

DÜŞÜK OK AÇILI DELTA VE TERS DELTA KANATLARIN AERODİNAMİĞİ: KANAT KALINLIĞI ETKİSİ

Göktuğ Koçak^{1,2}
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, A.Ş., Ankara
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Mehmet Metin Yavuz³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada düşük ok açılı delta ve ters delta kanatların aerodinamik özellikleri farklı kanat kalınlığı oranında (t/c) kuvvet ölçümleri ile incelenmiştir. Deneyler 45 derece ok açısına sahip 4 farklı kanat kullanılarak düşük hızlı rüzgâr tüneline icra edilmiştir. Delta ve ters delta kanatlar için 2 farklı kanat kalınlığı olan t/c = 5.9% ve t/c = 1.1% oranları kullanılmış olup her bir kanat Reynolds sayısı 90,000 değerinde ve hücum açısı 0 ve 35 derece aralığında test edilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde delta ve ters delta kanatların hem aerodinamik yapılarında hem de bu yapıların kalınlıkla olan değişimlerinde ciddi farklar görülmüştür. Ters delta kanatlar delta kanatlara göre daha yüksek taşıma-sürüklenme oranına sahip olup daha iyi boylamsal statik kararlılığa sahiptir. Kanat kalınlığı ters delta kanatların boylamsal statik kararlılığı üzerinde iyileştirici etkiye sahip olup delta kanatlar için kanat kalınlığının boylamsal statik kararlılık üzerinde etkisiz olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

55 derece altında ($\Lambda \leq 55^\circ$) düşük ok açılı delta kanat olarak adlandırılan tasarımlara son dönemde insansız hava araçları (İHA), mikro hava araçları (MHA) ve silahlı insansız hava araçları (SİHA) gibi bir çok havacılık uygulamasında sıkça rastlanmaktadır. Bu planformlara olan ilgi havacılık endüstrisinde devamlı ihtiyaç duyulan performans gelişimi yanında ekonomik ve çevresel hedeflere cevap verme potansiyelleri sayesinde de karşılık bulmaktadır. Öncül çalışmalar yüksek ok açılı delta kanatlarının aerodinamik karakterizasyonuna odaklanırken [Gursul, 2004], araştırmacılar son dönemde maksimum taşıma kuvveti katsayısı ve açısı açısından dezavantajlı olsa da uçuş sistemleri yerleşimi açısından daha yüksek yüzey alanı sunması itibarıyla ilgilerini düşük ok açılı delta kanatlara çevirmiştir [Gordon, Kroker ve Gursul 2005].

Delta kanat akış yapısı baskın olarak birbirine ters yönde dönen ve hücum kenarından oluşan iki farklı girdap tarafından belirlenmektedir [Gu, Robinson ve Rockwell 1993], [Gad-EI-Hak ve Blackwelder 1985], [Delery 1994], [Yaniktepe ve Rockwell 2004], [Yaniktepe ve Rockwell 2005], [Yaniktepe, Coskun, Sahin ve Cag 2018]. Kanadın emiş tarafını enerjilendiren bu iki güçlü hücum kenarı girdapları (HKG) perdövitesin ertelenmesinde etkindir. Ancak bu girdaplar yeterli olan yüksek hücum açılarında ani bir genişleme yaşayarak girdap çökmesine (vortex breakdown) uğrarlar [Gursul 2004], [Tumse, Tasci, Karasu ve Sahin 2021], [Canpolat, Yayla, Sahin ve Akilli 2012]. Bunun sonucunda t oluşmaktadır [Lee ve Ko 2016].

¹ Aerodinamik Başmühendisi, Milli Muharip Uçak Geliştirilmesi Projesi, E-posta: goktug.kocak@tai.com.tr

² Doktora Adayı, Makina Müh. Böl., E-posta: goktug.kocak@tai.com.tr

³ Prof. Dr., Makina Müh. Böl., E-posta: ymetin@metu.edu.tr

Kanadın emiş tarafında oluşan girdaplı akış girdabın merkezinde düşük basınç bölgesi sayesinde emiş etkisine sebep olmakta, taşıma kuvvetinin artışını yüksek sürüklenme kuvveti artışı pahasına desteklemektedir [Gursul 2004], [Gursul, Allan ve Badcock 2005], [Anderson 1991].

Son dönemde ileri ok açılı kanatlar özellikle de ters delta kanatlar önemli bir araştırma konusu olarak dikkat çekmektedir. Bu kanatlar yaygın olarak yer etkisi araçlarında kullanılmasına ilaveten delta kanatlara göre düşük hızlarda sağladıkları arttırılmış taşıma kuvveti sayesinde daha az güç ihtiyacı sağlamakta ve iniş kalkış durumlarında daha düşük gürültü oluşumuna imkan sağlamaktadır [Lee ve Ko 2016]. Buna ilave olarak akış yapısındaki düzensizliklerden çapraz akış ve tutunma çizgisi kararsızlıkları gibi konularda bu kanatların delta kanatlara göre daha asgari sorunlar yaşadığı raporlanmıştır [Gibson ve Gerhardt 1995], [Gerhardt, Kerswell, Priestley ve Gibson 1998]. Ayrıca süpersonik uçuşlarda da ters delta kanatların daha elverişli aerodinamik karakterleri olduğu vurgulanmıştır [Gerhardt 1996]. Tüm değerler düşünüldüğünde değişken ok açılı tasarım konsepti ile ileri ok açılı delta kanat ile ok açısı olmayan kanadın avantajlarını ilgili uçuş koşullarında bir arada kullanmaya dönük tasarım çözümleri önerilmiştir [Gerhardt, Seho, Nolan ve Mrdeza 1999]. Böylece bu tasarımla daha kısa pistlerden kalkış ve iniş yapabilen, daha yüksek yük taşıma kapasitesi olan, transonik ve süpersonik hızlarda daha kontrol edilebilir karakterde olan kararlılık ve konfor açısından da ideal bir hava aracı tasarlanabileceği iddia edilmiştir.

Elsayed ve diğerleri [Elsayed, Asrar ve Omar 2008] ile Altaf ve diğerleri [Altaf, Omar, Asrar ve Jamaluddin 2011] PIV ve kuvvet ölçümleri yoluyla $\Lambda = 75^\circ$ delta ve ters delta kanatların akış yapılarını PIV ve kuvvet ölçümleriyle inceleyerek ters delta kanatların delta kanatlara göre daha yüksek taşıma-sürüklenme oranına sahip olduğunu ve bunun daha düşük taşıma kuvveti ve daha düşük sürüklenme kuvvetinden kaynaklandığını ortaya koymuşlardır. Başka bir çalışmada $\Lambda = 65^\circ$ ok açısına sahip ters delta kanadın akış yapısı incelenmiş ve aerodinamik özellikleri akış görüntüleme, PIV ve kuvvet ölçümleriyle ortaya konmuştur [Lee ve Ko 2016]. Akış görüntüleme sonuçları ters delta kanatlarda HKG'lerin yerini bu kanada özgü kanat hücum kenarında oluşan kol ve yumruk tarzı girdapların aldığını, bunlara ilave olarak kanat açıklığı boyunca bir çok girdap lifleri oluştuğunu ve günün sonunda ters delta kanatlarının perdövitesinin delta kanatlardan farklı olarak HKG'lerin çökmesinden ziyade bu girdap liflerinin çökmesinden kaynaklı olduğunu ortaya koymuştur. Yine aynı çalışmada ters delta kanatlarının üst yüzeyinin akış izi yaratmakta etkin olduğu ve de az önce bahsedilen girdapların taşıma kuvvetini yaratmada ana etken olmadığı ortaya konmuştur. Kuvvet ölçümleri düşük hücum açılarında ($\alpha \leq 10^\circ$) ters delta kanatların delta kanatlara göre daha yüksek taşıma-sürüklenme oranına sahip olduğunu ortaya koymuştur.

Başka bir çalışmada delta ve ters delta kanatlarda ok açısı etkisi ($\Lambda = 65^\circ$) ve ($\Lambda = 50^\circ$) olan tasarımlarda düşük Reynolds sayısında ($Re = 11,000$) araştırılmıştır [Lee ve Ko 2017]. Ok açısından bağımsız olarak ters delta kanatların delta kanatlara göre her daim daha düşük taşıma kuvvetine ve daha geç oluşan perdövites karakterine sahip olduğu görülmüş, aerodinamik ve girdaplı akış yapısı düşünüldüğünde düşük ve yüksek ok açılı ters delta kanatların benzer özellikler sergilediği görülmüştür.

Düşük ok açılı delta ve ters delta kanatların aerodinamik özelliklerinin ve kararlılık durumlarının iyileştirilmesi adına aktif ve pasif akış kontrol teknikleri uygulanmıştır. Bu anlamda kesme tabakasının güçlendirilmesi yanında girdapların emiş tarafında çökmesinin ötelenmesi ve düzensiz 3 boyutlu akış yapılarının yok edilmesi delta kanatların akışının düzenlenmesinde ana hedef olmuştur. Bu anlamda daimi olacak veya daimi olmayacak şekilde hava üfleme ya da emme aktif akış kontrol teknikleri uygulanmıştır [Gursul ve Wang 2018], [Zhang, Wang ve Gursul 2017], [Gu, Robinson ve Rockwell 1993], [Çetin, Çelik ve Yavuz 2018], [Zharfa, Ozturk ve Yavuz 2016]. Pasif akış kontrol tekniklerinden ve elastik kanat yapıları dahil olmak üzere geometrik modifikasyon kullanılmış [Taylor, Wang, Vardaki ve Gursul 2007], biyoloji esinli kenar düzenlemeleri yapılmış [Çelik ve Yavuz 2016], hücum kenarı şekilleri incelenmiş [Earnshaw ve Lawford 1964], [Gursul, Gordnier ve Visbal 2005], [Furman ve Breitsamter 2006], firar kenarı eklentileri çalışılmış [Canpolat, Yayla, Sahin ve Akilli 2017], [Yayla, Canpolat, Sahin ve Akilli 2013], [Yayla, Canpolat, Sahin ve Akilli 2010], kanat kalınlığı incelenmiş [Kawazoe, Nakamura, Ono ve Ushimaru 1994], [Gülsağan, Şencan ve Yavuz 2018], [Ghazijahani ve Yavuz 2019], pasif akıtma tekniği uygulanmıştır [Çelik, Çetin ve Yavuz 2017], [Kestel, Ramazanlı ve Yavuz 2020]. Ters delta

kanatlarda ise çeşitli geometrik özellikler denenmiş ve uygulanmıştır. Lee Gurney flap vari hücum kenarı ve firar kenarı eklentileri 65 derece ters delta kanada uygulamıştır [Lee 2016]. Firar kenarına yapılan eklentilerin taşıma kuvveti katsayısı eğrisini sola doğru kaydırarak ciddi oranda taşıma ve taşıma-sürükleme oranı artışına neden olduğu, hücum kenarına yapılan eklentilerin ise taşıma-sürükleme oranında düşme dezavantajına rağmen daha geç perdövites oluşumuna imkan verdiği görülmüştür. Başka bir çalışmada anedral açısının ters delta kanada uygulanması sonrasında monoton bir davranış görülmüş, anedral açısının artmasıyla birlikte kötüleşen taşıma kuvveti ve taşıma-sürükleme oranı sonucu çıkmıştır [Lee, Ko ve Tremblay-Dionne 2018]. Firar kenarından kanada kırma oranı uygulandığında bu bölgenin taşıma kuvveti yaratımı anlamında etkisiz olduğu görülmüş ve kanada bu şekilde firar kenarı tarafından kırma oranı uygulanmasının ciddi bir taşıma kuvveti kaybı olmaksızın ağırlık azaltımı içinde kullanılabileceği görülmüştür [Lee ve He 2018].

Çok az sayıda çalışmada ters delta kanatlar benzerleri delta kanatlarla kıyaslanmış ve incelenmiştir. Buna ilave olarak birçok deneysel çalışmada yunuslama momentinin ölçülmemesi sebebiyle boylamsal statik kararlılık durumları değerlendirilmemiştir. Bu nedenle mevcut ters delta kanat fiziğinin bu kanatların düşük hız uçuşlarında büyük potansiyel taşıması itibarıyla daha derinlemesine araştırılması ve de nispeten daha köklü olan oturmuş olan delta kanat aerodinamiğiyle kıyaslanması elzemdir.

Mevcut çalışma düşük ok açılı delta ve ters delta kanatlarının kuvvet ölçümlerinin düşük hız rüzgar tüneline yapılması ile kanat kalınlığı değerlendirilerek aerodinamik performans ve boylamsal kararlılık karakterleri incelenmiştir. Bu amaçla ok açısı 45 derece olan ($\Lambda = 45^\circ$) 4 kanat modeli tasarlanmış ve üretilmiştir. Kalın ve ince olmak üzere $t/c = 5.9\%$ ve $t/c = 1.1\%$ olan 2 farklı delta kanat ile 2 farklı ters delta kanat $Re = 90,000$ ve hücum açıları $0 \leq \alpha \leq 35$ olan aralıkta test edilmiştir. Sonuçların değerlendirilmesi sürükleme, taşıma kuvvetleri ve de yunuslama momenti katsayıları ile türetilmiş aerodinamik merkezlerden yunuslama aerodinamik merkezi ve basınç merkezi üzerinden yapılmıştır.

YÖNTEM

Deneyler Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü Akışkanlar Mekaniği Laboratuvarında düşük hız ve emiş tipinde açık devre rüzgâr tüneline yapılmıştır. Tünelin test kesiti 750 mm genişliğinde, 510 mm derinliğinde ve 2000 mm uzunluğunda olup daralma oranı 8:1'dir. Deneylerde Reynolds sayısı 90,000'dir ($Re = 90,000$). Re sayısı hesaplanırken kanatların veter uzunluğu ($c = 135$ mm) kullanılmıştır. $Re = 90,000$ değerine tekabül eden tünel hızında maksimum türbulans yoğunluğu 1%'in altındadır. Tüm deney matrisi düşünüldüğünde tünel test kesitinde en yüksek hücum açısında oluşacak en yüksek tıkanma oranı 2.7% değerinin altındadır.

Delta kanatların ve ters delta kanatların kuvvet ve moment ölçümleri yapılarak elde edilen verilerle bu kanatların hem aerodinamik performans hem de kararlılık durumları incelenmiştir. Kullanılan kuvvet ölçüm sisteminin şematiği ve kanatların geometrileri Şekil 1'de detaylandırılmıştır.

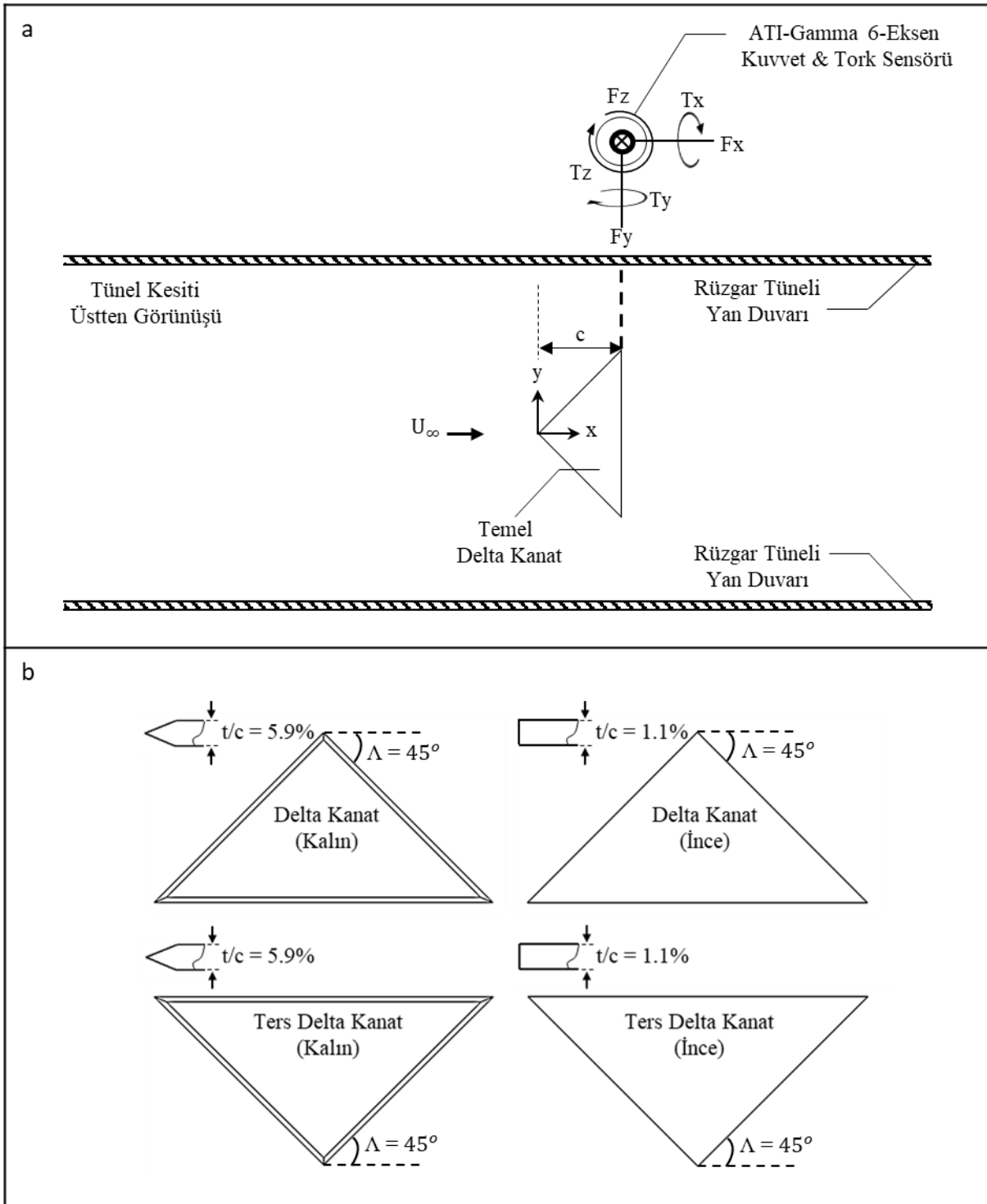
Delta kanatların ve ters delta kanatların incelenmesi adına toplamda 4 farklı kanat üretilmiştir. Bilindiği üzere çalışma ok açısı ($\Lambda = 45^\circ$) 45 derece olan delta kanatları ve ters kanatları incelemektedir. Bu nedenle tüm kanatlarda $\Lambda = 45^\circ$ 'dir. Bahsi geçen geometrik özelliklerden kalınlık etkisi (kanat kalınlığının veter uzunluğuna oranı (t/c)) hem delta kanatlarda hem de ters delta kanatlarda incelenmiştir. Kalın delta ve kalın ters delta kanatları eklemeli imalat tekniği ile üretilmiştir. Bu amaçla bahsi geçen kanatlar ODTÜ-BİLTİR merkezinde hızlı prototipleme tekniği ile 0.15 mm kalınlığındaki fine polyamide PA2200 malzeme kullanılarak üretilmiştir. İnce kanatlar 1.5 mm kalınlığındaki alüminyum plakadan kesilerek üretilmiştir. İnce kanatlar ODTÜ Makina Mühendisliği Bölümü Atölyesi'nde üretilmiştir. Kanatlarda kalın ve ince olmak üzere ($t/c = 5.9\%$) ve ($t/c = 1.1\%$) oranları mevcuttur. Sadece kalın delta kanat ve kalın ters delta kanat için simetrik hücum ve firar kenarları (simetrik pah) mevcuttur. Bunun dışındaki kanatların kenarları düzdür.

Kanadın aerodinamik katsayıları boyutsuz olarak sürükleme, taşıma kuvvetleri ve de yunuslama momenti (F_D , F_L ve M_y) kullanılarak Denklem 1 ve 2 ile hesaplanmıştır. Bu formullerde kullanılan alan ince delta kanadın yüzey alanına, uzunluk ise veter uzunluğuna eşittir. Kanadın üzerinde

belirli yükseklikte hücum açısı değişmesine rağmen yunuslama momentin değişmediği bir nokta vardır. Bu nokta yunuslama aerodinamik merkezidir. Yunuslama aerodinamik merkezi X_a ile gösterilmekte olup Denklem 3 ile bulunmaktadır. Son olarak her hücum açısında uzayda bir noktada basınç sıfıra eşittir. Bu nokta basınç merkezi olup X_p ile gösterilmektedir ve de Denklem 4 ile bulunmaktadır.

Hücum açısı dijital bir açı ölçer yardımıyla ± 0.1 derece doğruluğunda ölçülmüştür. Kuvvet ve moment ölçümlerinde SI-32-2.5 şemasına göre kalibre edilen ATI Gamma Series 6-Eksen Kuvvet ve Tork sensörü National Instrument NI-PCIe-6321 16-bit data acquisition (DAQ) kartına bağlanmış ve LabVIEW yazılımı ile birlikte kullanılmıştır. Her test noktası için 10,000 Hz frekansında veri 15 saniye boyunca toplanmıştır.

Ölçümlerin belirsizlik analizi her hücum açısında ve tüm kanatlar için yapılmıştır. Bu analizlerde C_D , C_L , C_L/C_D ve C_M için belirsizlikler en fazla ± 0.0398 , ± 0.0629 , ± 0.3055 ve ± 0.0629 olarak bulunmuştur.



Şekil 1: a) Kuvvet ölçümlerinde kullanılan test düzeneğinin üstten görünüşünü içeren şematik gösterimi ve b) delta kanatların ve ters delta kanatların şematik gösterimi

$$C_D, C_L = \frac{F_D, F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad 1$$

$$C_M = \frac{M_y}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A L} \quad 2$$

$$X_a = \left(\frac{\partial C_M}{\partial C_L} \right) \Big|_{\alpha} \quad 3$$

$$X_p = X|_{C_M=0} \quad 4$$

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Şekil 2'deki ilk iki satırda delta ve ters delta kanatlar hem planform farklılıkları hem de kalınlık açısından aerodinamik performans grafikleri üzerinden tartışılmıştır. Sırasıyla sürüklenme kuvveti katsayısı, taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, taşıma kuvveti katsayısının hücum açısına göre dağılımları ve sürüklenme poları olarak nitelenen taşıma kuvvet katsayısının sürüklenme kuvvet katsayısına göre dağılımları verilmiştir. Kalın kanatların düşük hücum açılarında ince kanatlara göre daha yüksek sürüklenme katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Yine aerodinamik verim açısından ince kanatların ciddi oranda kalın kanatlara göre avantajlı olduğu görülmektedir. Ters delta kanatların en yüksek verim katsayısına delta kanatlara göre daha düşük açılarda ulaştıkları görülmüştür. Sürüklenme kuvvet katsayısının hücum açısına bağlı olan dağılımlarında olan eğimlerinde ince ters delta kanadın ince delta kanada göre daha yüksek eğime dolayısıyla düşük hücum açılarında daha yüksek taşıma kuvveti yaratabildiğine şahit olunmuştur. Bu durum kalınlık artışıyla birlikte ters delta kanadın aleyhi yönünde sonuçlanmıştır. Delta kanatların en yüksek taşıma kuvveti katsayısı anlamında birbirine benzediği ancak kalın kanadın daha geç perdövitesine uğradığı görülmüştür. Daha geç perdövites oluşumu hücum kenarının simetrik bir yapıda olması sebebiyle olmuş olabilir. Sürüklenme katsayısı polarında kanadın birim taşıma kuvveti yaratırken ne kadar sürüklenme kuvveti yarattığı açıkça görülmektedir. Bu anlamda grafiklerde y ekseninde yukarı yönde dik giden ideal durumda kanat ek taşıma kuvveti yaratırken sürüklenme kuvveti yaratmaz. Bu anlamda ince kanatların kalın kanatlara göre neredeyse tüm noktalarda grafiğin daha solunda olması itibariyle birim taşıma kuvvetini yaratmadaki avantajı görülmektedir. Kalın delta kanadın dezavantajı yine kalın ters delta kanada göre $C_D=0.12$ dönüm noktasından sonra avantaja dönüşmektedir.

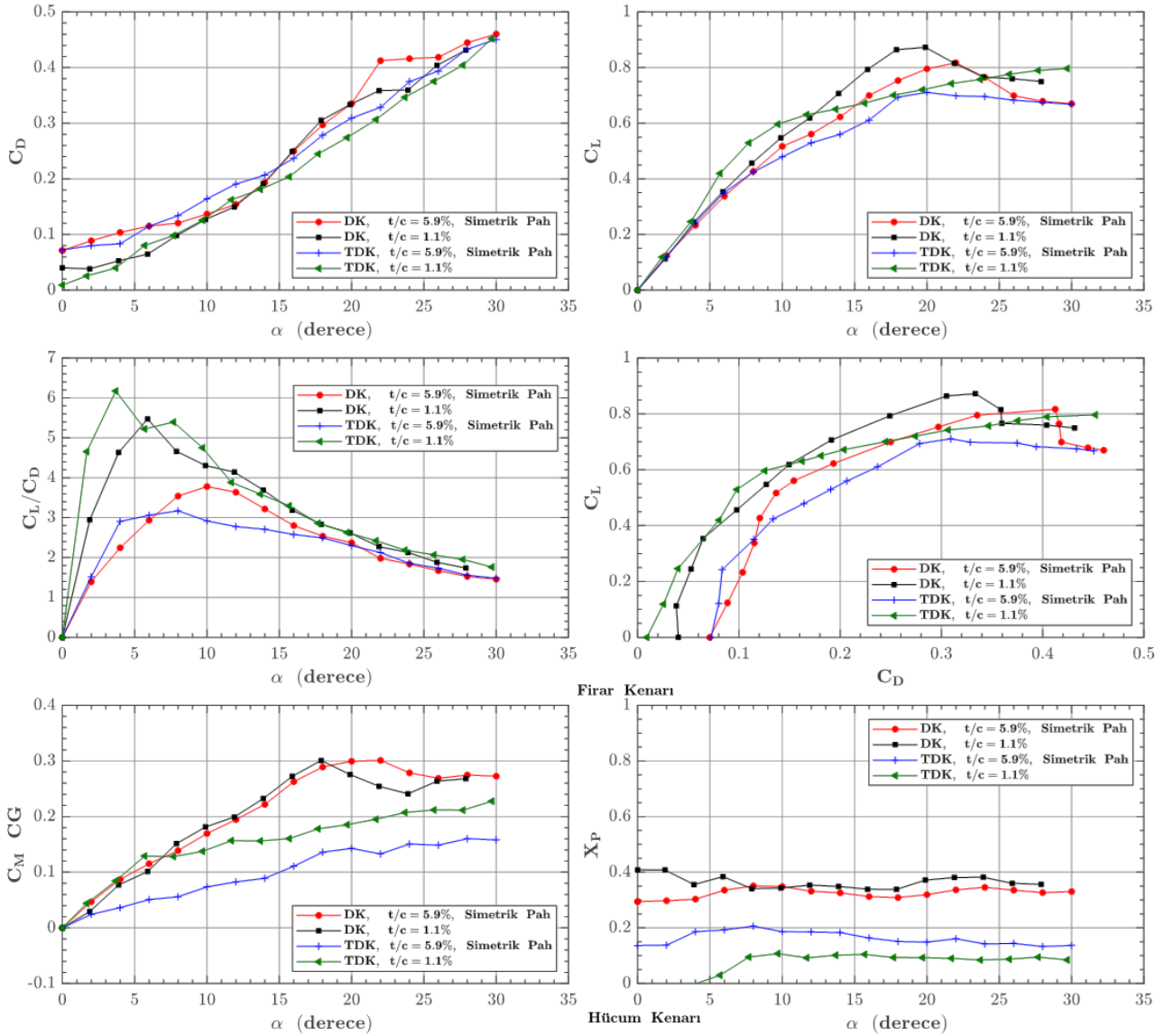
Şekil 2'deki üçüncü satırda kalın ve ince olmak üzere delta ve ters delta kanatların boylamsal kanaldaki karakterleri moment katsayısı ve bu katsayının kanat üzerinde farklı noktalarda bulunmasıyla kararlılık durumları incelenmiştir. İlk olarak moment katsayısının hücum açısına bağlı dağılımı her bir kanadın kendi ağırlık merkezinde olacak şekilde verilmiştir. Bu eğrinin eğiminin yönü kanadın boylamsal statik kararlılığını göstermektedir. Eğrinin pozitif eğimi kararsız durumu, negatif eğimi kanadın kararlı olduğunu, sıfır eğim ise marjinal kararlılık durumunu göstermektedir. Sağ alt köşedeki grafikte ise her bir kanadın basınç merkezi (X_p) bulunarak hücum açısına bağlı dağılımları gösterilmiştir. Ayrıca kanatların moment katsayısı dağılımları ve kuvvet eğrilerinin birlikte kullanılması suretiyle uzayda herhangi bir noktada moment katsayıları hesaplanabilir. Fırar kenarındaki moment katsayısının taşıma kuvveti katsayısına bağlı dağılımında eğrilerin eğimi kullanılarak her kanat için yunuslama aerodinamik merkezi bulunmuş ve Tablo 1'de verilmiştir. Bu tabloda verilen değerler boyutsuzlandırılmış değerlerdir. Öyle ki her kanat için 0 ve 1 değerleri her kanadın sırasıyla hücum kenarı ya da hücum kenarı tepe noktasını ve fırar kenarı ya da fırar kenarı tepe noktasını göstermektedir.

Kararlılık dağılımlarında delta kanatların eğimlerinin daha pozitif olması itibariyle bu kanatların ters delta kanatlara göre daha kararsız olduğu görülmektedir. Ayrıca kalınlığın delta kanatların kararlılık durumları üzerinde etkisi olmadığı görülmektedir. İnce ters delta kanadın 7 derece hücum açısına kadar eğiminin kalın delta kanat ve ince delta kanat ile benzer olduğu görülmektedir. Ayrıca kalın ters kanadın diğer kanatlara göre eğiminin her noktada daha düşük olduğu ve moment katsayısının da 0 değerine daha yakın olduğu görülmektedir. Hava aracının denge durumunda boylamsal kuvvetlerin ve momentlerin ağırlık merkezi üzerinde 0 değerine eşit olması gerekmektedir. Bu nedenle gövdenin burun yukarı momentini yatay kuyruk ya da burulma yoluyla dengeleyecek başka bir elemanın olması gerekir. Bu anlamda en küçük yatay kuyruk ağırlık avantajı ve kullanışlı

olmayan taşıma kuvvetinin en az olması sebebiyle idealdir. Kanatlar incelediğinde ana kanadın burun yukarı momentini dengelemesi anlamında en düşük yatay kuyruk kalın ters delta kanadında olacaktır. Başka bir ifadeyle kararlılık marjini en geniş kanat kalın ters delta kanadıdır.

Basınç merkezleri (X_p) incelediğinde ters delta kanatların basınç merkezleri kanat hücum kenarlarına delta kanatlara göre daha yakındır. Kalınlık etkisi delta kanatlar için önemsiz gözükmemekte olup ters delta kanatlarda ince olan durumda kalın duruma göre basınç merkezinin daha da hücum kenarına yaklaşmasına neden olmuştur.

Tablo 1 incelendiğinde eğrilerden hesaplanarak bulunan yunuslama aerodinamik merkezleri kıyaslandığında ters delta kanatların yunuslama aerodinamik merkezinin belirgin şekilde hücum kenarına yakın olduğu görülmüştür. Firar kenarındaki moment katsayısı dağılımlarında ters delta kanatların eğimlerinin daha yüksek olduğu görülmüştür. Özellikle ince ters delta kanadının düşük hücum açılarında dahi yüksek moment katsayısı ile diğer üç kanattan belirgin şekilde ayrıldığı tespit edilmiştir.



Şekil 2: Delta (DK) ve ters delta (TDK) kanatların hücum açısına göre sürüklenme C_D , taşıma C_L kat sayıları, taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı C_L/C_D ve sürüklenme poları C_D vs C_L , ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısının C_M CG ve de boyutsuz basınç merkezinin X_P hücum açısına göre dağılımı

Tablo 1: Delta (DK) ve ters delta (TDK) kanatlarının yunuslama eksenindeki aerodinamik merkezleri, 0 ve 1 her kanadın sırasıyla hücum kenarı ya da hücum kenarı tepe noktasını ve firar kenarı ya da firar kenarı tepe noktasını göstermektedir

Parametre	Kanat			
	DK Kalın	DK İnce	TDK Kalın	TDK ince
X_a (x/c)	0.317	0.333	0.15	0.033

SONUÇ

Bu çalışmada kanat kalınlığının 45 derece ok açılı delta ve ters delta kanatlara olan etkisinin yanı sıra geometrik etkilerden anedral açısı ve kırma oranının 45 derece ok açılı ters delta kanatlara olan etkileri aerodinamik ve kararlılık durumları üzerinden kuvvet ve moment ölçümleriyle araştırılmıştır. Deneyler bir düşük hız rüzgar tüneline 90,000 Reynolds sayısında kalınlıkları $t/c = 5.9\%$ ve $t/c = 1.1\%$ olan delta ve ters delta kanatlar için 0 ve 35 derece hücum açıları aralığında icra edilmiştir. Çalışmadan çıkan başlıca bulgular şu şekildedir:

- Delta ve ters delta kanatların aerodinamik karakterlerinde ve de bu kanatların kalınlık etkisine bağlı davranışlarında ciddi farklılıklar ortaya koyduğu görülmektedir.

- Kalın delta kanat 22 derece hücum açlarına kadar perdövites olmaksızın taşıma kuvvetini korumuş ve de ince delta kanada benzer noktalarda en yüksek taşıma kuvveti katsayısı oluşturmuştur.
- İnce ters delta kanat düşük hücum açlarında ince delta kanada göre hem daha yüksek taşıma kuvveti hem de daha yüksek aerodinamik verim oluşturmuştur. Ancak bu durum kalınlık etkisiyle birlikte ters delta kanadın aleyhine dönmüştür.
- Ters delta kanatlar, delta kanatlara göre hücum kenarına daha yakın oluşan aerodinamik yunuslama ve basınç merkezlerine sahip olup daha iyi boylamsal kararlılık karakteri göstermiştir.

Kaynaklar

- Altaf, A., Omar, A. A., Asrar, W. ve Jamaluddin, H. B. L. 2011. “*Study of the Reverse Delta Wing.*” *Journal of Aircraft* 48 (1): 277–86. <https://doi.org/10.2514/1.C031101>.
- Anderson, J. D. 1991. *Fundamentals of Aerodynamics*. 2nd ed. McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering. Singapore: McGraw-Hill. <https://books.google.com.tr/books?id=Fc4eAQAAIAAJ>.
- Canpolat, C., Yayla, S., Sahin, B. ve Akilli, H. 2012. “*Observation of the Vortical Flow over a Yawed Delta Wing.*” *Journal of Aerospace Engineering* 25 (4): 613–26. [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0000163](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0000163).
- Canpolat, C., Yayla, S., Sahin, B. ve Akilli, H. 2017. “*Effects of Trailing-Edge Attachment on the Flow Structure over a Generic Delta Wing.*” *Journal of Aerospace Engineering* 30 (5): 06017003. [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0000766](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0000766).
- Çelik, A., Çetin, C. ve Yavuz, M. M. 2017. “*Effect of Passive Bleeding on Flow Structure over a Non-slender Delta Wing.*” *AIAA Journal* 55 (8): 2555–65. <https://doi.org/10.2514/1.J055776>.
- Celik, A. ve Yavuz, M. M. 2016. “*Effect of Edge Modifications on Flow Structure of Low Swept Delta Wing.*” *AIAA Journal* 54 (5): 1789–97. <https://doi.org/10.2514/1.J054587>.
- Çetin, C., Çelik, A. ve Yavuz, M. M. 2018. “*Control of Flow Structure over a Non-slender Delta Wing Using Periodic Blowing.*” *AIAA Journal* 56 (1): 90–99. <https://doi.org/10.2514/1.J056099>.
- Delery, J. M. 1994. “*Aspects of Vortex Breakdown.*” *Progress in Aerospace Sciences* 30 (1): 1–59. [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(94\)90002-7](https://doi.org/10.1016/0376-0421(94)90002-7).
- Earnshaw, P. B. ve Lawford, J. A. 1964. “*Low-Speed Wind-Tunnel Experiments on a Series of Sharp-Edged Delta Wings.*” *Aeronautical*, no. 3424.
- Elsayed, O. A., Asrar, W. ve Omar, A. A. 2008. “*Reverse Delta Wing Trailing Vortex Characteristics by Particle Image Velocimetry (PIV).*” In 3rd International Symposium on Advanced Fluid/Solid Science and Technology in Experimental Mechanics, Tainan, Taiwan.
- Furman, A. ve Breitsamter, C. 2006. “*Delta Wing Steady Pressure Investigations for Sharp and Rounded Leading Edges.*” *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design* 92. https://doi.org/10.1007/978-3-540-33287-9_10.
- Gad-El-Hak, M. ve Blackwelder, R. F. 1985. “*The Discrete Vortices from a Delta Wing.*” *AIAA Journal* 23 (6): 961–62. <https://doi.org/10.2514/3.9016>.
- Gerhardt, H. A. 1996. *Supersonic Natural Laminar Flow Wing*. US5538201A, issued July 1996. <https://patents.google.com/patent/US5538201A/en?q=5538201>.
- Gerhardt, H. A., Seho, K., Nolan, J. ve Mrdeza, M. N. 1999. *Aircraft with Variable Forward-Sweep Wing*. US5984231A, issued 1999. <https://patents.google.com/patent/US5984231A/en?q=5984231>.
- Gerhardt, H. A., Kerswell, J. F., Priestley, R. T. ve Gibson, B. T. 1998. *Laminar Supersonic Transport Aircraft*. US5842666A, issued 1998. <https://patents.google.com/patent/US5842666A/en?q=5842666>.
- Ghazijahani, M. S. ve Yavuz, M. M. 2019. “*Effect of Thickness-to-Chord Ratio on Aerodynamics of Non-Slender Delta Wing.*” *Aerospace Science and Technology* 88: 298–307. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.03.033>.
- Gibson, B. T. ve Gerhardt, H. A. 1995. “*Natural Laminar Flow Wing Concept for Supersonic Transports.*”

- Journal of Aircraft 32 (1): 130–36. <https://doi.org/10.2514/3.46693>.
- Gu, W., Robinson, O. ve Rockwell, D. 1993. “*Control of Vortices on a Delta Wing by Leading-Edge Injection.*” AIAA Journal 31 (7): 1177–86. <https://doi.org/10.2514/3.11749>.
- Gülsaçan, B., Şencan, G. ve Yavuz, M. M. 2018. “*Effect of Thickness-to-Chord Ratio on Flow Structure of a Low Swept Delta Wing.*” AIAA Journal 56 (12): 4657–68. <https://doi.org/10.2514/1.J057083>.
- Gursul, I. 2004. “*Recent Developments in Delta Wing Aerodynamics.*” Aeronautical Journal 108 (1087): 437–52. <https://doi.org/10.1017/S0001924000000269>.
- Gursul, I., Allan, M. R. ve Badcock, K. J. 2005. “*Opportunities for the Integrated Use of Measurements and Computations for the Understanding of Delta Wing Aerodynamics.*” Aerospace Science and Technology 9 (3): 181–89. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2004.08.007>.
- Gursul, I., Gordnier, R. ve Visbal, M. 2005. “*Unsteady Aerodynamics of Non-slender Delta Wings.*” Progress in Aerospace Sciences 41 (7): 515–57. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2005.09.002>.
- Gursul, I. ve Wang, Z. 2018. “*Flow Control of Tip/Edge Vortices.*” AIAA Journal 56 (5): 1731–49. <https://doi.org/10.2514/1.J056586>.
- Kawazoe, H., Nakamura, Y., Ono, T. ve Ushimaru, Y. 1994. “*Static and Total Pressure Distributions around a Thick Delta Wing with Rounded Leading Edge.*” AIAA Fluid Dynamics Conference, 1994. <https://doi.org/10.2514/6.1994-2321>.
- Kestel, K., Ramazanli, B. ve Yavuz, M. M. 2020. “*Control of Flow Structure over a Non-Slender Delta Wing Using Passive Bleeding.*” Aerospace Science and Technology 106 (November): 106136. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106136>.
- Lee, T. 2016. “*Impact of Gurney Flaplike Strips on the Aerodynamic and Vortex Flow Characteristic of a Reverse Delta Wing.*” Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME 138 (6): 1–9. <https://doi.org/10.1115/1.4032301>.
- Lee, T. ve He S. M. 2018. “*The Trailing Vortices Generated by a Reverse Delta Wing with Different Wing Configurations.*” Aerospace Science and Technology 82–83 (xxxx): 378–93. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.08.022>.
- Lee, T. ve Ko, L. S. 2016. “*Experimental Study of the Vortex Flow and Aerodynamic Characteristics of a Reverse Delta Wing.*” Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 230 (6): 1126–38. <https://doi.org/10.1177/0954410015604653>.
- Lee, T. ve Ko, L. S. 2017. “*Vortex Flow and Lift Generation of a Non-Slender Reverse Delta Wing.*” Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 231 (13): 2438–51. <https://doi.org/10.1177/0954410016671342>.
- Lee, T., Ko L. S. ve Tremblay-Dionne, V. 2018. “*Effect of Anhedral on a Reverse Delta Wing.*” Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 232 (12): 2317–25. <https://doi.org/10.1177/0954410017715047>.
- Taylor, G., Wang, Z., Vardaki, E. ve Gursul, I. 2007. “*Lift Enhancement over Flexible Non-slender Delta Wings.*” AIAA Journal 45 (12): 2979–93. <https://doi.org/10.2514/1.31308>.
- Taylor, G., Kroker, A. ve Gursul, I. 2005. “*Passive Flow Control over Flexible Non-Slender Delta Wings.*” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit - Meeting Papers, no. January: 14389–405. <https://doi.org/10.2514/6.2005-865>.
- Tumse, S., Tasci, M. O., Karasu, I. ve Sahin B. 2021. “*Effect of Ground on Flow Characteristics and Aerodynamic Performance of a Non-Slender Delta Wing.*” Aerospace Science and Technology 110: 106475. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106475>.
- Yaniktepe, B. ve Rockwell, D. 2004. “*Flow Structure on a Delta Wing of Low Sweep Angle.*” AIAA Journal 42 (3): 513–23. <https://doi.org/10.2514/1.1207>.
- Yaniktepe, B. ve Rockwell, D. 2005. “*Flow Structure on Diamond and Lambda Planforms: Trailing-Edge Region.*” AIAA Journal 43 (7): 1490–1500. <https://doi.org/10.2514/1.7618>.
- Yaniktepe, B., Coskun, O., Sahin, B. ve Cag, S. 2018. “*Experimental Investigation of Surface Flow Structure over Non-Slender Diamond Wing.*” Green Energy and Technology, 319–31. https://doi.org/10.1007/978-3-319-62572-0_22.
- Yayla, S., Canpolat C., Sahin B. ve Akilli H.. 2010. “*Yaw Angle Effect on Flow Structure over the Non-slender Diamond Wing.*” AIAA Journal 48 (10): 2457–61. <https://doi.org/10.2514/1.J050380>.

- Yayla, S., Canpolat, C., Sahin, B. ve Akilli H. 2013. “*The Effect of Angle of Attack on the Flow Structure over the Nonslender Lambda Wing.*” *Aerospace Science and Technology* 28 (1): 417–30. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.12.007>.
- Zhang, X., Wang Z. ve Gursul, I. 2017. “*Control of Multiple Vortices over a Double Delta Wing.*” 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2017, no. June: 1–27. <https://doi.org/10.2514/6.2017-4122>.
- Zharfa, M., Ozturk, I. ve Yavuz, M. M. 2016. “*Flow Structure on Nonslender Delta Wing: Reynolds Number Dependence and Flow Control.*” *AIAA Journal* 54 (3): 1–18. <https://doi.org/10.2514/1.J054495>.