplama Yöntemleri					
	Cessna Raporu	AVL	VIRGIT	TORNADO	CMARC	PANAIR
$C_{L\alpha}$	4,41	4,98	5,25	5,276	5,214	4,274
$C_{D\alpha}$	0,182	0	-0,005	-0,022	0,086	0,178



Şekil 14. Cessna 172 Kanadının Uç (Üst) ve Kök (Alt) İstasyonlarındaki Yüzey Basınç Katsayısı Dağılımları (α=4,9°)

ma ve sürükleme katsayı türevleri Tablo 5'te karşılaştırılmıştır. Deney verileri 54,54 m/s hızda, 4,9 derece hücum açısında ve denge koşulunda (trim condition) alınmıştır. Diğer veriler sıfır hücum açısında alınmıştır. AVL, VIRGIT ve TORNADO girdap kafes metodu kodlarıyken, CMARC ve PANAIR panel metodu kodlarıdır.

Aerodinamik katsayı türevleri $C_{L\alpha}$ ve $C_{D\alpha}$ taşıma ve sürükleme katsayılarının hücum açısına göre değişimini ifade etmektedir. PANAIR hesaplarında denge koşulu dikkate alınmamıştır. PANAIR, $C_{L\alpha}$ türevini diğer yöntemlerden daha düşük hesaplamaktadır. Bu sonuç, Şekil 13'teki taşıma eğrisinin eğiminin de deneysel verilerden daha düşük olması ile uyumludur. Hesaplamalı programlardan elde edilen sonuçlardaki farklılık, programların kullandığı yöntemlerden ve kullanılan 3-boyutlu modeldeki farklılıklardan kaynaklanıyor olabilir. Ek olarak, PANAIR'ın sürükleme katsayısı türevi, Cessna verilerine diğer hesaplama yöntemlerinden elde edilen sonuçlardan çok daha yakındır. Ayrıca Kaynak [15]'te sürüklemenin hesaplanmasında PANAIR'ın nispeten başarılı olduğu belirtilmektedir. Yunuslama momenti türevlerinin karşılaştırılması mümkün değildir çünkü referans noktası bilgisi çoğu yöntem için Kaynak [17]'de mevcut değildir.

$M_\infty = 0{,}163$ ve $\alpha = 4{,}9°$ serbest akışta, gövde yapısının yer aldığı ve almadığı durumlar için kanat yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı dağılımı, Şekil 14'te sırayla uç ve kök istasyonlarında gösterilmiştir. Kanat ucu istasyonu üzerindeki basınç katsayısı dağılımının hemen hemen herhangi bir değişikliğe uğramadığı açıktır. Beklendiği gibi, gövde kanat basınç dağılımını çoğunlukla köke yakın bölümde etkilemektedir. Kanat üst ve alt yüzeyleri arasındaki basınç farkı, kanat gövdeye eklendiğinde azalmaktadır. Firar kenarının yakınındaki farkın sebebi bu bölgede kullanılan panel sayısı ve sıklığı ile ilgili olabilir.

6. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, farklı kanat/gövde konfigürasyonları için aerodinamik performans analizleri panel metodu ile incelenmiştir. Analizlerde PANAIR panel kodu kullanılmıştır. Yapılan testler sonucunda hazırlanan yardımcı ön- ve artışlem kodlarının istenildiği şekilde çalıştığı gözlemlenmiş ve gelecekteki uçak kavramsal ve ön tasarım aşamalarındaki aerodinamik analizler için altyapı oluşturulmuştur. Yapılan doğrulama ve kanat/gövde analizleri sonucunda PANAIR analizlerinden elde edilen sonuçların literatürde başka yöntemlerden elde edilen sonuçlara yakın olduğu ve ayrıca PANAIR sonuçlarının deneysel sonuçlara, diğer hesaplamalı yöntemlerden elde edelin sonuçlardan daha yakın olduğu gözlemlenmiştir. Ek olarak bu panel metodu kodunun, süpersonik akışlarda gözlenen dalga sürüklemesini tespit edebildiği belirlenmiştir. Kanat üzerindeki kök, orta ve uç bölgelere yakın farklı istasyonlardaki sonuçların karşılaştırılmasında basınç farkı ile üretilen bölgesel taşıma kuvvetinin artış yönünün kanat geometrisine ve kanat ucuna bağlı olarak farklı kanatlarda farklı olabileceği de gözlenmiştir. Yapılan kanat/gövde simülasyonlarında, kanat yapısının gövde ile beraber analiz edilmesinin elde edilen taşıma kuvveti ve yunuslama momenti üzerine azaltıcı ve sürükleme kuvveti üzerine artırıcı bir etkisi olduğu görülmüş ve kanat/gövde yapılarının bir arada analiz edilmesinin önemi bir kez daha anlaşılmıştır. Yüzey basınç katsayısı dağılımında ise gövdenin

kanat ucundaki etkisinin küçük olduğu söylenebilirken, kök istasyonundaki dağılımda gövdenin gözlenebilir bir tesiri olmaktadır.

7. BİLGİLENDİRME

Bu çalışma METU-TUSAŞ Bitirme Projesi 2019-2020 (Lift UP 2020) kapsamında desteklenmiş ve yapılmıştır (Proje No: 20191107J13101).

KAYNAKÇA

1. **Derbyshire, T., Sidwell, K. W.** 1982. "PAN AIR Summary Document (Version 1.0), NASA Contractor Report 3250", National Aeronautics Space Administration, Washington.
2. **Epton, M. A., Magnus, A. E.** 1990. "PAN AIR - A Computer Program for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Rows About Arbitrary Configurations Using a Higher Order Panel Method Volume I - Theory Document (Version 3.0)", NASA Contractor Report 3251, National Aeronautics Space Administration, Washington.
3. **Sidwell, K. W., Baruah, P. K., Bussoletti, J. E., Medan, R. T., Conner, R. S., Purdon, D. J.** 1990. "PAN AIR - A Computer Program for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Rows About Arbitrary Configurations Using a Higher Order Panel Method Volume 2 – User's Manual (Version 3.0)", NASA Contractor Report 3252, National Aeronautics Space Administration, Washington.
4. **Medan, R. T. (ed.), Magnus, A. E., Sidwell, K. W., Epton, M. A.** 1981. "PAN AIR - A Computer Program for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Rows About Arbitrary Configurations Using a Higher Order Panel Method Volume 3 – Case Manual (Version 1.0)", NASA Contractor Report 3253, National Aeronautics Space Administration, Washington.
5. **Saaris, G. R.** 1992. "A502I User's Manual-PAN AIR Technology Program for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configurations, Report D6-54703". The Boeing Company.
6. **Amadori, K., Jouannet, C., Krus, P.** 2006. "Use of Panel Code Modeling in a Framework for Aircraft Concept Optimization," 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 6-8 Eylül, Portsmouth, VA.
7. **Amadori, K., Johansson, B., Krus, P.** 2007. "Using CAD-Tools and Aerodynamic Codes in a Distributed Conceptual Design Framework," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 Ocak, Reno, NV.
8. **LeTourneau, M. A.** 1996. "Evaluation of the Boeing PAN AIR Technologies Code (A502i) through Prediction of Separation Forces on The GBU-24," Yüksek lisans tezi, Naval Postgraduate School, Monterey, CA.
9. **Cavallaro, R.** 2009. "A Code for Surface Modeling and Grid Generation Coupled to a Panel Method for Aerodynamic Configuration Design," Yüksek lisans tezi, The University of Pisa, Pisa.
10. **Erickson, L. L.** 1990. "Panel Methods – An Introduction, NASA Technical Paper 2995", National Aeronautics Space Administration, Washington.
11. **Carmichael, R. L.** 2000. "PANIN – PanAir Input Preprocessor," URL:pdas.com/panin.html, Son erişim: 14 Aralık 2020.
12. **Deperrois, A.** 2013. "XFLR5 v6.02 Guidelines Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynolds Numbers", URL:https://sourceforge.net/projects/xflr5/files/, Son erişim: 16 Aralık 2020.
13. **Haack, W.** 1946. "Projectile Forms of Minimum Wave Resistance", Report 288, Doglas Aircraft Co.
14. **Sears, W. R.** 1947. "On Projectiles of Minimum Wave Drag," Quarterly of Applied Mathematics, vol. 4, no. 4, p.361–366.
15. **Jobe, C. E.** 1984. "Prediction of Aerodynamic Drag, Report AFWAL-TM-884-203", Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Ohio.
16. **Recktenwald, B.** 2008. "Aerodynamics of a Circular Planform Aircraft," Yüksek lisans tezi, Auburn University, Auburn, AL.
17. **Melin, T.** 2000. "A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications," Yüksek lisans tezi, Royal Institute of Technology, Stockholm.