

ONERA M6 KANADINDA UÇ KANATÇIK GEOMETRİSİNİN AERODİNAMİK PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Göktuğ YILMAZ¹
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii
Ankara

Burhan ÇUHADAROĞLU⁺
Karadeniz Teknik Üniversitesi
Trabzon

ÖZET

Hava taşıtlarında uç kanatçık (winglet) kullanımının sürüklenme kuvvetini azaltarak yakıt verimliliği sağladığı bilinmektedir. Özellikle sivil taşımacılıkta çeşitli örneklerine rastlanan uç kanatçıkların temel görevi kanat ucunda oluşan girdapları hafifleterek indüklenmiş sürüklenme kuvvetinin azalmasını sağlamaktır. Bu çalışmada, ONERA M6 kanadı referans alınarak tek uç kanatçıklı ve iki uç kanatçıklı kanat modelleri oluşturulmuş ve bu uç kanatçıkların kıvrım açısındaki değişimin, farklı hız ve hücum açısı koşulları için aerodinamik performans olan etkisi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri yapılarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, kıvrım açısının aerodinamik performans üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Tek uç kanatçıklı kanat için değişen kıvrım açısıyla birlikte, uç kanatçiksiz kanada kıyasla %14'e varan aerodinamik verim artışı elde edilmiştir. İki uç kanatçıklı kanada ait tasarım ise, transonik hızlarda tek uç kanatçıklı kanada kıyasla daha düşük C_L/C_D oranına sahip olmakla birlikte, görece daha düşük hız ($Ma=0.3$) ve yüksek hücum açısı koşullarında %2.9'a varan verim artışı sağlamıştır. Ayrıca bütün uçuş koşulları için en iyi sonucu sağlayan tek bir kıvrım açısının olmaması, kıvrım açısını uçuş koşullarına uygun şekilde değiştirebilen tasarımların sabit kıvrım açılı tasarımlara kıyasla daha iyi bir performans sağlayacağını göstermektedir.

¹ Y. Müh., E.Posta: tr.goktug.yilmaz@gmail.com

* Prof. Dr., Makina Müh. Böl., E.posta: burhan@ktu.edu.tr

GİRİŞ

Havacılık sektörü; dünyadaki uluslararası hareketlilik sürecinde öne çıkan, başta turizm ve ticaret olmak üzere birçok alanda insan hayatını kolaylaştıran önemli bir sektördür. Ancak havacılık faaliyetlerinin artışı, yakıt tüketiminde artışa da yol açmakta ve bu durum mühendisleri, gerek ekonomik gerekse çevresel açıdan daha sürdürülebilir çözümler üzerinde çalışmaya yöneltmektedir. Günümüzde, özellikle sivil havacılık uygulamalarında örneklerine sıkça rastlanan uç kanatçıklar (winglet), bu çabanın gözle görülür sonuçlarından bir tanesidir. Mevcut uç kanatçık tasarımları, sabit bir geometriye sahiptir. Dolayısıyla da farklı uçuş fazlarında yer alan bütün koşullar için en verimli performansı sağlayacak şekilde tasarlanmamışlardır. Bu nedenle de uç kanatçık geometrisini aktif bir biçimde farklı uçuş fazı gereksinimlerine uygun hale getirebilen hava araçlarının geliştirilmesi (morphing winglet), mevcut tasarımların sunmuş olduğu olumlu etkileri daha da geliştirme potansiyeline sahiptir. Uç kanatçık şeklini değiştirme kabiliyetleri sayesinde bu tür hava araçlarının, aerodinamik performans açısından daha üstün olmaları beklenmektedir.

Kanat uçlarında plaka şeklinde dikey uzantılar kullanmanın aerodinamik verimi artıracığı düşüncesi ilk olarak 1897 yılında İngiliz aerodinamikçi Lanchester'a ait bir patente dile getirilmiştir [Lanchester, 1897]. Uç kanatçık kavramı ilk olarak 1800'li yılların sonlarına doğru ortaya atılmış olsa da, bilimsel düzeyde ilk olarak NASA Langley Araştırma Merkezi mühendislerinden Dr. Richard Whitecomb tarafından 1970'lerin başında kapsamlı bir şekilde ele alınmıştır. Whitecomb (1976); tasarlamış olduğu uç kanatçık yapısını rüzgâr tüneline test etmiş ve elde etmiş olduğu sonuçları, kanat kökündeki eğilme momentine katkısı eşdeğer olan kanat ucu uzantısıyla kıyaslamıştır. Çalışmada $Ma=0.78$ değerinde yapılmış olan deneylerde uç kanatçıkların indüklenmiş direnç değerini % 20 oranında azaltırken, taşıma/sürüklenme oranını yaklaşık % 9 oranında artırdığı sonucu elde edilmiştir. Aerodinamik verimlilikte elde edilmiş olan bu artış, kanat ucu uzantısının sağladığı artışın iki katından daha yüksektir [Whitecomb, 1976].

24 Temmuz 1979'da NASA Dryden Flight Research Center'da (bugünkü adıyla NASA Armstrong) yapılmış olan uç kanatçıklı KC-135 Stratotanker (Boeing 707'nin modifiye modeli) uçağına ait uçuş testlerinde yakıt veriminde %6-%7 arasında artış sağlanmıştır [URL-1]. Günümüze kadar olan süreçte ise uçaklarda birçok farklı uç kanatçık tasarımı gerçekleştirilmiş ve yaygın şekilde kullanılmıştır.

1990'lı yılların başına gelindiğinde kanat ve uç kanatçık arasında yumuşak bir geçiş sağlayan uç kanatçıklar (blended winglet) önce Gulfstream II uçağında kullanılmış ve bu tasarımın sağladığı performans artışı nedeniyle Boeing iş jetlerinde de aynı kanatçıklar kullanılmaya başlanmıştır [[URL-2]. Bu uç kanatçık yapısı, Gratzer (1994) tarafından patentlenmiş olup, temel özelliği kanat ve uç kanatçık arasındaki geçişi yumuşatmasıdır. Böylece optimuma yakın bir yük dağılımı elde edilerek direnç kuvvetinin olabilecek en düşük hale gelmesi hedeflenmiştir [Gratzer, 1994]. Boeing uçaklarına ait uçuş test verileri, yumuşak geçişli uç kanatçıkların yakıt tüketimini ve CO₂ emisyonunu 737 için %4'e kadar ve 757 ile 767 için %5'e kadar azalttığını göstermektedir [URL-3]. Şekil 1'de, API tarafından Boeing 737NG aile için geliştirilmiş 2438,4 mm açıklığa sahip yumuşak geçişli uç kanatçık görülmektedir [McLean, 2005]. Yumuşak geçişli uç kanatçığa ek olarak Boeing uçaklarında bükülmüş (canted) uç kanatçık, arkaya eğimli (raked tip) kanat ucu, ikili (split-scimitar) uç kanatçık ve ileri teknoloji (AT-Advanced Technology) uç kanatçık gibi çeşitli tasarımlar da kullanılmaktadır.



Şekil 1. API tarafından Boeing 737NG ailesi için geliştirilmiş yumuşak geçişli uç kanatçık
[McLean, 2005].

Şekil Değiştirebilir Uç Kanatçıklar Üzerine Yapılmış Çalışmalar

Sabit uç kanatçıklar, her ne kadar aerodinamik verimliliği artırıyor olsalar da, uçuşun kısıtlı bir bölgesi için optimum tasarıma sahiptirler. Bu sebeple sabit uç kanatçık yerine, geometrisini aktif bir şekilde farklı uçuş koşullarına göre değiştirebilen uç kanatçık tasarımlarının hayata geçirilmesi sürdürülebilirlik açısından önem arz etmektedir. Ursache ve arkadaşları [Ursache, Melin, Isikveren, & Friswell, 2007] şekil değiştirebilir uç kanatçığın etkilerini (morphlet) dar gövdeli bir hava aracının kanat yapısı üzerinde incelemişlerdir. Seçilen uçuş profili için en yüksek özgül menzil (specific air range) değerini sunan uç kanatçık geometrisinin elde edilmesi hedeflenmiş olup, genetik algoritma temelli bir optimizasyon yapılmıştır. Uçuş profilinde yer alan üç nokta için (ilk seyir başlangıcı, son seyir başlangıcı, alçalmanın bitişi) elde edilen uç kanatçıklar, özgül menzil değerlerinde % 8.8'e varan bir artış sağlamıştır.

P. Panagiotou vd. ise [Panagiotou, Efthymiadis, Mitridis, & Yakinthos, 2018] ortairtifa uzun-ömür (male) bir insansız hava aracında kıvrım açısındaki değişimin (-90°, -60°, -30°, 0°, 30°, 60° ve 90°), aerodinamik performans üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Bu çalışmada; HCUAV RX-1 uçağının kanat ve uç kanatçık yapısı referans alınmış olup, uçuşun seyir (cruise), gezinme (loiter), tırmanma (climb) ve yaklaşma (approach) fazları incelenmiştir. Analizler sonucunda seyir esnasında 60°, gezinme esnasında ise 0° kıvrım açısının yakıt tüketimi açısından en verimli geometri oldukları belirtilmiştir. Ancak yüksek tırmanış hızı ve düşük süzülme mesafesi için 30° kıvrım açısı önerilmiştir.

P. Panagiotou vd. tarafından yapılan farklı bir çalışmada ise gövdekanat (Blended Wing-Body) bir insansız hava aracında, yine kıvrım açılarının aerodinamik performans üzerindeki etkileri incelenmiştir. [Panagiotou, Antoniou, & Yakinthos, 2022] Yedi farklı kıvrım açısı için (-90°, -60°, -30°, 0°, 30°, 60°, 90°) farklı uçuş koşullarında HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen değerler tamamlayıcı (surrogate) bir model aracılığıyla, ara değerleri de kapsayacak şekilde genişletilmiştir. Analizler sonucunda değişken kıvrım açısı sayesinde kalkış mesafesi, iniş mesafesi, tırmanış hızı ve menzil değerlerinde iyileşmeler görülmüştür. Seyir fazının ilk bölümü için 17.6° kıvrım açısında menzil % 4.84 oranında bir menzil artışı hesaplanmıştır. Gezinme (Loiter) fazında ise 11.9° kıvrım açısı için, havada kalma süresinde (endurance) % 1.67'lik bir artış söz konusudur. Bunun da yaklaşık olarak 23 dakikaya denk geldiği ifade edilmiştir. Çalışmanın devamında ise yalnızca performans sonuçlarıyla yetinilmeyip, kıvrım açısının kararlılık ve trim üzerindeki etkileri de araştırılmıştır. Yapılan bu analizler performanslardaki iyileşmenin yanıltıcı olabileceğini göstermiştir. Zira performans açısından en iyi sonucu veren değerlerle, kararlılık ve trim açısından en iyi sonucu veren değerler aynı çıkmamıştır.

Smith vd. ise [Smith, Lowenberg, Jones, & Friswell, 2012] değişken burulma ve kıvrım açıları için, C tipi bir kanat geometrisi üzerinde rüzgar tüneli deneyleri gerçekleştirmiş ve HAD analizleri yapmışlardır. Burulma açısı için $\pm 3^\circ$ aralığında çalışılmış olup, kıvrım açısı ise 0° - 90° arasında değişmektedir. Sonuçlar göstermiştir ki, artan kıvrım açısıyla birlikte yük dağılımı kanat köküne doğru kaymaktadır. Bu durum taşıma katsayısında düşüğe ve sürüklemeye artışa neden olsada eğilme gerilmesini azaltmaktadır. HAD analizleri sonucunda 90° kıvrım açılı kanat konfigürasyonu aerodinamik açıdan verimsiz sonuçlar üretmiştir. Ancak oluşan eğilme momenti, artan kıvrım açısıyla azalmaktadır. Burulma açısındaki artış ise aerodinamik verimliliği olumlu etkilerken, eğilme momentinin de artmasına neden olmaktadır. Çalışmanın devamında, özgül menzil hesabı da yapılmış olup, kalkış fazı için düzlemsel kanat yapısının özgül menzil açısından en verimli seçenek olduğu belirtilmiştir. Seyir koşullarını temsil eden HAD analizleri ise yüksek kıvrım ve düşük burulma açılarının daha etkili sonuçlar verdiğini göstermiştir.

J. E. Cooper vd. tarafından yapılan çalışmada ise, bölgesel bir jet uçağı için kiral (chiral) tip iç yapıya sahip, şekil değiştirebilir bir kanat ucu tasarımı gerçekleştirilmiştir [Cooper vd., 2015]. Kiral iç yapı; kıvrım açısı, kamburluk ve burulma açısı parametrelerinin uçuş zarfı boyunca değişmesine imkan vermektedir. Yapılan analizler sonucunda, kıvrım açısı arttıkça, kanatçığın geçiş (blended) bölgesinde normal şok oluşumu gözlenmiştir. Negatif burulma açısı ise şoku hafifletici bir etkiye sahiptir. Kamburluk faktörünün ise (camber factor) oluşan toplam sürüklenme üzerindeki etkisi oldukça azdır. Ayrıca 0° kıvrım açısı sürüklenme katsayısında azalış sağlarken, eğilme momentinin de artmasına sebep olduğu belirtilmiştir. Yüksek kıvrım açılarında da durum tam tersidir. Artan kıvrım açısı sürüklenme katsayısını artırırken, kanat üzerindeki yük dağılımını da iyileştirmekte, kanat kökündeki eğilme momentinin azalmasına neden olmaktadır. HAD analizleri sonucunda, şekil değiştirebilir uç kanatçık yapısı sayesinde, tipik bir görevde % 2 oranında bir yakıt tasarrufu gerçekleştirilmenin mümkün olduğu görülmüştür. Ayrıca uçağı etki eden rüzgar yüklerini azaltma kabiliyeti de bu şekil değiştirebilir yapıya eklendiğinde, rüzgar yükünün % 5 oranında azaldığı ve bunun da görev esnasında % 3'lük bir yakıt tasarrufu sağlayacağı belirtilmiştir. Ancak mevcuttaki eyleyicilerden kaynaklı kısıtlar değerlendirildiğinde bu iyileşmelerde düşüş yaşandığı ifade edilmiştir.

Kıvrım açısının parametre olarak kullanıldığı bir başka çalışma ise, Paul Meyran vd. tarafından gerçekleştirilmiştir [Meyran, Pain, Botez, & Laliberté, 2021]. CRJ700 uçağı referans alınarak gerçekleştirilen çalışmada; şekil değiştirebilir uç kanatçık yapısı, hem aerodinamik açıdan hem de yapısal açıdan ele alınmış olup, kıvrım açısını -90° ile $+90^\circ$ arasında değiştirebilen bir mekanizma tasarlanmıştır. Ancak aerodinamik analizler $\pm 73^\circ$, $\pm 35^\circ$ ve 0° için gerçekleştirilmiştir. Koşullar uçuşun seyir fazına göre belirlenmiş olup, 0° ve 4° hücum açılarında çalışılmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda, 0° 'lik hücum açısı için en verimli kıvrım açısının 0° olduğu tespit edilmiştir. CRJ700 uçağında bulunan sabit uç kanatçığın kıvrım açısı ise $+73^\circ$ derece olarak belirtilmiştir. Bu durumda 0° kıvrım açısının, 0° hücum açısında ana konfigürasyona kıyasla, CL/CD oranında yaklaşık % 4'lük bir iyileşme sağladığı tespit edilmiştir. Ancak 4° 'lik hücum açısı için, ana konfigürasyonun en verimli sonucu verdiği belirtilmiştir. Ayrıca negatif kıvrım açılarının, pozitif kıvrım açılara kıyasla daha fazla taşıma kuvveti ürettiği gözlenmiştir.

Kaygan ise, kıvrım açısına ek olarak burulma açısının da aerodinamik performans üzerindeki etkisini incelemiştir [Kaygan, 2020]. Çalışma kapsamında Airbus A330-300 hava aracının kanat modeli üzerinde çalışılmıştır. Kıvrım açısı -90° ile $+90^\circ$ aralığında değerler almaktayken, burulma açısı ise -10° ile $+10^\circ$ arasında değerler almaktadır. Analiz sonuçları göstermiştir ki; taşıma katsayısı artan burulma açısıyla birlikte artış göstermekte ve en yüksek taşıma katsayısı 10° burulma açısında elde edilmektedir. Burulma açısı azaldıkça da taşıma katsayısı azalmakta, -10° 'de en küçük değerine ulaşmaktadır. Artan kıvrım açısı ise, taşıma katsayısını azaltıcı bir etki göstermektedir. Dolayısıyla hava aracının yüksek taşıma kuvvetine ihtiyaç duyduğu uçuş fazlarında (iniş ve kalkış gibi), $+10^\circ$ burulma ve 0° kıvrım açısı tavsiye edilmektedir. Bunun yanı sıra pozitif burulma açısı ise, sürüklenme katsayısını artırıcı bir etkiye sahiptir. Analiz sonuçları incelendiğinde; en düşük sürüklenme katsayılarının negatif kıvrım ve burulma açılarında ortaya çıktığı gözlenmiştir. En küçük sürüklenme değeri 4° hücum açısı için -45° kıvrım açısında elde edilmişken, bu değer hücum açısı arttıkça -75° kıvrım açısına kadar ulaşmıştır. Çalışmanın devamında aerodinamik verimlilik değerlendirmesi yapılmış olup, uçuşun farklı fazları için en uygun burulma ve kıvrım açıları tespit edilmiştir. Böylece şekil değiştirebilir uç kanatçık konseptinin, sabit uç kanatçık yapısına kıyasla azımsanamayacak iyileştirmeler sağladığı gösterilmiştir.

Guerrero vd. ise kıvrım açısı ve ok açısının aerodinamik performans etkisini ONERA-M6 kanadı üzerinde incelemişlerdir [Guerrero, Sanguineti, & Wittkowski, 2020]. Çalışma

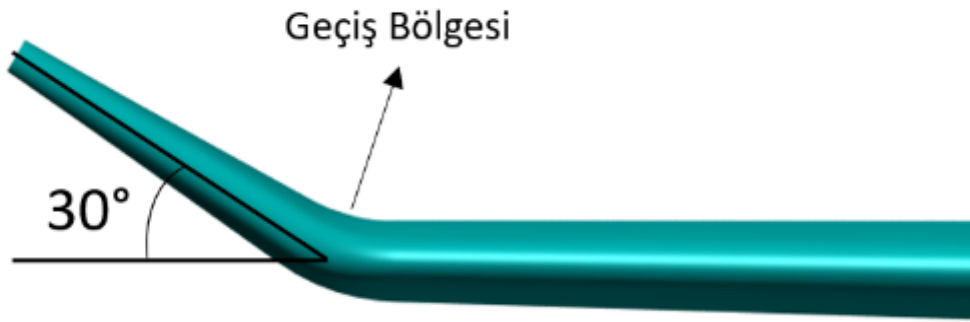
kapsamında orijinal kanada ait kanat açıklığının % 20'si uzunluğunda bir uç kanatçık tasarımı gerçekleştirilmiştir. 0° , 15° , 45° ve 80° kıvrım açıları ve 30° , 45° , 60° ok açıları için HAD analizleri yapılmıştır. Sınır koşulu olarak $Ma=0.3$ ve $Ma=0.8395$ olmak üzere iki farklı hız koşulu belirlenmiş olup, $Ma=0.8395$ için $0^\circ-10^\circ$ hücum açısı aralığında, $Ma=0.3$ içinse $0^\circ-20^\circ$ hücum açısı aralığında çalışılmıştır. 60° ok açısı aerodinamik açıdan en verimli değer olarak belirlenmiş olup, hava aracı yerdeyken $\Gamma=80^\circ$, kalkış ve tırmanış için $\Gamma=45^\circ$, seyir esnasında $\Gamma=15^\circ$, alçalma koşullarında $\Gamma=45^\circ$ veya 80° değerleri önerilmiştir.

Egüea vd. ise [Egüea, da Silva, & Catalano, 2020] şekil değişimini uç kanatçık airfoil kesidinin kamburluğu üzerinde gerçekleştirmişlerdir. En uygun uç kanatçık geometrisinin tespitinde genetik algorithmadan yararlanılan bu çalışmada, şekil değişimi kanat profilinin hücum ve firar kenarlarının hareketi sayesinde sağlanmaktadır. Çalışmada sabit uç kanatçıklı kanat ile kamburluğu değişken kanat yakıt tüketimi açısından kıyaslanmıştır. Orta ölçekteki bir iş jeti için tipik bir uçuş profili ele alınmış olup, değişken kamburluk sayesinde % 6 oranında bir yakıt kazancı elde edilmiştir.

Bu çalışma kapsamında ise HAD analizi çalışmalarını doğrulamada yaygın olarak kullanılan ONERA M6 kanadına eklenen tek ve ikili uç kanatçıklar için, farklı hücum açısı ve akış koşullarında hesaplamalı analizler yapılmıştır. Ele alınan uç kanatçık tasarımları için en iyi aerodinamik performansı sağlayan uç kanatçık geometrisi belirlenmiştir.

YÖNTEM

Bu çalışmada göz önüne alınan ONERA M6 kanadı, transonik hızlardaki üç boyutlu akış çalışmalarına deneysel veri sağlama amacıyla bir havacılık laboratuvarı olan Onera'da geliştirilmiştir [URL-4]. 3 Boyutlu modelin oluşturulmasında Catia V5 yazılımı kullanılmış olup, profil kesidine ait koordinatlar [URL-5], orijinal kanat modelinin 3.925 kat küçültülmüş halidir. ANSYS FLUENT ile yapılmış olan sayısal analizlerde ilk olarak düz (uç kanatçiksiz) ONERA M6 kanadına ait HAD analizi yapılmış ve doğrulama amaçlı olarak rüzgâr tüneli verileriyle kıyaslanmıştır. Aerodinamik parametreler için deneysel veriler ile iyi bir uyumun elde edilmesinin ardından tek uç kanatçıklı ve iki uç kanatçıklı olmak üzere iki ayrı kanat tasarımı üzerinde yapılan sayısal analizlerde kanatçığın kıvrım açısının (Γ) aerodinamik verimlilik üzerindeki etkisi incelenmiştir. Şekil 2 ve Şekil 3'te Catia V5 ortamında oluşturulan tek ve iki uç kanatçıklı kanat modelleri görülmektedir.



Şekil 2. $\Gamma = 30^\circ$ kıvrım açılı uç kanatçıklı ONERA-M6 kanadı

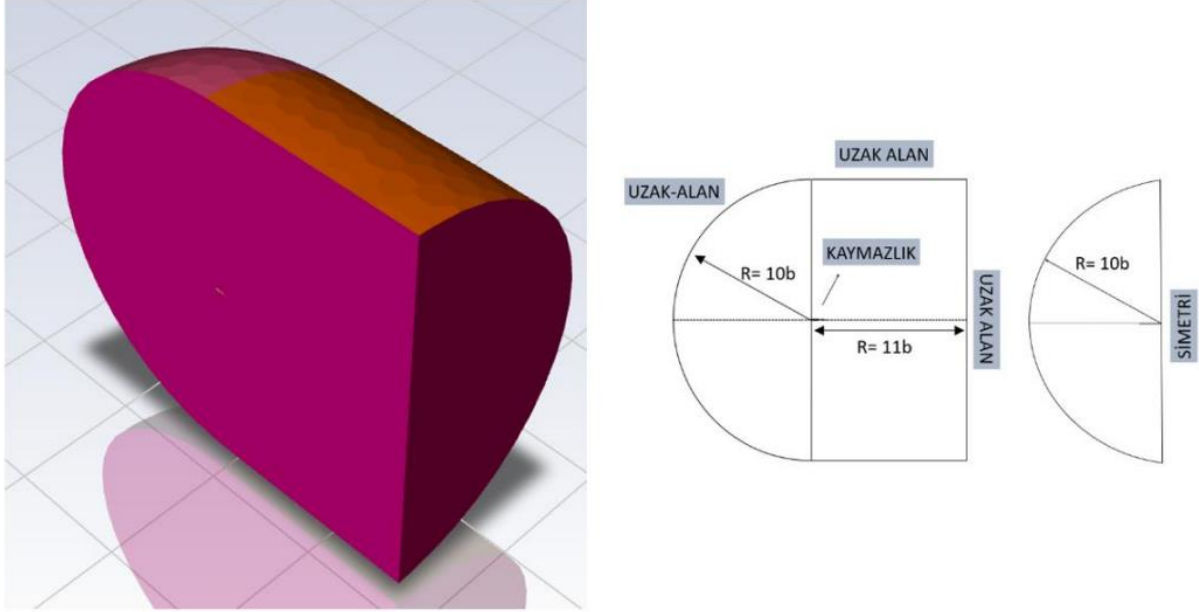


Şekil 3. $\Gamma = 15^\circ/75^\circ$ kıvrım açılına sahip iki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı

Sınır Koşulları ve Ağ Yapısı

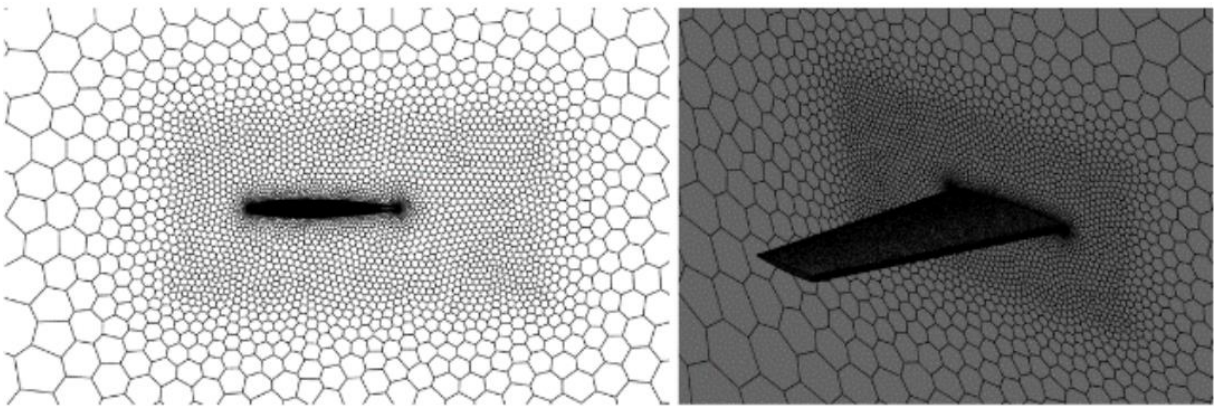
Kanat açıklığı b olmak üzere, akış bölgesi ve sınır koşulları Şekil 4'te verilmiştir. İncelenen problem bir dış akış problemi olduğundan geometriyi çevreleyen serbest hava akımını ifade etmek için "basınç uzak alan (pressure far-field)" koşulu tercih edilmiştir. Ayrıca akışkan ve katı arayüzünde, akışkanın bu arayüze göre hızının sıfır olması durumunu tanımlamak için

“kaymazlık (no-slip)” koşulu kullanılmıştır. Modellenen akış hacmi, gerçek geometrinin yarım bir modeli olduğundan, “simetri(symmetry)” koşulu uygulanmıştır.



Şekil 4. Üç boyutlu akış bölgesi ve sınır koşulları

Ağ yapısı ise Fluent Mesh arayüzünde oluşturulmuş olup, çok yüzlü (polyhedral) ağ elemanlar tercih edilmiştir. Sınır tabakanın oluşturulması için gerekli parametrelerin hesaplanmasında bir web adresinden [URL-6] yararlanılmıştır. Oluşturulan ağ üzerinde ilk katman kalınlığı 0.00198 mm olup y^+ değeri yüzeyin genelinde 4'ü geçmemektedir. Sınır tabaka kalınlığı ise 2.34 mm değerindedir. Ayrıca geometriye yakın bölgelerde daha sık bir ağ oluşturmak için bir etki hacmi (body of influence) oluşturulmuştur. Uç kantaçsız geometri için toplam hücre sayısı 1285758 olarak belirlenmiştir. Ağ oluşturma sürecinde firar kenarında ortaya çıkan düşük kaliteli elemanların miktarını azaltmak için, Design Modeler yazılımında firar kenarına 0.5 mm değerinde eğrilik verilmiştir. Şekil 5'te oluşturulan ağ yapısına ait görüntü verilmiştir.



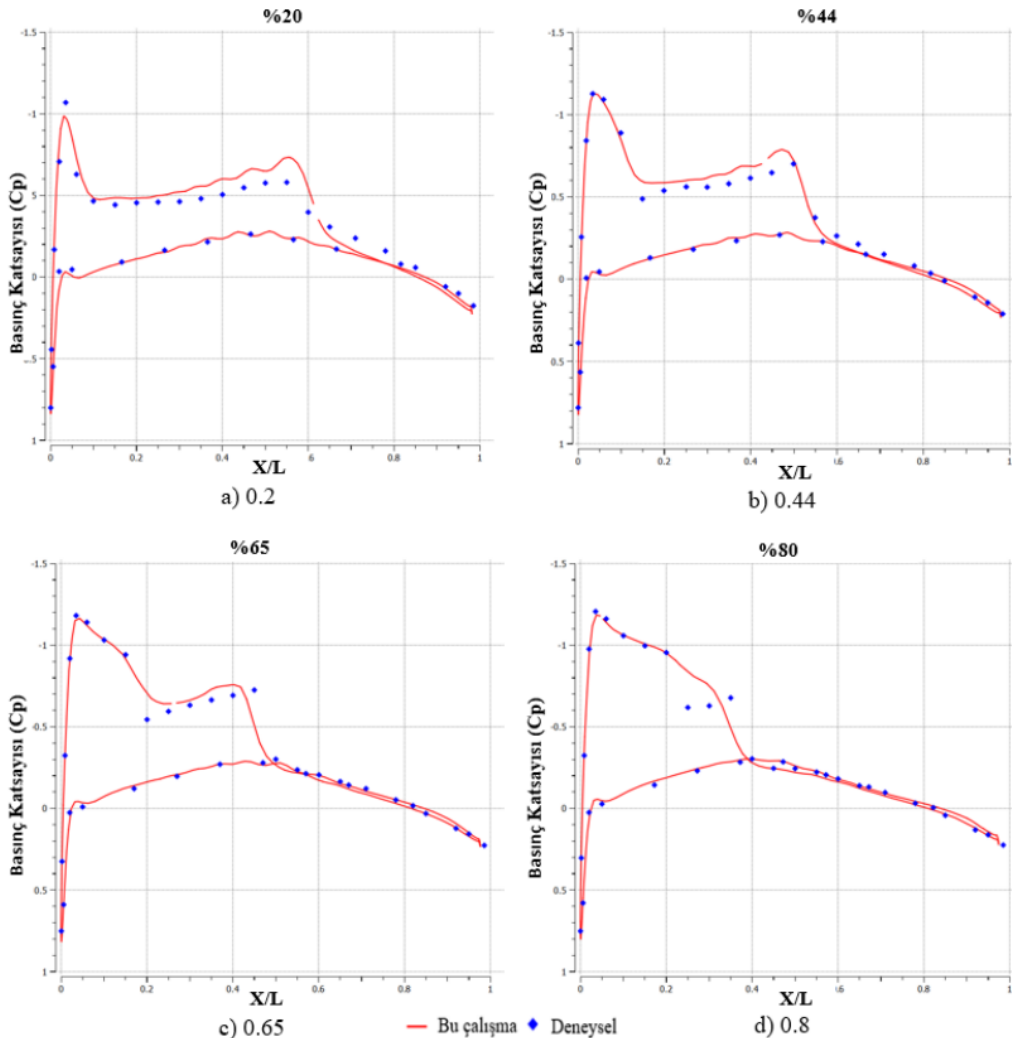
Şekil 5. Ağ yapısı

Sayısal Çözüm Parametreleri

Sayısal çözümlemede yaygın olarak kullanılmakta olan Fluent yazılımı kullanılmıştır. Mevcut problem bir dış akış problemi olduğundan ve akış ayrılması içerdiğinden k- ω SST türbülans modeli tercih edilmiştir. Basınç tabanlı bir çözücü kullanılmış olup, çözüm şeması olarak coupled tercih edilmiştir. Uzaysal ayrıklaştırma (Spatial Discretization) bölümünde hücre merkezlerindeki gradyanların hesabında “En Küçük Kareler Hücre Bazlı (Least Squares Cell Based)” seçeneği kullanılmış olup bütün terimler için ikinci derece ayrıklaştırma şeması tercih edilmiştir.

Sayısal Çözümün Doğrulanması

HAD analizlerinin doğrulanmasında, ONERA M6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen rüzgar tüneli sonuçlarından [URL-7] yararlanılmıştır. Deneysel verilerle kıyaslanan sayısal sonuçlar; $Ma=0.8395$, $Re=11.72 \times 10^6$ ve $\alpha=3.06^\circ$ değerleri için elde edilmiştir. Şekil 5'te, ONERA M6 kanadının kökünden itibaren kanat açıklığının %20, %44, %65 ve %80'ine karşılık gelen kesitlerdeki basınç katsayısının (C_p) deneysel ve sayısal değerleri görülmektedir. Görüldüğü gibi elde edilmiş olan sayısal analiz sonuçları, deneysel sonuçlarla oldukça uyumludur.



Şekil 6. ONERA Kanat Profili için basınç katsayısının deneysel verilerle kıyaslanması

BULGULAR

ONERA M6 kanadına ait uç kanatçıklı ve uç kanatçiksız modeller için aerodinamik parametreler üzerinde hız, hücum açısı ve kıvrım açısının etkisi incelenmiştir. HAD analizlerinde $Ma=0.8395$ değerine karşılık gelen bir akış hızı göz önüne alınmıştır. Bu hıza sahip hava aracının 0° , 2° , 4° ve 6° derece hücum açılarında uç kanatçıklı ve uç kanatçıkçız kanat modelleri için C_D , C_L ve C_L/C_D değişimleri elde edilmiştir. Hava aracının seyir fazında sahip olabileceği hız ve hücum açıları birinci koşul olarak alınmıştır. İkinci koşulda ise hava aracının $Ma=0.3$ değerine karşılık gelen bir hıza sahip olduğu kabul edilmiştir. Bu hız için 10° , 12° ve 14° hücum açılarındaki etkiler incelenmiştir. İkinci koşul; hava aracının iniş, kalkış ve tırmanış fazlarında sahip olabileceği hız ve hücum açılarını temsil etmektedir. Elde edilen sonuçlardan her bir koşul için aerodinamik verimlilik (C_L/C_D) açısından en iyi performansı veren kıvrım açıları belirlenmiş olup, bu kıvrım açıları sabit tutularak model üzerine ikinci bir uç kanatçık daha eklenmiştir. İkinci uç kanatçık için de üç farklı kıvrım açısı (-45° , -60° ve -75°) belirlenmiş ve elde edilen sonuçlar tek uç kanatçıklı modeller ile karşılaştırılmıştır.

Birinci koşul olan $Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ$, 2° , 4° ve 6° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizlerinde bütün hücum açısı değerleri için tek uç kanatçıklı kanadın uç kanatçiksız kanada kıyasla aerodinamik açıdan daha verimli olduğu sonucu elde edilmiştir (Tablo 1).

İkinci koşul olan $Ma=0.3$ ve $\alpha=10^\circ$, 12° ve 14° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizlerinde ise, $\alpha=10^\circ$ ve 12° hücum açılarındaki tek uç kanatçıklı konfigürasyonun aerodinamik verimliliği daha yüksekken, $\alpha=14^\circ$ için uç kanatçiksız kanadın aerodinamik verimliliğinin daha yüksek olduğu gözlenmiştir (Tablo 2).

İki uç kanatçıklı kanatlar için $Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ$, 2° , 4° ve 6° hücum açılarındaki yapılmış olan HAD analizleri sonucunda ise; koşulların tamamında tek uç kanatçıklı kanatların daha yüksek C_L/C_D değerine sahip olduğu görülmüştür (Tablo 3). Burada birinci uç kanatçığın kıvrım açısı 15° olarak alınmış olup, ikinci uç kanatçığın kıvrım açısı -45° , -60° ve -75° değerlerini almıştır.

İki uç kanatçıklı kanatlar için $Ma=0.3$ ve $\alpha=10^\circ$, 12° ve 14° durumları incelendiğinde ise, $\alpha=10^\circ$ ve 12° hücum açıları için iki uç kanatçıklı kanatlar daha yüksek C_L/C_D oranına sahipken, $\alpha=14^\circ$ için tek uç kanatçıklı kanadın daha yüksek bir C_L/C_D değerine sahip olduğu görülmüştür (Tablo 4). Burada birinci uç kanatçığın kıvrım açısı 60° olarak alınmış olup, ikinci uç kanatçığın kıvrım açısı -45° , -60° ve -75° değerlerini almıştır.

Tablo 1. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayısı/sürüklenme katsayısı oranı

Uç Kanatçık Düzeni	Kıvrım Açısı(Γ)	C_L	C_D	C_L/C_D	Hücum açısı (α)
Uç Kanatçiksiz	-	-0.003992	0.008459	-0.471870	0°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	-0.000056	0.008519	-0.006607	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.002170	0.008536	0.254206	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.004419	0.008618	0.512735	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.006444	0.008765	0.735193	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.007928	0.008948	0.886033	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.008957	0.009195	0.974138	
Uç Kanatçiksiz	-	0.174338	0.011825	14.743171	2°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.199730	0.012087	16.524365	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.202020	0.012178	16.588931	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.203380	0.012339	16.482697	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.204350	0.012576	16.249205	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.204300	0.012837	15.914933	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.203620	0.013191	15.436282	
Uç Kanatçiksiz	-	0.323580	0.024013	13.475201	4°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.398760	0.027759	14.365071	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.400390	0.027924	14.338562	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.401990	0.028048	14.332216	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.402210	0.028211	14.257205	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.400780	0.028184	14.220125	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.398580	0.028125	14.171733	
Uç Kanatçiksiz	-	0.473000	0.054200	8.726937	6°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.510093	0.057659	8.846758	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.512940	0.057527	8.916571	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.507873	0.057246	8.871768	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.499662	0.056642	8.821405	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.500000	0.056400	8.865248	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.499505	0.056193	8.889065	

Tablo 2. Tek uç kanatçıklı ONERA- M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki $Ma= 0.3$ değerindeki taşıma/sürüklenme oranı

Uç Kanatçık Düzeni	Kıvrım Açısı(Γ)	C_L	C_D	C_L/C_D	Hücum Açısı (α)
Uç Kanatçiksız	-	0.645890	0.045793	14.104557	10°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.699410	0.043511	16.074326	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.703290	0.044258	15.890686	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.703860	0.044366	15.864900	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.702010	0.044276	15.855317	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.699420	0.044423	15.744547	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.696103	0.044826	15.529003	
Uç Kanatçiksız	-	0.767580	0.062131	12.354219	12°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.827980	0.061960	13.363138	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.832560	0.062555	13.309248	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.833700	0.062378	13.364800	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.830150	0.061576	13.481714	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.825080	0.060183	13.709519	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.820950	0.059907	13.703741	
Uç Kanatçiksız	-	0.838347	0.103998	8.061184	14°
Tek Uç Kanatçıklı	0°	0.839918	0.115452	7.2750407	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.831883	0.114782	7.247504	
Tek Uç Kanatçıklı	30°	0.827600	0.113800	7.2746	
Tek Uç Kanatçıklı	45°	0.815710	0.113179	7.207256	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.814488	0.111713	7.290897	
Tek Uç Kanatçıklı	75°	0.804210	0.111848	7.190205	

Tablo 3. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayısı/sürükleme katsayısı oranı

Uç Kanatçık Düzeni	Kıvrım Açısı(Γ)	C_L	C_D	C_L/C_D	Hücum Açısı (α)
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.002170	0.008536	0.254206	0°
İki Uç Kanatçıklı	15°/-45°	-0.001043	0.009192	-0.113468	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-60°	-0.001635	0.009101	-0.179651	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-75°	-0.002220	0.009053	-0.245203	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.202020	0.012178	16.588931	2°
İki Uç Kanatçıklı	15°/-45°	0.201015	0.012637	15.906861	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-60°	0.199920	0.012481	16.017947	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-75°	0.199390	0.012464	15.997272	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.400390	0.027924	14.338562	4°
İki Uç Kanatçıklı	15°/-45°	0.401588	0.028498	14.091796	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-60°	0.400270	0.028187	14.200518	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-75°	0.399780	0.028148	14.202785	
Tek Uç Kanatçıklı	15°	0.512940	0.057527	8.916571	6°
İki Uç Kanatçıklı	15°/-45°	0.501918	0.058175	8.627727	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-60°	0.506144	0.057749	8.764550	
İki Uç Kanatçıklı	15°/-75°	0.500705	0.057977	8.636270	

Tablo 4. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayısı/sürükleme katsayısı oranı

Uç Kanatçık Düzeni	Kıvrım Açısı(Γ)	C_L	C_D	C_L/C_D	Hücum Açısı (α)
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.699420	0.044423	15.744547	10°
İki Uç Kanatçıklı	60°/-45°	0.710071	0.043982	16.159108	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-60°	0.707703	0.043785	16.162955	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-75°	0.704870	0.043727	16.119789	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.825080	0.060183	13.709519	12°
İki Uç Kanatçıklı	60°/-45°	0.837390	0.059637	14.041451	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-60°	0.833590	0.059097	14.105454	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-75°	0.830490	0.058978	14.081352	
Tek Uç Kanatçıklı	60°	0.814488	0.111713	7.290897	14°
İki Uç Kanatçıklı	60°/-45°	0.789631	0.112284	7.032445	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-60°	0.786740	0.111087	7.082197	
İki Uç Kanatçıklı	60°/-75°	0.793457	0.110199	7.200220	

SONUÇ

$Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ ve 6° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizlerinde bütün hücum açısı değerleri için tek uç kanatçıklı kanadın uç kanatçiksiz kanada kıyasla aerodinamik açıdan daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bunun nedeni olarak, eklenen kanatçığın kanat açıklığını artırarak taşıma yüzeyini artırması ve kanat uçlarında oluşan girdap etkilerinin azalmasıyla birlikte indüklenmiş sürüklemeyi azaltması gösterilebilir. Ayrıca; uç kanatçiksiz kanat, dört hücum açısında da uç kanatçıklı kanada kıyasla daha düşük C_D değerine sahip olmuştur. Buradan uç kanatçiksiz yapının, ilave sürükleme kuvveti üretecek bir uzantıya sahip olmaması nedeniyle etki eden parazit sürüklemeyi azalttığı sonucuna ulaşılır. Bu koşula ait C_L/C_D değerleri incelendiğinde en yüksek değerler $\alpha=0^\circ$ iken $\Gamma=75^\circ$, $\alpha=2^\circ$ iken $\Gamma=15^\circ$, $\alpha=4^\circ$ iken $\Gamma=0^\circ$ ve $\alpha=6^\circ$ iken $\Gamma=15^\circ$ için elde edilmiştir.

Tek uç kanatçıklı kanat için ikinci koşul olan $Ma=0.3$ ve $\alpha=10^\circ, 12^\circ$ ve 14° hücum açılarında yapılmış olan HAD analizlerine ait sonuçlar ise; $\alpha=10^\circ$ ve 12° değerleri için en verimli sonuçların tek uç kanatçıklı yapı için elde edildiğini, $\alpha=14^\circ$ için uç kanatçıklı durumda, uç kanatçiksiz duruma kıyasla önemli bir verim azalışı olduğunu göstermektedir. Bu sonucun nedeni, uç kanatçıklı kanatlar için kritik hücum açısının, uç kanatçiksiz kanada kıyasla daha düşük olmasıdır. Tek uç kanatçıklı durum için C_L/C_D değerleri incelendiğinde en yüksek değerler $\alpha=10^\circ$ iken $\Gamma=0^\circ$, $\alpha=12^\circ$ iken $\Gamma=60^\circ$ ve $\alpha=14^\circ$ iken $\Gamma=60^\circ$ için elde edilmiştir.

İki uç kanatçıklı kanatlar için $Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ ve 6° hücum açılarında yapılmış olan HAD analizleri sonucunda ise; koşulların tamamında tek uç kanatçıklı kanatların daha yüksek C_L ve C_L/C_D değerine ve daha düşük C_D değerine sahip olduğu görülmüştür. Bu sonuç; iki uç kanatçıklı yapının transonik hızlarda daha fazla parazit sürüklemeye maruz kalmasından kaynaklanmaktadır.

İki uç kanatçıklı kanat için ikinci koşul olan $Ma=0.3$ değerindeki ve $\alpha=10^\circ, 12^\circ$ ve 14° hücum açılarındaki HAD analizleri ise; iki uç kanatçıklı kanatların $\alpha=10^\circ$ ve 12° değerlerinde daha yüksek performans sağladığını, ancak $\alpha=14^\circ$ için tek uç kanatçıklı kanadın daha iyi bir performans sergilediği görülmüştür. Bu durum, iki uç kanatçıklı kanadın kritik hücum açısının tek uç kanatçıklı kanadın kritik hücum açısından daha düşük olduğunu göstermektedir.

Kaynaklar

- Cooper, J., Chekkal, I., Cheung, R., Wales, C., Allen, N., Lawson, S., . . . Carossa, G. (2015). Design of a morphing wingtip. *Journal of Aircraft*, (s. 1394-1403).
- Eguea, J., da Silva, G., & Catalano, F. (2020). Fuel efficiency improvement on a business jet using a camber morphing winglet concept. *Aerospace Science and Technology*, 96, 105542.
- Gratzer, L. B., 1994. Blended winglet, US Patent, Patent NO. 5348253.
- Guerrero, J., Sanguineti, M., & Wittkowski, K. (2020). Variable cant angle winglets for improvement of aircraft. *Meccanica*(55), 1917-1947.
- Kaygan, E. (2020). Aerodynamic Analysis of Morphing Winglets for Improved Commercial Aircraft Performance. *Journal of Aviation*, 4(1), 31-44.
- Lanchester, F. W., 1897. Improvements in and relating to aerial machines, Patent No. 3608.
- McLean, D. (2005). Wingtip Devices: What They Do and How They Do It. Performance and Flight Operations Engineering Conference.
- Meyran, P., Pain, H., Botez, R. M., & Laliberté, J. (2021). Morphing Winglet Design for Aerodynamic Performance Optimization of the CRJ-700 Aircraft. Part 1 – Structural Design. *INCAS BULLETIN*, 13(4), 113 – 128.
- Panagiotou, P., Antoniou, S., & Yakinthos, K. (2022). Cant angle morphing winglets investigation for the enhancement of the aerodynamic, stability and performance characteristics of a tactical Blended-Wing-Body UAV. *Aerospace Science and Technology*, 123, 107467.
- Panagiotou, P., Efthymiadis, M., Mitridis, D., & Yakinthos, K. (2018). A CFD-aided investigation of the morphing winglet concept for the performance optimization of fixed-wing MALE UAVs. *Applied Aerodynamics Conference*, (s. 4220). Atlanta.
- Smith, D., Lowenberg, M., Jones, D., & Friswell, M. (2012). Computational and experimental analysis of the active morphing wing concept. 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, (s. 1404-1412).
- URL-1 <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/on-the-winglets-of-innovation-with-nasa-armstrong-2/>. (29.03.2024).
- URL-2 <https://www.aviationpartners.com/company/advanced-winglet-technology/> (29.03.2024).
- URL-3 https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html (09.07.2023).
- URL-4 <https://www.onera.fr/en/news/onera-m6-wing-star-of-cfd> (29.03.2024).
- URL-5 <https://courses.ansys.com/index.php/courses/transonic-flow-over-a-wing-3d/> (01.02.2023)
- URL-6 <https://www.fluidmechanics101.com/pages/tools.html> (29.03.2024)

URL-7 <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing> (29.03.2024).

Ursache, N., Melin, T., Isikveren, A., & Friswell, M. (2007). Morphing winglets for aircraft multi-phase improvements. 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO). Belfast.

Whitecomb, R. T., 1976. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets, NASA Technical Report (Report No. NASA TN D-8260).